

T.C  
BİLECİK ŐEYHEDEBALI ÜNİVERSİTESİ  
LİSANSÜSTÜ EĞİTİM ENSTİTÜSÜ  
ELEKTRİK - ELEKTRONİK MÜHENDİSLİĞİ ANABİLİM DALI

**SABİT KANATLI İNSANSIZ HAVA ARACI İÇİN İSTATİSTİKSEL  
ÖZNİTELİKLER KULLANAN ARIZA TEŞHİS SİSTEMİ**

YÜKSEK LİSANS TEZİ

BUSE ÜLKER YILMAZ

TEZ DANIŐMANI

DOĐ.DR. TOLGA YÜKSEL

BİLECİK, 2024

10616936

T.C  
BİLECİK ŐEYHEDEBALI ÜNİVERSİTESİ  
LİSANSÜSTÜ EĞİTİM ENSTİTÜSÜ  
ELEKTRİK - ELEKTRONİK MÜHENDİSLİĞİ ANABİLİM DALI

**SABİT KANATLI İNSANSIZ HAVA ARACI İÇİN İSTATİSTİKSEL  
ÖZNİTELİKLER KULLANAN ARIZA TEŞHİS SİSTEMİ**

YÜKSEK LİSANS TEZİ

BUSE ÜLKER YILMAZ

TEZ DANIŐMANI

DOÇ.DR. TOLGA YÜKSEL

BİLECİK, 2024

10616936

## BEYAN

“Sabit Kanatlı İnsansız Hava Aracı İçin İstatistiksel Öznitelikler Kullanan Arıza Teşhis Sistemi” adlı yüksek lisans tezi hazırlık ve yazımı sırasında bilimsel araştırma ve etik kurallarına uyduğumu, başkalarının eserlerinden yararlandığım bölümlerde bilimsel kurallara uygun olarak atıfta bulunduğumu, kullandığım verilerde herhangi bir tahrifat yapmadığımı, tezin herhangi bir kısmının Bilecik Şeyh Edebali Üniversitesi veya başka bir üniversitede başka bir tez çalışması olarak sunulmadığını, aksinin tespit edileceği muhtemel durumlarda doğabilecek her türlü hukuki sorumluluğu kabul ettiğimi ve vermiş olduğum bilgilerin doğru olduğunu beyan ederim.

<b>Bu çalışmanın,</b>		
<b>Bilimsel Araştırma Projeleri (BAP), TÜBİTAK veya benzeri kuruluşlarca desteklenmesi durumunda; projenin ve destekleyen kurumun adı proje numarası ile birlikte, ETİK KURUL onayı alınması durumunda ise ETİK KURUL tarih karar ve sayı bilgilerinin beyan edilmesi gerekmektedir.</b>		
<b>DESTEK ALINMIŞTIR</b>	<b>DESTEK ALINMAMIŞTIR</b>	<b>X</b>
<b>Destek alındı ise;</b>		
<b>Destekleyen kurum;</b>		
<b>Desteğin Türü</b>	<b>Proje Numarası</b>	
<b>1- BAP (Bilimsel Araştırma Projesi)</b>		
<b>2- TÜBİTAK</b>		
<b>Diğer;.....</b> .....		
<b>ETİK KURUL onayı var ise;</b>		
<b>ETİK KURUL karar tarih/sayı:</b>	...../.....	

**Buse ÜLKER YILMAZ**

**Tarih**

**İmza**

## ÖNSÖZ

Bu tezin hazırlanması sırasında akademik birikimi ve tecrübesi ile beni yönlendiren ve destekleyen öğrencisi olmaktan her zaman gurur duyacağım değerli danışmanım Sayın Doç. Dr. Tolga YÜKSEL'e, sonsuz teşekkürlerimi sunarım.

Çalışmalarım süresince manevi desteği ve sabrı ile yanımda olan sevgili tez arkadaşım Okan YILMAZ' sonsuz teşekkürlerimi sunarım.

Teşekkürden çok daha fazlasını hak eden, bana bu süreç boyunca koşulsuz destek veren, beni bugünlere getiren, her zaman güvenen, hayattaki doğruları öğreten babam Celal ÜLKER' e annem Şule ÜLKER' e ve kardeşlerime sonsuz teşekkürlerimi sunarım.

**Buse ÜLKER YILMAZ**

**2024**

## ÖZET

### SABİT KANATLI İNSANSIZ HAVA ARACI İÇİN İSTATİSTİKSEL ÖZNETELİKLER KULLANAN ARIZA TEŞHİS SİSTEMİ

Teknolojik gelişmeler sayesinde risk faktörünün yüksek olduğu birçok sektörde olduğu gibi havacılık sektöründe de insan etkisi gittikçe azalmıştır. Bu nedenle insan etkisini en aza indiren insansız hava araçlarına (İHA) olan talep ve geliştirme çalışmaları tüm dünyada olduğu gibi ülkemizde de büyük bir önem ve hız kazanmıştır. Tüm elektronik sistemlerde olduğu gibi hava aracı elektronik sistemlerinde de meydana gelebilecek arızalar ciddi sonuçlara neden olabilmektedir. Hava araçlarında oluşabilecek arızalar temel yönlenme hareketlerinin yapılmasını sağlayan kontrol yüzeylerinde etkinlik kaybı ve arızanın devamında kontrol yüzeyinin tamamen kaybına yol açabilmektedir. Meydana gelebilecek arızaların önceden tahmin edilebilmesi veya ilk arıza anlarında tespit edilerek devamında sistemin sorunsuz kontrol edilebilmesi büyük bir araştırma ve geliştirme konusu olmuştur. Bu tezde sabit kanatlı insansız hava araçlarında oluşabilecek aktuatörlerde etkinlik kaybına neden olan ani arızaların teşhisine odaklanılmıştır. MATLAB Simulink’de hazır bulunan bir model kullanılarak aktuatör bloğunda geçici rejim sonrası oluşacak şekilde kısmi arızalar oluşturulmuştur. Bu arıza çıkışlarını incelemek için araç üzerindeki çeşitli sensörlerden alınan veriler çeşitli istatistiksel öznitelikler yönünden incelenmiştir. Veri incelemesi yapılırken sağlıklı veriler istatistiksel öznitelikler yönünden incelenerek bir eşik değeri belirlendi ve arızalı durum verileri ile karşılaştırma yapılarak eşik değerini aştığı durumlarda ‘arıza var’ tespiti yapılmıştır.

**Anahtar kelimeler:** İnsansız Hava Aracı, Arıza Teşhisi, İstatistiksel Veri Analizi.

## **ABSTRACT**

### **FAULT DIAGNOSIS SYSTEM WITH STATISTICAL ATTRIBUTES FOR FIXED WING UNMANNED AERIAL VEHICLE**

Thanks to technological developments, the role of humans has gradually decreased in the aviation sector where risk factor are high as in many other sectors. For this reason, the demand and development studies for unmanned aerial vehicles (UAVs) that minimize the human factor have gained great importance and momentum in our country as well as all over the world. As with all electronic systems, a malfunction in these vehicles can cause serious consequences. Malfunctions that may occur in vehicles cause loss of effectiveness in the control surface that enable the basic movements of the aircraft or even the complete loss of the control surface. For this reason, detecting malfunctions in advance or immediately and subsequently controlling the system smoothly has become a major research and development subject. This thesis focuses on diagnosis of sudden malfunction that cause loss of effectiveness in actuators in fixed wing unmanned aerial vehicles. Using a model available in MATLAB Simulink partial fault were created in the actuator block occurring after the transient regime. To examine these fault outputs, numerical data received from the sensors on the vehicle were examined in terms of various statistical attributes. During the data analysis, a threshold value was determined by examining the healthy data in terms of statistical parameters and by comparing it with the faulty state data, a 'fault' was detected in cases where the threshold value was exceeded.

**Keywords:** Unmanned Aerial Vehicle, Fault Diagnosis, Statistical Data Analysis.

# İÇİNDEKİLER

	Sayfa
ÖN SÖZ.....	i
ÖZET.....	ii
ABSTRACT.....	iii
İÇİNDEKİLER.....	iv
TABLolar LİSTESİ.....	vi
ŞEKİLLER LİSTESİ.....	vii
SİMGELER VE KISALTMALAR LİSTESİ.....	viii
1.GİRİŞ.....	1
1.1 Bazı Önemli Uçak Kazaları Ve Arıza Teşhisinin Önemi.....	2
1.2 Literatür Taraması.....	4
2.İNSANSIZ HAVA ARACININ MATEMATİKSEL MODELLENMESİ.....	8
2.1 Hareket Denklemleri.....	9
2.2Kinematik Denklemler.....	11
2.3 Pozisyon Denklemleri.....	11
3. ARIZA VE ARIZA ÇEŞİTLERİ.....	14
3.1 Arıza Nedir?.....	14
3.2Arıza Çeşitleri.....	14
3.3Arıza Belirleme ve Teşhis Yöntemleri.....	16
3.3.1 Model Tabanlı Yaklaşımlar.....	16
3.3.1.1 Nicel Model Tabanlı Yöntemler.....	16
3.3.1.2 Gözleyici Tabanlı Yaklaşım.....	16
3.3.1.3 Kalman Filtreler Modeli.....	17

3.3.1.4 Eşlik Uzay Yaklaşımı.....	17
3.3.1.5 Parametre Kestirimi Yaklaşımı.....	17
3.3.1.6 Nitel Model Tabanlı Yöntemler .....	17
3.3.1.7 Yönlü Çizit Tabanlı Yaklaşım .....	17
3.3.1.8 Hata Ağacı Analizi .....	17
3.3.1.9 Fiziksel Modeller .....	17
3.3.2 Veri Tabanlı Yöntemler .....	18
3.3.2.1 Uzman Sistemler .....	18
3.3.2.2 Trend Modellemesi .....	18
3.3.2.3 Çok Değişkenli İstatistiksel Yaklaşımlar .....	18
3.3.2.4 İstatistiksel Sınıflandırma Yaklaşımları.....	18
3.3.2.5 Sinir Ağları Yaklaşımları.....	19
4. İSTATİSTİKSEL ÖZNİTELİKLER .....	20
5. KULLANILAN MATLAB SIMULINK MODELİ VE ARIZA TESPİT SİSTEMİ ...	23
5.1 Sabit Kanatlı İnsansız Hava Aracı Modeli.....	23
5.2 Önerilen Arıza Tespit Sistemi .....	24
6. SONUÇ .....	36
KAYNAKÇA .....	38
EKLER.....	42

## TABLULAR LİSTESİ

	<b>Sayfa</b>
<b>Tablo 5.1.</b> Kontrolcü Parametreleri .....	<b>24</b>
<b>Tablo 5.2.</b> Elevator Aktuatöründe %70 oranında Kısmi Arıza Sonucunda Etkilenen Sensör Verileri .....	<b>27</b>
<b>Tablo 5.3.</b> Elevator Aktuatöründe %50 oranında Kısmi Arıza Sonucunda Etkilenen Sensör Verileri .....	<b>28</b>
<b>Tablo 5.4.</b> Elevator Aktuatöründe %30 oranında Kısmi Arıza Sonucunda Etkilenen Sensör Verileri .....	<b>28</b>

## ŞEKİLLER LİSTESİ

	Sayfa
Şekil 1.1.Birgenair'in 301 Sefer Sayılı Uçuşu .....	2
Şekil 1.2.Lion Air Havayolu Kazası .....	3
Şekil 1.3.United Airlines Uçak Kazası .....	3
Şekil 2.1.Uçak Gövde Eksen Takım .....	8
Şekil 2.2.Yer Referans Çerçevesine Göre Uçak Eksen Takımı .....	8
Şekil 3.1.Toplamsal Ve Çarpımsal Arızalar .....	15
Şekil 3.2.Ani Arızalar .....	15
Şekil 3.3.Artan Arızalar .....	15
Şekil 3.4.Geçici Arızalar .....	15
Şekil 3.5.Arıza Belirleme Yöntemleri.....	16
Şekil 4.1.Çarpıklık Ve Basıklık Grafikselsel Gösterimi .....	21
Şekil 5.1.Model Yüzey Kontrolcü Bloğu.....	23
Şekil 5.2.Kısmi Yüzey Arızalarının Eklendiği Aktuatör Bloğu .....	25
Şekil 5.3.Gürültü Girişli Bloğu .....	25
Şekil 5.4.Matlab Simulink Modeli Sensör Bloğu. ....	26
Şekil 5.5.Elevator PQR <sub>Y</sub> Arızasız Veri Sonuçları.....	32
Şekil 5.6.Elevator PQR <sub>Y</sub> Arızalı Veri Sonuçları .....	35

## KISALTMALAR VE SİMGELER LİSTESİ

**m** : Kütle

**U** : X Ekseni Hız Bileşeni

**V** : Y Ekseni Hız Bileşeni

**W** : Z Ekseni Hız Bileşeni

**P** : X Ekseni Açısal Hızı

**Q** : Y Ekseni Açısal Hızı

**R** : Z Ekseni Açısal Hızı

$\Phi$  : Euler Açısı (X Ekseni)

$\Theta$  : Euler Açısı (Y Ekseni)

$\Psi$  : Euler Açısı (Z Ekseni)

$\dot{U}$  : X Hız Bileşeninin Zamana Göre Değişimi

$\dot{V}$  : Y Hız Bileşeninin Zamana Göre Değişimi

$\dot{W}$  : Z Hız Bileşeninin Zamana Göre Değişimi

$\dot{P}$  : X Ekseni Açısal Hızının Zamana Göre Değişimi

$\dot{Q}$  : Y Ekseni Açısal Hızının Zamana Göre Değişimi

$\dot{R}$  : Z Ekseni Açısal Hızının Zamana Göre Değişimi

$\dot{\Phi}$  : Euler Açısı (X Ekseni) Zamana Göre Değişimi

$\dot{\Theta}$  : Euler Açısı (Y Ekseni) Zamana Göre Değişimi

$\dot{\Psi}$  : Euler Açısı (Z Ekseni) Zamana Göre Değişimi

$\dot{x}_E$  : Uçağın X Eksenine Göre Değişimi

$\dot{y}_E$  : Uçağın Y Eksenine Göre Değişimi

**$\dot{z}_E$**  : Uçağın Z Eksenine Göre Değişimi

**$F_{GX}$**  : Ağırlığın X Bileşeni

**$F_{GY}$**  : Ağırlığın Y Bileşeni

**$F_{GZ}$**  : Ağırlığın Z Bileşeni

**$F_{AX}$**  : Aerodinamik Kuvveti X Bileşeni

**$F_{AY}$**  : Aerodinamik Kuvveti Y Bileşeni

**$F_{AZ}$**  : Aerodinamik Kuvveti Z Bileşeni

**$F_{TX}$**  : İtki Kuvveti X Bileşeni

**$F_{TY}$**  : İtki Kuvveti Y Bileşeni

**$F_{TZ}$**  : İtki Kuvveti Z Bileşeni

**$L_a$**  : X Eksenine Aerodinamik Momenti

**$L_t$**  : X Eksenine İtki Momenti

**$M_a$**  : Y Eksenine Aerodinamik Momenti

**$M_t$**  : Y Eksenine İtki Momenti

**$N_a$**  : Z Eksenine Aerodinamik Momenti

**$N_t$**  : Z Eksenine İtki Momenti

**$H_x$**  : X Eksenine Açısal Momentumu

**$H_y$**  : Y Eksenine Açısal Momentumu

**$H_z$**  : Z Eksenine Açısal Momentumu

**İHA** : İnsansız Hava Aracı

**FTC** : Arıza Toleranslı Kontrol (Fault Tolerant Control)

**PCA** : Temel Bileşenler Analizi

**BBA** : Bağımsız Bileşenler Analizi

**SVM** : Destek Vektör Mekanizması

**LQR** : Linear Quadratic Regulator

## 1.GİRİŞ

Havacılık teknolojisinin gelişmesi ile birlikte bu sektördeki insan gücü ve etkisinin yerini kontrol sistemleri almıştır. İnsansız hava araçları da bu gelişen teknolojinin bir ürünüdür. Özellikle uçaklarda bulunan kontrol yüzeylerinin denetiminde, yüksekliğin ve hızın kontrolünde insan faktörü azaltılarak insana bağımlı riskler ortadan kaldırılmaya çalışılmaktadır. Günümüzde insansız hava araçları arama kurtarma, jeolojik keşif, askeri keşif, akıllı bilgi toplama, tarımsal faaliyetler, orman yangınlarının erken tespiti, boru hatlarının incelenmesi gibi birçok alanda kullanılmaktadır (Akın, 2012) (Pala, 2018). Özellikle savunma stratejileri alanında insansız hava araçları (İHA) büyük bir ilgiye sahiptir ve bu ilgi artarak savunma alanındaki çalışmalar daha fazla önem kazanmıştır. Savunma alanında kullanılan insansız hava araçları kimi zaman bilgi toplama kimi zamanda bombardıman uçağı olarak görev yapmaktadırlar. Savunma alanında oluşan bu ilginin sebebi üstelenmiş oldukları görevin tehlikeli olmasıdır (Demirtaş, Ceylan, & Yalçın, 2020). Riski yüksek askeri operasyonlarda bir pilot tarafından kontrol edilen uçaklar yerine İHA'ların kullanılması olası bir kazada nitelikli personel kaybının da önüne geçmiştir (Yücel, 2020). Çünkü olası bir kaza sonucunda aracın insansız olması faktöründen dolayı sadece maddi bir kayıp ile karşılaşılır ve bu en kötü senaryoda istenilen bir durumdur (Demirtaş, Ceylan, & Yalçın, 2020).

Her mekanik ve elektronik sistemde olduğu gibi bu araçlarda da bazı arızalar meydana gelebilmektedir. Özellikle uçağın temel hareketini ve yönlendirilmesini sağlayan kontrol yüzeylerinde oluşabilecek arızalar bu yüzeylerin kilitlenerek kısmi kaybindan ziyade tamamen kaybına da neden olmaktadır. Bu nedenle kritik öneme sahip arızalarda arızayı tespit edip sistemi yeniden yapılandırarak sorunsuz çalışmaya devam etmesini sağlayan sistemlerin geliştirilmesine her zaman ihtiyaç duyulmuştur. Bu sorunlara çözüm niteliğinde yapılan çalışmalarda, arızanın tespiti, sonrasında arızanın niteliğinin belirlenmesi ve sistemin yeniden yapılandırılması konularında yoğunlaşmıştır. Yapay sinir ağları ile arıza tespit, model tabanlı arıza tespit yöntemleri ve çeşitli kontrolcü yapıları ile arıza tespiti genellikle çalışmalarda kullanılan yöntemlerdir.

Bu çalışma da, bahsedilen sorunlara bir çözüm olması niteliğinde istatistiksel öznitelikler yöntemi kullanılarak arıza tespiti yapılmıştır. Giriş bölümünün devamında literatür taraması ve bazı önemli uçak kazalarından bahsedilmiştir. İkinci bölümde insansız hava aracı dinamik ve matematiksel modellenmesi yapılmıştır. Üçüncü bölümde hava araçlarında oluşabilecek arıza türlerinden bahsedilmiştir. Dördüncü bölümde arıza teşhis

yöntemlerinden ve çalışmada kullanılan istatistiksel özniteliklerden bahsedilmiştir. Beşinci bölümde yapılan çalışma detaylı bir şekilde anlatılarak benzetim sonuçlarından bahsedilmiştir. Çalışmada kullanılan insansız hava aracı (İHA) MATLAB Simulink modeli ve modelin alt blokları açıklanmıştır. Arıza tespiti için kullanılan istatistiksel özniteliklerden bahsedilmiş, İHA sensör çıkışlarından elde edilen arızalı ve arızasız verilere, arıza tespiti için, kayan pencere yöntemi uygulanmış istatistiksel öznitelikler yönünden karşılaştırılarak arıza tespiti yapılmıştır. Son bölümde ise yapılan çalışmanın sonuçlarından bahsedilmiştir.

### 1.1.Bazı Önemli Uçak Kazaları ve Arıza Teşhisinin Önemi

Havacılık tarihinde uçak sistemlerinde oluşabilecek arızaların pilotaj hataları ile birleşerek uçağın düşmesine neden olduğunu gösteren birçok örnek vardır.

6 Şubat 1996 tarihinde, Puerto Plata uluslararası hava limanından kalkan Boeing 757-225 kalkıştan kısa bir süre sonra pitotlarda oluşan arızanın hız göstergelerini etkilemesi sonucu düşmüştür (Birgenair'in 301 sefer sayılı uçuşu). Arıza nedeniyle 1 ve 3 numaralı hız göstergeleri uyumsuz olarak çalışarak yanlış bilgiler gitmiştir ve bu durum pilotların yanlış kararlar vermesine neden olmuştur. Bu felaket 189 kişinin ölümüne neden olmuştur. Şekil 1.1'de uçak kazasına ait gazete haberine yer verilmiştir.



Şekil 1.1.Birgenair'in 301 Sefer Sayılı Uçuşu

**Kaynak:** (Birgenair'in 301 sefer sayılı uçuşu)

29 Ekim 2018 tarihinde, Endonezya Lion Air havayollarına ait B737 Max uçağı kalkıştan kısa bir süre sonra düşmüştür (Lion air ve Etiyopya Havayolları Kazalarının Ardından). Kazada 189 kişi hayatını kaybetmiştir. Uçağın düşme nedeni olarak arızalı bir hücum açısı sensöründen gelen yanlış bilgi sonucu uçağın burnunun gereğinden fazla aşağı inmesi olarak açıklanmıştır. Şekil 1.2'de uçak kazasının görüntüsüne yer verilmiştir.



**Şekil 1.2.**Lion Air Havayolu Kazası

**Kaynak:** (Lion air ve Etiyopya Havayolları Kazalarının Ardından)

1991 yılında United Airlines'a ait olan bir Boeing B-737 uçağının yatay sabitleyicisinde meydana gelen arıza sonucu yatay sabitleyici kilitlenerek görevinin yerine getirememiştir (Moghadam, 2015). Bu durum uçağın dönerek yere düşmesine neden olmuştur. Bu kaza sonucu 25 kişi hayatını kaybetmiştir. Şekil 1.3'de uçak kazasına ait görüntü yer almaktadır.



**Şekil 1.3.**United Airlines Uçak Kazası

**Kaynak:** (Moghadam, 2015)

Yukarıda verilen örneklerden görüldüğü üzere uçuş sistemlerinde arıza teşhis ve kontrol teknolojileri büyük önem arz etmektedir. Uçuş sistemlerindeki bu yenilikler, olası bir kazada can ve mal kaybının giderilmesinde rol oynamaktadır.

## 1.2.Literatür Taraması

Araştırmalara göre, yaşanan uçak kazalarının yüzde 70'i uçuş ekibinin hatasından kaynaklı, yüzde 11'i uçaktaki mekanik arızalar, yüzde 7'si teknik bakım eksikliği kaynaklı, yüzde 5'i hava trafik kontrolörü hatası, yüzde 4'ü de diğer arızalardan kaynaklanmaktadır (Kıyak, Kahvecioğlu, & İyibakanlar, 2010). Bu arızalardan, mekanik arızalar başlığı altındaki arıza sebepleri detaylı incelendiğinde, yüzde 45'i motorlardan, yüzde 20'si uçak yapısal bileşenlerinden, yüzde 14'ü iniş takımlarından, yüzde 12'si kontrol yüzeylerinden, yüzde 5'i sistemlerden ve yüzde 4'ü aletsel arızalardan kaynaklandığı görülmektedir. İnsandan kaynaklanan arızalar eğitimle düzeltilebilir ancak, mekanik arızalar için bir arıza teşhis sistemi ve arıza durumunda sistemin yeniden yapılandırılarak sorunsuz işleyebilmesi için bazı yapılar kullanılmalıdır.

Moghadam çalışmasında, sensör arızalarının ve aktuatördeki arızadan kaynaklı yüzey kaybı durumlarının teşhisinin ve kontrolünün yapıldığı arıza toleranslı kontrol (fault tolerant control-FTC) için bir yaklaşım önermiş ve çeşitli arıza senaryolarıyla deneyerek sabit bir davranış sergilenmesi ve referans girişin takip edilmesi konusunda önerdiği FTC yönteminin başarısını doğrulamıştır (Moghadam, 2015). Kullanılan yöntemde her aktuatör ya da sensör için referans değerinin ve geri besleme değeri arasındaki farkın bir eşik değeri olarak belirlenmesi ve elde edilen verilerin belirlenen eşik değerini geçmesi durumunda “arıza var” olarak tanımlayarak bu şekilde bir arıza teşhis sistemi oluşturulmuştur.

Patan iki ayrı senaryo üstünden sensör verilerindeki arızalı veri etkilerini incelemek için çalışma yapmıştır. (Patan & Çalışkan, 2022). Kullandığı yöntemde rezidü sinyallerini giriş verisi olarak almış ve ilgili eşik değerleri ile karşılaştırmıştır. Arızanın büyüklüğünü rezidü sinyali ile eşik değeri arasındaki sapma olarak tanımlamıştır. Elde ettiği sapma değerini arızalı sensör için düzeltme parametresi olarak sisteme uygulamıştır. Tüm sensörler için sapma değerinin büyüklüğünü kontrol etmiştir. Uyguladığı yöntem ile elde ettiği değerleri arızalı veriler yerine kontrolcülere geri beslemiştir. Geliştirdiği bu mekanizma ile arıza kontrollü sürüş sağlamıştır.

Kıyak, Yaptığı çalışmada giriş gözlemleyici sistemi kullanarak uçuş kontrolünde oluşabilecek arızalı veri alınması durumlarının önüne geçilmesini amaçlamıştır. Çalışmalarında aktuatör ve sensör sistemlerinde meydana gelebilecek arızaları hedef almıştır. Arızaların tespitini, teşhisini ve yalıtımı üzerine benzetimler kullanarak çalışmalarda bulunmuştur (Kıyak E. , 2015). Sistemde arızanın yalıtılması ve sistemin yeniden yapılandırılması esnasında yedek sistemin devreye sokulmasını çalışmalarında uygulamıştır.

Güven, yaptığı çalışmalarda Simulink model tabanlı bir durum uzay modeli kullanarak hava araçlarının kontrol kabiliyetini artırma yolu ile arıza tespit ve teşhisi üzerine çözümler sunmuştur. (Güven, 2021). Model tabanlı arıza tespit ve teşhis teknikleri ile gürültü, sistem belirsizlikleri gibi bozucu etkilere karşı arıza tespitinin hassasiyetini koruyacağı gürbüz sistemler elde etmeyi hedeflemiştir. Kalman filtresi kullanılarak sensörlerdeki arızalar tespit edilmiştir. Sisteme gelen arızalı verilerin tespiti için sisteme kalman filtresi uygulayarak başarılı bir tespit sağlamıştır. Simulink ile gerçekleştirdiği çalışmalarda rezidüverilerini inceleyerek başarılı tespit sağlamıştır. Durum uzay modeli tahminleri gerçekleştirerek hava araçlarında sensörlerden gelen arızalı veri tespiti çalışmalarında bulunmuştur. Simülük ortamında gerçekleştirilen senaryolar ile sensor arızalarının daha erken safhalarda teşhisi gerçekleştirilebilmiştir.

Mahmoudı, yaptığı çalışmalarda PCA (temel bileşenler analizi), BBA (bağımsız bileşenler analizi) ve SVM (destek vektör mekanizması) gibi veri sınıflandırma yöntemlerini kullanmıştır. Çok değişkenli istatistiksel tekniklerin temel alındığı sensör arızası tespiti üzerine çalışmalar yapmıştır (Mahmoudı, 2016).

Demircan İHA'larda kanatçık, irtifa ve yön dümenlerinde kitlenme ve sistem girişine rastgele değerler uygulanması gibi doğrusal olmayan sistemlerde meydana gelen arızaların için Genişletilmiş Kalman Filtresi ve Kokusuz Kalman Filtresi yöntemlerini uygulamıştır (Demircan, 2019).

Serçekman çalışmalarında model tabanlı bir arıza tespit sistemi yaklaşımı sunmuştur. Düşük karmaşıklıkta sayısal değerler elde edebilmek için sistem hassasiyetini artırarak arıza tespit sistemlerine çözümler sunmuştur (Serçekman, 2018). Model tabanlı arıza algılama yaklaşımı için lineer gözlemci olarak Kalman filtre tasarımı kullanmıştır. Bu çalışmasıyla arızaların tespitini başarılı bir şekilde gerçekleştirmiştir.

Kılıç, hücum açısı, hız ve sensörlerinde oluşabilecek arızaların tespiti ve yeniden yapılandırılması üzerine yaptığı çalışmasında makine öğrenmesine dayalı yöntemler kullanmıştır (Kılıç, 2021). İlgili yöntemlerin uygulanması için bir MATLAB programı kullanmıştır. Kullandığı yöntem ile arıza tespitini, 0-2 sn aralığında yanlış tespit olmadan gerçekleştirmiştir.

Öz, Kalman filtresi kullanarak helikopterler için arıza tespiti çalışması yapmıştır. Yaptığı çalışmasında sensörlerden alınan veriler helikopter modelinden hesaplanarak elde edilen beklenen değerler ile karşılaştırılarak bir residü elde edilmiştir (Öz, 2016). Bu residü

değeri önceden belirlenen limit değeri aştığı durumda arıza olduğu tespit edilmiştir. Daha sonra elde edilen residüel Kalman filtresi ile işlenerek arıza yeri ve türü belirlenmiştir.

Kamiloğlu yaptığı çalışmasında, Boeing 747 uçağının seyrüsefer sistemindeki arıza tespiti ve yeniden yapılandırılması üzerinde yoğunlaşmıştır (Kamiloğlu, 2018). Uçaklardaki seyrüsefer sistemleri uçağın açısal değişimlerini, ivmesini ve navigasyon bilgilerinin hız, konum ve durum olarak hesaplamaktadır. Bu sistemlerdeki sensörlerde oluşabilecek arızalar performans kaybına neden olarak navigasyon bilgisinin doğruluğunu azaltır. Yapılan bu çalışmada uçağın durum denklemleri incelenmiş Kalman filtresi kullanılarak her üç eksen içinde belirlenen hız, konum ve açıları tahmin edilmiştir. Yapılan bu yüksek doğruluklu tahmin işlemi suni bir arıza oluşturularak da denenmiş ve Kalman filtresinin arızalı verileri yüksek doğrulukla tahmin ederek arıza tespiti yaptığı gözlemlenmiştir.

Ergöçmen çalışmasında, sabit kanatlı insansız hava araçlarında doğrusal olmayan kontrol tekniği, duruma bağlı Ricatti denklemi ve doğrusal kontrol teknikleri kullanarak aktif arıza toleranslı kontrol uygulaması yapmıştır (Ergöçmen, 2019).

Özkan yaptığı çalışmasında, sabit kanatlı insansız hava araçlarında arıza tespiti için doğrusal kontrolcü donanımlarında yardımcı sinyal olarak sinus sinyali ile arıza tespiti yöntemini kullanmıştır (Özkan, 2020). Yapılan çalışmada yardımcı sinyal ile kontrolcü sinyalinin birbirlerinden veri kaybı olmadan ayrılması için ikizlenmiş kontrolcü tasarımı yapılmıştır.

Ermeydan çalışmasında, döner kanat tipinde bir insansız hava aracı için arıza toleranslı kontrol uygulaması yapmıştır (Ermeydan, 2020). İnsansız hava aracının matematiksel modeli üzerinde oransal denetleyici, Linear Quadratic Regulator (LQR) denetleyici, kayan kipli denetleyici ve geri adımlamalı denetleyiciler ile arızalı ve arızasız durum benzetimleri yapmıştır.

Kaynak ve Kasnakoğlu, uçağın yön dümeni ve kanatçıklarının kilitleyerek güç kaybı yaşanması durumunda sistemin işleyişini devam ettirerek uçağın düz uçuşunu sağlamak için bir otopilot sistemi tasarlamıştır (Kasnakoğlu & Kaynak, 2017). Otopilot tasarlanırken çevrimiçi şekillendirmeler ve modern kontrol yöntemleri kullanmıştır.

Daşkiran yaptığı çalışmasında, ticari bir yolcu uçağının hareket denklemlerini elde ederek çeşitli arıza senaryoları ile uçuş dinamiğini analiz ederek oluşan arızaların sistem üzerindeki etkilerini incelemiştir (Daşkiran, 2011). Bu arızaların kısa sürede ve az enerji

harcanarak ortadan kaldırılması için kapalı çevrim lineer kontrol ve çok değişkenli optimal kontrol sistemleri tasarlamıştır.

Büyükkasabal çalışmasında, doğrusal kuadratik denetleyicilere ait kontrol işaretlerinin karşılaştırılmasına dayanan çoklu model uyarlamalı arıza tolerans kontrol sistemi tasarlamıştır (Büyükkasabal, 2016). Her denetleyiciyi arızanın belli bir aralıkta kapalı çevrim performanslarına ulaşması için tasarlamıştır. Tasarlanan denetleyici quadrator insansız hava aracı üstünde uygulanmış ve başarılı sonuçlar elde edilmiştir.

Kaynak ve Kasnakoğlu çalışmasında, hava araçlarında oluşabilecek sensör arızası ve aktuatör kaybı durumunda uçuşun sağlıklı devam edebilmesi için gürbüz kontrol algoritması olan integral alıcılı dinamik ayrık zamanlı çıkış geri beslemeli kayan kipli kontrol uygulaması gerçekleştirilmiştir (Kaynak & Kasnakoğlu, 2020). Bu kontrolcü sisteme etki eden bozucu sinyallerin arızalı sinyali ile arasındaki kazancı minimize edecek şekilde tasarlanmıştır. Tasarlanan kontrolcüler hem MATLAB ortamında hemde gerçek uçuş ile test edilmiş ve başarılı sonuçlar elde edilmiştir.

Bateman ve diğerleri, arıza tespiti ve arızaya dayanıklı aktif arıza toleranslı kontrol sistemi üzerine çalışmalar yapmıştır (Bateman, Noura, & Ouladsine, 2011). Aktif arıza toleranslı sistemde çıkış verileri sisteme uygulanan yardımcı sinyal ile karşılaştırılıp analiz edilerek arıza teşhisi yapılması ve sistemin yeniden yapılandırılması üzerine tasarlanmıştır.

Bu çalışmada literatür çalışmalarına ek olarak, sabit kanatlı insansız hava araçlarında uçağın temel hareketi ve yönlenmesini sağlayan temel kontrol yüzeylerinde meydana gelebilecek ani aktuatör arızaları üzerinde çalışılmıştır. Oluşan ani arızaların teşhisi için istatistiksel öznitelikler ile analiz yöntemi kullanılmıştır. Sensör çıkışlarından elde edilen veriler incelenerek bir eşik çizgisi belirlenmiş ve sensör çıkış verileri istatistiksel parametreler yönünden incelenip sağlıklı ve arızalı veriler karşılaştırılarak sensör çıkışlarından oluşan ani arızaların teşhisi yapılmıştır.

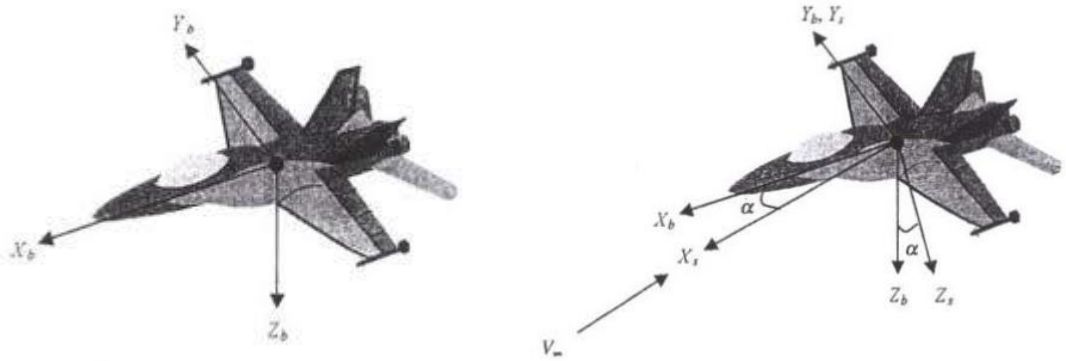
## 2.İNSANSIZ HAVA ARACININ MATEMATİKSEL MODELLENMESİ

Tezin bu bölümünde sabit kanatlı insansız hava araçları için matematiksel modelden bahsedilecektir. Hava araçlarında uçuş kontrolünün sağlanması için belirli koşullardaki dinamiklerinin ifade edilmesi gerekmektedir (Özalbant, 2011). İnsansız hava araçları matematiksel modeli dinamik, kuvvet ve moment denklemlerden oluşmaktadır.

Bu denklemleri elde etmeden önce uçakla ilgili bazı kabullerin yapılması gerekmektedir. İlk olarak uçak katı bir cisim gibi düşünülmelidir. İkinci kabul olarak uçağın kütlelerinin sabit olduğu ve zamanla değişmediği düşünülmelidir. Son olarak yer çekiminin sabit olduğu kabulü yapılmalıdır.

Denklemlerin çıkarılması için öncelikle eksen takımlarının incelenmesi gerekmektedir. Daha sonrasında Newton'un 2. yasası temel alınarak 6 adet hareket denklemi çıkarılmalıdır. Bunlara ek olarak 3 tane kinematik ve 3 tane pozisyon denklemi de çıkarıldıktan sonra insansız hava araçları için genel olan 12 adet denklem elde edilir.

Bu denklemleri elde etmek için gerekli olan ve genellikle uçuş hareketini tanımlayan 3 eksen bulunmaktadır. Bunlar; gövde eksen takımı, yer eksen takımı ve yer referans çerçevesine göre uçak eksen takımıdır. Orjini uçağın ağırlık merkezi olan ve uçağa sabitlenmiş olan eksen takımı gövde eksen takımı olarak kabul edilmektedir. Yer referans çerçevesine göre uçak eksen takımı ise gövde eksen takımının Y ekseninde hücum açısı kadar döndürülmesi ile elde edilmektedir. Yer eksen takımı ise dünya düzlemi olarak kabul edilmektedir. Gövde eksen takımı Şekil 2.1'de, yer referans çerçevesine göre uçak eksen takımı ise Şekil 2.2'de gösterilmiştir.



Şekil 2.1.Uçak Gövde Eksen Takımı Şekil 2.2.Yer Referans Çerçevesine Göre Uçak Eksen Takımı

**Kaynak:** (Özalbant, 2011)

Hareket, kinematik ve pozisyon denklemlerinin oluşturulması için uçuş hareketini tanımlayan 3 eksen arasında dönüşüm yapılmalıdır. Çalışmanın bu kısmında verilen denklemler Zafer ÖZNALBANT'ın çalışmalarından elde edilmiştir (Öznalbant, 2011).

Eksen takımları arasındaki dönüşüm matrisleri verilecek olursa;

Yer eksen takımından gövde eksen takımına dönüşüm

$$F_B = R_1(\varphi)R_2(\theta)R_3(\psi)F_E \quad (2.1)$$

$$F_B = R_{EB}F_E \quad (2.2)$$

$$R_{EB} = R_1(\varphi)R_2(\theta)R_3(\psi) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\varphi & \sin\varphi \\ 0 & -\sin\varphi & -\cos\varphi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos\theta & 0 & -\sin\theta \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin\theta & 0 & \cos\theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos\psi & \sin\psi & 0 \\ -\sin\psi & \cos\psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (2.3)$$

Yer referans çerçevesine göre uçak eksen takımından gövde eksen takımına dönüşüm

$$F_B = R_2(\theta)F_S \quad (2.4)$$

$$F_B = R_{SB}F_S \quad (2.5)$$

$$R_{SB} = R_2(\theta) = \begin{bmatrix} \cos\theta & 0 & -\sin\theta \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin\theta & 0 & \cos\theta \end{bmatrix} \quad (2.6)$$

Burada  $\phi$ , x eksenini Euler açısı  $\theta$ , y eksenini Euler açısı  $\psi$ , z eksenini Euler açısını göstermektedir.

## 2.1.Hareket Denklemleri

Uçağın hareket denklemlerinin yazılması için uçak katı cisim gibi kabul edilerek Newton'un 2. yasası uçağa uygulanmalıdır. Burada m kütle, U-X eksenini hız bileşeni, V-Y eksenini hız bileşeni, W-Z eksenini hız bileşeni, P-X eksenini açısal hızı, Q-Y eksenini açısal hızı, R-Z eksenini açısal hızı ifade etmektedir.

$$m \left[ \frac{d(\vec{V})}{dt} \right]_{\text{eylemsizlik}} = m * a_{\text{eylemsizlik}} = F \quad (2.7)$$

$$a_{\text{eylemsizlik}} = \vec{V}_{\text{body}} + \vec{\omega}_{\text{body}} \times \vec{V}_{\text{body}} \quad (2.8)$$

olarak tanımlanır.

$$V_{\text{body}} = U_i + V_j + W_k \quad (2.9)$$

$$\omega_{\text{body}} = P_i + Q_j + R_k \quad (2.10)$$

Denklem 2.9 ve 2.10 da verilen ifadeler Denklem 2.8'de yerine koyulacak olursa;

$$a_{eylemsizlik} = \begin{bmatrix} \dot{U} + QW - RV \\ \dot{V} + RU - PW \\ \dot{W} + PV - QU \end{bmatrix} \quad (2.11)$$

elde edilir.

Burada,  $\dot{U}$ -X hız bileşeninin zamana göre değişimi,  $\dot{V}$ -Y hız bileşeninin zamana göre değişimi,  $\dot{W}$ -Z hız bileşeninin zamana göre değişimi

Kuvvet denklemi X

$$m(\dot{U} + QW - RV) = F_{GX} + F_{AX} + F_{TX} \quad (2.12)$$

Kuvvet denklemi Y

$$m(\dot{V} + RU - PW) = F_{GY} + F_{AY} + F_{TY} \quad (2.13)$$

Kuvvet denklemi Z

$$m(\dot{W} + PV - QU) = F_{GZ} + F_{AZ} + F_{TZ} \quad (2.14)$$

Denklem 2.12, 2.13, 2.14 Newton'un 2. yasası kullanarak elde edilir.

Bu denklemlerin sol tarafındaki ifadeler hız bileşenlerinin zamana bağlı değişimini göstermektedir ( $\dot{W}, \dot{U}, \dot{V}$ ). Sağ taraftaki ifadeler ise kütle, itki ve aerodinamik modelden gelen kuvvetleri göstermektedir ( $F_G, F_A, F_T$ ).

Moment denklemlerini de elde etmek için yine Newton'un 2. yasası uygulanmalıdır. Burada  $H_x$ -X eksenini açısal momentumunu,  $H_y$ -Y eksenini açısal momentumunu,  $H_z$ -Z eksenini açısal momentumunu ifade etmektedir.

$$\left[ \frac{dH}{dt} \right] = M \quad (2.15)$$

$$H_x = PI_{xx} - QI_{xy} - RI_{xz} \quad (2.16)$$

$$H_y = QI_{yy} - RI_{yz} - PI_{xy} \quad (2.17)$$

$$H_z = RI_{zz} - PI_{xz} - QI_{yz} \quad (2.18)$$

Denklem 2.16, 2.17 ve 2.18'de uçağın ataletsel momentleri görülmektedir. Bu denklemlerin türevi alınıp atalet momentleri için 0 değeri yazılırsa;

Yalpa için moment denklemi

$$\dot{P}I_{xx} + QR(I_{zz} - I_{yy}) - (\dot{R} + PQ)I_{xz} = L_A + L_T \quad (2.19)$$

Yunuslama için moment denklemi

$$\dot{Q}I_{YY} - PR(I_{ZZ} - I_{XX}) + (P^2 - R^2)I_{XZ} = M_A + M_T \quad (2.20)$$

Sapma için moment denklemi

$$\dot{R}I_{ZZ} + PQ(I_{YY} - I_{XX}) + (QR - \dot{P})I_{XZ} = N_A + N_T \quad (2.21)$$

Denklemleri elde edilmektedir.

Denklemlerdeki  $\dot{P}$ ,  $\dot{Q}$ ,  $\dot{R}$  uçağın zamana bağlı açısal hız değişimlerini gösterirken,  $L$ ,  $M$  ve  $N$  aerodinamik ve itki momentlerini ifade etmektedir.

## 2.2.Kinematik Denklemler

Kinematik denklemleri bulmak için rotasyonel hızlar ile Euler açıları arasındaki bağıntıyı elde etmek gerekir.

$$\omega_{body} = P_i + Q_j + R_k = \dot{\psi} + \dot{\theta} + \dot{\phi} \quad (2.22)$$

Euler açıları yer eksen takımından gövde eksen takımına dönüşüm matrisleri ile dönüştürülecek olursak;

$$P = -\sin \theta \dot{\psi} + \dot{\phi} \quad (2.23)$$

$$Q = \sin \phi \cos \theta \dot{\psi} + \cos \phi \dot{\theta} \quad (2.24)$$

$$R = \cos \phi \cos \theta \dot{\psi} - \sin \phi \dot{\theta} \quad (2.25)$$

Burada,  $\dot{\phi}$  Euler açısı (x eksen) zamana göre değişimini,  $\dot{\theta}$  Euler açısı (y eksen) zamana göre değişimini,  $\dot{\psi}$  Euler açısı (z eksen) zamana göre değişimini ifade etmektedir.

## 2.3.Pozisyon Denklemleri

Uçağın pozisyonunun bulunabilmesi için gövde eksen takımıyla tanımlanan hız bileşenlerinin yer eksen sistemine dönüşümü yapılması gerekmektedir. Burada,  $\dot{x}_E$  uçağın x eksenine göre değişimini,  $\dot{y}_E$  uçağın y eksenine göre değişimini,  $\dot{z}_E$  uçağın z eksenine göre değişimini ifade etmektedir.

$$V_E = R_E V_B \quad (2.26)$$

Denklemden  $R_{BE}$  yer eksen takımı ve gövde eksen takımı arasındaki dönüşüm matrisinin transpozudur.

$$\begin{bmatrix} \dot{X}_E \\ \dot{Y}_E \\ \dot{Z}_E \end{bmatrix} = R_{BE} * V_B \quad (2.27)$$

Denklem 2.26 daha da açılacak olursa;

$$\begin{aligned} \dot{X}_E = \\ U \cos \theta \cos \psi + V (\sin \phi \sin \theta \cos \psi - \cos \phi \sin \psi) + W (\cos \phi \sin \theta \cos \psi + \sin \phi \sin \psi) \end{aligned} \quad (2.28)$$

$$\begin{aligned} \dot{Y}_E = \\ U \cos \theta \sin \psi + V (\sin \phi \sin \theta \sin \psi + \cos \phi \cos \psi) + W (\cos \phi \sin \theta \sin \psi - \sin \phi \cos \psi) \end{aligned} \quad (2.29)$$

$$\dot{Z}_E = -U \sin \theta V \sin \phi \cos \theta + W \cos \phi \cos \theta \quad (2.30)$$

Yukarıda verilen denklemler düzenlenecek olursa;

$$\dot{U} = -QW + RV + \frac{1}{m} (FG_X + FA_X + FT_X) \quad (2.31)$$

$$\dot{V} = -RU + PW + \frac{1}{m} (FG_Y + FA_Y + FT_Y) \quad (2.32)$$

$$\dot{W} = -PV + QU + \frac{1}{m} (FG_Z + FA_Z + FT_Z) \quad (2.33)$$

$$\dot{P} = \frac{1}{I_{XX}} [-QR(I_{ZZ} - I_{YY}) + (\dot{R} + PQ)I_{XZ} + L_A + L_T] \quad (2.34)$$

$$\dot{Q} = \frac{1}{I_{YY}} [PR(I_{ZZ} - I_{XX}) - (P^2 - R^2)I_{XZ} + M_A + M_T] \quad (2.35)$$

$$\dot{R} = \frac{1}{I_{ZZ}} [-PQ(I_{YY} - I_{XX}) - (QR - \dot{P})I_{XZ} + N_A + N_T] \quad (2.36)$$

$$\dot{\phi} = P + \sin \theta \dot{\psi} \quad (2.37)$$

$$\cos \phi \dot{\theta} = Q - \sin \phi \cos \theta \dot{\psi} \quad (2.38)$$

$$\cos \phi \cos \theta \dot{\psi} = R + \sin \phi \dot{\theta} \quad (2.39)$$

$$\begin{aligned} \dot{X}_E = \\ U \cos \theta \cos \psi + V (\sin \phi \sin \theta \cos \psi - \cos \phi \sin \psi) + W (\cos \phi \sin \theta \cos \psi + \sin \phi \sin \psi) \end{aligned} \quad (2.40)$$

$$\begin{aligned} \dot{Y}_E = \\ U \cos \theta \sin \psi + V (\sin \phi \sin \theta \sin \psi + \cos \phi \cos \psi) + W (\cos \phi \sin \theta \sin \psi - \sin \phi \cos \psi) \end{aligned}$$

(2.41)

$$\dot{Z}_E = -U \sin \theta V \sin \phi \cos \theta + W \cos \phi \cos \theta \quad (2.42)$$

Denklem 2.30, 2.31, 2.32, 2.33, 2.34, 2.35, 2.36, 2.37, 2.38, 2.39, 2.40 ve 2.41 hava araçları için geliştirilmiş hareket denklemleridir.

### **3.ARIZA VE ARIZA ÇEŞİTLERİ**

#### **3.1.Arıza Nedir?**

Bir sistemde en az bir karakteristik özelliğın izin verilmeyen bir şekilde ve kabul edilebilir olağan durumun dışına çıkararak sistem davranışını etkileyecek şekilde sistemin çalışmasında tatmin etmeyen sonuçlar vermesine arıza denir (Büyükbasakal, 2016) (Yüksel, 2010). Arızalar sürekli tekrar etmesi durumunda sistem işleyişinde aksamalara ve hatta ölümcül sonuçlara neden olmaktadır. Bu nedenle arızanın doğru ve zamanında tespit edilerek niteliklerinin belirlenerek yeniden yapılandırma ile sistemin çökmesini engellemek, sistem işleyişinin devam etmesi için önemlidir (Mahmoudı, 2016). Arızanın tespit edilerek sistemin yeniden kontrol edilmesi genel olarak 4 aşamadan oluşmaktadır.

- Arıza belirleme: sistemde yanlış giden durumların belirlenmesi
- Arıza teşhisi: arızanın tam olarak nerde gerçekleştiğinin ve özelliklerinin belirlenmesi
- Arıza tanımının yapılması: arızanın büyüklüğünün ve arıza süresinin belirlenmesi
- Yeniden yapılandırma: arıza durumuna rağmen sistem dinamiklerini koruyarak sistem işleyişinin devam ettirilmesi

#### **3.2.Arıza Çeşitleri**

Arızalar oluşum yerlerine, zaman özelliklerine ve modellenmesine göre 3 ana başlıkta sınıflandırılmaktadır (Mahmoudı, 2016).

İlk sınıflandırma olan, sistemlere ait donanımsal arızalar genel olarak 3 başlıktan oluşmaktadır (Büyükbasakal, 2016).

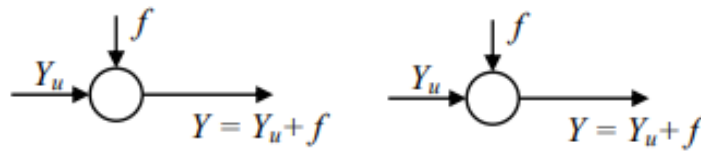
- Algılayıcı arızaları: Algılayıcı arızaları; algılayıcı biaslama arızası, algılayıcı kalibrasyon arızası, algılayıcı donması arızası ve algılayıcı sürüklenmesi arızası olarak 4 çeşitten oluşmaktadır.
- Aktuatör arızaları: Elektriksel işaretlerin mekanik hareketlere dönüşümü sırasında meydana gelen arızalardır. Bu tip arızalarda aktuatörler kendisinden beklenen hareket işaretini oluşturamamaktadır. Aktuatör işarettten bağımsız hareket etmesi, aktuatörün kilitlemesi ve aktuatörün kısmi kontrol kaybı olarak 3 çeşitten oluşmaktadır.

- Sistem bileşeni arızaları: Bu tip arızalar sistemin donanımsal bileşenlerinde meydana gelen arızalardır.

İkinci sınıflandırma olarak, modellenmeye göre arızalar 2 başlıkta incelenebilir (Mahmoudı, 2016).

- Toplamsal arızalar: sistemin giriş ve çıkışında ek bir değer olarak gözlemlenir.
- Çarpımsal arızalar: sistem parametrelerinde değişime neden olmaktadır.

Şekil 3.1’de toplamsal ve çarpımsal arızalar için matematiksel gösterime yer verilmiştir.



**Şekil 3.1.** Toplamsal ve Çarpımsal Arızalar

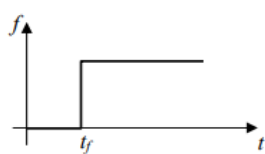
**Kaynak:** (Mahmoudı, 2016)

Üçüncü ve son sınıflandırma olan, zamansal özelliklere bağlı arızalar 3 başlıkta incelenmektedir (Mahmoudı, 2016).

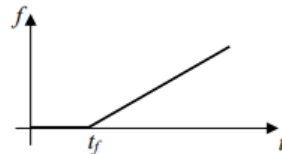
- Ani arızalar: Bu tarz arızalar sistemde aniden ortaya çıkan, sistemin çalışma durumunda değişikliğe neden olup tekrar aynı duruma dönmezler. Bu nedenle bu arızalar diğerlerine göre daha kolay tespit edilebilir.

- Artan arızalar: Bu tip arızalar başlangıç zamanından itibaren zamanla artan bir ivmeye sahiptir. Bu tarz arızaların etkisi zamanla arttığı için en zor tespit edilen arıza türüdür.

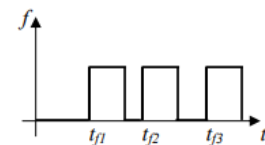
- Geçici arızalar: Bu tip arızalar aniden ortaya çıkıp zamanla kaybolarak sistemin olağan çalışmasına tekrar dönmesi şeklinde görülür. Bu arızaların büyüklüğü ve süresi normal sistem işleyişinden farklı ve belirgin ise tespit edilebilir. Şekil 3.2’de ani arızalar, şekil3.3’de artan arızalar ve şekil 3.4’de geçici arıza grafikleri görülmektedir.



**Şekil 3.2.** Ani Arızalar



**Şekil 3.3.** Artan Arızalar

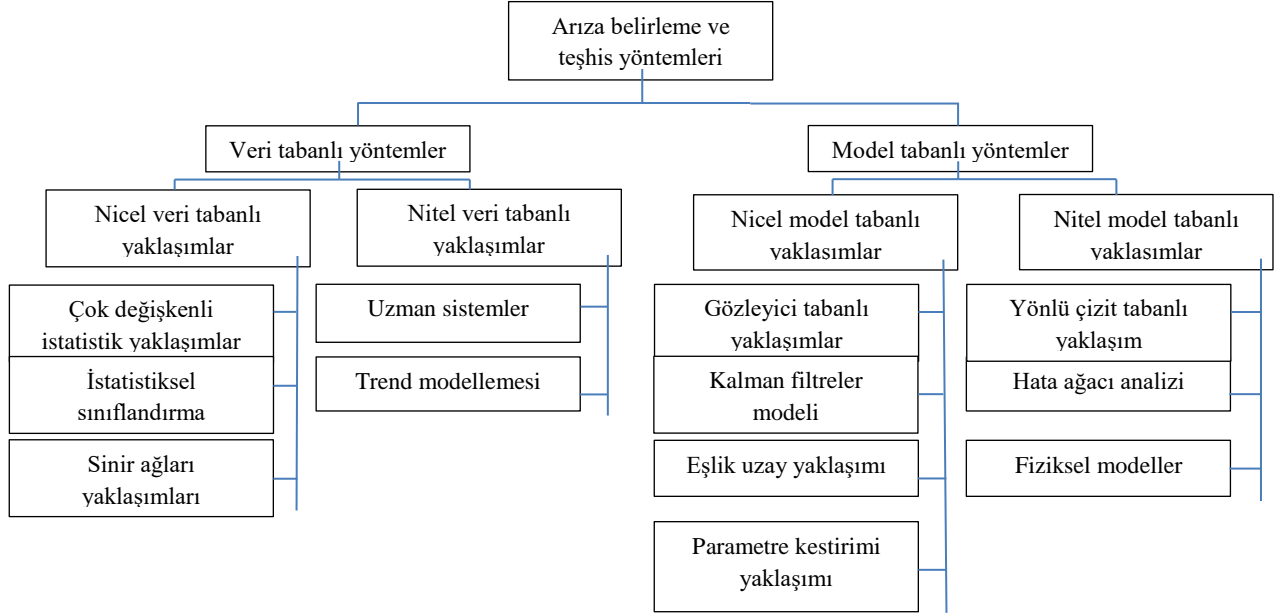


**Şekil 3.4.** Geçici Arızalar

**Kaynak:** (Mahmoudı, 2016)

### 3.3.Arıza Belirleme ve Teşhis Yöntemleri

Farklı sistemler için sistem özelliklerine göre arıza belirleme ve teşhis yöntemleri de çeşitlenmektedir (Mahmoudı, 2016). Bu yöntemler sistem özelliklerine, arıza özelliklerine ve sistemden istenen başarıım seviyesine göre farklılık göstermektedir. Şekil 3.5’de, arıza belirleme ve teşhis yöntemleri için bir gösterim bulunmaktadır.



Şekil 3.5.Arıza Belirleme Yöntemleri

#### 3.3.1.Model Tabanlı Yaklaşımlar

Model tabanlı yöntemler iki adımda ele alınmaktadır. İlk olarak rezidü olarak adlandırılan mevcut ve beklenen değer arasındaki fark oluşturulmalıdır. İkinci adımda elde edilen bu rezidü işaretlerini kullanarak bir arıza tespit işlemi yapılır.

##### 3.3.1.1.Nicel Model Tabanlı Yöntemler

Nicel model tabanlı yaklaşımlar çoğunlukla rezidü sinyallerini elde etmek için diferansiyel denklemler ve durum uzay modellerini ele almaktadır. Nicel modeller yöntemi 4 tane alt bölüme ayrılmaktadır.

##### 3.3.1.2.Gözleyici Tabanlı Yaklaşım

Bu yöntemde gözlemcilerin yardımı ile sistemin çıkışı yeniden yapılandırılır. Ölçülen çıkışlar ile tahmini çıkışlar arasındaki fark rezidü sinyal vektörü olarak kullanılır.

### **3.3.1.3.Kalman Filtreler Modeli**

Kalman filtreleri sistemin normal çalışma durumundayken sistemin modelini oluşturmak için kullanılmaktadır. Tekrarlamalı algoritma olan kalman filtresi çoğunlukla beyaz gürültü bozulmalarına sahip dinamik sistemin durumlarını tahmin etmek için kullanılmaktadır.

### **3.3.1.4.Eşlik Uzay Yaklaşımı**

Bu yöntem ölçümler ile sistemin matematiksel dinamiklerinin tutarlılığını kontrol eden bir yöntemdir. Önceden belirlenmiş arıza eşikleri kullanılarak arıza tespiti yapılmaktadır.

### **3.3.1.5.Parametre Kestirimi Yaklaşımı**

Bu yaklaşım ile sistemin matematiksel model parametreleri tahmin edilmekte ve tahmin parametreleri ile gerçek parametreler karşılaştırılarak arıza tespiti yapılmaktadır.

### **3.3.1.6.Nitel Model Tabanlı Yöntemler**

Bu yaklaşım fonksiyonlara dayalı sistem davranışını belirleyecek şekilde değişkenler arasındaki bağlantıyı göstermektedir. Nitel modeller yöntemi 3 alt bölüme ayrılmaktadır.

### **3.3.1.7.Yönlü Çizit Tabanlı Yaklaşım**

Sebepler sonuç ilişkisini ve modeli tanımlamak için yönlü çizitleri kullanan bir yaklaşım olarak tanımlanmaktadır. Yönlü çizitler görsel ve doğrudan yollarla modelin tanımlanmasını sağlar ve arıza tespiti süreci sırasında sıklıkla kullanılmaktadır.

### **3.3.1.8.Hata Ağacı Analizi**

Bu yöntem, AND, OR veya XOR gibi mantıksal operasyonların kullanıldığı katmanlardan oluşur. Bu yöntem genellikle sistemlerin güvenilirlik analizinde kullanılmaktadır.

### **3.3.1.9.Fiziksel Modeller**

Bu yöntem sistemin bütün fiziksel ilişkileri ve karakteristikleri ile ilgili hakkında detaylı bilgileri içerir. Bu modelde ilk yaklaşım olarak eş gidiş denklemlerden niteliksel denklemler türetilmelidir. Diğer bir yaklaşım ise adi diferansiyel denklemlerden niteliksel denklemlerin elde edilmesidir.

### **3.3.2. Veri Tabanlı Yöntemler**

Bu yöntem belirli amaçlara yönelik birçok alanda çoğunlukla kullanılmaktadır. Yöntemde, sistemden elde edilen bilgiler yine sistemden örneklenen sayısal sinyaller ile sınırlıdır. Bu sinyaller tüm girişler, çıkışlar ve durum değişkenlerinden elde edilmektedir. Elde edilen veriler test kümesi ve eğitim verisi olarak kullanılmaktadır. Bu yöntemlerdeki en büyük sorun veri kalitesine göre sonuçların kalitesinin de değişmesidir.

#### **3.3.2.1. Uzman Sistemler**

Bu sistemler Feigenbaum tarafından “çözümleri için insan uzmanlığı gerektirecek kadar zor olan sorunları çözmek için bilgi ve müdahale prosedürlerini kullanan akıllı bir bilgisayar programı” olarak tanımlanmıştır.

#### **3.3.2.2. Trend Modellemesi**

Bu yöntem gelecek durumların tahmin edilerek arıza tespiti yapılması ve bir sistemde gerçekleşen önemli durumları açıklamak için kullanılır.

#### **3.3.2.3. Çok Değişkenli İstatistiksel Yaklaşımlar**

Birden fazla değişkene sahip sistemler tek değişkene sahip sistemlere oranla normal çalışma bölgesinde olma olasılığı daha azdır. Çok değişkenli yaklaşımlar ile istenilen seviye değişkenler arasındaki çapraz korelasyon bilgilerinin kullanılması ile korunabilir. Böylece, karmaşıklık olmaksızın sistemin kararlılığı analiz edilebilir.

#### **3.3.2.4. İstatistiksel Sınıflandırma Yaklaşımları**

Arıza tespiti temel olarak bir sınıflandırma işlemidir. Bu yöntemde sistemin arıza durumundaki özellikleri kullanarak anlık sınıflandırma tahminleri yapılır. Öznitelik, gözlemlenebilen bir durumun ölçülebilir, anlaşılabilir, bağımsız ve ayırt edici olan özellikleridir. Teorik olarak mükemmel bir simetrik dağılıma sahip bir veri dağılımında istatistiksel özniteliklerin hepsi aynı merkez değerindedir. Ancak gerçek dünya dağılımlarında bu durum çoğu zaman sağlanamamaktadır. İstatistiksel öznitelikler, elde edilen verilerin veri dağılımının normal değerlerde olup olmadığının yorumlanmasını esas alan bir sınıflandırma biçimidir.

### **3.3.2.5.Sinir Ağları Yaklaşımları**

Arıza teşhisi için kullanılan sinir ağları metotları radyal tabanlı ağ mimarisi ve denetlenen ve denetlenmeyen öğrenme stratejileri olarak ikiye ayrılmaktadır. Bu yöntemdeki en popüler denetlenen öğrenme stratejisi ters yayılım algoritmasıdır.

#### 4. İSTATİSTİKSEL ÖZNELİKLER

Bu çalışmada elde edilen verilerin temel öznelikleri kullanılarak arıza teşhisi yapılmıştır. Öznellik, gözlenebilen bir durumun ölçülebilir, anlaşılabilir, bağımsız ve ayırt edilebilir özellikleridir. Teorik olarak mükemmel bir simetrik dağılıma sahip bir veri dağılımında istatistiksel öznelıkların hepsi aynı merkez değerindedir. Ancak gerçek dünya dağılımlarında bu durum çoğu zaman sağlanamamaktadır. İstatistiksel öznelıklar, elde edilen verilerin veri dağılımının normal değerlerde olup olmadığının yorumlanmasını esas alan bir sınıflandırma biçimidir.

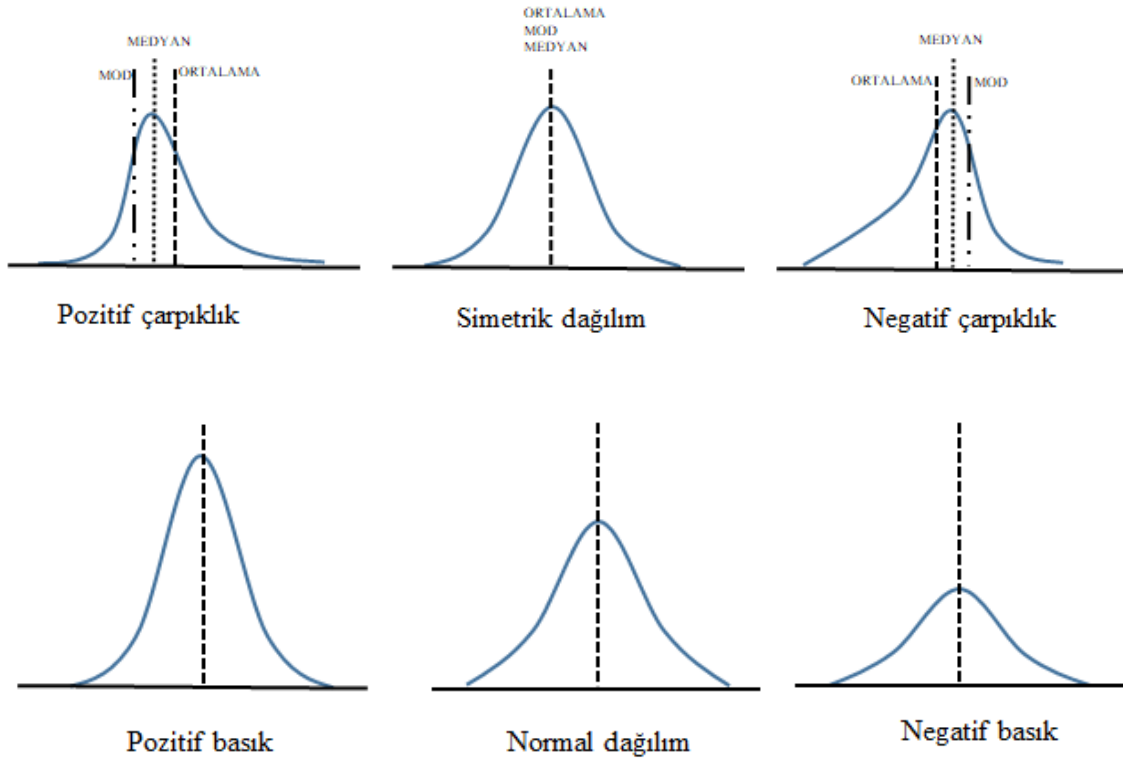
Basıklık (kurtosis), istatistik biliminde reel rastgele değişkenler için veri dağılımının grafik gösteriminin incelenerek şekilsel olarak sivriliği ya da basıklığını ifade eder. Bir veri setinde basıklık ölçüsü pozitif (0 ile sonsuz arasında) ise ortalama değerden daha sivri bir görüntü oluşur. Basıklık ölçüsü negatif (0 ile -2 arasında) ise normal dağılıma nazaran ortalama etrafında daha düşük ve yayvan bir dağılım gösterir. Denklem 4.1’de basıklık için matematiksel gösterim bulunmaktadır.

$$\text{Basıklık} = \frac{1}{\sigma^4} \cdot \sum_{i=1}^N (X_i - \mu)^4 \quad (4.1)$$

Çarpıklık (skewness), bir veri dağılımının medyan etrafındaki asimetri ölçüsü olarak tanımlanmaktadır. Normal durumlarda bu değer sıfır olarak kabul edilmektedir. Veri dağılımı medyan değerinin sağında dağılım gösterirse pozitif çarpıklık, solunda dağılım gösterirse negatif çarpıklık olarak adlandırılmaktadır. Veri setlerinde oluşabilecek herhangi bir değişiklik istatistiksel olarak gauss dağılımdan uzaklaşmasına neden olabilmektedir (Kocaman & Muammer, 2012). Bu durum hem çarpıklık hem basıklık değerlerinde sağlıklı duruma göre bir farklılık yaşanmasına neden olmaktadır. Denklem 4.2’de çarpıklık için matematiksel gösterim bulunmaktadır.

$$\text{Çarpıklık} = \frac{1}{\sigma^3} \cdot \sum_{i=1}^N (X_i - \mu)^3 \quad (4.2)$$

Şekil 4.1’de, çarpıklık ve basıklık parametreleri için grafiksel gösterimler görülmektedir. Şekildeki grafikler detaylı bir şekilde incelenecek olursa normal dağılım gösteren grafiklerdeki veriler ortalama çizgisinin sağında ve solunda eşit ve daha simetrik bir dağılım göstermektedir. Çarpıklık ve basıklık durumunda ise veriler ortalamanın sağında ya da solunda birikim göstererek daha düzensiz bir dağılım göstermektedir. Kısaca çarpıklık ve basıklık durumu veri setindeki değerlerin ortalama etrafında nasıl bir dağılım göstererek ne kadar farklılaştığı ile alakalı özneliklerdir.



**Şekil 4.1.**Çarpıklık ve Basıklık Grafiksel Gösterimi

Varyans, bir veri kümesi içindeki, ortalamadan uzak olan verilerin ne kadar yayılmış olduğunu gösteren istatistiksel ölçüttür. Herhangi bir veri kümesinin varyansının düşük olması veri kümesindeki elemanların birbirine benzer olduğunu, yüksek olması ise veri kümesindeki elemanların birbirinden farklı olduğunu gösterir. Varyans standart sapmanın karesi olan ve genellikle verideki değişimi incelemek için kullanılan bir yöntemdir. Denklem 4.3’de varyans için matematiksel gösterim verilmiştir.

$$\text{Varyans} \quad \text{var} = \frac{1}{N-1} \cdot \sum_{i=1}^N (X_i - \mu)^2 \quad (4.3)$$

Entropi, bir veri seti içindeki küçük değişimleri göstererek verilerin düzensizlik ölçümünde kullanılmaktadır (Arı, Ayaz, & Hanbay, 2019). Sistemin genel durumunda bir değişiklik olmadığı sürece entropi sabittir. Entropiyi artırmak için sistemde var olması muhtemel küçük değişikliklerin sayısı artması gerekir. Çalışmada Shannon entropisi ve logenergy entropisi olmak üzere iki tür entropi kullanılmıştır. Denklem 4.4’de entropi için matematiksel gösterim verilmiştir.

$$\text{Entropi} \quad \sum_{i=1}^N p(X_i) \cdot \log_2 p(X_i) \quad (4.4)$$

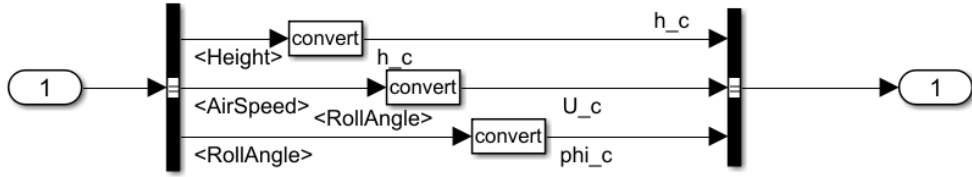
Öznelik vektörlerinin genel görünüşü enerjilerinin algılanması ile oluşmaktadır (Esener, 2017). Bu nedenle sınıflandırma çalışmalarında verilerin enerjisi ayırt edici bir etki yaratmaktadır. Denklem 4.5’de enerji için matematiksel gösterim verilmiştir.

$$\text{Enerji} = \sum_{i=1}^N X_i^2 \quad (4.5)$$

## 5.SABİT KANATLI İNSANSIZ HAVA ARACI MATLAB SIMULINK MODELİ VE ARIZA TESPİT SİSTEMİ

### 5.1.Sabit Kanatlı İnsansız Hava Aracı Modeli

Yapılan çalışmada model olarak MATLAB Simulink’de bulunan orta seviye dahili otopilottan oluşan yüksek doğruluklu sabit kanatlı insansız hava aracı (İHA) modeli kullanılmıştır. İHA modelinin yaklaşık 1000 tane alt bloktan oluşan karmaşık bir yapısı vardır. Simulink modeli sabit kanatlı İHA’nın tüm dinamiklerinin, çevresel etkilerin ve kontrolcülerinin incelenebildiği bir modeldir. Simulink modelinde, sabit kanat İHA’nın hareketi için şekil 5.1’de görülen ‘airspeed control’, ‘height control’ ve ‘roll control’ olmak üzere yüzey kontrolcileri tanımlanmıştır. Modelde her bir kontrolcü işareti için ayrı ayrı PD kontrolcüler bulunmaktadır. ‘Height’ yükseklik (m), ‘airspeed’ İHA’nın rüzgara göre hızı (m/sn), ‘roll’ gövde ileri eksenini boyunca yuvarlanma açısıdır (radyan). Kontrolcü bloğunun girişi seçilen kontrolcü tipinin verilerinden oluşmakta olup çıkışı da İHA otopilot modeline bağlantılanmaktadır.



Şekil 5.1. Model Yüzey Kontrolcü Bloğu

Modelde bulunan sabit kanat İHA’nın durum uzayı; kuzey yönündeki konum (m), doğu yönündeki konum (m), yükseklik (m), rüzgara göre hız (m/sn), hız ile kuzey yönü arasındaki açı (rad/sn), hız ile kuzeydoğu arasındaki açı (m/sn), gövde  $x$  eksenini boyunca dönme (rad/sn), gövde  $x$  eksenini boyunca açısal hız (rad/sn) verilerinden oluşmaktadır.

İHA koordinat eksenleri ağırlık merkezine oturtulmuş ve  $[x_b, y_b, z_b]$  şeklindedir.  $x_b$  İHA’nın sağlıklı durumda ileri yönüdür,  $z_b$  kusursuz yatay uçuş esnasında uçak gövdesine dik konumda bulunan koordinatıdır. İHA’nın açısal hızları gövde eksenlerine göre  $[r, p, q]$  şeklinde gösterilmektedir.

Sabit kanat İHA’nın kinematik modelini matematikselleştirmek için 5.1-5.9’da ifade edilen denklemler tanımlanmıştır. Yer düzlem çerçevesine göre İHA’nın konumu, yön açısı, uçuş yolu açısı ve yuvarlanma açısı  $[x_e, y_e, h]$  şeklinde, radyan cinsinden  $[\chi, \gamma, \phi]$  şeklinde ifade edilmektedir. Simulink modeli İHA’nın sıfır yana kayma ile koordineli bir dönüş durumunu

sağlayarak hareket ettiğini varsayar. Simulink modelinin otopilot alt bloğu İHA'nın hava hızını, yüksekliğini ve yön açısını kontrol etmektedir.

$$\dot{x}_e = V_g \cos \chi \cos \gamma \quad (5.1)$$

$$\dot{y}_e = V_g \sin \chi \cos \gamma \quad (5.2)$$

$$\dot{h} = V_g \sin \chi \quad (5.3)$$

$$\dot{\chi} = \frac{g \cos(\chi - \psi)}{V_g} \tan \varphi \quad (5.4)$$

$$V_g \sin(\gamma^c) = \min(\max(k_h(h^c - h) - V_g), V_g) \quad (5.5)$$

$$\dot{\gamma} = k_\gamma (\gamma^c - \gamma) \quad (5.6)$$

$$\dot{V}_a = k_{va}(V_a^c - V_a) \quad (5.7)$$

$$\frac{g \cos(\chi - \psi)}{V_g} \tan \varphi^c = k_\chi (\chi^c - \chi) \quad (5.8)$$

$$\ddot{\varphi} = k_{p\varphi} (\varphi^c - \varphi) + k_{D\varphi} (-\dot{\varphi}) \quad (5.9)$$

Yukarıda verilen denklemlerde  $V_a$  hava hızını,  $V_g$  yer hızını,  $g$  yer çekimini ifade etmektedir.  $k_h$  uçuş yolu açısı limitleri kontrolcüsünün kazanç değerini,  $k_\gamma$  uçuş yolu açısı kontrolcüsünün kazanç değerini,  $k_{va}$  hava hızı kontrolcüsünün kazanç değerini,  $k_\chi$  roll açısı kontrolcüsünün kazanç değerini,  $k_\varphi$  yükseklik kontrolcüsünün kazanç değerini ifade etmektedir.

## 5.2.Önerilen Arıza Tespit Sistemi

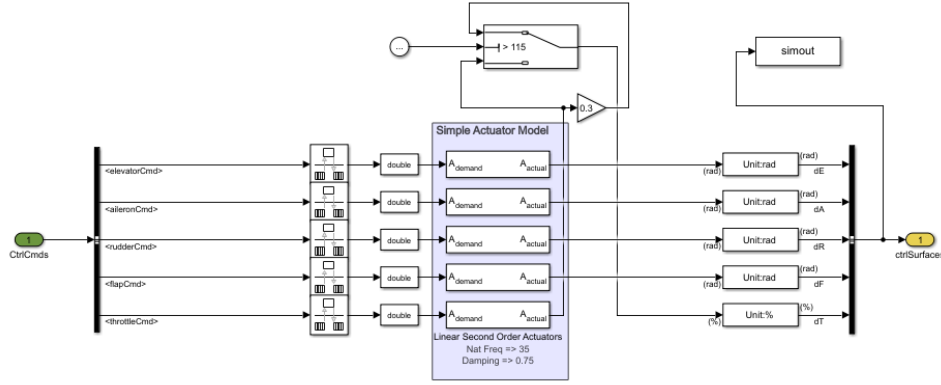
Önerilen arıza teşhis yöntemi için bir sabit kanatlı İHA MATLAB Simulink modeli kullanılmıştır. Simulink modelindeki İHA'nın 5.1-5.9'da verilen kontrolcü parametreleri Tablo 5.1'de gösterilmektedir.

	$k_h$	$k_\gamma$	$k_{va}$	$k_\chi$	$k_\varphi$
Parametreler	[-1.5708,1.5708]	39	0.3900	[3.4030e+03,116,6700]	3.9000

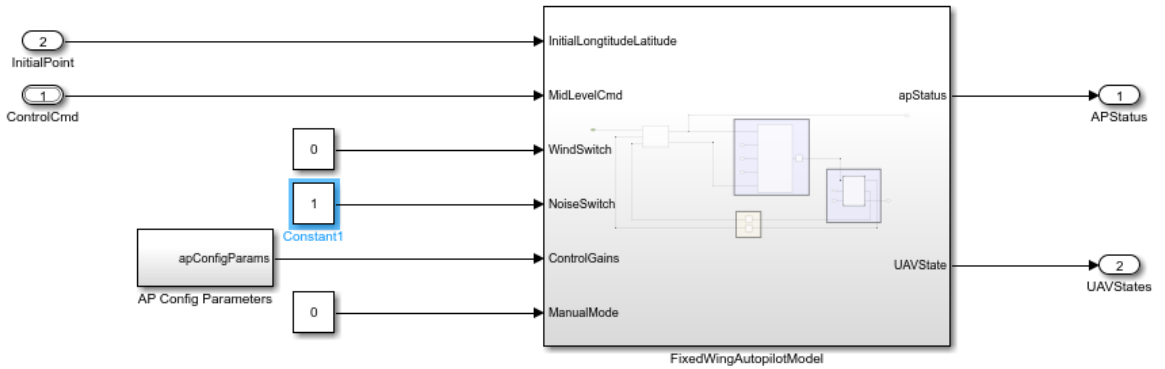
**Tablo 5.1.**Kontrolcü Parametreleri

Model alt bloğunda müdahale edilebilen kontrol yüzeyleri olan elevator, aileron, rudder ve throttle için kontrol yüzeylerinde geçici rejim etkilerinden sonra oluşacak şekilde %30, %50 ve %70 oranında kısmi aktuatör arızası senaryoları oluşturulmuştur. Kontrol yüzeyleri bloğunda oluşturulan arızalara ek olarak modelin gürültü girişi de aktif edilmiş ve

gürültü eklenmiştir. Arızaların eklendiği aktuatör bloğu şekil 5.2’de, gürültü giriş bloğu ise şekil 5.3’de verilmiştir. Aktuatör bloğunun girişini kontrol komutları çıkışını ise kontrol yüzeylerine giden sinyaller oluşturmaktadır.

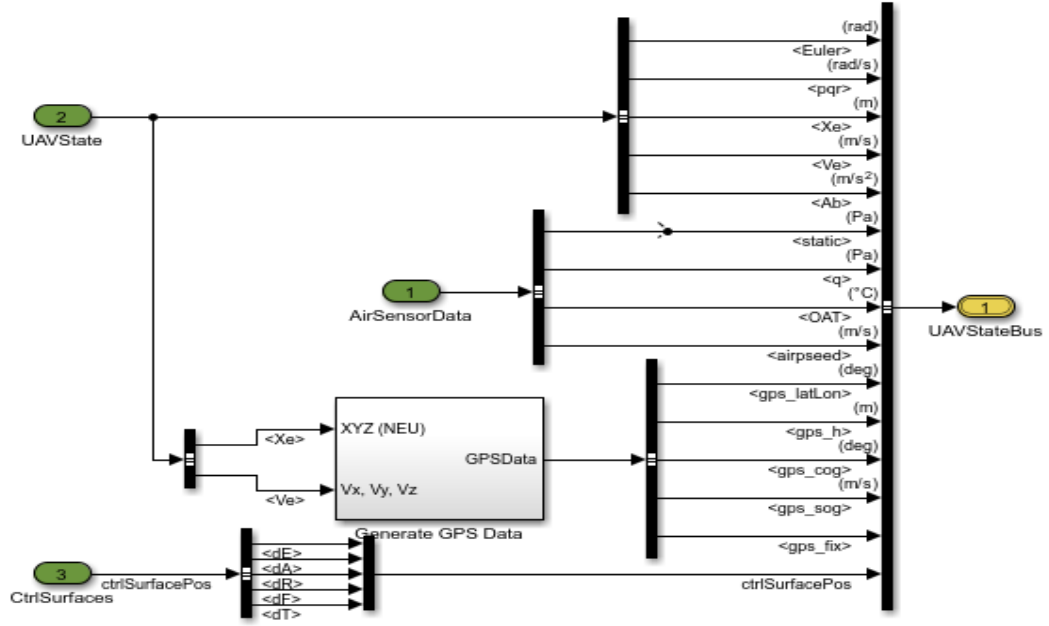


Şekil 5.2.Kısmi Yüzey Arızalarının Eklendiği Aktuatör Bloğu



Şekil 5.3.Gürültü Girişi Bloğu

Şekil 5.2’deki alt bloktaki aktuatörlerde oluşan arızaların uçak üzerinde oluşturduğu değişiklikleri inceleyebilmek için gerçek İHA’larda da bulunan sensör çıkışlarının değerleri kaydedilmiştir. Simulink modelinde bulunan 15 adet sensör çıkışının olduğu sensör bloğu şekil 5.4’de verilmiştir. Sensör bloğunu GPS verileri, kontrol yüzeylerinden gelen veriler, hava sensör verileri, İHA durum verileri oluşturmaktadır.



Şekil 5.4. Matlab Simulink Modeli Sensör Bloğu

Önerilen arıza teşhis çalışmasında bu sensör çıkışlarından İHA'nın durumunun doğrudan etkilendiği çıkışlar kullanılmıştır. Bunlar; euler açıları (euler1, euler2, euler3), İHA açısal hızlarını ifade eden pqr (pqr1,pqr2,pqr3), İHA'nın üç boyutlu pozisyonu (X1,X2,X3), ivmesi (A1,A2,A3) ve hızıdır (V1,V2,V3). Arıza teşhis çalışmasında sensörlerden elde edilen veriler istatistiksel öznitelikler açısından incelenmiştir.

Öznitelik, gözlenebilen bir durumun ölçülebilir, anlaşılabilir, bağımsız ve ayırt edilebilir özellikleridir. İstatistiksel öznitelikler herhangi bir sistemin çıktısı olan verilerin yorumlandırılmasını temel alan bir sınıflandırma yöntemidir. Bu çalışmada kullanılan istatistiksel öznitelikler kısaca aşağıda açıklanmıştır.

Bir veri dağılımının normal dağılım değerlerinde olup olmadığını anlamak için çarpıklık ve basıklık öznitelikleri kullanılabilir. Çarpıklık (skewness), bir veri dağılımının medyan etrafındaki asimetri ölçüsü olarak tanımlanmaktadır Basıklık (kurtosis), istatistik biliminde reel rastgele değişkenler için veri dağılımının grafik gösteriminin incelenerek şekilsel olarak sivriliği ya da basıklığını ifade eder. Eğer veri dağılımı orta noktanın sol tarafında yoğunlaşıyorsa bu durum pozitif çarpıklık olarak adlandırılmaktadır. Tam tersi durumda orta noktanın sağ tarafında yoğunlaşma varsa bu negatif çarpıklık olarak adlandırılmaktadır. Varyans, bir veri kümesi içindeki, ortalamadan uzak olan verilerin ne kadar yayılmış olduğunu gösteren istatistiksel ölçüttür. Arıza teşhis çalışmasında kullanılan bir başka istatistiksel öznitelik olan entropi ise bir veri seti içindeki küçük değişimleri

göstererek verilerin düzensizlik ölçümünde kullanılmaktadır (Esener, 2017) (Arı, Ayaz, & Hanbay, 2019) (Kocaman & Muammer, 2012).

Kontrol yüzeylerinde oluşturulan etkinlik kaybı arıza senaryoları sonucunda sensör çıkışlarından alınan veri dağılımları istatistiksel öznitelikler açısından değerlendirildiğinde her arızada farklı sensör çıkışlarının farklı istatistiksel öznitelikler yönünden değişim gösterdiği görülmüştür. Herbir veri kümesinin istatistiksel özniteliklerinde gerçekleşen bu değişiklikler sebebiyle sınıflandırma aşamasına gerek duyulmadan arıza teşhisi otomatik hale gelmiştir. Tüm aktuatörler için yapılan arıza senaryoları tablo haline getirilmiştir. Tablo 5.2’de elevator aktuatörüne ait %70 etkinlik kaybında oluşan sensör çıkışlarının tablosu görülmektedir. Arıza durumunu tespit edebilen istatistiksel öznitelikler tabloda tik ile işaretlenmiştir. Detaylı olarak incelenecek olursa, Euler 2 sensörüne ait arızalı çıkış verisi istatistiksel öznitelikler açısından incelendiğinde hepsinin arızayı tespit ettiği görülmüştür. Bir diğer sensör çıkışı olan X3 sensörü çıkışında arıza durumu entropi özniteliği dışında tüm istatistiksel öznitelikler tarafından tespit edilmiştir. Tablo 5.3’de elevator aktuatörüne ait %30 etkinlik kaybı, tablo 5.4’de elevator aktuatörüne ait %50 etkinlik kaybı durumunda sensör çıkış verileri görülmektedir.

Kontrol Tipi	Değişken İsmi	Basıklık	Çarpıklık	Varyans	Entropi	Entropi2	Enerji
<b>H E I G H T</b>	Euler 1	X	X	X	X	X	X
	Euler 2	✓	✓	✓	✓	✓	✓
	Euler 3	X	X	X	X	X	X
	Pqr 1	X	X	X	X	X	X
	Pqr 2	✓	✓	✓	✓	✓	✓
	Pqr 3	X	X	X	X	X	X
	X1	✓	X	✓	X	X	X
	X2	✓	X	X	X	X	X
	X3	✓	✓	✓	X	✓	✓
	V1	✓	X	✓	X	X	X
	V2	X	X	X	X	X	X
	V3	X	✓	✓	✓	✓	✓
	A1	X	X	✓	✓	✓	✓
	A2	X	X	X	X	X	X
	A3	✓	✓	X	X	X	X

**Tablo 5.2.**Elevator Aktuatöründe %70 oranında Kısmi Arıza Sonucunda Etkilenen Sensör Verileri

Kontrol tipi	Değişken ismi	Basıklık	Çarpıklık	Varyans	Entropi	Entropi2	Enerji
<b>H E I G H T</b>	Euler 1	X	X	X	X	X	X
	Euler 2	✓	X	✓	✓	✓	✓
	Euler 3	X	X	X	X	X	X
	Pqr 1	X	X	X	X	X	X
	Pqr 2	✓	✓	✓	✓	✓	✓
	Pqr 3	X	X	X	X	X	X
	X1	X	X	X	X	X	X
	X2	X	X	X	X	X	X
	X3	✓	X	✓	✓	✓	✓
	V1	✓	X	✓	X	X	X
	V2	X	X	X	X	X	X
	V3	✓	✓	✓	✓	✓	✓
	A1	✓	X	✓	X	X	X
	A2	X	X	X	X	X	X
	A3	✓	✓	X	X	X	X

**Tablo 5.3.** Elevator Aktuatöründe %50 oranında Kısmi Arıza Sonucunda Etkilenen Sensör Verileri

Kontrol tipi	Değişken ismi	Basklık	Çarpıklık	Varyans	Entropi	Entropi2	Enerji
<b>H E I G H T</b>	Euler 1	X	X	X	X	X	X
	Euler 2	X	X	X	X	X	X
	Euler 3	X	X	X	X	X	X
	Pqr 1	X	X	X	X	X	X
	Pqr 2	✓	X	X	X	X	X
	Pqr 3	X	X	X	X	X	X
	X1	X	X	✓	X	X	X
	X2	✓	X	X	X	X	X
	X3	X	X	✓	X	✓	✓
	V1	X	X	X	X	X	X
	V2	X	X	X	X	X	X
	V3	X	X	✓	X	X	X
	A1	X	X	X	X	X	X
	A2	X	X	X	X	X	X
	A3	✓	X	X	X	X	X

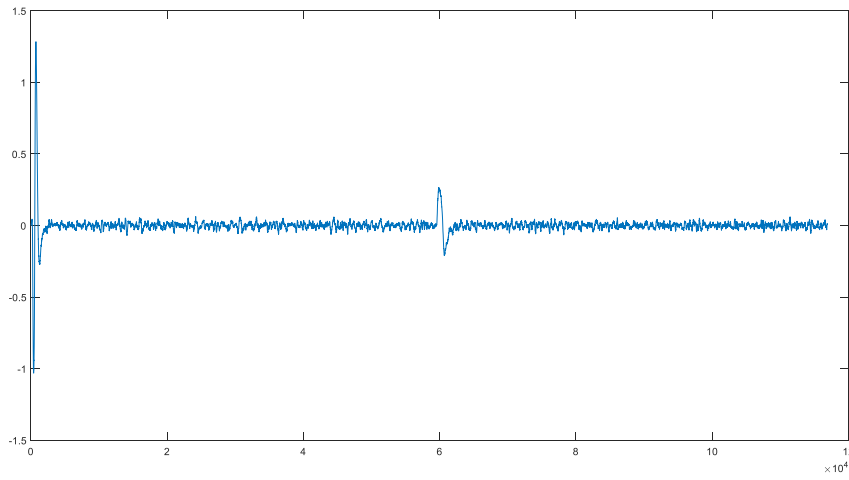
**Tablo 5.4.** Elevator Aktuatöründe %30 oranında Kısmi Arıza Sonucunda Etkilenen Sensör Verileri

Elevator aktuatörüne ait %30, %50 ve %70 oranındaki kısmi arızalı durumlarda sensör çıkışlarına ait bu tablolar incelendiğinde %50 ve %70 oranındaki arızaların istatistiksel öznitelikler açısından daha başarılı bir şekilde tespit edildiği görülmektedir. %30 oranındaki arıza durumunda z yönündeki konum bilgisini veren sensör çıkışında varyans, entropi2 ve

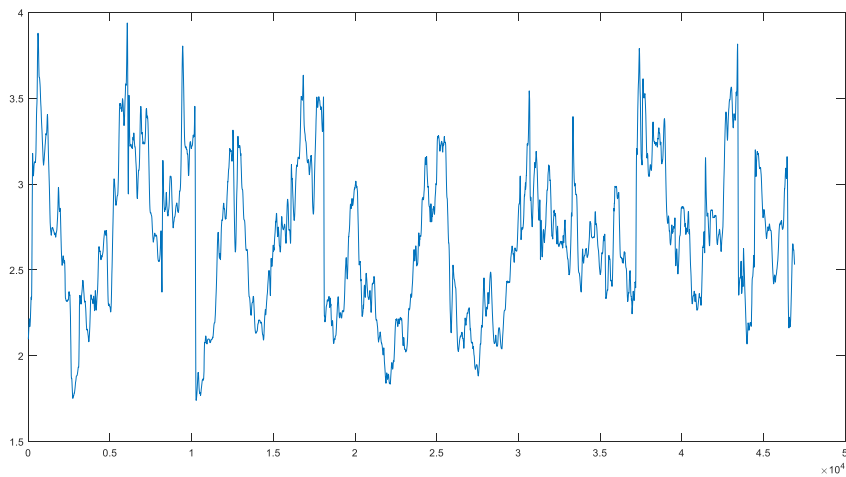
enerji istatistiksel öznitelikleri arızayı tespit ederek en fazla başarıyı gösteren sensör çıkışı olmuştur. Bu durumda %30 arıza durumunda bile ilk etkilenen uçağın konumu olmuştur. Arıza oranı arttıkça etkilenen sensör çıkışının da arttığı tablolar ile görülmektedir. Arızaların daha çok uçağın açısız hızları ve euler açılarına etki ettiği, bu etki ile beraber z yönündeki konumu ve hızında değişikliğe neden olduğu anlaşılmıştır. Kısmi arıza durumlarında basıklık ve varyans öznitelikleri arıza durumunu en çok tespit edebilen öznitelikler olmuştur. Diğer senaryolara ait sensör çıkış tabloları Ek-2’de verilmiştir.

Bu çalışmada kullanılan arıza teşhis yönteminin nasıl çalıştığını anlatmak için elevator aktuatörüne ait y eksenindeki açısız hızını gösteren sensör çıkışı seçilmiştir. Elevatör aktuatöründe %70 arıza durumunda diğer sensör çıkışlarının grafikleri Ek-1’de görülmektedir. Bu aktuatöre ait sensör çıkış verileri gürültü eklenerek yükseklik kontrolcüsü etkin iken alınmıştır. Arızasız veriler için model üzerinde hiçbir değişiklik yapılmadan sadece kontrolcü tipi değiştirilerek sensör çıkış verileri alınmış ve kayıt edilmiştir. Daha sonra aktuatör bloğunda 110. Sn’den sonra oluşacak şekilde %30, %50 ve %70’lik arızalar oluşturularak sensör verileri alınmış ve kayıt edilmiştir. Eşik çizgisini belirlemek için tüm arızasız veriler incelenerek maksimum değerleri bulunmuş ve bu değerler arızanın bulunmasında referans olarak kullanılmıştır. Arıza tespiti için veri setleri incelenirken tüm verileri incelemek yerine bir başlangıç noktası belirlenerek 2000’li veriler şeklinde tanımlanan kayan pencere yöntemi kullanılarak incelenmiştir. Y eksenindeki euler açısı sensör çıkışının veri boyutu 150 sn. örneklem süresi için 116035’dir. Arıza senaryosu için geçici rejimden sonra ani arıza anı olarak tanımlanan 110. sn 86416. veriye denk gelmektedir. Pencere yönteminin başlangıç noktası için, kontrolcülere uygulanan adım yanıt sinyalinin geçici durum etkilerinin ortadan kalktığı, 70000. veri seçilmiştir. Bu sınır noktasından itibaren 2000’er veriler şeklinde istatistiksel öznitelikler ile inceleme yapılmıştır. Şekil 5.5’de Y eksenindeki euler açısı ham verisi ve istatistiksel özniteliklerin değişimleri, Şekil 5.6’da ise Y eksenindeki euler açısı için %70 oranında kısmi durumda ham verisi ve istatistiksel özniteliklerin değişimleri görülmektedir. Sensör çıkış grafiklerini ayrıntılı bir şekilde incelendiğinde; Şekil 5.5 ve Şekil 5.6’daki ham verilerde eşik çizgisinin de yardımı ile arıza anı açıkça görülmektedir. Ham veri grafiklerinde ilk örneklerde geçici durum yanıtının verdiği etki ile tepe değerler görülmektedir. Bu tepe değerlerin arıza olarak algılanmaması için aktuatör bloğunda, geçici yanıt durum etkisi ortadan kalktığında kısmi arızalar oluşturulmuştur. Arızasız durumda basıklık özneliği için tepe değeri olan 4 değerinin, %70 oranında kısmi arıza durumunda 5.5 değerine yükseldiği sonrasında sağlıklı değerlerine döndüğü belirlenen tepe değeri aracılığıyla

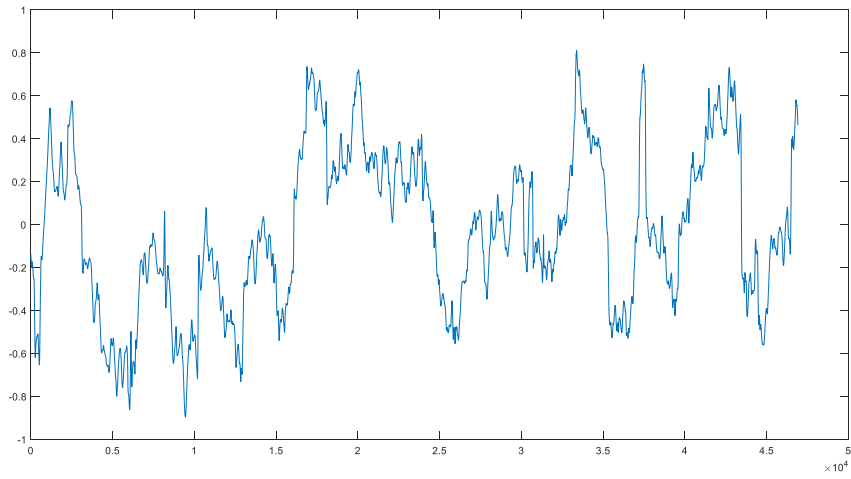
da açıkça görülmektedir. Tüm öznitelikler de bu şekilde tek tek kontrol edildiğinde sağlıklı değerler ile %70 oranında kısmi arıza senaryolarındaki değerler incelendiğinde hepsinin tepe değerlere çıktığı açıkça görülmektedir. Anlık yaşanan değişimler sonrasında değerlerin azalarak normal seviyelerine geldiği anlaşıldığından ilk tepe değerinin görüldüğü an ani arızanın oluştuğu an olarak kabul edilmektedir. Buradan anlaşılacağı üzere %70 oranında bir kısmi arıza durumunun elevator aktuatöründe bir etkinlik kaybına neden olduğu ve bu arızanın uçağın y eksenindeki açılma hızının azalmasına şeklinde etki gösterdiği görülmüştür. 150 sn örnekleme süresinin 110. saniyesinde kısmi arızalar oluşturulmuş ve 111-112 sn aralığında bu arızaların tespiti gerçekleştirilmiştir.



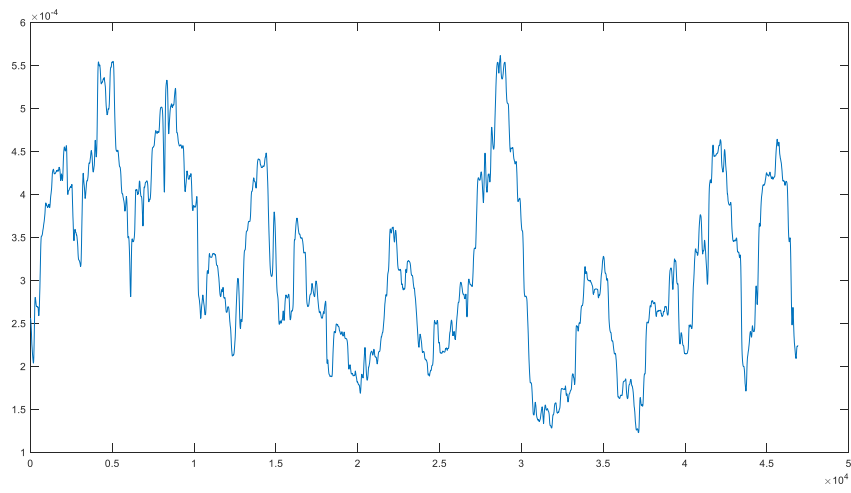
a)



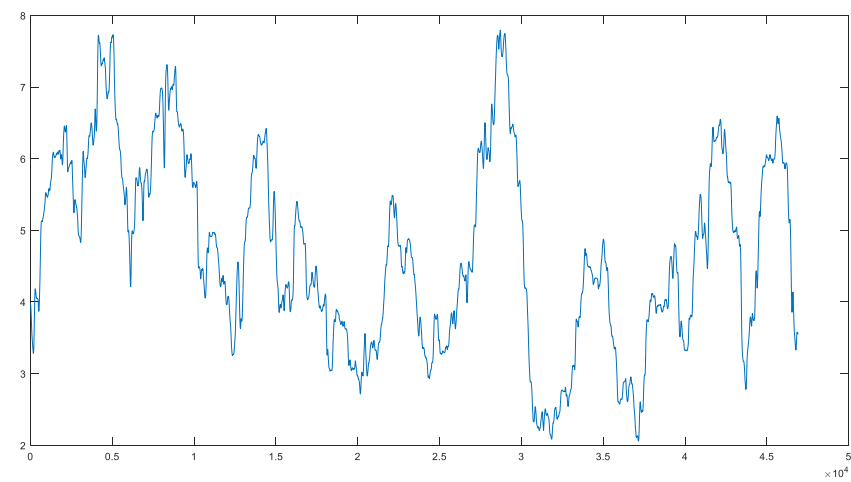
b)



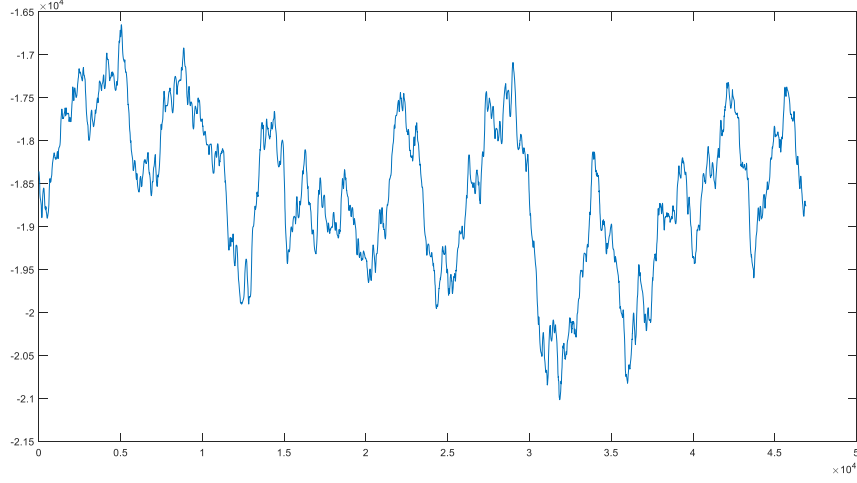
**c)**



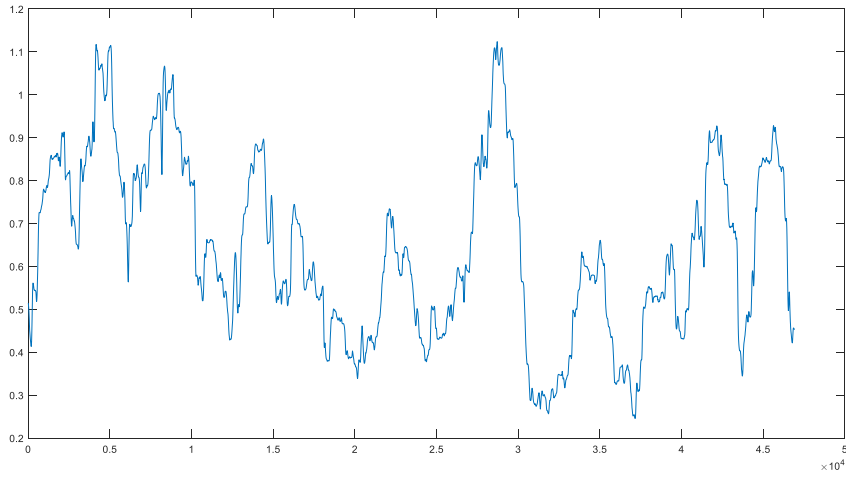
**d)**



**e)**



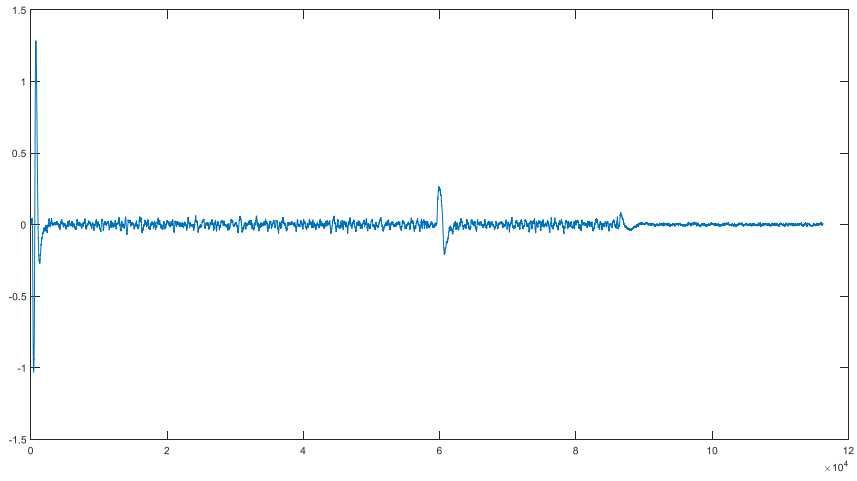
**f)**



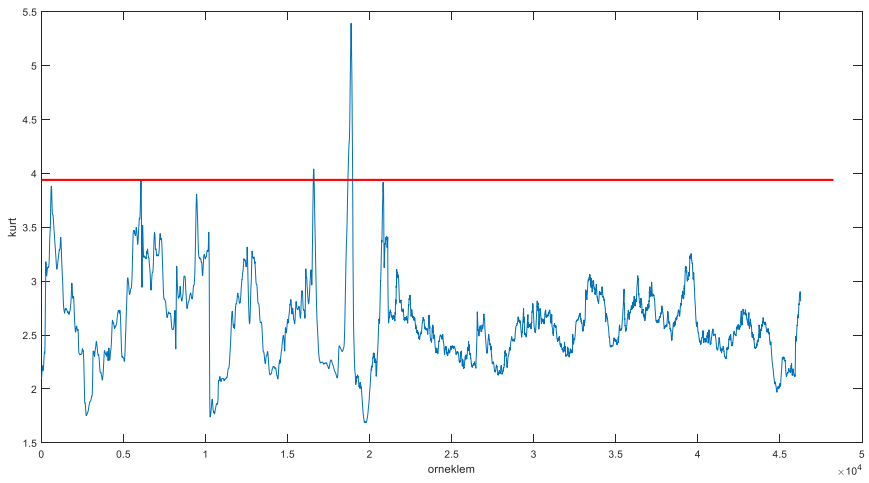
**g)**

**Şekil 5.5.**Elevator PQR<sub>Y</sub> Arızasız Veri Sonuçlar

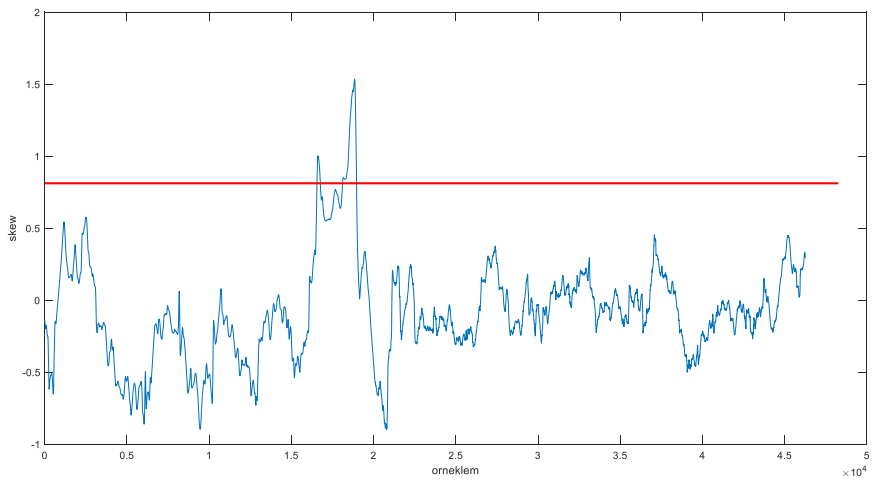
- a)** Elevator PQR<sub>Y</sub> Arızasız Ham Verisi **b)** Elevator PQR<sub>Y</sub> Arızasız Basıklık  
**c)** Elevator PQR<sub>Y</sub> Arızasız Çarpıklık **d)** Elevator PQR<sub>Y</sub> Arızasız Varyans **e)** Elevator PQR<sub>Y</sub>  
Arızasız Entropi **f)** Elevator PQR<sub>Y</sub> Arızasız Entropi2 **g)** Elevator PQR<sub>Y</sub> Arızasız Enerji



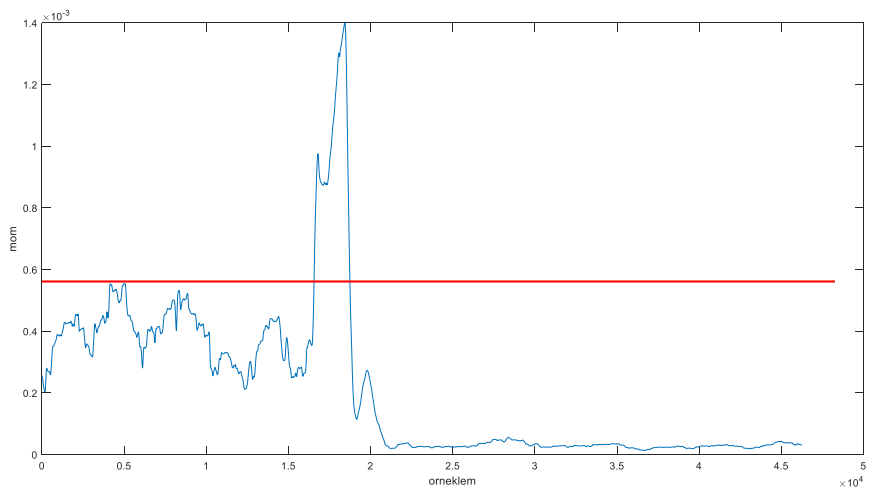
a)



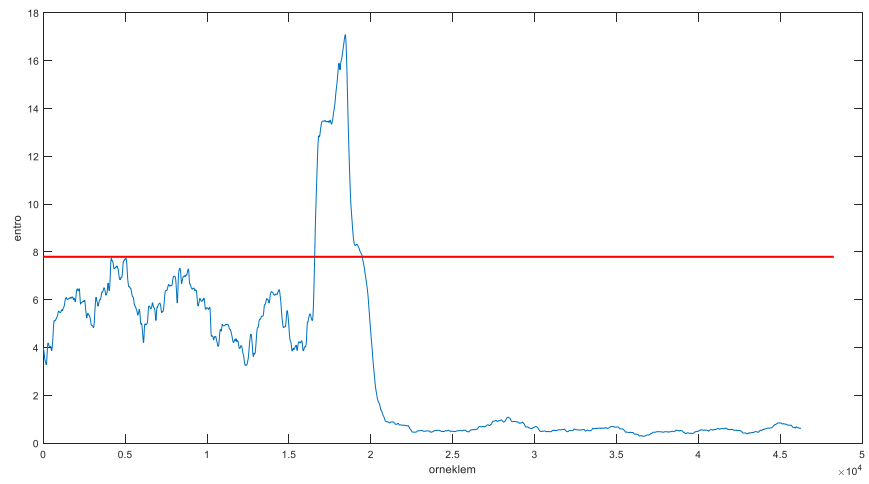
b)



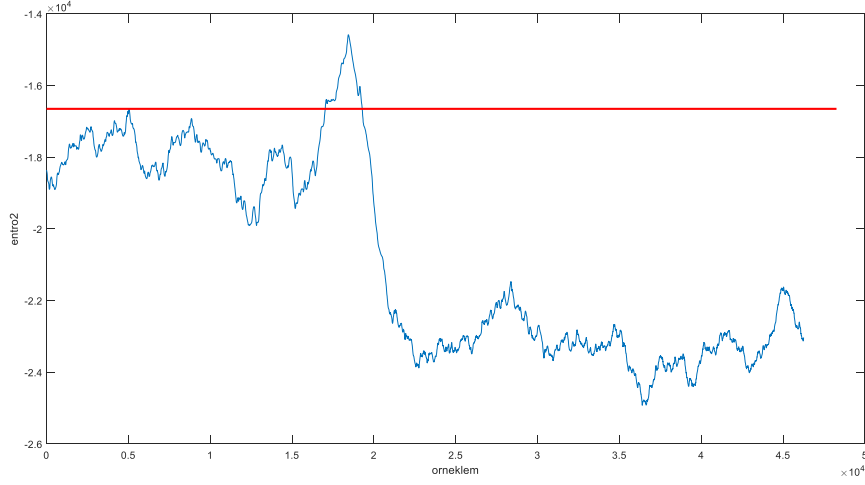
c)



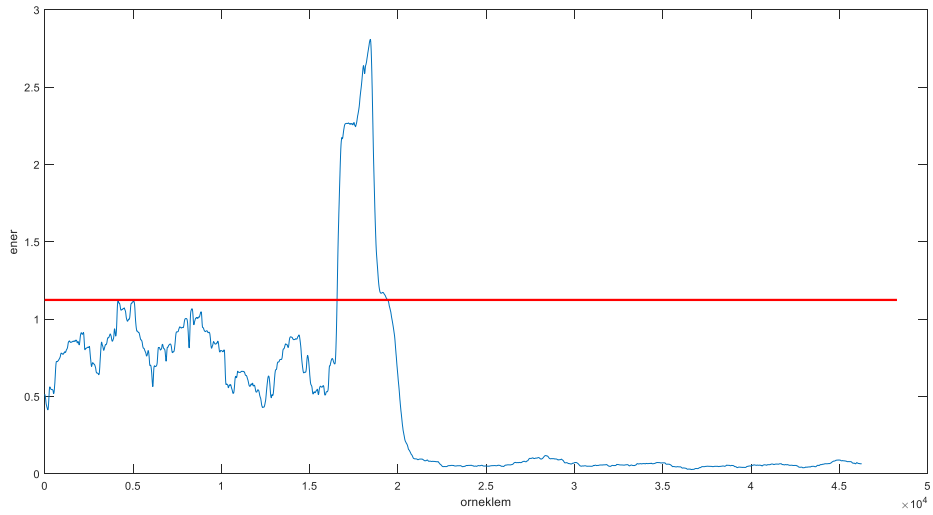
d)



e)



**f)**



**g)**

**Şekil 5.6.**Elevator PQR<sub>Y</sub> Arızalı Veri Sonuçları

- a)** Elevator PQR<sub>Y</sub> Arızalı Ham Verisi **b)** Elevator PQR<sub>Y</sub> Arızalı Basıklık  
**c)** Elevator PQR<sub>Y</sub> Arızalı Çarpıklık **d)** Elevator PQR<sub>Y</sub> Arızalı Varyans **e)** Elevator PQR<sub>Y</sub> Arızalı Entropi **f)** Elevator PQR<sub>Y</sub> Arızalı Entropi2 **g)** Elevator PQR<sub>Y</sub> Arızalı Enerji

## 6.SONUÇ

Bu tez çalışmasında sabit kanatlı bir İHA'da oluşabilecek ve temel kontrol yüzeylerinin etkilendiği ani aktuatör arızalarının teşhisi üzerinde çalışılmıştır. Arıza teşhisinde veri setinin basıklık, çarpıklık, varyans, entropi ve enerji olmak üzere 6 adet istatistiksel öznitelik kullanılmıştır.

Çalışma için MATLAB Simulink'de hazır bulunan bir insansız hava aracı modeli kullanılmıştır. Modeldeki 15 adet sensör çıkışından İHA'nın durumunun doğrudan etkilendiği çıkışlar kullanılmıştır. Bunlar; euler açıları (euler1, euler2, euler3), İHA'nın açısız hızlarını gösteren pqr (pqr1,pqr2,pqr3), İHA'nın üç boyutlu pozisyonu (X1,X2,X3), ivmesi (A1,A2,A3) ve hızıdır (V1,V2,V3).

Arıza teşhis çalışması için öncelikle sensör çıkışından arızasız veriler alınmış daha sonra aktuatör bloğunda %30, %50 ve %70 oranında üç farklı kısmi aktuatör arızası eklenmiştir. Hem arızalı hemde arızasız durumlar için sensör çıkış verileri kayıt edilmiştir. Bu veriler modelde bulunan "height", "air", "roll" kontrolcülerini için ayrı ayrı alınmıştır. Aktuatör bloğunda oluşturulan kısmi yüzey arızaları geçici rejimin etkilerinin ortadan kalktığı 110. saniyeden sonra oluşacak şekilde elde edilmiştir. Sensör çıkışlarından alınan arızasız verilerde maksimum değer belirlenerek eşik çizgisi için referans değeri oluşturulmuştur.

Önerilen yöntemde uçak üzerindeki sensörlerden alınan verilere kayan pencere yöntemi uygulanmıştır. Basıklık, çarpıklık, varyans, entropi ve enerji gibi istatistiksel öznitelikler açısından incelenmiş ve arıza teşhisi yapılmıştır. Teşhis için arızalı veriler üzerine eşik çizgisi yerleştirilmiş ve arızasız veriler ile karşılaştırıldığında oluşan ani arızalar açıkça görülmüştür. Kontrol yüzeylerinde oluşturulan kısmi yüzey arızası senaryoları sonucunda sensör çıkışlarından elde edilen veriler istatistiksel öznitelikler açısından incelenmiştir. Yapılan uygulamada her arızada farklı sensör çıkışlarının farklı istatistiksel öznitelikler yönünden etkilendiği görülmüştür. Her sensör verisinin istatistiksel özniteliklerinde meydana gelen değişimler sayesinde sınıflandırmaya gerek duyulmadan arıza teşhisini otomatik hale gelmiştir. Tüm senaryolar için sensör verilerindeki arızayı tespit edebilen istatistiksel öznitelik verileri tablolştırılmıştır. Elevatör aktuatörüne ait tablolar detaylı incelendiğinde arıza oranı arttıkça istatistiksel öznitelikler tarafından arızanın teşhisi daha başarılı hale gelmiştir. Artan arıza oranı nedeniyle uçağın z yönünde hızı ve konumunun etkilendiği görülmüştür. Kullanılan yöntem sonucunda eşik değerini aşan sensör verilerinde ve aktuatörlerin etkin olduğu temel kontrol yüzeylerinde 'arıza vardır' teşhisi yapılmıştır.

Yapılan çalışma, insansız hava aracı modeli aktuatör bloğundaki elevator, aileron, rudder, throttle ve flap aktuatörleri için yapılmış anacak çalışmalar sırasında flap yüzeyini kontrol eden aktuatörden sağlıklı sonuçlar elde edilememiştir. Yapılan çalışmada sağlanan arıza teşhis başarısının gelecek çalışmalarda flap aktuatörleri üzerinde de sağlanması amaçlanmaktadır.

## KAYNAKÇA

**Akın, K.** (2012). Sabit Kanatlı İnsansız Hava Aracının Dikey Uçuş Kontrolü. *(Yayınlanmış Yüksek Lisans Tezi)*. İstanbul Teknik Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü, İstanbul.

**Arı, A., Ayaz, F., & Hanbay, D.** (2019). EMG Sinyallerinin Kısa Zamanlı Fourier Dönüşüm Özellikleri Kullanılarak Yapay Sinir Ağları İle Sınıflandırılması. *Fırat Üniversitesi Mühendislik Bilimleri Dergisi*, 31(2), 443-451.

**Betaman, F., Noura, H., & Ouladsine, M.** (2011). Fault Diagnosis And Fault Tolerant Control Strategy For The Aerosonde UAV. *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, 47(3), 2119-2137.

**Birgenair'in 301 sefer sayılı uçuşu.** 8 25, 2022 tarihinde [tr.wikipedia.org: https://tr.wikipedia.org/wiki/Birgenair#:~:text=6%20%C5%9Eubat%201996'da%2C%20Birgenair,yolcu%20ve%2013%20m%C3%BCrettebat%20%C3%B6lm%C3%BC%20%C5%9Ft%C3%BCr](https://tr.wikipedia.org/wiki/Birgenair#:~:text=6%20%C5%9Eubat%201996'da%2C%20Birgenair,yolcu%20ve%2013%20m%C3%BCrettebat%20%C3%B6lm%C3%BC%20%C5%9Ft%C3%BCr) adresinden alındı

**Büyükkabasakal, K.** (2016). Hata Toleranslı Uçuş Kontrol Sistemi Tasarımı. *(Yayınlanmış Doktora Tezi)*. Ege Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü, İzmir.

**Daşkiran, O.** (2011). Control System Synthesis and Flight Simulation For Fixed Aircraft Subjected To Failure. *(Yayınlanmış Yüksek Lisans Tezi)*. İstanbul Teknik Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü, İstanbul.

**Demircan, M.** (2019). İnsansız Hava Aracı Sistemlerinde Hata Tespit Yaklaşımları. *(Yayınlanmış Yüksek Lisans Tezi)*. TOBB Ekonomi ve Teknoloji Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü, Ankara.

**Demirtaş, A., Ceylan, A., & Yalçın, G.** (2020). Sabit Kanatlı İnsansız Hava Aracı Tasarımı. *(Bitirme Projesi)*. Karadeniz Teknik Üniversitesi, Makine Mühendisliği Bölümü, Trabzon.

**Ergöçmen, B.** (2019). Fault Tolerant Flight Control Applications For a Fixed Wing UAV Using Linear And Nonlinear Approaches. *(Yayınlanmış Yüksek Lisans Tezi)*. Ortadoğu Teknik Üniversitesi, Fen bilimleri Enstitüsü, Ankara.

**Ermeydan, A.** (2020). Dönerkanat Tipinde Bir İnsansız Hava Aracının Arıza Toleranslı Kontrolü. *(Yayınlanmış Doktora Tezi)*. Eskişehir Teknik Üniversitesi, Lisansüstü Eğitim Enstitüsü, Eskişehir.

**Esener, İ.** (2017). Meme Kanseri İçin Şüpheli Bölgelerin Momografi İmgeleri Üzerinde Belirlenmesi ve Meme Kanseri Türünün Belirlenmesi. *(Yayınlanmış Doktora Tezi)*. Eskişehir Osmangazi Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü, Eskişehir.

**Güven, A.** (2021). Sensor Fault Detection Isolation and Accommodation Applied to B-747 Aircraft Lateral Dynamics. *(Yayınlanmış Yüksek Lisans Tezi)*. İstanbul Teknik Üniversitesi, Lisansüstü Eğitim Enstitüsü, İstanbul.

**Kamiloğlu, D. b.** (2018). Fault Detection Isolation And Reconfiguration In Navigation System Of Boeing-747 Aircraft. *(Yayınlanmış Yüksek Lisans Tezi)*. İstanbul Teknik Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü, İstanbul.

**Kasnakoğlu, C., & Kaynak, Ü.** (2017). Sabit Kanatlı İnsansız Hava Araçları İçin Yüzey Kaybını Dengeleyici Otopilot Tasarımı. TOBB Ekonomi ve Teknoloji Üniversitesi, Ankara.

**Kaynak, Ü., & Kasnakoğlu, C.** (2020). Sabit Kanatlı İnsansız Hava Araçları İçin Acil Durumlara Dayanıklı Uçuş Kontrol Sistemi Geliştirmesi. TOBB Ekonomi ve Teknoloji Üniversitesi, Ankara.

**Kılıç, U.** (2021). Yapay Sinir Ağlarına Dayalı Uçak Algılayıcı Arıza Tespiti ve Sistemin Yeniden Yapılandırılması. *(Yayınlanmış Doktora Tezi)*. Eskişehir Teknik Üniversitesi, Lisansüstü Eğitim Enstitüsü, Eskişehir.

**Kıyak, e.** (2015). Bilinmeyen Giriş Gözleyicileri Kullanarak Uçuş Kontrol Sistemindeki Algılayıcı ve Eyleyici Arızalarının Tespiti Ayrımı ve Sistemin Yeniden Yapılandırılması. Eskişehir.

**Kıyak, E.** (2015). Bilinmeyen Giriş Gözleyicileri Kullanarak Uçuş Kontrol Sistemindeki Algılayıcı ve Eyleyici Arızalarının Tespiti Ayrımı ve Sistemin Yeniden Yapılandırılması. *(Yayınlanmış Doktora Tezi)*. Anadolu Üniversitesi, Fen Bilimleri Üniversitesi, Eskişehir.

**Kıyak, E., Kahvecioğlu, A., & İyibakanlar, G.** (2010). Uçak Eyleyici Arızasının Tespiti, Yalıtımı ve Sistemin Yeniden Yapılandırılması. *Uludağ Üniversitesi Mühendislik Mimarlık Fakültesi Dergisi*, 15(1), 13-19.

**Kocaman, Ç., & Muammer, Ö.** (2012). Çarpıklık Ve Basıklık Katsayılarının Güç Kalitesi Bozunumlarının Oluşum Yerine Göre Değişimi. Samsun.

**Lion air ve Etiyopya Havayolları Kazalarının Ardından.** 8 25, 2022 tarihinde dergi.uted.org:https://dergi.uted.org/1%C4%B1on-a%C4%B1r-ve-etiyopya havayollar%C4%B1-kazalar%C4%B1n%C4%B1n-ard%C4%B1ndan-b737-max-mcas adresinden alındı

**Mahmoudi, B.** (2016). Uçuş Kontrol Sistemlerinde Sensör Hatalarının Tespiti ve Teşhisi. (*Yayınlanmış Yüksek Lisans Tezi*). Karadeniz Teknik Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü, Trabzon.

**Moghadam, M.** (2015). Fault Tolerant Control of a Quadrotor UAV. (*Yayınlanmış Yüksek Lisans Tezi*). İstanbul Teknik Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü, İstanbul.

**Öz, M. a.** (2016). An Effective Adaptive And Fault Controller For Helicopters. (*Yayınlanmış Yüksek Lisans Tezi*). İstanbul Teknik Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü, İstanbul.

**Özkan, M.** (2020). Doğrusal Kontrolcü Donanımlarında Sinüs Sinyaliyle Aktif Hata Tespiti. (*Yayınlanmış Yüksek Lisans Tezi*). TOBB Ekonomi ve Teknoloji Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü, Ankara.

**Özalbant, Z.** (2011). Sabit Kanatlı Dikey İniş Kalkış İnsansız Hava Araçları Benzetim ve Kontrolü. (*Yayınlanmış Yüksek Lisans Tezi*). İstanbul Teknik Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü, İstanbul.

**Pala, E.** (2018). Dikey Kalkış ve İniş Yapabilen Sabit Kanatlı Hava Aracı Tasarımı Kontrolü ve İmalatı. (*Yayınlanmış Yüksek Lisans tezi*). Gebze Teknik Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü, Kocaeli.

**Patan, M., & Çalışkan, F.** (2022). *Sensor Fault Tolerant Control of a Quadrotor Unmanned Aerial Vehicle*. Part G: Journal of Aerospace Engineering, 236(2), 417-433.

**Serçekman, Ö.** (2018). A Model Based Approach For Aircraft Sensor Fault Detection. (*Yayınlanmış Yüksek Lisans Tezi*). Ortadoğu Teknik Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü, Ankara.

**Yücel, P.** (2020). Sabit Kanatlı İnsansız Hava Araçlarında Çoklu Otopilot Sistemleri. (*Yayınlanmış Yüksek Lisans Tezi*). TOBB Ekonomi ve Teknoloji Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü, Ankara.

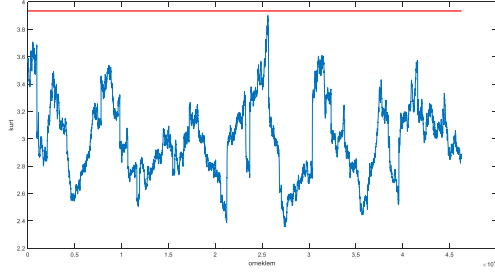
**Yüksel, T.** (2010). Yapay Zeka Yöntemleriyle Robotlarda Model Temelli Arıza Yalıtımı ve Arızaya Dayanıklı Denetim. (*Yayınlanmış Doktora Tezi*). On Dokuz Mayıs Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü, Samsun.

## EKLER

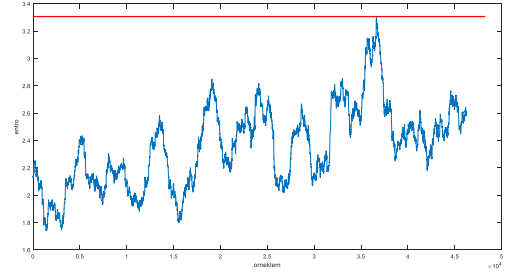
**EK-1:** Height Kontrolcüsü Etkin ve %70 Arızalı Durumda Elevatör Aktuatörüne Ait Arızaları Veriler

### Height Elevator Euler 1

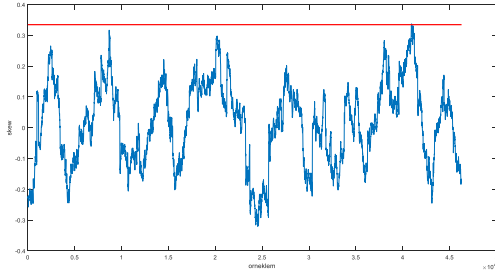
**Basıklık**



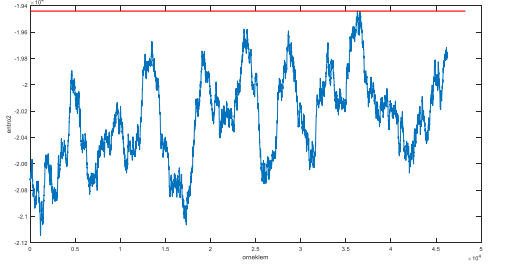
**Entropi**



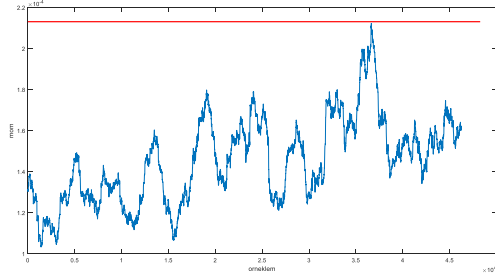
**Çarpıklık**



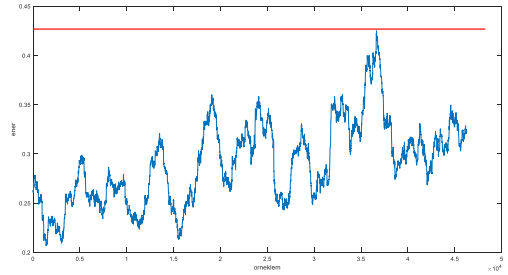
**Entropi2**



**Varyans**

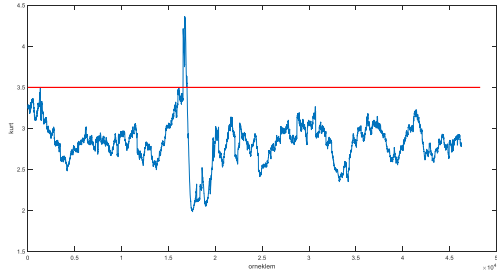


**Enerji**

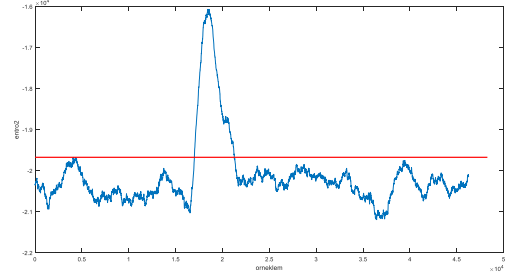


## Height Elevator Euler 2

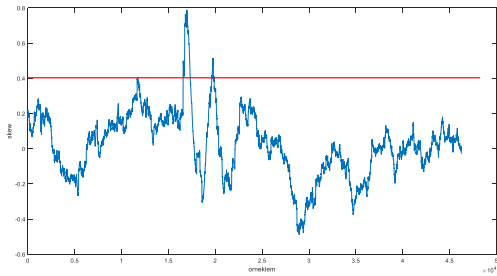
### Basıklık



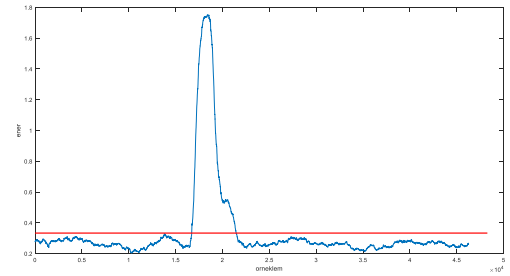
### Entropi2



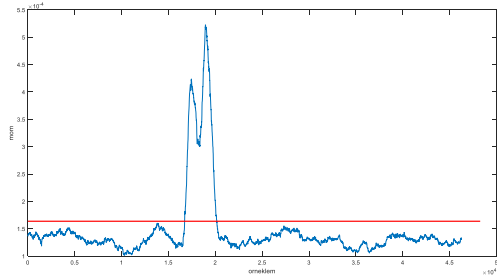
### Çarpıklık



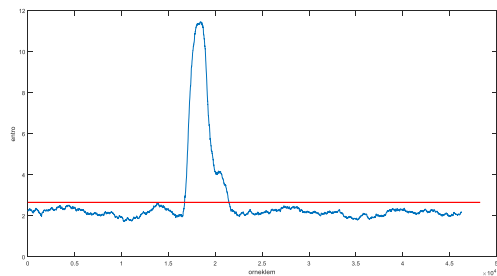
### Enerji



### Varyans

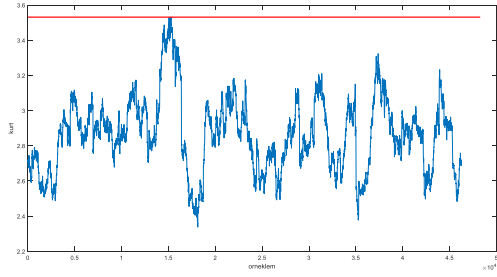


### Entropi

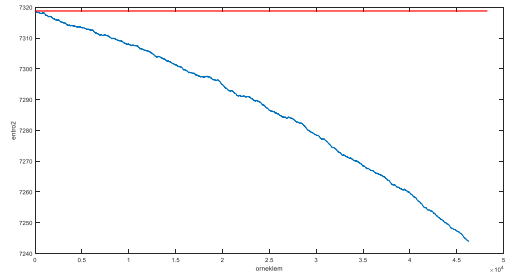


## Height Elevator Euler 3

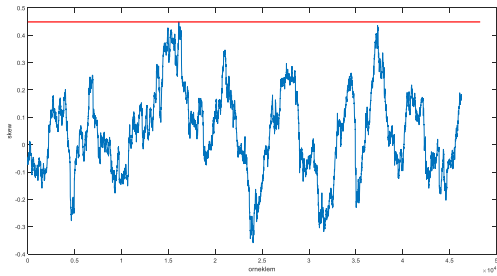
### Basıklık



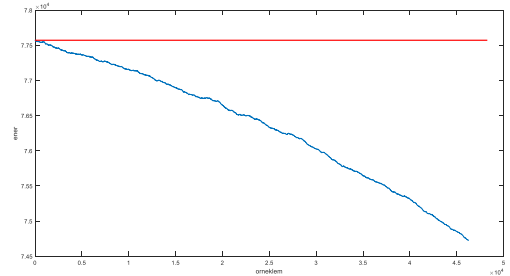
### Entropi2



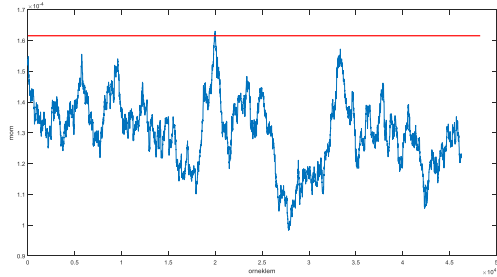
### Çarpıklık



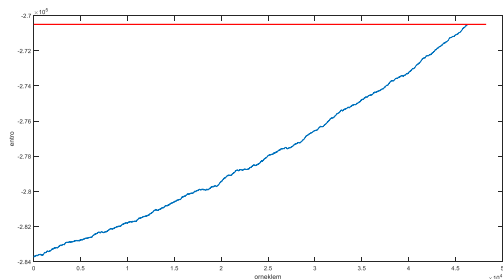
### Enerji



### Varyans

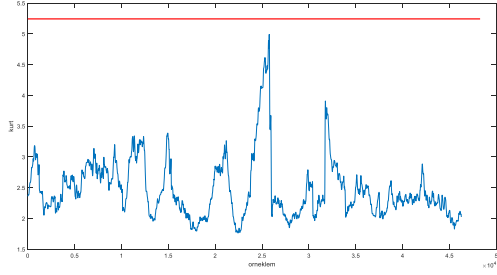


### Entropi

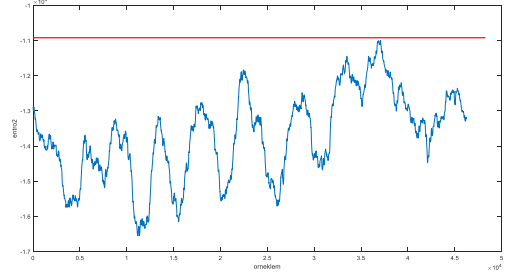


# Height Elevator PQR 1

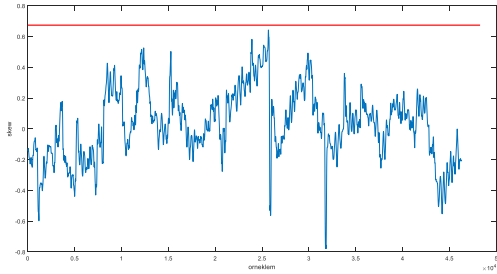
## Basıklık



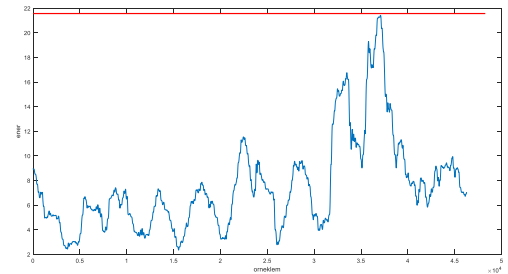
## Entropi2



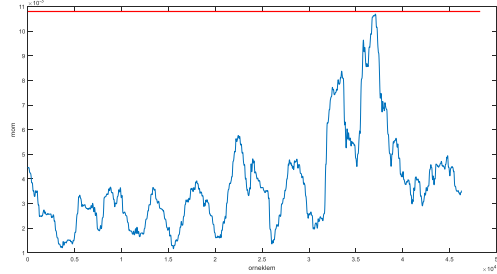
## Çarpıklık



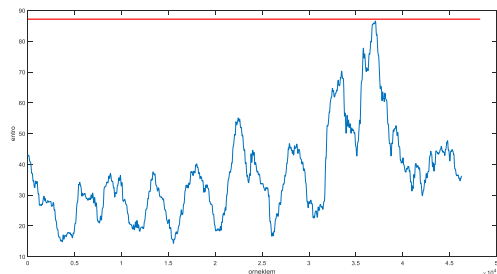
## Enerji



## Varyans

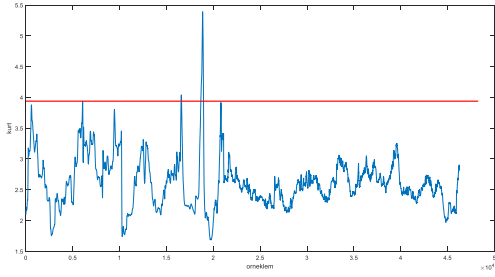


## Entropi

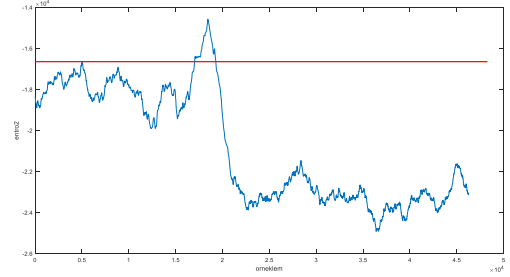


## Height Elevator PQR 2

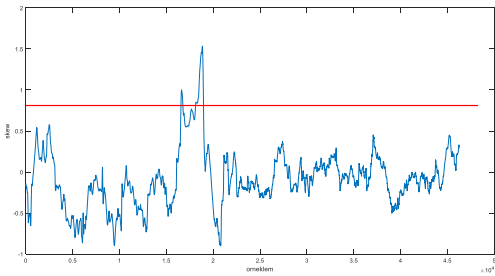
### Basıklık



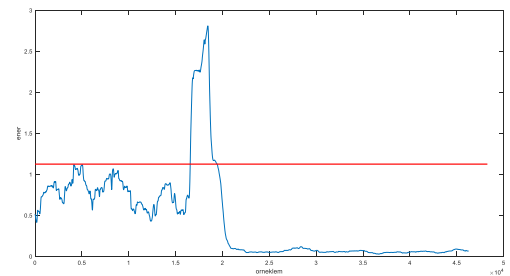
### Entropi2



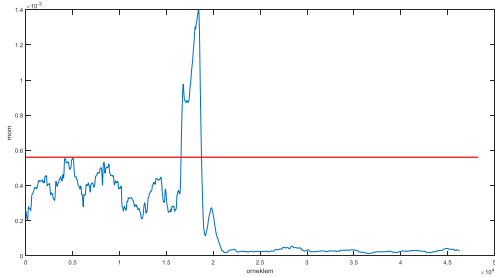
### Çarpıklık



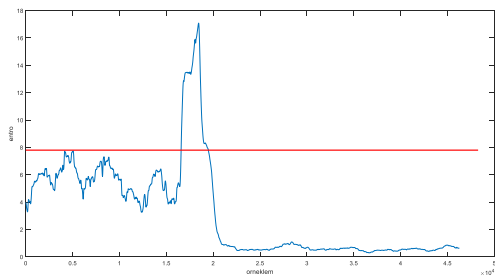
### Enerji



### Varyans

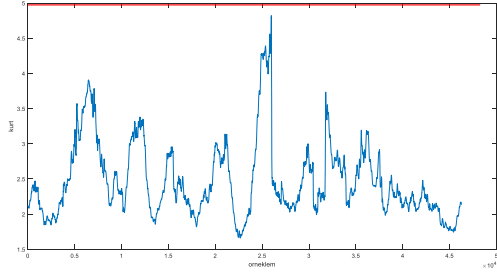


### Entropi

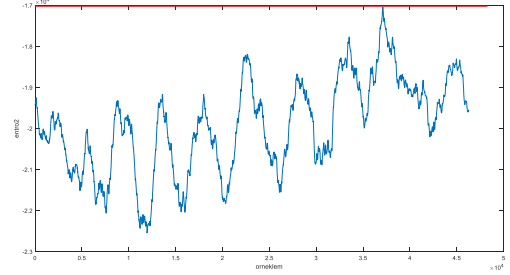


## Height Elevator PQR 3

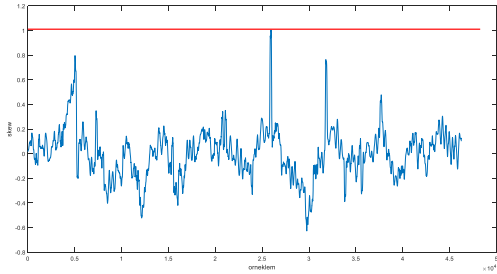
### Basıklık



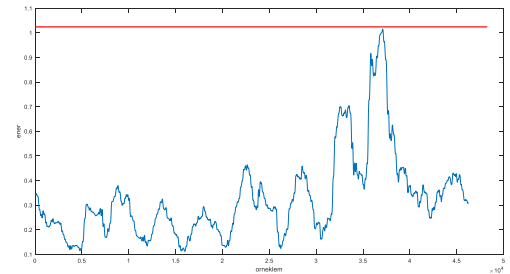
### Entropi2



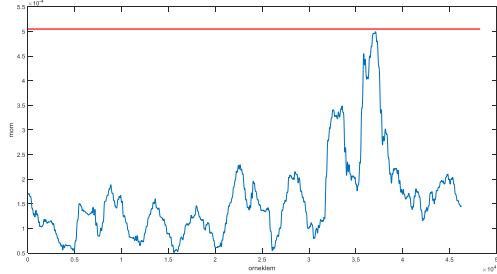
### Çarpıklık



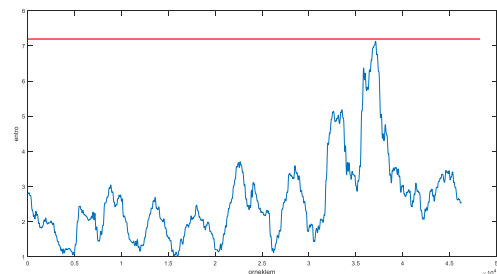
### Enerji



### Varyans

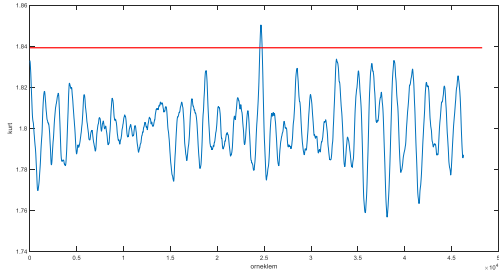


### Entropi

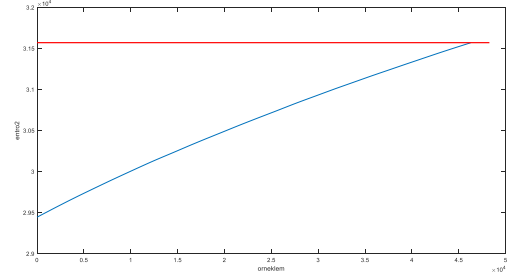


# Height Elevator X 1

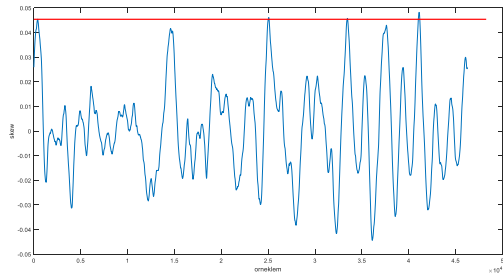
## Basıklık



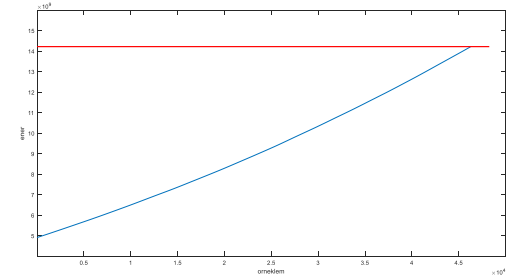
## Entropi2



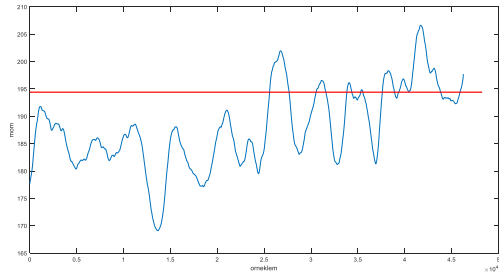
## Çarpıklık



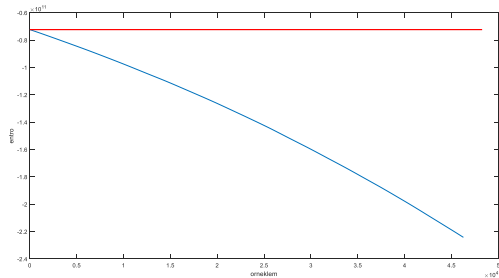
## Enerji



## Varyans

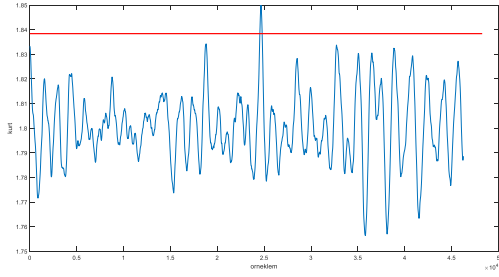


## Entropi

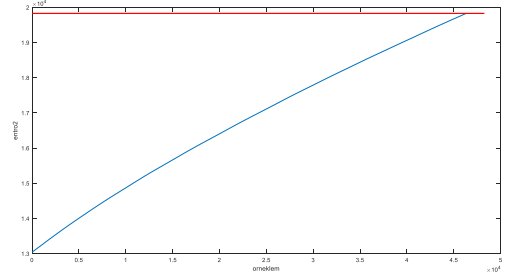


## Height Elevator X 2

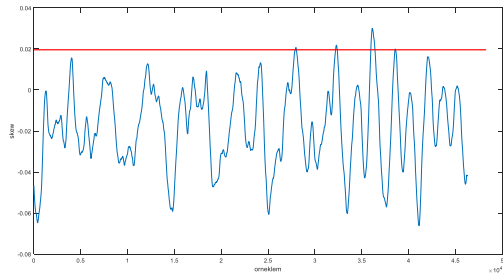
### Basıklık



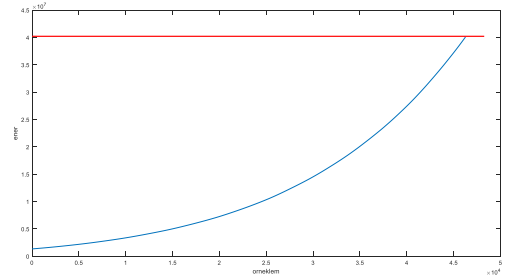
### Entropi2



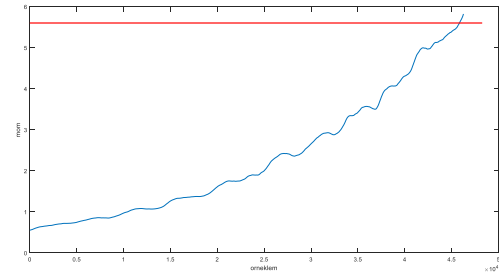
### Çarpıklık



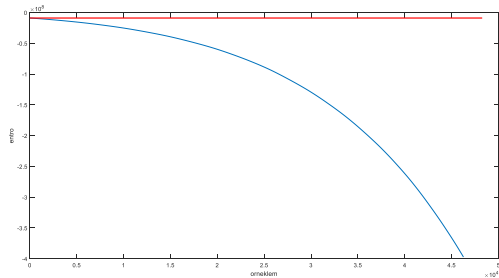
### Enerji



### Varyans

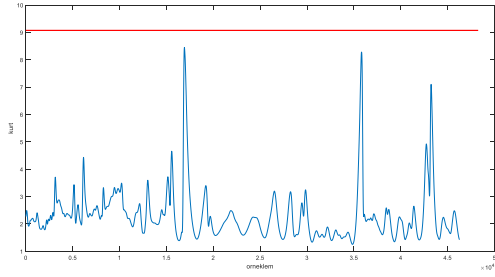


### Entropi

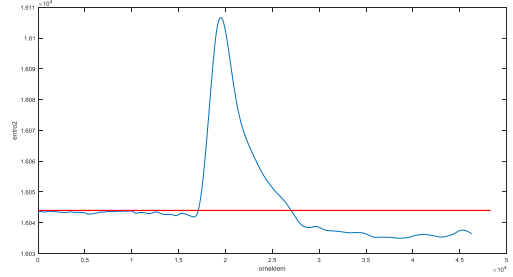


# Height Elevator X 3

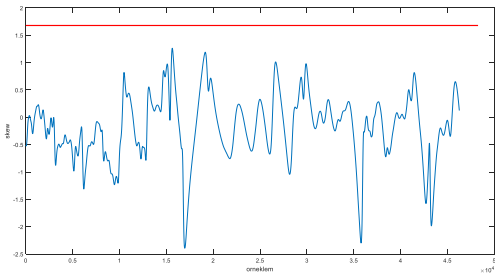
## Basıklık



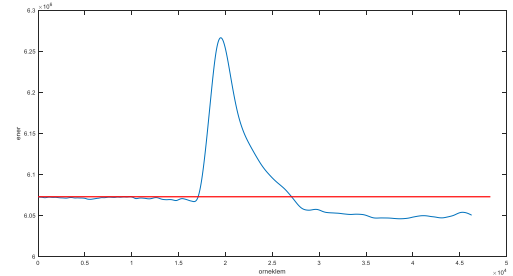
## Entropi2



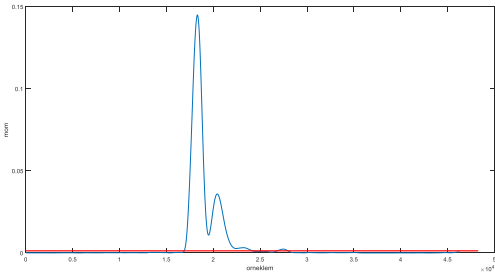
## Çarpıklık



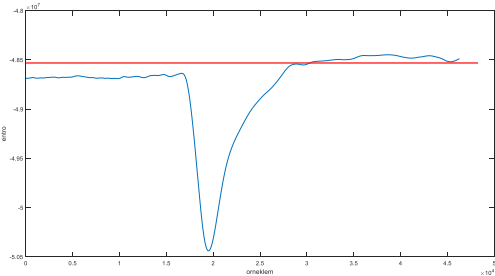
## Enerji



## Varyans

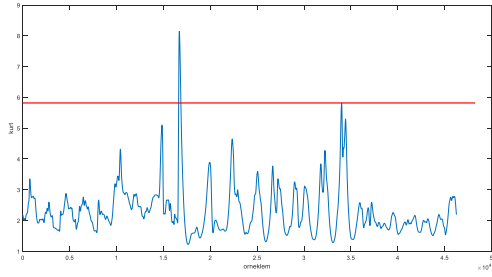


## Entropi

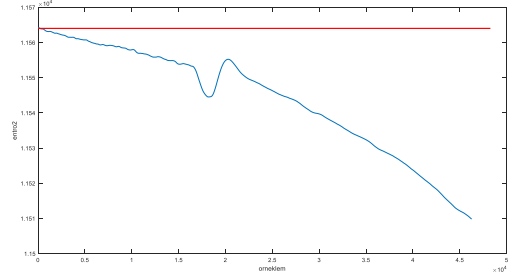


# Height Elevator V 1

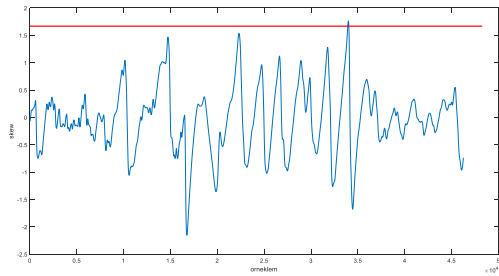
## Basıklık



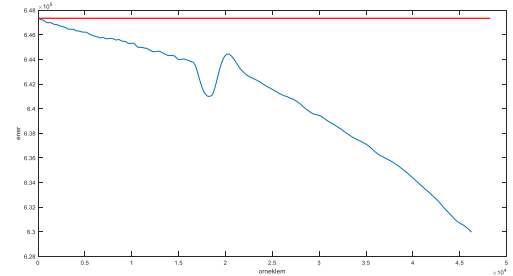
## Entropi2



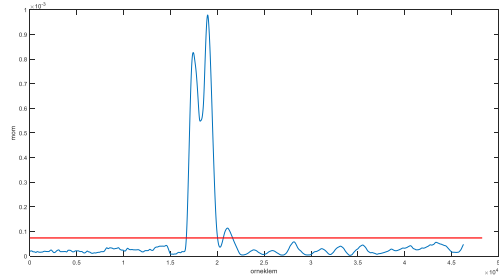
## Çarpıklık



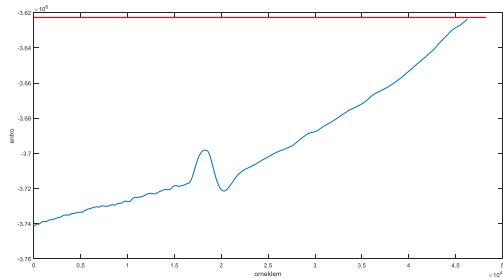
## Enerji



## Varyans

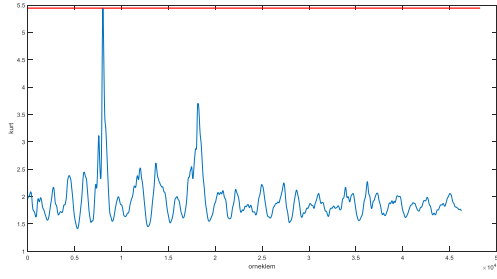


## Entropi

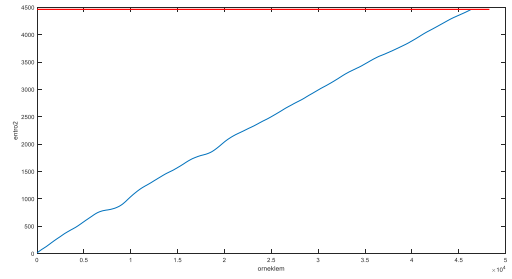


## Height Elevator V 2

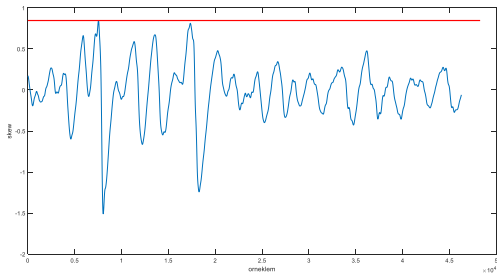
### Basıklık



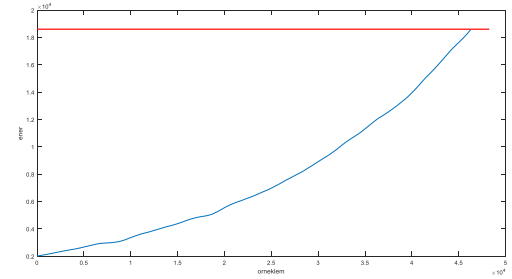
### Entropi2



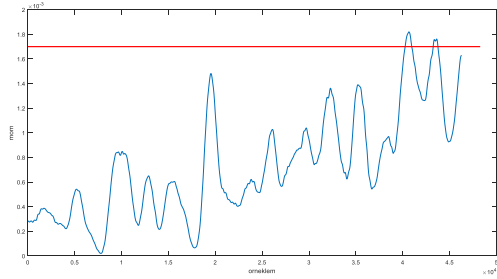
### Çarpıklık



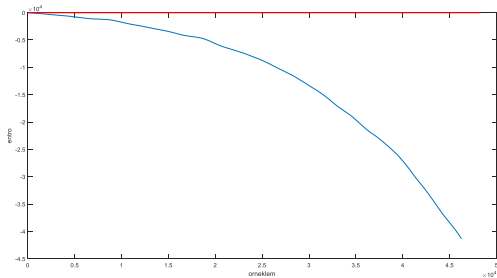
### Enerji



### Varyans

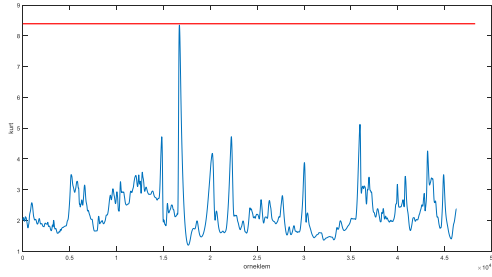


### Entropi

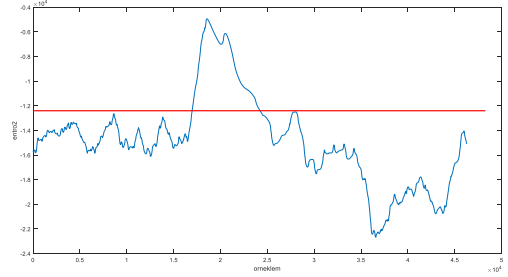


# Height Elevator V 3

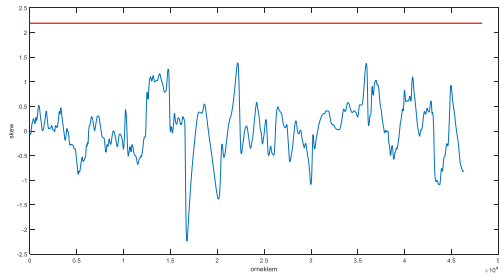
## Basıklık



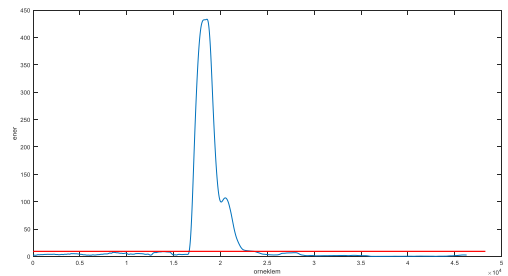
## Entropi2



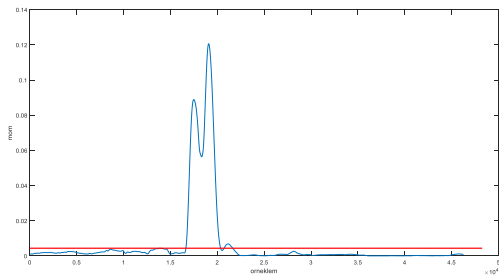
## Çarpıklık



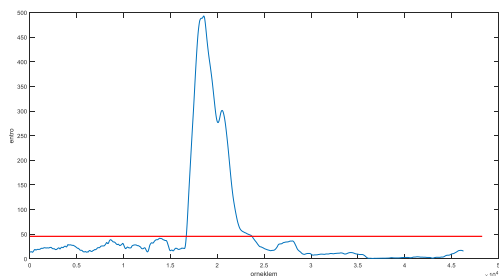
## Enerji



## Varyans

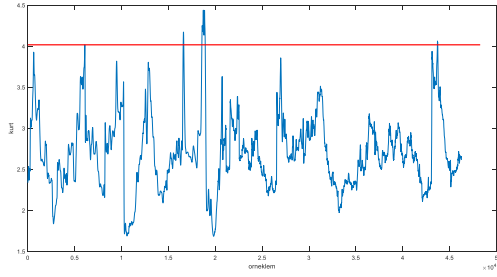


## Entropi

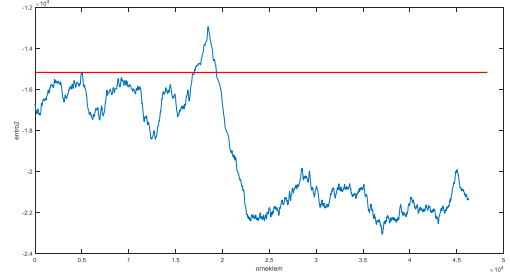


# Height Elevator A 1

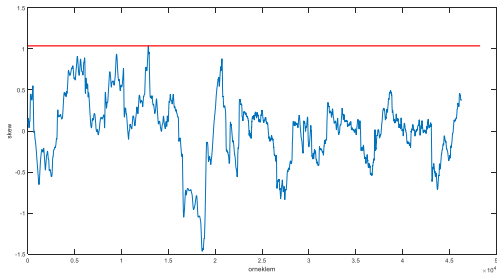
## Basıklık



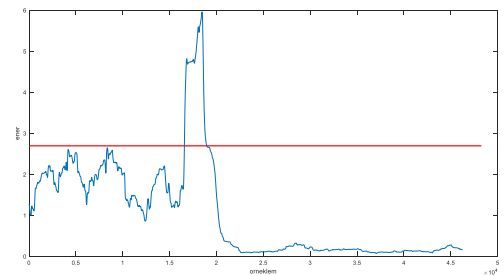
## Entropi2



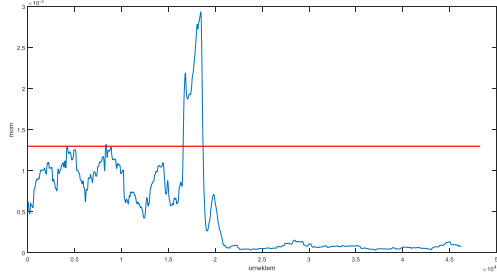
## Çarpıklık



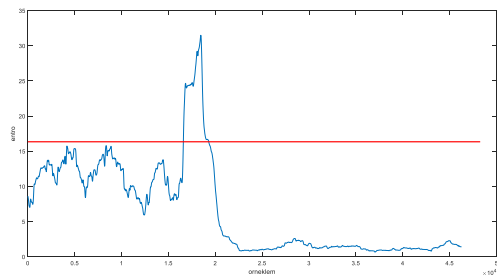
## Enerji



## Varyans

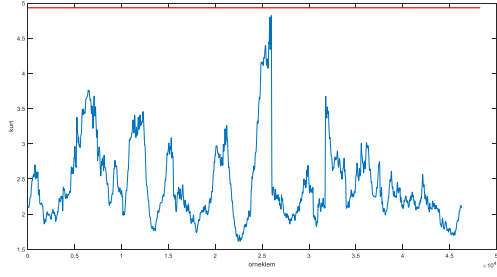


## Entropi

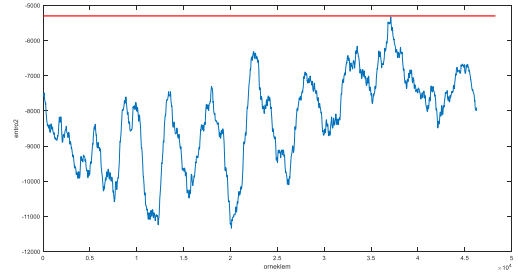


## Height Elevator A 2

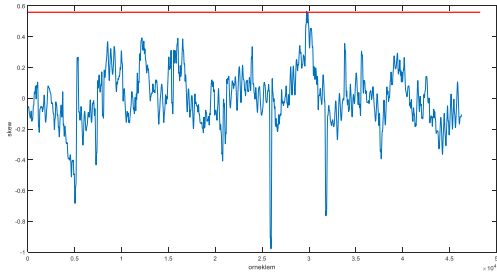
### Basıklık



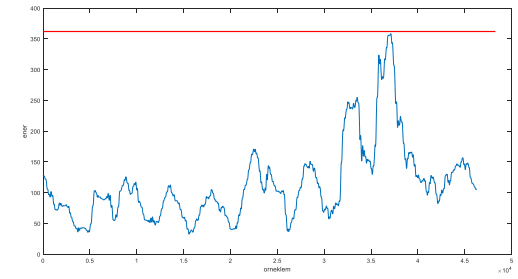
### Entropi2



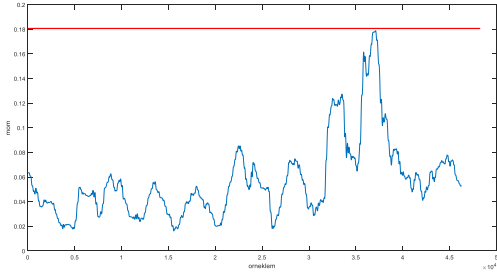
### Çarpıklık



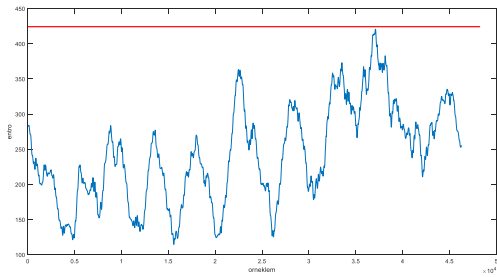
### Enerji



### Varyans

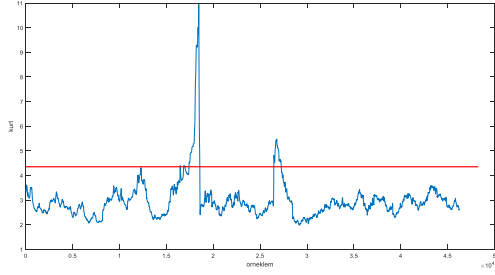


### Entropi

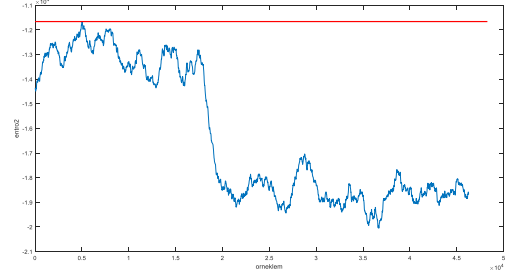


## Height Elevator A 3

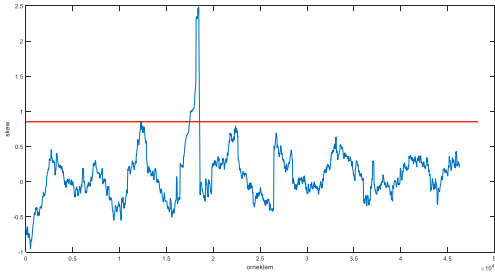
### Basıklık



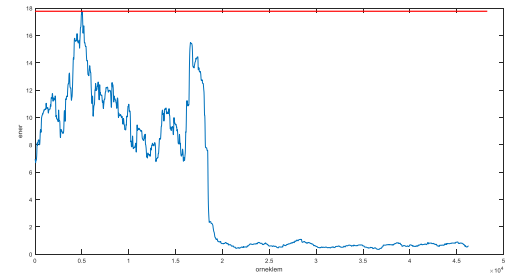
### Entropi2



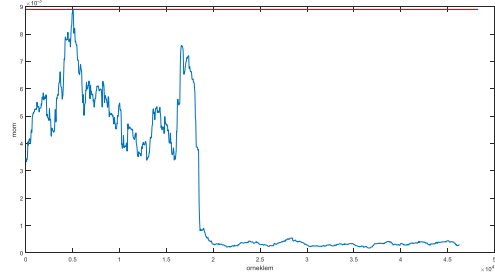
### Çarpıklık



### Enerji



### Varyans



### Entropi

