



**MEGA UYDU TAKIMI AJANLARI İÇİN MAKİNE ÖĞRENİMİ TEMELLİ
HATA KESTİRİMİ**

Onur TARAKÇIOĞLU

**DOKTORA TEZİ
KAZALARIN ÇEVRESEL VE TEKNİK ARAŞTIRMASI ANA BİLİM DALI**

**GAZİ ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ**

KASIM 2023

ETİK BEYAN

Gazi Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü Tez Yazım Kurallarına uygun olarak hazırladığım bu tez çalışmasında;

- Tez içinde sunduğum verileri, bilgileri ve dokümanları akademik ve etik kurallar çerçevesinde elde ettiğimi,
- Tüm bilgi, belge, değerlendirme ve sonuçları bilimsel etik ve ahlak kurallarına uygun olarak sunduğumu,
- Tez çalışmasında yararlandığım eserlerin tümüne uygun atıfta bulunarak kaynak gösterdiğimi,
- Kullanılan verilerde herhangi bir değişiklik yapmadığımı,
- Bu tezde sunduğum çalışmanın özgün olduğunu,

bildirir, aksi bir durumda aleyhime doğabilecek tüm hak kayıplarını kabullendiğimi beyan ederim.

Onur TARAKÇIOĞLU

24/11/2023

MEGA UYDU TAKIMI AJANLARI İÇİN MAKİNE ÖĞRENİMİ TEMELLİ

HATA KESTİRİMİ

(Doktora Tezi)

Onur TARAKÇIOĞLU

GAZİ ÜNİVERSİTESİ

FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

Kasım 2023

ÖZET

Uzay araçları, potansiyel sistem hatalarını tolere edebilmeleri amacıyla önceden tanımlanmış hata yönetimi işlevlerini içeren otomatik prosedürlerle donatılmaktadır. Ancak, son zamanlarda uzaya erişim imkanlarının çeşitlenmesi, artan uzay aracı sayısı ve görev karmaşıklığı gibi faktörler, bu araçlarda otomasyondan veriye dayalı otonomiye geçiş yönünde paradigma değişimlerine zemin hazırlamaktadır. Uzay sistemlerinin hatalar karşısında yıkılmazlığı ve emniyet kritik işlevlerin yönetimine ilişkin uygulamalar ile şekillenen bu eğilim özellikle uzayda kenetlenme, derin uzay, Dünya dışı gezegenler, asteroidler veya kuyruklu yıldızlara navigasyon gibi özerklik gerektiren görevlerde daha belirgin bir şekilde gözlemlenmektedir. Geçtiğimiz yıllarda sayıları hızla artan mega uydu takımı yaklaşımı, diğer gezegenlerin dinamik çevresel koşulları, derin uzay belirsizlikleri, modelleme verisi eksikliği veya radyo frekans yayılımındaki önemli gecikmeler nedeniyle uzay keşfi araçlarının hata ve emniyet yönetim sistemlerinin yalnızca model tabanlı yaklaşımlarla geliştirilmesinde önemli eksiklikler yaşanmaktadır. Tez kapsamında uzman hata teşhis, izolasyon ve tekrar devreye alma sistemleri ile yerine getirilmesini desteklemek amacıyla, ortaya çıkması muhtemel hataların veriye dayalı topluluk sınıflayıcılar ile önceden tahmin edilmesine odaklanılmıştır. Araştırma çerçevesinde, proaktif bir hata yönetim yaklaşımı geliştirilmesine çalışılmış ve bu doğrultuda takım uydularda eşik altı hataların tahmini için çoklu ajan mimarisinde tasarlanmış bir hata teşhis ve izolasyon sistemi tanıtılmaktadır.

Bilim Kodu : 93101

Anahtar Kelimeler : Yapay zeka, uzay, hata yönetimi, otonomi, makine öğrenmesi

Sayfa Adedi : 155

Danışman : Prof. Dr. Muhammet Ali AKCAYOL

İkinci Danışman : Prof. Dr. Mehmet Timur AYDEMİR

MACHINE LEARNING-BASED FAULT PREDICTION FOR MEGA SATELLITE
CONSTELLATION AGENTS

(Ph. D. Thesis)

Onur TARAKÇIOĞLU

GAZİ UNIVERSITY
GRADUATE SCHOOL OF NATURAL AND APPLIED SCIENCES

November 2023

ABSTRACT

Spacecraft are equipped with predefined fault management functions integrated into automated procedures to enable them to tolerate potential system failures. However, recent developments in space access opportunities, the increasing number of spacecraft, and the complexity of missions have paved the way for a paradigm shift towards transitioning from automation to data-driven autonomy. This trend, shaped by applications related to the fault tolerance and the management of safety-critical functions in space systems, is particularly prominent in missions requiring autonomy, such as space rendezvous, deep space exploration, and navigation to extraterrestrial planets, asteroids, or comets. In recent years, the rapidly growing mega-satellite constellation approach, coupled with challenges related to the dynamic environmental conditions on other planets, uncertainties in deep space, the lack of modeling data, and significant delays in radio frequency propagation, has highlighted significant deficiencies in the model-based fault and safety management systems of space exploration vehicles. Within the scope of this thesis, to support the expert fault diagnosis, isolation and recovery systems, the studies have been focused on predicting future faults using data-driven ensemble classifiers. Within the research framework, proactive fault detection and isolation are facilitated by a multiple-agent architecture, enabling the prediction of sub-threshold faults in satellite constellations, which has been extensively discussed.

Science Code : 93101

Key Words : Artificial intelligence, space, fault management, autonomy, machine learning

Page Number : 155

Supervisor : Prof. Dr. Muhammet Ali AKCAYOL

Co-Supervisor : Prof. Dr. Mehmet Timur AYDEMİR

TEŞEKKÜR

Hayatları boyunca her zaman bizi yetiştirmek için emek veren öğretmenlerim, annem ve babama,

Yıllar süren çalışmalarım sürecinde beni daima gönülden destekleyen eşime,

Varlığından her zaman güç aldığım Prof. Dr. M. Timur AYDEMİR'e, yönlendirmeleri ile naçizane araştırmalarım değer katan başta Prof. Dr. M. Ali AKCAYOL olmak üzere, Prof. Dr. Saffet AYASUN ve Dr. Yakup ÖZKAZANÇ hocalarıma,

en samimi teşekkürlerim ve saygılarımla.

İÇİNDEKİLER

	Sayfa
ÖZET	iv
ABSTRACT.....	v
TEŞEKKÜR.....	vi
İÇİNDEKİLER	vii
ÇİZELGELERİN LİSTESİ.....	ix
ŞEKİLLERİN LİSTESİ.....	x
SİMGELER VE KISALTMALAR.....	xiii
1. GİRİŞ.....	1
2. TANIMLAR	9
2.1. Kritik Sistemler	9
2.2. Güvenilirlik Yönetimi	11
2.2.1. Güvenilirlik ve operasyona elverişlilik	12
2.2.2. Maliyet ve sistem etkinliği kavramı.....	13
2.3. Hataya Toleranslı Kontrol (FTC).....	15
2.4. Hata ve Arıza Kavramları	19
2.5. Uzay Sistemlerinde Geleneksel FDIR Yaklaşımı	20
2.5.1. Hata teşhis, izolasyon ve tekrar devreye alma fonksiyonları.....	20
2.5.2. Yedeklilik yaklaşımı	22
2.5.3. Hiyerarşik çok katmanlı FDIR kavramı.....	24
2.5.4. Geleneksel FDIR metotları	27
3. LİTERATÜR ARAŞTIRMASI: UZAY SİSTEMLERİNDE MAKİNE ÖĞRENİMİ TABANLI EMNİYET ve FDIR YÖNETİMİ	29
3.1. Literatür Araştırmasına Giriş	29
3.2. Metodoloji	29

	Sayfa
3.3. Öncül Uygulamalar	30
3.4. Literatüre Genel Bakış	42
3.5. SWOT Analizi: Uzay Sistemlerinde Yapay Zeka Tabanlı FDIR Uygulamaları	49
4. FPMAS: TAKIM UYDULARDA ÇOKLU AJAN TABANLI TOPLULUK SINIFLANDIRICILARILARA DAYALI PROAKTİF HATA TAHMİNİ.....	53
4.1. Problem Alanının Tanımlanması	53
4.2. Yönelim Kontrol Sistemi	55
4.3. Özellik Çıkarımı (Feature Extraction)	63
4.4. Hata Tahmini için Topluluk Sınıflayıcılar	74
4.4.1. Referans korelasyonu	74
4.4.2. Hata sınıflayıcıları	80
4.4.3. Çoklu ajan mimarisi	87
4.5. Hata Enjeksiyon Arayüzleri	98
5. ARAŞTIRMA BULGULARI VE TARTIŞMA.....	107
5.1. Nominal Çalışma Senaryosu	110
5.2. Tekil Hata: Olası Yağlayıcı Kontaminasyonuna Bağlı Olarak MKJ Şaft Rulmanının Hatalı Çalışması Senaryosu.....	114
5.3. Çoklu Hata: Tekil Olay Etkisine (SEE) Bağlı Olarak İki MKJ'nin Şaft Kodlayıcılarının Radyasyona Bağlı Sebepler ile Hatalı Çalışması Senaryosu ...	119
6. SONUÇ VE ÖNERİLER	125
KAYNAKLAR	129
EKLER.....	141
EK-1. FPMAS'ın işlevsel testlerinde kullanılan sanal hata enjeksiyon arayüzlerine ilişkin MATLAB/SIMULINK© modelleri.....	142
ÖZGEÇMİŞ.....	154

ÇİZELGELERİN LİSTESİ

Çizelge	Sayfa
Çizelge 2.1. ABD Savunma Departmanı, MIL-STD-1629A'nın (2017) 10'uncu sayfasında verilen kategorizasyonun kritik sistemlerde kazaya sebep olabilecek hatalar dikkate alınmak suretiyle tanımlanması	11
Çizelge 3.1. Perseverance Gezgini navigasyon sınıflayıcısı için D. Noever ve S. Noever (2021) tarafından tanımlanan karışıklık matrisi	33
Çizelge 3.2. Uzay alanında makine öğrenimine dayalı emniyet yönetimi ve FDIR uygulamalarının listelenmesi	46
Çizelge 3.3. Uzay aracı otomasyonu için yapay zeka kullanımına ilişkin SWOT analizi	50
Çizelge 4.1. Sınıflayıcı metotlarının seçilmesi sürecinde elde edilen eğitim ve test doğruluk performansı gösterimleri	84
Çizelge 4.2. Eğitim ve test aşamalarında karar ağaçları doğruluk sonuçları	85
Çizelge 4.3. Sınıflayıcıların test karışıklık matrisi (Doğru Pozitifler ve Yanlış Negatif cevaplar) gösterimi.....	86
Çizelge 4.4. HYA Ki-kare fonksiyonu tarafından üretilen örnek sonuç değerleri	94
Çizelge 4.5. MKJ modeli olası hata enjeksiyonu arayüzleri için ürün dağılım ağacı gösterimi	98
Çizelge 5.1. Hata enjekte edilmeyen "normal" durum için uydu Euler yönelim açıları komutları ile FPMAS hata değerlendirme sonuçları	112
Çizelge 5.2. MKJ2(A)'ya hata enjekte edilip, diğer MKJ'lerin hata enjekte edilmeden çalıştırıldığı senaryo için uydu Euler yönelim açıları hata ortalamaları, eyleyicilerin şaft / tekerlek kontrol hatası standart sapmaları ve FPMAS hata değerlendirme sonuçları.....	117
Çizelge 5.3. MKJ2(A) ve MKJ4(A)'ya hata enjekte edilip, diğer MKJ'lerin hata enjekte edilmeden çalıştırıldığı senaryo için uydu Euler yönelim açıları hata ortalamaları, eyleyicilerin şaft / tekerlek kontrol hatası standart sapmaları ve FPMAS hata değerlendirme sonuçları.....	122

ŞEKİLLERİN LİSTESİ

Şekil	Sayfa
Şekil 2.1. Güvenilirlik ve Yatırım Maliyeti Duyarlılığı Gösterimi	14
Şekil 2.2. Geleneksel FDIR'a ilişkin sistem akış diyagramı	17
Şekil 2.3. Uzay araçlarında arızalı operasyonların maliyet ve göreve elverişlilik üzerindeki etkileri	18
Şekil 2.4. Hiyerarşik çok katmanlı FDIR kavramının risk değerlendirmesi ile ilişkilendirilmesine ilişkin Wander ve R. Förstner (2013) tarafından verilen gösterim	25
Şekil 3.1. Perseverance Gezgini ENav simülasyon ortamına ilişkin örneklem görüntüsünün Abcouwer ve diğerleri (2021) tarafından ifadesi	34
Şekil 3.2. Deep Space 1 (DS1) Derin Uzay Aracının NASA/JPL tarafından gösterimi	36
Şekil 3.3. NASA Deep Space 1 uzak ajan mimarisinin Douglas ve diğerleri (1999) tarafından gösterimi	37
Şekil 3.4. AFDIR Bayes Ağının Holsti ve Paakko (2001) tarafından gösterimi	39
Şekil 3.5. SMART-FDIR mimarisi içindeki iki farklı mantıksal akışın Guiotto, Martelli, Paccagnini ve Lavagna (2003) tarafından gösterimi (normal işlevsel senaryolar ve hata enjeksiyonu ile arıza senaryosu)	41
Şekil 3.6. Jaekel ve Scholz'un (2015) Yörüngede Servis (On-orbit Servicing-OOS) senaryosu için STK [®] 'da hazırlanmış yörünge simülasyonuna ilişkin gösterimi (DLR)	44
Şekil 3.7. Jaekel ve Scholz'un (2015) OOS görevinin şematik bir genel bakışı, sol tarafta hizmet eden robotik kollu uydu, sağ tarafta ise yakalanacak hedef uydu gösterimi (DLR)	44
Şekil 4.1. MATLAB/SIMULINK [®] 'de aktüatör hata enjeksiyon arayüzleriyle birlikte gösterilen uydu YKS modeli genel görünümü.....	58
Şekil 4.2. Uluslararası Uzay İstasyonunda (ISS) kullanılan MKJ'lerin Bedrossian, Bhatt, Kang ve Ross (2009) tarafından gösterimi (JAXA)	60
Şekil 4.3. Piramit konfigürasyonda yerleştirilmiş MKJ'lerin Rodríguez, Cortés ve Contreras (2014) tarafından gösterimi	60
Şekil 4.4. MATLAB/SIMULINK [®] 'de aktüatör hata enjeksiyon arayüzleriyle birlikte gösterilen uydu YKS modeli genel görünümü.....	61

Şekil	Sayfa
Şekil 4.5. Uydu YKS modelinde dört adet MKJ'ye ilişkin genel görünüm	62
Şekil 4.6. Takım uydu içindeki LPOS uydularının YKS verisi gruplaması	64
Şekil 4.7. YKS'de otomatik olarak sınıflandırılmış basamak yanıt parametreleri (Yatış Ekseni).....	65
Şekil 4.8. Uydu Euler kontrol döngüsü için FPMAS özellik çıkarımı	68
Şekil 4.9. Euler kontrol döngüsü örnek yatış eksenini için FPMAS özellik çıkarımı	69
Şekil 4.10. Her MKJ için izlenen özellikler ve çıkarımları için kullanılan yöntemler ..	70
Şekil 4.11. Örnek bir MKJ'de FPMAS özellik çıkarımına ilişkin matematiksel model	73
Şekil 4.12. LPOS YKS ve FPMAS modelleri (ajanlar için özellik çıkarma dahil) giriş/çıkış etkileşimi	75
Şekil 4.13. Takım uydu içindeki LPOS uydularının rastsal yörünge geçişlerinde YKS kontrol döngüleri benzerlik (referans korelasyonu) ilişkilerine dair örnek gruplama gösterimleri	77
Şekil 4.14. FPMAS'ın altı katmanlı hiyerarşik FDIR kavramının risk değerlendirmesi ile ilişkilendirilmesi.....	79
Şekil 4.15. FPMAS ajanlarının uydu sistemi seviyesi ve uydular arası iletişim arayüzleri ve YKS'deki entegrasyon düzeni	81
Şekil 4.16. HTA'lar tarafından kullanılan Euler kontrol özellikleri ile eğitim-test veri seti gösterimi	82
Şekil 4.17. HTA'lar tarafından kullanılan MKJ kontrolcü özellikleri ile eğitim-test veri seti gösterimi.....	83
Şekil 4.18. FPMAS sınıflayıcı eğitimi, mimarının genel akış diyagramı, ajan arayüzleri ve karar verme akışı	88
Şekil 4.19. Euler kontrolü HTA'larının girdi ve çıktı gösterimleri	89
Şekil 4.20. MKJ şaft ve tekerlek kontrolü HTA'larının girdi ve çıktı gösterimleri.....	90
Şekil 4.21. HYA'larının işlevleri ve girdi çıktı gösterimleri	92
Şekil 4.22. HTA'lar tarafından yapılan sınıflamalar ile oluşturulan "Hata Tahmin Raporları" dizisinde yanlış ve doğru hata tahminleri (hata enjekte edilen durum için).....	95

Şekil	Sayfa
Şekil 4.23. Hata enjekte edilen örnek bir durum için HYA değerlendirme sonuçları	95
Şekil 4.24. HTA'lar tarafından yapılan sınıflamalar ile oluşturulan "Hata Tahmin Raporları" dizisinde yanlış ve doğru hata tahminleri (hata enjekte edilmeyen durum)	96
Şekil 4.25. Hata enjekte edilmeyen durum için HYA değerlendirme sonuçları.....	97
Şekil 4.26. MKJ hareket eksenleri bileşenleri ve mimari genel gösterimi	99
Şekil 4.27. MATLAB/SIMULINK®'de aktüatör hata enjeksiyon arayüzleri ile gösterilen uydu YKS modeli genel görünümü.....	100
Şekil 4.28. MKJ şaftının nominal operasyonu.....	103
Şekil 4.29. MKJ şaftına hata enjekte edilmesi durumunda operasyonu	104
Şekil 4.30. Jiroskop dönüş ekseninde hata enjekte edilmemiş durum ve bir MKJ'nin şaftına hata enjekte edilmesi durumunda ortaya çıkan hata davranışı ile kural bazlı FDIR hata teşhis eşik değeri gösterimleri	105
Şekil 5.1. Eşik değeri ile FPMAS çalışma alanı ilişkisi.....	107
Şekil 5.2. MATLAB/SIMULINK®'de aktüatör hata enjeksiyon arayüzlerinde hatasız eyleyicilerin seçilmesi.....	110
Şekil 5.3. MATLAB/SIMULINK®'de aktüatör hata enjeksiyon arayüzlerinde hatalı eyleyicilerin seçilmesi.....	114
Şekil 5.4. LPOS#1'de MKJ2(A)'ya enjekte edilen şaft rulmanı davranışsal hatasına ilişkin bütçelerin önce ve sonrasına ilişkin gösterim	115
Şekil 5.5. MATLAB/SIMULINK®'de aktüatör hata enjeksiyon arayüzlerinde hatalı eyleyicilerin seçilmesi.....	119
Şekil 5.6. LPOS#1'de MKJ2(A) ve MKJ4(A)'ya enjekte edilen şaft rulmanı davranışsal hatasına ilişkin bütçelerin önce ve sonrasına ilişkin gösterim	120

SİMGELER VE KISALTMALAR

Bu çalışmada kullanılmış kısaltmalar, açıklamaları ile birlikte aşağıda sunulmuştur.

Kısaltmalar	Açıklamalar
ABD	Amerika Birleşik Devletleri
ACE	Approximate Clearance Evaluation (Yaklaşık Boşluk Değerlendirmesi)
AFDIR	Advanced Fault Detection, Isolation, and Recovery (İleri FDIR)
AGF	Alçak Geçiren Filtre
AI	Artificial Intelligence (Yapay Zeka)
ASC	Autonomous Star Camera (Otonom Yıldız Kamerası)
ATB	Avionic Test Bench (Aviyonik Test Düzeneği)
AUC	Area Under the Curve (Eğri Altındaki Alan)
BN	Bayesian Network (Bayes Ağı)
CPU	Central Processing Unit (Merkezi İşlemci Birimi)
CRC	Cyclic Redundancy Check (Döngüsel Redundans Kontrolü)
ÇKÖ	Çıkarılmış Özellikler
DLR	Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt
DNN	Deep Neural Network (Derin Sinir Ağı)
DoF	Degree of Freedom (Hareket Serbestliği Derecesi)
DSS	Dynamic System Simulator (Dinamik Sistem Simülatörü)
ECSS	European Cooperation for Space Standardization
EDAC	Error Detection and Correction (Hata Algılama ve Düzeltme)
ESA	European Space Agency (Avrupa Uzay Ajansı)
EXEC	Smart Executive (Akıllı Yürütücü)
FDI	Fault Detection and Isolation (Hata Teşhisi ve İzolasyon)
FDIR	Fault Detection, Isolation, and Recovery (Hata Teşhis, İzolasyon ve Tekrar Devreye Alma)
FIR	Fuzzy Inductive Reasoning (Bulanık Tümevarımsal Muhakeme)
FNR	False Negative Rates (Yanlış Negatif Oranı)
FPMAS	Çoklu Ajan Hata Tahmin Sistemi (Fault Prediction Multi-Agent System)
FSW	Flight Software (Uçuş Yazılımı)
FTC	Fault Tolerant Control (Hataya Toleranslı Kontrol)

Kısaltmalar	Açıklamalar
GEO	Geostationary Orbit (Yer Senkron Yörünge)
GNC	Guidance, Navigation, and Control (Rehberlik, Seyrüsefer ve Kontrol)
GOCE	Gravity Field and Steady-state Ocean Circulation Explorer
HDBK	Handbook (El Kitabı)
HO	Hareketli Ortalama
HTA	Hata Tahmin Ajanı
HVD	Hata Var Durumu
HYA	Hata Yönetim Ajanı
HYD	Hata Yok Durumu
ISO	International Organization for Standardization
ISS	International Space Station (Uluslararası Uzay İstasyonu)
JAXA	Japan Aerospace Exploration Agency
JPL	Jet Propulsion Laboratory
LEO	Low Earth Orbit (Alçak Dünya Yörüngesi)
LPO	Low Polar Orbit (Alçak Kutupsal Yörünge)
LPOS	Low Polar Orbit Satellite (Alçak Kutupsal Yörünge Uydusu)
MAS	Multi-Agent System (Çoklu Ajanlar Sistemi)
MEX	Mars Express
MIL	Military (Askeri)
MIR	Mode Identification/Reconfiguration (Mod Tanımlama-Yapılandırma)
MKJ	Moment Kontrol Jiroskopu
ML	Machine Learning (Makine Öğrenimi)
MM	Mission Manager (Görev Yöneticisi)
MTBF	Mean Time Between Failures (Arızalar Arası Ortalama Süre)
MTTF	Mean Time to Failure (Arızaya Ortalama Süre)
MTTR	Mean Time to Repair (Onarıma Ortalama Süre)
NASA	National Aeronautics and Space Administration
OBCP	On-board Control Procedures (Yerleşik Kontrol Prosedürleri)
OBDAH	On-board Data Handling (Yerleşik Veri Kotarma Sistemi)
OOS	On-orbit Servicing (Yörüngede Bakım)
PS	Planner/Scheduler (Planlayıcı/Takvimlendirici)
QA	Quality Assurance (Kalite Güvencesi)

Kısaltmalar	Açıklamalar
RAX	Remote Agent Experiment (Uzak Ajan Deneyi)
RBT	Residuals Based Thresholds (Kalan Tabanlı Eşikler)
RF	Radio Frequency (Radyo Frekansı)
ROC	Receiver Operating Characteristic (Alıcı İşletim Karakteristiği)
R/P/Y	Roll/Pitch/Yaw (Yatış/Yunuslama/Yalpa)
SEE	Single Event Effect (Tek Olay Etkisi)
SEU	Single Event Upset (Tek Olay Bozulması)
SOM	Self-Organizing Map (Kendi Kendini Organize Edebilen Ağ)
SSHM	Space Structural Health Monitoring (Uzay Yapısal Sağlık İzleme)
SSME	Space Shuttle Main Engine (Uzay Mekiği Ana Motoru)
SWOT	Strengths, Weaknesses, Opportunities, Threats (Güçlü Yönler, Zayıf Yönler, Fırsatlar, Tehditler)
TNN	Trilayered Neural Network (Üç Katmanlı Yapay Sinir Ağı)
TT	Tepki Tekerleği
TPR	True Positive Rates (Doğru Pozitif Oranı)
TRL	Technology Readiness Level (Teknoloji Hazırlık Seviyesi)
TRN	Terrain Related Navigation (Arazi İlişkili Navigasyon)
VEA	Veri Etkileşim Ajanı
YKS	Yönelim Kontrol Sistemi
YSA	Yapay Sinir Ağı

1. GİRİŞ

Gelişmekte olan toplumlar refah düzeylerini ve ekonomik varlıklarını beslemek için yürüttükleri endüstriyelleşme yarışını artan bir hızla sürdürmektedir. Bilgi ve iletişim teknolojileri alanı, sanayi devrimi ile başlayan bu yarışta günümüzdeki en önemli kulvarlarından birisi olmuştur [1].

Çeşitli nitelik ve nicelikteki bilgilerin toplanması, işlenmesi ve saklanması veya işlenmek üzere herhangi bir yere iletilmesini sağlayan ve kendi içinde karmaşık sistemlerden oluşan bilgi ve iletişim teknolojileri, son birkaç on yılda gelişmiş ülkelerin birçoğunda yetkin bir şekilde kullanılmaya başlanmış [2] ve böylece kullanıcıları için sosyo-ekonomik alanda önemli avantajların ortaya çıkmasını sağlamıştır [3].

Bilgi ve iletişim teknolojilerindeki büyümenin, günümüzün birbiri ile ilişkili ve karmaşık sistemlerine olan destekleyici etkileri her geçen gün artmaktadır. Sputnik Uydusunun fırlatılması ile 1957'de radyo frekans yayını ile başlayıp, insanlık tarihinde görece kısa zamanda kayda değer ilerleme görülen temel bilgi ve iletişim alanlarından birisi de uzay teknolojileridir.

Toplumlar, her geçen gün kendisine uzayda yeni hedefler koymakta ve keşifler ile Dünya dışı oluşumları ve evrenin bilinmezliklerini çözmeye çalışmaktadır. Geçtiğimiz yüzyıllarda üzerinde yaşadığı gezegenin kıtalarını keşfedebilirken, bundan sadece beş yüzyıl civarı sonra Ay, yakın uzay cisimleri (asteroitler), diğer gezegenler ve derin uzayda varlık göstermeyi başarmıştır. Ancak günümüzün karmaşık uzay keşiflerine yönelik görevler birçok yeni teknolojik problemi de beraberinde getirmektedir. Bu problemlerden birisi de gelişen sistem karmaşıklığının yanı sıra sistemlerin işlevselliğini ya da sistem bileşenlerinin hangi derecede sağlıklı çalıştıklarını belirleyebilmek ve izlemek için kullanılan Hata Teşhis, İzolasyon ve Tekrar Devreye Alma (FDIR) sistemlerinin de karmaşıklaşmasıdır.

Uzay sistemleri, zorlu koşullarda [4] mümkün olduğunca güvenilir (reliable) davranışlar göstermek üzere tasarlanmaktadır. Görev kritik (mission critical) veya güvenlik kritik (safety critical) sistemlerde izlenen ve yönetilen temel kavramlardan biri olan güvenilirlik (reliability), hayati sonuçlar doğurabilen ve sistem başarımı açısından vazgeçilmez bir

parametredir. Karmaşık sistemlerin operasyonu aşamasında kendisinden istenen işlevi yerine getirebilmesindeki kararlılık oranı olarak tanımlanabilecek bu özellik, uzay araçları için tasarımdan üretime, testten operasyona tüm aşamalarda teknik bir bütçe olarak yönetilmektedir.

Uzay araçlarında güvenilirlik endeksinin birçok bileşeni bulunmaktadır. Bunlardan neredeyse tümü ile ilişkili olan ana işlev ise araçların mimarilerine özelleşmiş FDIR mekanizmalarıdır. Uzay araçlarının güvenilirliklerinin yönetilmesi konusu, geliştirme süreçleri içerisindeki temel araştırma disiplinlerinden birisidir. Bu çalışmalara önemli kaynaklar ayırılmasına zemin hazırlayan faktörlerin başında uydu ve benzer araçların uzayda bulunmaları sebebiyle görece sınırlı servis yapılabilirlikleri gelmektedir.

Görev kritik sistemler içerisinde uzay araçları diğer sistemlerden bakım yapılabilirlik özellikleri açısından oldukça farklı bir niteliğe sahiptir. Bu sistemlerin çoğu insansız görev yapmak üzere tasarlandığından ve atmosfer dışına gönderildiklerinden, özellikle Alçak Dünya Yörüngesindeki yapay uydular dışındaki önemli bir bölümü görev sürelerinin başından sonuna kadar herhangi bir donanım bakımı ya da onarıma tabi tutulamamaktadır.

Alçak Dünya Yörüngesindeki (LEO) uydular önceden belirlenmiş hata yönetimi fonksiyonlarını içeren otomatik prosedürler ile donatılmakta ve düşük gecikmeli iletişim erişimleri sayesinde sisteme ilişkin anomaliler insan operatörler tarafından yakından takip edilebilmekte ve gerektiğinde bazı limitler dahilinde bakım ya da onarımları yapılabilmektedir. Ancak bu alışılmış durum, her uzay aracı için uygulanabilir olmadığından uzay araçlarının FDIR yaklaşımlarında kural tabanlı otomasyondan veriye dayalı (data-driven) otonomi paradigmalarına geçişi teşvik eden önemli gelişmeler yaşanmaktadır. Bunlardan ilki LEO'ya konumlandırılan mega takım uydularda tekil veya eş zamanlı olarak çoğul bir şekilde ortaya çıkabilecek hataların teşhisi ve yönetimine yönelik yerleşik (on-board) otonomi gereksinimidir.

Günümüz uzay endüstrisi, takım uydu görevlerine gittikçe artan oranda finans kaynağı sağlamaktadır. Uzayı daha erişilebilir hale getiren yeni fırlatma teknolojileri ve çoklu veya paylaşımlı fırlatma (rideshare) kabiliyetleri, uzayda birden çok uzay aracından oluşan karmaşık görevlerin gerçekleştirilmesine imkan tanımaktadır.

LEO Yörüngedeki mega takım uydular artan kapasiteleri, düşük gecikmeli (low latency) veri transferi, yer istasyonu ile görece sık komuta kontrol iletişim penceresi (communication cone) imkanı gibi bazı eşsiz avantajlara sahiptirler. Ancak, LEO Yörüngede görev yapsalar bile Starlink (ABD), OneWeb (Uluslararası), O3b mPOWER (Lüksemburg), Iridium Next (ABD), Amazon Kuiper (ABD), SatNet (Çin), Telesat LEO (Kanada), Rivada Networks (ABD) gibi yeni mega takım uydu konsepti içindeki binlerce işlevsel uydunun, aynı anda insanlar tarafından işletilmeleri ve hataları durumunda detaylı analizlere (isolation) tabi tutulması gerekmektedir. Ayrıca takım uydularda hatadan arındırılan uzay aracı mimarilerinin tekrar devreye alınma süreçlerinin (recovery) eş zamanlı icrası, insanlar için zorlu bir süreç olmanın yanı sıra büyük kapasitelerde iş gücü kaynağı da gerektirmektedir. Bir takımdaki uydu sayısı arttıkça, geleneksel veri işleme yöntemlerinin kapasitesinin ötesinde, büyük veri (big data) olarak adlandırılan kapsamlı ve karmaşık veri kümeleri oluşmaktadır. Uzay araçları ve takım uydu görevleri karmaşıklaştıkça, yer istasyonları sistem hatalarını mümkün olan en kısa sürede teşhis etmek için büyük kapasitedeki verileri işlemek zorunda kalmaktadır. Bu tür sistemlerde kapasiteye dayalı yerleşik veri işleme kısıtları, uyduların yer istasyonları ile sınırlı iletişim aralıklarına sahip olması ve uzay aracından alınan eksik, kısıtlı veya hatalı veriler nedeniyle sıklıkla zorluklarla karşı karşıya kalınmaktadır. Bu nedenle mega takımlardaki uydular, senkron operasyonlarının idamesi için olası sistem hatalarının yerleşik yöntemler ile önlenmesine yönelik yeteneklerle donatılmaktadır.

LEO Yörünge ötesinde ise sayısı son dönemde giderek artan birçok uzay aracı kısıtlı insan nezaretiyle de çalışabilecek özelliklerle geliştirilmektedir. Günümüze kadar 49'dan fazla Mars görevi yürütülmüş olup, halen derin uzay projeleri ve Mars'a insanlı uçuşlar da dahil olmak üzere birçok otonom görev gerçekleştirilmiştir [5-7]. Takım uydu çözümlerinin benzersiz ve verimli sonuçları nedeniyle gelecekte Mars veya ilgi çekici diğer gezegenlerin yörüngesinde konumlanmış daha fazla takım uydu olacağı öngörülmektedir.

Uzaya erişimde son dönemde elde edilen kolaylıklar ve teknolojidaki gelişmeler, günümüz uzay araçlarının Dünya yörüngelerinden uzaklaşabilmesine ve otomasyona dayalı prosedürlerden otonom yani özerk sistemlere geçişine imkan sağlamaktadır. Bu paradigma geçişi özellikle hassas yanaşma veya kenetlenme, derin uzay ve Dünya dışı gezegenlere, asteroidlere veya kuyruklu yıldızlara güvenli navigasyon ve yumuşak iniş gerektiren görevlerde daha somut bir şekilde gözlemlenebilmektedir. Mega takım uydularının çoklu

operasyonu gerekliliğine ilave olarak, uzay araçlarının veriye dayalı otonomi yaklaşımlarına geçişini teşvik eden etkenlerden ikincisi ise derin uzayın az modellenenmiş ortamlarında görev yapan sistemlerin yerleşik otonomi gereksinimidir.

Model tabanlı tasarım, uzay sistemlerinde güvenilirlik hassasiyetlerinin ve olası hataların öngörülmesi için kabul görmüş temel yaklaşımdır [8]. Bu yaklaşım, risk azaltma stratejilerinin belirlenmesi ve sistem tasarımının optimize edilmesi için kritik önemdedir [9]. Model tabanlı tasarım sonrasında doğrulama analizleri ile elde edilen sonuçlar, donanım ve yazılım için yedekleme stratejilerinin geliştirilmesinde kullanılmaktadır. Bu stratejiler, uzay araçlarının güvenilirliği [10] ve operasyona elverişliliğinin [11] optimizasyonu için referans alınan temel prensipleri oluşturmaktadır. Ancak, modellemede gelinen ileri aşamaya rağmen, mevcut literatür uzay aracı kayıplarının bilinen en önemli nedeninin de geliştirme sürecinde yapılan hatalar olduğunu göstermektedir. Tasarım, analiz, test ve doğrulama hataları tüm uzay aracı kazalarının %63'üne sebep olmaktadır [12]. Literatürde mühendislik kusurları, modelleme derinliği eksikliği, model doğrulama belirsizlikleri, uzmanlık alanındaki eksiklikler, hata yayılım senaryolarının izole edilmemesi [13], geleneksel FDIR araçlarının adaptasyon kabiliyetlerindeki sınırlamalar, öngörülemeyen yerleşik hatalar [14] ve sistem durumunun sadece mevcut telemetri verisi oranında kısmi olarak gözlemlenebilmesi [15] gibi şartların uzay aracı sistemlerinin hatalara karşı istikrarsız hale gelmesine sebep olan başlıca etkenler olduğu belirtilmektedir [16].

Öngörülme şartlar ile ilişkili riskler yönetilebilir olduğunda, herhangi bir sistemin görece belirsizliklere (uncertainty) sahip olması, kabul edilebilir bir durum olarak değerlendirilmektedir.

Belirsizliklerin yönetilmesinde kullanılan güvenlik marjları ekipmandan sistem düzeyine kadar kontrol edilen teknik bütçelere eklenmektedir. Bu doğrultuda uzay sistemi geliştirme süreçlerinde matematiksel modellere dayalı en kötü (worst case) senaryolar tanımlanmakta ve bu senaryolar için olası başarısızlık olasılıkları göz önünde bulundurulmaktadır [9, 10]. Ancak güvenlik marjları ve en kötü durum senaryoları birleştirildiğinde, tasarım sürecinde istenirse de uzay aracı sistem konfigürasyonuna ek yapısal kütle, ilave itki yakıtı, genişletilmiş ısı atım yüzeyleri veya artan güneş paneli alanı gibi teknik yük artışları yaşanabilmektedir.

Mevcut FDIR teknikleri sistem içi testler olarak adlandırılan düzenli periyotlarla sistemin performans ya da fonksiyonelliğinin izlendiği analitik veya kural tanımlı yöntemlerle oluşturulmaktadır [17, 18]. Söz konusu kurallar seti büyük oranda model tabanlı analitik çalışmalar veya uzman sistemler ile tanımlanmakta ve endüstrinin kapsayıcı tecrübelerinden yararlanılarak oluşturulmaktadır. Ancak modelleme ve uzmanlık alan tanımları dışında gerçekleşen hatalar özellikle eşik değeri altı (threshold) aşamadayken birçok kez algılanamamaktadır. Benzer biçimde kural tanımlarının eksik ya da sistem ile ilişkili durum/kip tanımlarıyla uyumsuz olması sebebiyle yanlış teşhis ya da yanlış alarmlar da oluşabilmektedir. Operasyon sürecinde uydu sistemleri üzerinde ortaya çıkan yanlış teşhis ve alarmlar güvenilirlik ve operasyona elverişlilik (availability) açısından problemlere sebep olabilmektedir.

Uzay araçlarında otonom FDIR yaklaşımlarına geçişi teşvik eden üçüncü en önemli faktör, derin uzay görevlerinde insan operatörlerin uzay araçlarına gerçek zamanlı erişiminin mümkün olmamasıdır. Gezegenler arası veya derin uzay görevlerinde uzay aracının Dünyaya olan mesafesi sebebiyle elektromanyetik iletişim sinyali zaman gecikmesine maruz kalmaktadır. Temel olarak radyo frekans sinyallerinin uzay boşluğundaki dağılım hızı yani ışık hızının limiti dolayısıyla iletişimde ortaya çıkan gecikme, uygulamaya göre değişiklik göstermektedir. Uzay aracının ve gezegenlerin konumuna göre bu süre birkaç dakikadan onlarca dakikaya kadar değişebilmekte ve böylece Dünya üzerindeki operatörler ile uzay aracı arasında gerçek zamana yakın senkronizasyon imkanı ortadan kalkmaktadır [19].

Uzay araçları, derin uzay veya gezegenler arası görevlerde birçok zorluğa rağmen kendi görev başarılarını sağlamak ve sistem bütünlüklerini (integrity) korumak için birçok zorluğun üstesinden gelmek durumundadır. RF gecikmeleri dışında modern uzay araçlarında otomasyona dayalı prosedürlerden yerleşik otonomiye geçişi destekleyen diğer bazı faktörler aşağıda özetlenmektedir.

Uzak uzay (far space) sistemleri ile iletişimi zorlaştıran doğal koşullardan birisi de Güneş tutulmalarıdır. Örneğin Mars, Güneş ve Dünya'nın hizalanması durumu Mars'ın yörüngesinin eksantrikliği nedeniyle ortalama olarak her 780 günde bir gerçekleşmektedir [15].

Tutulma durumunda Mars üzerindeki bir uzay aracı ile Dünya yer istasyonu arasındaki iletişim Güneş tarafından tamamen engellenebilmektedir. Tutulma süresince tamamen kesilen RF iletişim, tutulmanın öncesi ve sonrasında ise Güneş rüzgarının yoğun iyonize yükleri tarafından interferansa maruz bırakılmaktadır.

Dünya yörüngesindeki uydulara kıyasla, özellikle gezegenler arası ve derin uzay görevlerinde ortaya çıkan iletişim gecikmeleri veya kesintiler, insanların uzay aracı ile ilgili değişen dinamik şartları kontrol edememelerine neden olmaktadır. Tüm bu sebeplerle uzak uzay araçları yerleşik otonomi kabiliyetleri ile donatılmaktadır [11]. Uzay araçlarının yerleşik otonomisi, sistemin çevresel şartlarına uyumlu ve güvenilir aksiyonları gerçek zamanlı olarak kendi kendine almasını sağlayabilmektedir. Yerleşik otonomi yaklaşımında makine öğrenimi kavramının temel hedefi, uzay aracının modellenmemiş çevresel değişiklikler ile başa çıkmasını, eksik verilere rağmen en kapsamlı bilgiyi işleyerek kararlar almasını sağlayabilmektir.

Ancak uzay araçlarının FDIR sistemlerinde veriye dayalı otonomi kavramının uygulanması her zaman gerekli değildir. Literatürde kural bazlı sistemler ile elde edilen temel avantaj, belirlenmiş durum ve şartlar altında uzay aracının ön tanımlı prosedürleri tanımlandığı şekliyle, yani tümüyle öngörülebilir şekilde icra edebilmeleridir. Uzay aracı sistem veya ekipman başlatma veya kapanma prosedürleri, algılayıcı kalibrasyon süreçleri ve hatalı sinyaller için eşik değer aşımı gibi işlevler, otomasyona dayalı prosedürler ile yönetilebilmektedir.

Uydu sistemlerinde sinyal eşik değerlerinin tanımlanması yaklaşımı ile sistemin yanlış alarm üretme oranı arasında güçlü bir ilişki vardır [20]. Örnek olarak, uydudaki regüle 28 Volt doğru akım bara geriliminin alt ve üst aşimleri gibi sabit eşik değerlerin temel avantajı, operasyonel olarak basit ve güvenilir olmalarıdır. Bununla birlikte, operasyona ve uzay aracının durum ve şartları ile adaptif veya dinamik olarak pencerelenen eşik değerler, yanlış alarm oranını azaltırken, hatalara duyarlılık seviyesinin kabul edilebilir düzeyde kalmasını sağlayabilmektedir [21]. Bu tür gelişmiş yaklaşımların kullanılması durumunda bile araştırmacıların koruyucu bir yaklaşımla tanımladıkları eşik değerlerin, sistemde aşırı tasarım (over-design) veya duyarlılık (susceptibility) gibi sonuçlara neden olması sıkça gözlemlenmektedir [22, 23].

Aşırı duyarlılık, bazı durumlarda görev kesintisine kadar birçok soruna neden olabileceğinden, kabul edilebilir görev riskleri göz önünde bulundurularak, uzay araçlarındaki otomasyon ve otonomi dengesi optimize edilmelidir. Ancak otomasyon ile otonomi arasındaki dengenin belirli bir optimum noktası bulunmamaktadır. Bu denge noktası sistem özellikleri ve görev gereksinimleri doğrultusunda tanımlanmalıdır [24]. LEO yörünge uydularında ve stabil süreçlerde yukarıda bahsedilen denge yaklaşımı ağır basarken, uzak uzay görevlerinde otonomi kabiliyetleri zorunlu bir gereksinim olarak tanımlanmaktadır. Bu tür sistemlerde, yerleşik otonomi artık bir optimizasyon sorunu değil, Avrupa Uzay Standardizasyon İş birliği standardı olan ECSS-E-ST-70-11C'ye göre E2'den daha üstte, yani sistem seviyesinde uygulanması gereken temel bir yetenek olarak kabul edilmektedir [14, 25, 26]. NASA'nın Perseverance misyonu, sistem seviyesi otonomi yönündeki paradigma değişimi ile ilgili güncel ve somut örnekler içermektedir.

Otonomi yaklaşımı karmaşık sistemlere uygulanması açısından geniş karşılıklar bulsa da, bu kavramın yaygınlaşmasının görece yavaş olmasının başlıca nedenleri arasında; otonominin geliştirilmesi için gereken zaman ve finansman ihtiyacı, görev kritik sistemlerde makine öğrenimi yöntemlerinin yetersizliği, otonominin mevcut kural tabanlı sistemlere entegrasyonunun karmaşıklığı, uydu veri kotarma sistemlerinin veri işleme sınırlamaları ve sistemlerin uzaydaki davranışları ile ilgili görece yetersiz bilgi kaynağına sahip olunması etkenleri sayılabilir.

Yukarıda tanımlanan etkenlerin gelişim süreçleri kapsamlı bir literatür araştırması ile incelendiğinde, uzay araçları ile ilgili birçok yenilikçi FDIR tekniği tanımlanmasına rağmen, bu çalışmalardan görece azının [5, 27–35] uzayda test edilerek, Teknoloji Hazırlık Seviyesi 'TRL-9' kıstaslarında uygulandığı görülmüştür. Ancak, günümüzde uzay aracı yerleşik veri işleme kaynaklarında elde edilen ilerlemeler, makine öğrenimi yöntemlerinin uzay araçlarına entegrasyonunu daha mümkün hale getirmektedir. Söz konusu entegrasyonlar ile bazı FDIR işlevlerinin yer istasyonu yerine, uzay aracına aktarılması ve böylece sistem otonomisinin artırılması mümkün olmaktadır.

Tüm bu bilgiler göz önüne alındığında, gelişmekte olduğu gözlemlenen "*uzay sistemlerinde veriye dayalı hata yönetimi*" alanı, tez çalışması kapsamında odağa alınmıştır. Çalışmalarda uzay araçlarında makine öğrenimine dayalı Hataya Toleranslı Kontrol (FTC) yöntemlerinin geliştirilmesi üzerinde durulmuştur. Yukarıda verilen odak doğrultusunda öncelikle,

gelişmiş uzay araçlarında yenilikçi FDIR teknikleri üzerine kapsamlı bir literatür araştırması yapılarak, mevcut akademik çalışmaların güncel bir görünümünün sunulması amaçlanmıştır.

Literatür araştırması sonrası, uzay araçlarında en üst düzeyde otonomi olarak tanımlanan dördüncü seviyeye (E4) [25] ulaşılabilmesi için "proaktif" hata tespiti yaklaşımı üzerinde yoğunlaşmıştır. Söz konusu çalışmalarla, yerleşik (onboard) makine öğrenimi çözümlerinin geliştirilmesine odaklanılarak, olası hataları ortaya çıkmadan yani öncül olarak tespit edebilen Çoklu Ajan Hata Tahmin Sistemi (FPMAS - Fault Prediction Multi-Agent System) geliştirilmiştir. FPMAS, yerel sınıflandırıcıları kullanarak, merkezi olmayan (decentralized) ve bağımsızlık ilkesine dayalı topluluk (ensemble) özelliklerini öne çıkarmak hedefi ile Çoklu Ajanlar Sistemi (MAS) üzerinde yapılandırılmıştır.

Tez çalışması çerçevesinde, FPMAS'ın performansını değerlendirmek için MATLAB/SIMULINK® ortamında oluşturulan Uydu Yönelim Kontrol Sistemi davranışsal modeli üzerinde performans analizleri gerçekleştirilmiştir. Çalışma kapsamında uydu yönelim eyleyicilerine bazı elektronik ve mekanik hatalar sanal olarak enjekte edilerek tanımlanan hatalı çalışma senaryolarına yönelik simülasyonlar ile FPMAS'ın söz konusu hatalara karşı tahminsel tepkileri incelenmiş ve raporlanmıştır.

2. TANIMLAR

Çalışmaların yazılı dokümantasyonu kapsamında bazı terimler genel anlamlarında kullanılırken, bazı terimler ise çalışma konusu ile ilişkili olarak özel anlamlarda kullanılabilir. Tez çalışması kapsamında, uzay araçlarında makine öğrenimine dayalı FDIR fonksiyonları ve sistem seviyesi otonomi kavramları üzerinde araştırmalar yapılmıştır. Bu bağlamda kavramsal tanımların kullanılış biçimi, beş ana başlık altında açıklamaları ile sunulmaktadır. Söz konusu tanımlar, konunun sınırlarının çizilebilmesi ve disiplinler arası olası kavram karmaşasına imkan verilmemesi için uzay sistemlerine ait literatürden derlenerek oluşturulmuştur.

İlerleyen bölümlerde kritik sistemler, güvenilirlik yönetimi, FTC, hata ve arıza kavramları ve geleneksel FDIR yaklaşımlarına ilişkin başlıklar altında tez raporu kapsamında kullanılan teknik terimlere ilişkin belirleyici tanımlara yer verilmektedir.

2.1. Kritik Sistemler

Endüstriyel ürün geliştirme süreçleri son kullanıcıya ait ihtiyaçların, teknik gereksinimlere dönüştürülmesi ile başlamaktadır. Teknik gereksinimler ile yön verilerek başlatılan tasarımı genellikle üretim, doğrulama (qualification) ve performans testleri takip etmektedir. Ancak günümüzde gelişen teknolojinin de etkisiyle sistem gereksinimleri artmakta ve bu durum yeni geliştirilen birçok sistemde karmaşıklık (complexity) sonucunu doğurmaktadır.

Kullanıcı gereksinimlerinin zorlaşması ve teknolojinin ilerlemesiyle karmaşıklaşan sistemlerin teknik yeterliliklerinin (functionality) yanı sıra güvenilirlikleri (reliability) de oldukça önemli bir kavram olarak karşımıza çıkmaktadır. “Kritik” terimi, yüksek güvenilirlik veya operasyonel elverişlilik ile çalışması gereken sistemlerin işlevsel sürekliliği için vazgeçilmez fonksiyonları tanımlamaktadır.

Kritik olarak nitelendirilen bir fonksiyonun başarısız olması, fonksiyonun veya fonksiyon ile ilişkili üst operasyonların durmasına veya faydasız hale gelmesine neden olabilmektedir. Bu nedenle, kritik sistemler ileri güvenilirlik ve işlevsel kesintisizlik özellikleri sunan bazı FTC önlemleri ile donatılmaktadırlar. Bu tür sistemler; sağlık, beslenme, haberleşme,

ulaşım, enerji ve finansal sektörler dahil olmak üzere birçok uygulama alanını kapsayabilmektedir.

Sistemler genel olarak kritiklik seviyelerine göre aşağıdaki gibi tanımlanabilir [36, 37]:

- a. Emniyet Kritik Sistemler (Safety-Critical Systems): Ortaya çıkabilecek hatalar direkt olarak canluların yaralanma veya ölümüne veya büyük çevresel hasarlara yol açabilecek sistemler olarak tanımlanabilir. Emniyet kritik sistemlere sağlık alanında kullanılan yaşam destek üniteleri, ameliyathane altyapı ve cihazları, kalp pilleri, işitme cihazları gibi aktif protezler başta olmak üzere; insan ve canlı taşıyan motosiklet, otomobil, gemi, uçak, helikopter, uzay araçları ve benzeri araçlar ile bu araçların idamesi için kullanılan navigasyon, iletişim, otopilot ve iniş, kalkış ve uçuş kontrolleri veya tren rotaları ve geçiş saatlerini düzenleyen destek altyapıları örnek verilebilir.
- b. Görev Kritik Sistemler (Mission-Critical Systems): Ortaya çıkabilecek hataların, sistemin beklenen endüstriyel faydaya yönelik çıktısını gerekleştirmemesine neden olabileceği sistemlerdir. Görev kritik sistemlere alternatifsiz endüstriyel altyapılar, enerji üretim ve dağıtım sistemleri, veri merkezleri ile ilişkili elektronik devlet, banka, borsa ve global ödeme işleme şirketlerinin bilişim altyapıları ile insansız fırlatma ve insansız uzay araçları örnek verilebilir.
- c. İçi veya Kullanıcısı Kritik Sistemler (Business-Critical Systems): Olası hataları kullanan tarafın görev noksanlığı yapmasına yol açan sistemlerdir. Bu sistemlerdeki arızalar kullanıcıların telafi edilebilir kayıplara uğramasına yol açabilir. Yürüyen bant sistemleri, geçiş kontrol sistemleri, iş araçları, konveyörler veya endüstriyel robotlar gibi üretim araçlarına ilave olarak iş yeri bilgi sistemleri bu tür sistemlere örnek olarak verilebilir.

Endüstriyel ve askeri literatürde kritik sistemlerin tanımlarına ilişkin benzer yaklaşımlar bulunduğu gözlemlenmiştir. Askeri sistemler ile ilgili kritiklik ve güvenilirlik koşullarını düzenleyen MIL-STD-1629A ve MIL-STD-882’de sistemlerin kritiklik seviyeleri, hata durumunda ortaya çıkabilecek risklerin şiddetine göre sınıflandırılmıştır. Bu yaklaşım bugün havacılık ve uzay sistemlerinde de kullanılan hata-risk yaklaşımının ortaya çıkış noktasını yansıtmaktadır [17, 18]. Kritik sistemlerde kazaya sebep olabilecek hatalar izelge 2.1.’de verilen seviyeler ile tanımlanabilmektedir.

Çizelge 2.1. ABD Savunma Departmanı, MIL-STD-1629A'nın (2017) 10'uncu sayfasında verilen kategorizasyonun kritik sistemlerde kazaya sebep olabilecek hatalar dikkate alınmak suretiyle tanımlanması

Kategori	Seviyesi	Etki Tanımı
Kategori I	Katastrofik	Ölüm ya da sistemin kaybı ile sonlanan geri döndürülemez kazalardır.
Kategori II	Kritik	Önemli yaralanmalara, sistem seviyesi hasarlara veya görev kapasite kaybına sebep olabilecek kazalardır.
Kategori III	Marjinal	Nispeten küçük boyutlu ya da sadece sistem seviyesi özellikleri veya performansı etkileyen arızalardır. Gerçekleşmesi ile genellikle görev performansı düşüklüğü, göreve elverişlilik kapsamında zaman kaybı gibi sonuçlar doğurmaktadır.
Kategori IV	Minör	Yaralanmaya veya sistemde kalıcı bir hataya sebep olmayan hata ya da kazalardır. Yine de bu sınıftaki arızalar planlanmayan bakım, onarım ya da normal operasyon sürecinde tanımlı olmayan ek bir düzeltme sürecine sebep olmaktadır.

Sistemlerle ilgili kritiklik seviyesi ne kadar yüksekse, bir başka ifade ile görev kaybı ya da sistemin kaybı durumunda ortaya çıkabilecek hayati veya maddi maliyetler ne kadar yüksek ise, sistemin kritikliği de aynı derecede yüksek olarak tanımlanabilir. Emniyet kritik ve görev kritik sistemler başta olmak üzere tüm kritik sistemlerin geliştirilmesinde görev tanımı, olası sistem hataları ve operasyonel ortamın çevresel şartları dikkate alınarak, özelleşmiş Hataya Toleranslı Kontrol (FTC) yaklaşımlarına ihtiyaç duyulmaktadır.

2.2. Güvenilirlik Yönetimi

Kritik sistemlerde güvenilirlik gereksinimleri doğrultusunda sistem tasarımında gerekli yönlendirmeler yapılarak güvenilir, yıkılmaz (robust), faal olma oranı yüksek yani az arıza yapan bir mimariye ulaşılmaya çalışılmaktadır.

Güvenilirlik yönetimi, gereksinim tanımı sürecinden başlayarak sistem tasarımı ile iç içe yürütülen, girdi çıktı açısından çift yönlü süreçlerdir. Güvenilirlik gereksinimi ve hedeflerinin belirlenmesinde emniyet gerekleri, müşteri ihtiyaçları, teknolojik imkânlar, güçlü ve zayıf olunan kabiliyetler, geçmiş tecrübeler, takvim ve maliyet unsurları göz önünde bulundurulmaktadır.

2.2.1. Güvenilirlik ve operasyona elverişlilik

Hata toleranslı sistemlerde ortaya çıkan temel iki faktör; güvenilirlik (reliability) ve operasyona elverişliliğidir (availability).

Güvenilirlik (Reliability): $R(t)$ ile gösterilen geleneksel “güvenilirlik” tanımı, sistemin faaliyete geçtiği t_0 durumundan yola çıkıldığında, sistemin herhangi zaman aralığında sürekli olarak işler olması durumuna yönelik olarak hesaplanan olasılık değeridir. Başka bir ifade ile bir zaman aralığı boyunca belirli koşullar altında fonksiyonun gereken işlevi yerine getirme olasılığı olarak da tanımlanabilmektedir. Güvenilirlik değeri, anlık bir işlev kesintisinin bile istenmeyen önemli sonuçlar doğurabileceği kritik sistemler için özellikle tanımlanan hayati bir parametredir [38].

Güvenilirlik ile yakından ilgili olan diğer kavramlar ise “Arızaya Kalan Ortalama Süre” olarak tabir edilen (MTTF: Mean Time to Failure), “Arızalar Arası Ortalama Süre” (MTBF: Mean Time Between Failures) ve “Arızanın Onarımına Kadar Geçen Ortalama Süre” (MTTR: Mean Time for Repair) olarak tanımlanabilir.

MTTF ile MTBF kavramları arasındaki fark, temelde işlevsizliğin ortadan kaldırılması (sistemin tekrar devreye alınması) için geçen süre, yani MTTR gecikmelerinden dolayı ortaya çıkmaktadır.

MTBF değerine ulaşmak için MTTF’e ilk arızadan sonra sistemi tekrar işlevsel hale getirmek için gereken süre eklenmektedir. Bu yaklaşımlardan yola çıkılarak işlevsizlik için kalan ortalama sürenin (Mean Time Between Failure) hesaplanması süreci Eş. 2.1 ile tanımlanmaktadır.

$$MTBF = MTTF + MTTR \quad (2.1)$$

Operasyona Elverişlilik (Availability): $\hat{A}(t)$ ile gösterilen operasyona elverişlilik kavramı sistemin, $[0, t]$ aralığı boyunca işler olduğu yani beklenen işlev ile alınan işlevin zamana bağlı oran ile ölçülmesine dayanmaktadır. Bu kavram kesintisiz işlevselliğin hayati önem taşımadığı, ancak normal şartlarda çeşitli sebeplerden dolayı vazgeçilemez derece önemli olduğu “Görev Kritik” ve altı seviyedeki kritiklikteki uygulamalar için uygundur

[38]. \dot{A} ile gösterilen uzun vadeli kullanılabilirlik kavramı Eş. 2.2'deki gibi tanımlanmaktadır.

$$\dot{A} = \lim_{t \rightarrow \infty} \dot{A}(t) \quad (2.2)$$

Uzun zaman zarfları için sistemlerin operasyona elverişlilik değerleri \dot{A} , $MTTF$, $MTBF$ ve $MTTR$ kavramları ile Eş. 2.3'teki gibi hesaplanmaktadır.

$$\dot{A} = \frac{MTTF}{MTBF} = \frac{MTTF}{MTTF + MTTR} \quad (2.3)$$

Sistemlerin güvenilirlik analizleri, güvenilirlik ölçütlerinin belirlenmesi ve değerlendirilmesi, sistemin zayıf olabileceği alanların saptanması, mimarinin fonksiyonel olmayan karmaşıklıklardan arındırılması, tasarım alternatiflerinin karşılaştırılması ve gerekiyorsa ek koruma ve gözetim çözümlerinin uygulanması, koruyucu bakım periyodunun belirlenmesi amaçları ile yürütülmektedir [39].

Bakım: Bakım sistemin işler durumda kalmasını sağlamak için sistem seviyesinde veya sistemi oluşturan fonksiyonlar özelinde yapılan koruyucu faaliyetleri ifade etmektedir. Kavram olarak bakım, arızanın gerçekleşmesi durumuna göre zamansal olarak önleyici ve düzeltici olarak ikiye ayrılabilir. Tez çalışması kapsamında da odaklanılan önleyici bakım, önceden belirlenen aralıklarda ve genellikle aşınma arızalarını azaltmak için gerçekleştirilirken, düzeltici bakım, arıza durumunda sadece ilgili fonksiyonun gereken işlevi tekrar yerine getirebilmesi için yürütülmektedir.

2.2.2. Maliyet ve sistem etkinliği kavramı

Güvenilirlik, operasyon anında bakım yapılamayan sistemler için özel bir önem taşımaktadır. Bu tip sistemlere; insanlı hava taşımacılığı sistemleri (hava kontrol sistemleri, radarlar vb. dahil olmak üzere), insansız hava araçları, uydu sistemleri, Dünya dışı gezegen ve gök cisimleri üzerine iniş yapabilen gezginler (rover) ve derin uzay araçları örnek olarak verilebilir.

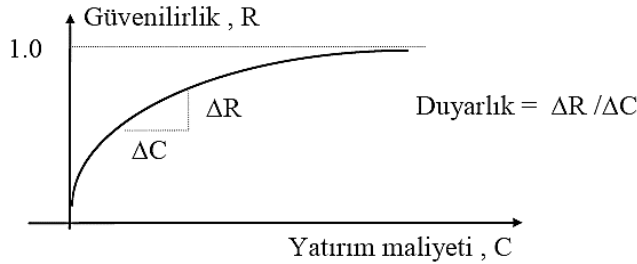
Söz konusu araçların hatalara karşı tümüyle toleranslı olarak üretilmeleri teknik ve ekonomik sebeplerden dolayı mümkün olamamaktadır. Bu sebeple söz konusu sistemlerde

görevin kaybedilmesi riskinin yönetilebilmesi için sistem kapsamında bazı tedbirler alınmaktadır. Bunlar [40]:

- a. Bileşen güvenilirliğini arttırmak,
- b. Bileşenleri yedeklemek,
- c. Koruyucu bakım frekansını arttırmak,
- d. Ölçme ve gözetim olanaklarını arttırmak ve sıklaştırmak

gibi belirli bir ek tasarım veya yatırım harcaması gerektiren işlemlerdir. Özellikle havacılık ve uzay alanında bu tedbirlerin sisteme entegrasyonu için kullanılacak yöntemlerin teknik açıdan yapılabilirliği ve finansal maliyeti irdelenmektedir. Bu süreçte ilk bakışta güvenilirliğe yönelik tedbirlerin maliyeti veya birim güvenilirlik artışının maliyeti yani ekonomik duyarlılık dikkate alınmaktadır.

Güvenilirliğin maliyete karşı değişiminde belirli bir ekonomik yatırım değerinden sonra doyuma ulaşıldığı gözlemlenmektedir. Bu oransal değişimlere ilişkin görünüm Şekil 2.1.'de verilmiştir. Şekilde yatırım maliyeti ve güvenilirlik arasındaki doyum ve güvenilirliğe yönelik maliyet veya birim güvenilirlik artışının maliyeti yani “duyarlılığa” ilişkin tanım gösterilmektedir.



Şekil 2.1. Güvenilirlik ve yatırım maliyeti duyarlılığı gösterimi [41]

Maliyet etkinliği, bir fonksiyonun belirtilen niceliksel özelliklerde talebi karşılama yeteneğinin, en iyi olası ömür maliyeti oranına sahip olmasına ilişkin ölçü olarak tanımlanabilir. Maliyet etkinliği sıklıkla sistem etkinliği olarak da adlandırılmaktadır. Karmaşık sistemlerin ömür döngüsü maliyeti, geliştirme, işletme, bakım ve imha maliyetlerinin toplamıdır. Karmaşık sistemler için genel olarak yüksek güvenilirlik, daha yüksek edinim maliyetine ve daha düşük işletme maliyetine yol açmakta, bu nedenle ömür döngüsü maliyetinin optimum noktası, nadiren son derece düşük veya çok yüksek

güvenilirlik değerlerinde bulunmaktadır [38]. Bu nadir durumlara örnek olarak uzay araçlarında ve görevi kritik askeri sistemler verilebilir. Güvenilirlik tedbirleri, söz konusu araçlarda yüksek finansal maliyetlerin ortaya çıkmasına sebep olmaktadır. Yedeklenen her bileşen ek maliyeti dışında sisteme karmaşıklık, ağırlık ve teknik bütçelerde kapasite artırımı şeklinde ortaya çıkan ilave yükler getirmektedir. Güvenilirlik yönetiminde etkin fayda ile maliyet arasındaki dengenin yakalanması sürecinde, düşük güvenilirliğin bedelinin sayısal olarak doğru ifade edilebilmesi her zaman mümkün olamamaktadır. Bu sebeple, denge noktası sistem mühendisliği ve program yönetimi bakış açısına göre standartlar ile tanımlanan belirli bir bölge içerisinde sisteme özel olarak değerlendirilmektedir.

2.3. Hataya Toleranslı Kontrol (FTC)

Uydu sistemleri, diğer kritik sistemler ile karşılaştırıldığında bakım yapılabilirlik özellikleri açısından negatif yönde ayrılmaktadırlar. Bu sebeple uzay araçları işlev, ekipman, alt sistem ve sistem seviyesine kadar dikey olarak uzanan hiyerarşik mekanizmalar tarafından izlenmektedir [21, 42–44]. Uzay araçları Dünya atmosferinin ötesine gönderildiklerinden, Uluslararası Uzay İstasyonu gibi bazı insanlı araçlar dışında, görev süreleri boyunca bakım veya onarım imkanları sınırlı olmaktadır. Hataya Toleranslı Kontrol (FTC), hataların varlığına rağmen istenen performansı ve sistem stabilitesini tatmin edici şekilde sağlayabilen özelleşmiş kontrol yöntemlerini temsil etmektedir [45, 46].

Hataya Toleranslı Kontrol (FTC-Fault Tolerant Control): Bir sistemin bileşenlerinden birisinin tamamen veya kısmen işlev bozukluğu göstermesi halinde, sistemin kararlı bir şekilde işlemeye devam edebilmesine ilişkin yıkılmazlık performansı özelliğidir [14].

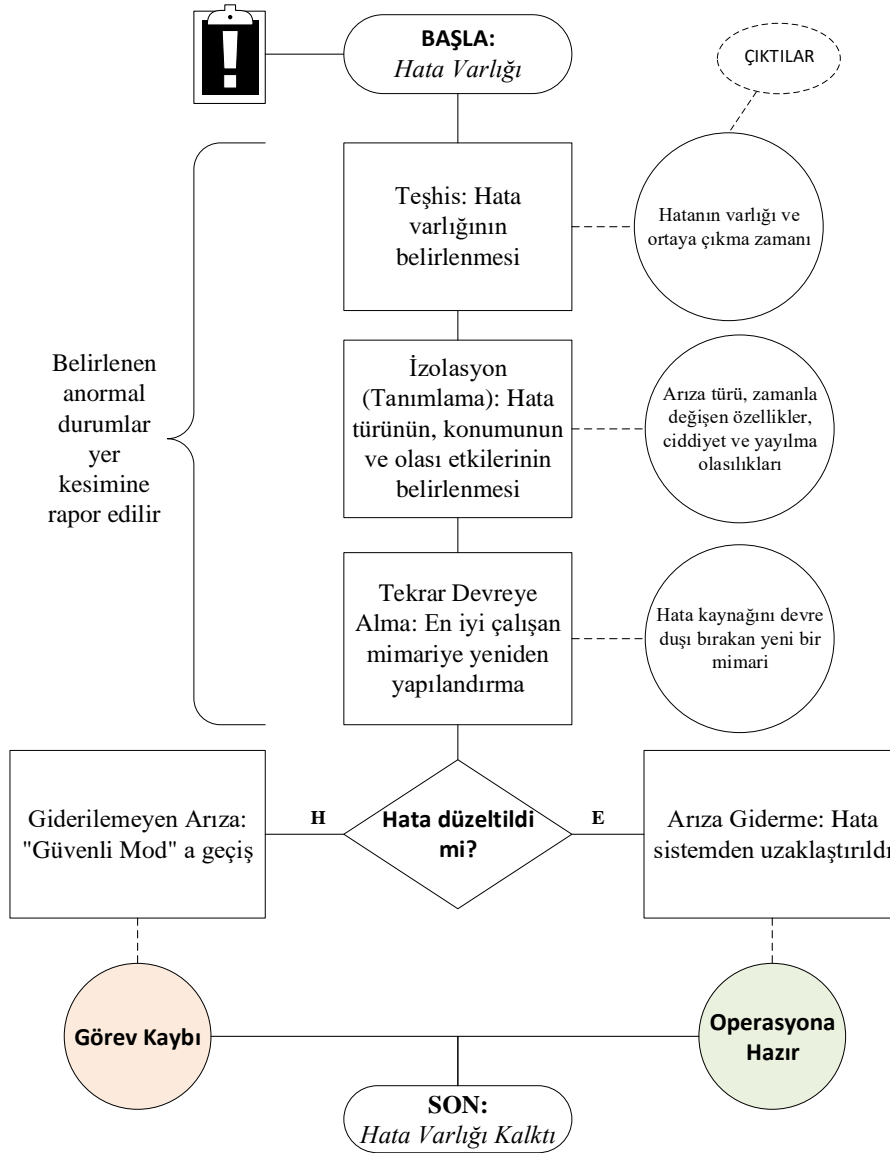
Hataya Toleranslı Kontrolün ilk adımları, uzay aracının geliştirilme aşamasında önceden tahmin edilebilen tüm arızaların tanımlanması ile başlamaktadır. Uzay aracı arızaları çok sayıda yazılım ve/veya donanım bileşeninden kaynaklanabilir bu yüzden alt katmanlardaki bileşenlerden kaynaklanabilecek arızaların mümkün olan en geniş kapsamda ele alınarak, üst katman yani sistem arızalarına kadar uzanmasına ilişkin mümkün olduğu değerlendirilen tüm olasılıklar göz önünde bulundurulmaktadır. Bu yöntemle, uzay aracının arıza tolere etme yetenekleri çerçevesinde pek çok arıza senaryosu ve muhtemel çözüm yolları tanımlanmaktadır. Ancak, öngörülemeyen veya önceden planlanmış senaryoların dışında gelişen durumlar (örneğin Mars'a yumuşak iniş veya gezginlerin kayalık zeminde tekerlek

torku optimizasyonu gibi durumlar) yine de bu ön tanımlı çözüm setinin dışında kalabilmektedir.

Hataya Toleranslı Kontrolün sistem üzerindeki tedbirleri gözetilirken risk yönetim yaklaşımı kullanılmaktadır. Bu yaklaşımda kritik sistemlerde öngörülen ya da tasarım tarihçesi ile halihazırda bilinen olası hata ve arızaların kritikliği (severity) ve olasılığı (likelihood) ana kriterler olarak tanımlanmaktadır. Bu ana kriterler doğrultusunda ölçümlenen her bir risk için gerekli mekanizmalar, FDIR sisteminin uygun işlevsel katmanında oluşturulmaktadır.

Uzay araçları hata toleranslı sistemlerin en uç gösterimleri arasında yer almaktadır. Uzay sistemlerindeki hataların görece çoğunluğu birim seviyesinde meydana geldiğinden, sistemde ekipman düzeyindeki birçok işlev, yedeklilik dikkate alınarak tasarlanmaktadır. Bu sebeple detayları Bölüm 2.5.2.'de aktarıldığı üzere, ekipman katmanındaki hatalar (varsa) yedek ekipman devreye alınarak düzeltilebilmektedir.

Ancak, her hata ekipman düzeyinde olmayabilir ya da yedek bileşenin devreye alınması ile düzeltilemez. Bu durumda hatalar üst katmanlara kadar ulaşabilmektedir. Bir veya birden fazla eş zamanlı üst seviye hata ile karşılaşılması durumunda, ön tanımlı bir kurtarma mümkün değilse FDIR, uydu sistemini otomatik olarak Güvenli Moda veya Güvenli Kipe geçirebilmektedir.

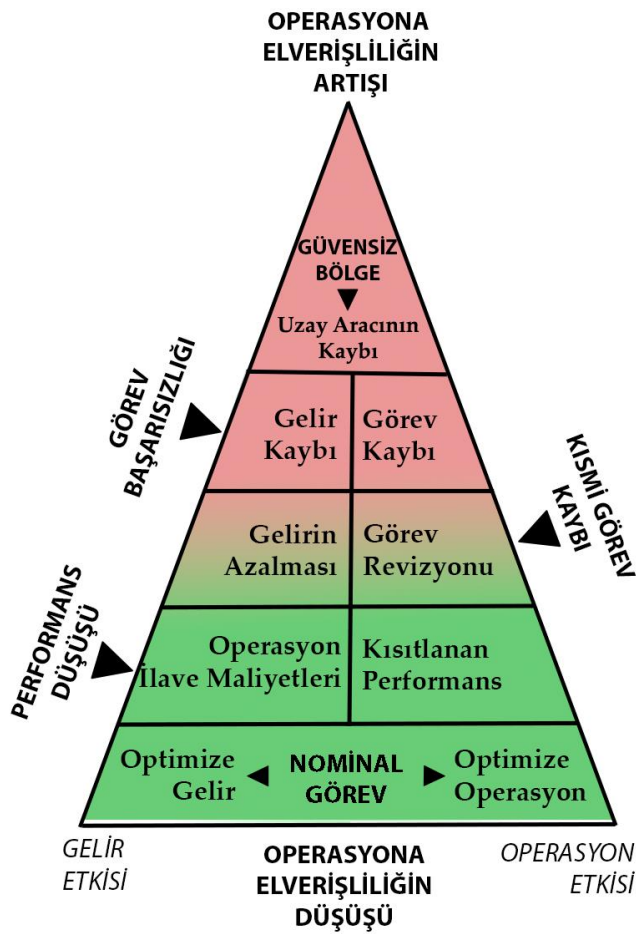


Şekil 2.2. Geleneksel FDIR'a ilişkin sistem akış diyagramı

Güvenli Mod / Kip (Safe Mode): Güvenli Mod, temel olarak uzay araçlarında sistemin durumunu tanımlayan operasyonel koşullardan (kip) birisidir. Güvenli Kipin genel amacı, uzay aracının herhangi bir arızaya bağlı olarak görev kaybı yaşayabilecek seviyede etkilenmesi durumunda, araçta katastrofik veya kalıcı arızaların oluşmasını önlemek amacıyla, sistemin geçici olarak minimum işlevsel konfigürasyonda çalıştırılmasıdır.

Sistem bu kipte, kendi idamesi için zaruri olmayan bileşenlerin tümünü pasif hale getirerek, mümkün olan en dar konfigürasyon ile sadece hayati fonksiyonlarını devam ettirmektedir. Böylece sistem mimarisi karmaşıklığı asgariye düşürülmekte ve olası hata kaynakları sistemden izole edilebilmektedir. Böyle bir akış için işleyiş Şekil 2.2.'de gösterilmektedir.

Hataların etkilerini verimli bir şekilde yönetmek ve sistem mühendisliği perspektifinden kritikliklerini tanımlayabilmek için arızalar, farklı etki-sonuç bölgelerine göre sınıflandırılabilirler. Şekil 2.3.'te potansiyel hataların, Bölüm 2.2.1.'de ifade edilen uzay aracı operasyona elverişliliği ve Bölüm 2.2.2.'de detayları yorumlanan maliyet etkenlerine bağlı işletme alanları gösterilmektedir. Literatürde Olive (2012) [14] tarafından önerilen bölgelere ek olarak tanımlanan dört bölgeli skala, görev erişilebilirliği maliyet etkisi üzerinde ek bir boyut tanımlanarak, daha kapsamlı bir maliyet etkisi gösterimi ile Şekil 2.3.'te beş bölge tanımı ile sunulmaktadır.



Şekil 2.3. Uzay araçlarında arızalı operasyonların maliyet ve göreve elverişlilik üzerindeki etkileri [14]

Güvensiz Bölge: Uzay sistemlerinin güvensiz işletim bölgesinde uzay aracının, bütün olarak veya görev yükü ya da platform gibi ana yapılarının hasar görmesine veya işlevsiz kalmasına neden olabilecek koşul veya olaylar kapsamaktadır. Aynı anda ortaya çıkabilecek birden fazla üst düzey arıza, sistemin kararsız duruma gelerek güvensiz bölgeye girmesine neden olabilmektedir.

Görev Kaybı Bölgesi: Uzay aracını ana görevlerini icra etmekten alıkoyabilecek yüksek seviyeli arızalar, sistemin görev kaybı bölgesine girmesine yol açabilmektedir. Böyle bir durumda son kullanıcılar uzay aracından beklenen hizmeti alamadığından bu tür kesintiler, emniyet kritik uydu üzerinden telekomünikasyon hizmetleri veren sektör işletmecileri için kabul edilemez olmasının yanında önemli mali kayıplara da yol açabilmektedir. Bu bölgedeki bir uzay aracının tekrar devreye alma operasyonlarının çok kısa bir zaman diliminde sonuçlandırılması beklenmektedir.

Kısmi Görev Kesinti Bölgesi: Uzay aracı mevcut arızalar ile bazı görevlerini sürdürebilecek durumda ise gerekli görev plan ve limitleri dahilinde sürdürülebilir görülen bu hizmetler yürütebilmektedir. Bu bölgede uzay sistemleri kaynaklarıyla ilgili görev listesi otonom ya da yer operasyonları yönetiminde yeniden düzenlenerek kısmen de olsa yürütebilmektedir.

Performans Düşüşü Bölgesi: Çoğunlukla ekipmanlar ve alt sistemlerden kaynaklanan orta ve altı seviyedeki hata veya arızalar, uzay sisteminin görevlerini yürütebilmesine ancak sağlanan hizmetlerin düşük performans ile gerçekleşmesine neden olabilmektedir. Bu bölgede uzay aracının görevlerini güvenilir ancak düşük bir performans ile yerine getirmesi beklenebilir. Sistem, bu bölgedeyken tepki tekerlerinin yüksek dönüş devri, faydalı yük alıcı-vericileri için güç tepe noktası veya platform toplam elektriksel güç kapasitesinin üst sınırı gibi yüksek performans gereksinimlerinden uzak çalışmak üzere optimize edilebilmektedir.

Nominal Bölge: Bu bölge, alt sistem veya sistem düzeyindeki hataların hiç bulunmadığı ya da sınırlı bir sonuca sahip olduğu koşullar için geçerlidir. Donanım düzeyindeki hata tolerans mekanizmaları, bu seviyedeki minör hataları hızlı bir şekilde tolere ederek daha yüksek düzeydeki katmanlara yayılmasını tamamen engelleyebilmektedir.

2.4. Hata ve Arıza Kavramları

Hata (Fault): ISO'ya göre hata, sistem fonksiyonlarının işleyişini arızaya yol açabilecek şekilde bozan normal dışı "durum"dur [47]. Hatalar, fonksiyonellik sonucu üretilen faydanın azalmasına veya aralıklarla ya da tamamen kesilmesine neden olabilmektedir.

Arıza (Failure): Arıza ise sistemde hata veya hatalar sonucu normal işlevlerden bir veya birden fazlasının başarısızlığa uğraması sonucu icra yeteneğinin sona ermesi veya fayda üretmeyecek şekilde işlemesi “olayı” olarak ifade edilebilmektedir [36, 44, 48].

Hata (fault) ile arıza (failure) arasındaki terminolojik ilişki birbirine yakın olmakla beraber, hatalar arızalara yol açabilecek *normal dışı kök etkenler* olarak tanımlanabilirken, arızaların bu *kök etkenlerden dolayı oluşan sonuç olaylarını* ifade ettiği belirtilebilir [49].

2.5. Uzay Sistemlerinde Geleneksel FDIR Yaklaşımı

Kritik olarak değerlendirilen sistemlerde arızaların ortaya çıkmasını önlemek amacıyla FTC özellikleri kullanılmaktadır. Kısıtlı servis imkanı bulunan uzay sistemlerinde Hata Teşhis, İzolasyon ve Tekrar Devreye Alma (FDIR) işlevi, gün geçtikçe önemini arttıran ve karmaşık sistemlerde operasyona elverişlilik ve verimliliğin geliştirilmesi kapsamında sistemin vazgeçilmez bir bileşeni olarak kabul edilmektedir [50].

Mevcut FDIR metotları dahili test (built in test) olarak adlandırılan düzenli periyotlarla sistemin potansiyel hata ve arızalarının, performans ya da fonksiyonelliğinin izlendiği, kural tanımlı yöntemler ile oluşturulmaktadır. Bu metotlar ile genel olarak öz-dengeleme (self-stabilization) hedeflenerek, FTC tedbirleri ile sistemin hatadan arındırılmış duruma yakınsaması sağlanabilmektedir. Uzay araçlarında FTC’ye bağlı işlevler için detayları Bölüm 2.5.3.’de tanımlanacak olan çok katmanlı FDIR sistemleri geliştirilmekte ve uygulanmaktadır.

2.5.1. Hata teşhis, izolasyon ve tekrar devreye alma fonksiyonları

Hata Teşhis, İzolasyon ve Tekrar Devreye Alma (FDIR): FDIR, sistem üzerinde ortaya çıkan hataların tespiti, etkilerinin belirlenmesi, zaman içindeki davranışının ve ciddiyetinin (severity) teşhis edilmesi ve bu bilgiler ışığında hataya ilişkin risklerden sistemi korumak amacıyla sistem konfigürasyonunun gerektiği şekilde revize edilerek tekrar devreye alınması mekanizmalarının bütünüdür. Uzay aracı operasyonlarında FDIR, anormal durumların yani hataların ilerlemesini önleyen, böylece normal bölge dışında geçirilen süreyi azaltan, sisteme yönelik kalan ömrü tahmin eden ve yanlış operasyona dayalı işletme kayıplarını en aza indiren işlevleri yürütmektedir. FDIR sistemleri uzay aracında hasara ya da sistemin

bütünüyle kaybına sebep olabilecek katastrofik hataların önlemesi sürecinden birinci derecede sorumlu fonksiyondur [50]. Emniyet kritik sistemlerde geniş yer bulan FDIR yaklaşımının ortak amacı, hata durumunda ortaya çıkabilen risklerin hızlı ve önceden gözden geçirilmiş çözümler ile bertaraf edilebilmesidir [51, 52].

Söz konusu işlevlerin yerine getirilmesi sürecinde FDIR, birçok yerleşik alt fonksiyondan faydalanmaktadır. Pratik uygulamalarda farklılıklar olabilmekle birlikte herhangi bir endüstriyel FDIR sisteminin aşağıdaki asgari işlevleri yerine getirmesi beklenmektedir:

- Hata Algılama (Fault Detection): Sistem üzerinde hatanın varlığının (presence) tespit edilmesi ve spesifik olarak tekrar edip etmemesine (rate of occurrence) ilişkin değerlendirmenin oluşturulması işlevidir.
- Hata İzolasyon / Teşhis (Fault Isolation / Determination): Teşhis hataya ilişkin konumun yani kaynağının [39], hatanın zamana bağlı davranışının, ciddiyetinin (severity) ve üst sisteme olası etkilerinin tanımlandığı sınırlama fonksiyonudur [16].
- Tekrar Devreye Alma (Recovery): Hatanın teşhisi yapıldıktan sonra ilişkili bileşenlerin sistem konfigürasyonundan ayrılması, yedek olarak bulunan işlevsel eşleniklerin veya destekleyici yan çözümlerin, sistem tekrar konfigüre edilerek devreye alınması sürecidir [53].

Karmaşık sistemler çeşitli işlevsellik seviyelerine sahip olabilmektedir. Tüm mimari bileşenleri çalışır durumdayken, sistem en yüksek işlevsellik düzeyindedir. Bileşenlerde hatalar oluşmaya başladıkça sistemler, bir işlevsellik düzeyinden diğerine düşebilmekte veya tamamen işlevsiz kalabilmektedir. Bu durumların önüne geçebilmek ya da oluştuklarında düzeltebilmek için FDIR fonksiyonu, öz-dengeleme ve hatanın sistemden temizlenmesini içeren bir dizi görevi proaktif ve reaktif yöntemler ile yerine getirmektedir [54].

Proaktif FDIR: Proaktif FDIR sistemleri hataları çeşitli ön kestirim yöntemleri ile *ortaya çıkmadan* önce teşhis edebilen ve potansiyel hataya ilişkin gerekli teşhis bilgilerine göre oluşturduğu hatadan temizlenmiş konfigürasyonu gerektiğinde tekrar devreye alabilen mekanizmalardır.

Reaktif FDIR: Reaktif FDIR sistemleri, hatayı eşik değeri, kalanlar yöntemi gibi çeşitli yöntemler ile tanımlayarak, *ortaya çıktığında* teşhis eden ve gerekli tanımlamalar sonrası hatasız konfigürasyonu devreye alan mekanizmalardır. Reaktif FDIR sistemleri görece basit uygulama yaklaşımları sebebiyle günümüzde oldukça geniş uygulama alanı bulmuş ve kritik sistemlerin vazgeçilmez bir bileşeni olarak tanımlanmıştır.

Proaktif FDIR sistemlerinin reaktif FDIR sistemlerinden en önemli farkı, hatanın ilgili arıza ihtimali ortaya çıkmadan önce tespit edilerek, sistemden izole edilebilmesi sebebiyle sistem güvenilirliğinin korunmasıdır. Tez kapsamında önerilen FPMAS'da da temel olarak bu avantajın yakalanması ve sistem güvenilirliğinin desteklenebilmesi hedeflenmiştir.

2.5.2. Yedeklilik yaklaşımı

Uzay ortamında güvenilirliği sağlamak için modern sistemler, amaca özel üretilen uzay sınıfı ekipman ve malzemeler ile donatılmaktadır. Ancak tüm bu özelliklere sahip bileşenlerde de hatalar meydana gelebilmektedir. Bu noktada yedeklilik, uzay sistemlerinde hata toleransını sağlamak için kullanılan en önemli araçlardan birisi olarak tanımlanmaktadır. Uzayda olası arıza durumlarında servis imkanının oldukça kısıtlı olması sebebiyle kritik bileşenler, sistem konfigürasyonuna risk değerlendirmeleri doğrultusunda yedekli olarak yerleştirilmektedir. Risk yönetim planına bağlı olarak uzay aracı mimarileri çift, üçlü veya çoklu yedekli üniteler kullanılarak yapılandırılmaktadır [55]. Yedeklilik yönetimi, yedek bileşenin işler olma durumuna göre "sıcak" ve "soğuk" yedekli olarak çeşitlendirilebilmektedir.

Sıcak (Aktif) Yedeklilik: Sıcak yedeklilikte yedek bileşen, birincil bileşene paralel olarak her zaman çalışır durumdadır. Bu yaklaşım birincil bileşende bir arıza çıkması durumunda yedek bileşene kesintisiz veya hızlı geçiş avantajı sağlamaktadır. Öte yandan sıcak yedeklilik kavramı, yedek bileşenin sürekli çalışması sebebiyle teknik bütçe yükü oluşturması veya yedeğin de birincil bileşenden bağımsız olarak zaman içerisinde arızalanabilmesi gibi bazı riskleri de beraberinde getirmektedir.

Soğuk (Pasif) Yedeklilik: Soğuk yedeklilik, yedek bileşenin birincil bileşende arıza oluşması sonrasında devreye alınmak üzere işlevsiz şekilde bekletilmesi yaklaşımıdır. Bu yedekleme yönteminde birincil bileşenin arızalandığı durumlarda, yedek bileşen için gerekli çalıştırma (devreye alma) prosedürleri işletilerek, yedek bileşen sistem konfigürasyonuna

dahil edilmektedir. Soğuk yedeklilik, tekrar devreye alma süreci nispeten yavaş olsa da yedek bileşen için başta enerji sarfiyatı olmak üzere teknik bütçe tüketimlerinin düşük tutulması, ömür sarfiyatı ve faaliyet arızaları gibi risklerden kaçınılması gibi önemli avantajlar sunmaktadır.

Sıcak yedekli bileşenler, güvenilirlik hesaplamalarında paralel yapılandırmalar ile temsil edilmektedirler. Bu yaklaşım yüksek sistem güvenilirliği elde etmek için kullanılan tasarım prosedürlerinden birisidir. Sıcak (aktif) yedeklilikte sistem başarı kısıtına bağlı olarak, yalnızca m adedinin işlevsel olması gereken toplam n birim için sistem, m/n aktif (sıcak) yedeklilik yapılandırmasını içerecek şekilde tanımlanmaktadır.

Tüm birim güvenilirliklerinin özdeş olduğu, n adet bağımsız birimden oluşan m/n sisteminin güvenilirliği, m/n aktif (sıcak) yapılandırmasında m : Ekipman/sistem başarısı için gereken birim sayısı, n : Toplam eşit paralel birim sayısı, R : Bir birimin güvenilirliği (başarı olasılığı) iken Eş. 2.7 kullanılarak hesaplanmaktadır;

$$R_S = 1 - \sum_{i=0}^{m-1} \binom{n}{i} R^i (1-R)^{n-i} \quad (2.7)$$

Soğuk (pasif) yedeklilik, m/n yapılandırmasında güvenilirlik, Eş. 2.8 ile ifade edilebilmektedir.

$$R_S = e^{-m\lambda_a t} \left\{ 1 + \sum_{i=1}^{n-m} \frac{(1 - e^{-\lambda_s t})^i}{i!} \prod_{j=0}^{i-1} j + \left(m \frac{\lambda_a}{\lambda_s} \right) \right\} \quad (2.8)$$

Uzay sistemlerinde yedeklilik yaklaşımının yanı sıra bazı bileşenler, sistemde yardımcı (auxiliary) işlevleri desteklemek için de uyarlanabilmektedir. Kısıtlı teknik kaynaklar ile geliştirilen uzay araçlarında yardımcı işlevler, sistemde öngörülemeyen hataların meydana gelmesi durumunda kullanılabilir. 1999 yılında Radarsat-1 Uydusunun (MDA) tepki tekerleğinin arızalanması ve sonrasında yaşanan kurtarma süreci benzer bir uygulamaya örnek olarak tanımlanabilir. Sentetik açıklıklı radar uydusu olan Radarsat-1'in yunuslama (pitch) ekseninde bulunan birincil tepki tekerleği, artan sürtünme ve sıcaklığa bağlı hatalar sebebiyle arızalanmış ve daha sonra yer operasyon ekibi tarafından yedek tekerlek devreye alınarak sistem arızadan kurtarılmıştır. Ancak, Kasım 2002'de yedek tepki tekerleğinde de

benzer nitelikte arıza görülmesi üzerine, uydu bu ekseninde kontrolsüz bir takla durumuna girmiş ve operasyona elverişsiz hale gelmiştir.

Kanada Uzay Ajansı devre dışı tekerlerden beklenen açısız moment işlevini nispeten tork çubukları gerçekleştirerek, kontrolsüz kalan yunuslama eksenini için yeni bir yönelim prosedürü geliştirmiş ve uyduyu bu yöntemle hassas bir şekilde yönlendirmeyi başarmıştır. Bu örnekte arızalanan yunuslama eksenini tekerleği hareketsiz kalırken, fırlatma sonrasında olası taklaların sönmelenmesi için sisteme eklenmiş olan manyetik tork çubukları, diğer eksen tepki tekerleklerinin doyumdan kurtarılmasında ve arızalı ekseninde stabilizasyon operasyonlarında kullanılmıştır [56]. Orijinal yönelim manevralarında planlı olmayan ve yukarıda belirtildiği şekliyle yan fonksiyon olarak kullanılan bu kurtarma yapılandırması, uydunun genel görev performansında dikkate değer bir azalmaya neden olmamış ve sistemin operasyonel görevlerine devam etmesini sağlamıştır [57].

2.5.3. Hiyerarşik çok katmanlı FDIR kavramı

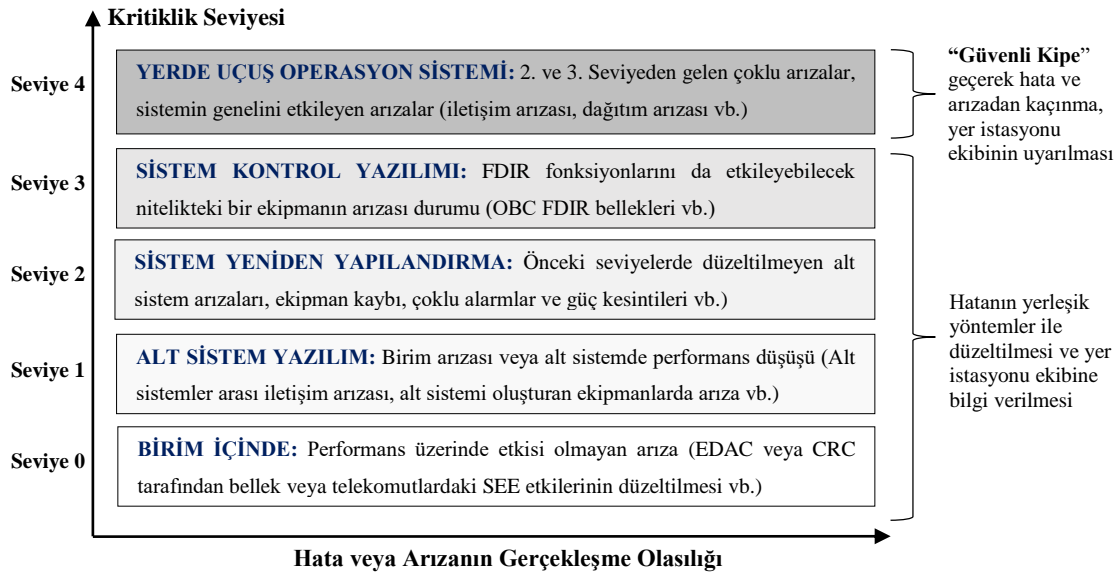
Mevcut FDIR yaklaşımları incelendiğinde uzay araçları için günümüzde kullanılan temel iki farklı yaklaşım bulunduğu ifade edilebilir. Bunlar; temel olarak “Yarı Uydu FDIR” (Half-satellite’s FDIR Strategy) ve “Hiyerarşik Katmanlı FDIR” (Hierarchical FDIR Strategy) stratejileridir.

Geçmişte Thales Alenia Space Firması tarafından uygulandığı belirtilen yarı uydu yaklaşımında yer istasyonu ve uydunun sistem seviyesinde yedeklenmesi ilkesi benimsenmiştir [14]. Bu stratejide, bir hata tespit edildiğinde izolasyon aşaması bulunmadığından, tüm birimlere ait işlevler yedeklerine geçirilmektedir. Yarı uydu stratejisi olarak adlandırılan bu yaklaşım, kesintisiz operasyon gerektiren özel görevler için uygulanabilmektedir. Yarı uydu stratejisi, görece basit ve uygulanabilir olsa da üretim maliyetlerine olumsuz etkileri çok yüksektir. Bu durum dolayısıyla karmaşık uzay sistemlerinde literatürde genel olarak kabul görmüş yaklaşım, Katmanlı Mimari Hiyerarşisindeki FDIR (Hierarchical FDIR Strategy) yapılarıdır.

Endüstri tarafından uygulanan çok katmanlı stratejiler ile uydu sistemlerinde kademeli FDIR reaksiyonları sağlanabilmektedir. Hiyerarşik FDIR yapısı, hatanın kendi katmanındaki çözümler ile giderilmesini sağlayarak, sistemde bozucu etkilerin en aza indirilmesini

mümkün kılmaktadır. Bu sistemlerde görev üzerindeki etkiyi sınırlandırmak için her arızanın mümkün olan en düşük katmanda kurtarılmasına çalışılmaktadır.

Şekil 2.4.'de, risk değerlendirmesine dayanan işlevsel katmanlardan oluşan hiyerarşik FDIR mimarisi gösterilmektedir. FDIR, farklı tepki sürelerine sahip olan ve ardışık olarak aşağıdaki işlemlerle etkinleştirilen beş ayrı katmandan oluşmaktadır. Katmana ilişkin seviye ne kadar yüksekse, hata o kadar kritiktir ancak seviye yükseldikçe hataların oluşma olasılığının da daha düşük olması beklenmektedir. Seviye 0 hataları, genellikle hafızadaki tek bir bitin terslenmesi ile (EDAC) veya tekil durum hatası kontrol mekanizmaları tarafından düzeltildiği (CRC) için uzay aracının performansını etkilemezler [14].



Şekil 2.4. Hiyerarşik çok katmanlı FDIR kavramının risk değerlendirmesi ile ilişkilendirilmesine ilişkin Wander ve R. Förstner (2013) tarafından verilen gösterim [14, 16, 21, 43]

Seviye 0, ekipman seviyesi ve altındaki hataları kapsamaktadır. Uydunun alt sistem performansları üzerinde hiçbir etkisi olmayan bu hatalar, yerel fonksiyon seviyesindeki düzeltmeler ile (bit çevirme, CRC, vb.) tamamen giderilebilmektedir. Seviye 0 ve 1'deki hatalar genellikle yedek üniteye veya yedek işlevlere geçilerek düzeltilebilmektedir. FDIR mekanizmaları yazılım veya donanım araçları ile oluşturulabilir.

Ekipman seviyesinde yani 0 ve 1'inci seviyede yüksek akım, yüksek gerilim, geçici durum (in-rush, transient) veya benzeri şekilde hızla ortaya çıkabilecek hatalara hızlı reaksiyon

gösteren donanımsal korumalar ile çözüm üretilebilirken, tekrar başlatma, kalibrasyon tekrarı, konfigürasyon değiştirme gibi ekipman düzenleme işlemleri yazılımlar ile yürütülmektedir.

Seviye 1’de genel olarak, arızalı ekipmanın eşlenik yedeğine veya işlevsel yedeklerine (cross-strapping) geçiş gerektiren problemler ile ilgilenilmektedir. Bu seviyede hata tespiti, ekipman seviyesinde gerçekleştirilmektedir. Seviye 1’deki hataların düzeltilmesi işlevi birimin dahil olduğu alt sistem tarafından yürütülür. Bu seviyedeki bir arıza sonucu, sistem geçici olarak indirgenmiş kipe (degraded mode) geçebilmektedir.

Sırasıyla ekipman, alt sistem veya sistem için risk doğurabilecek daha karmaşık hataların düzeltilmesinde yazılımsal çözümler kullanılmaktadır. Hata tespit ve düzeltme fonksiyonunun uygulanması öncelikle ünite seviyesinde (Seviye 0 veya 1) yürütülürken, bu mümkün olmaz ise tekrar devreye alma adımları alt sistem veya sistem seviyelerinde (Seviye 2 veya 3) gerçekleştirilmektedir. Seviye 2 veya 3 daha kritik hataları içerdiğinden bu seviyelerdeki hatalar, FDIR yazılımında veya alt sistem kapsamında yer alan hızlı yaklaşımlar ile düzeltilmeyebilirler [21]. Bu sebeple uzay sistemlerinin tasarımında FDIR sistemleri, eş zamanlı Seviye 2 ve 3 hatalarını yönetmek için gerekli ek teknik bütçeler ile donatılmaktadır [58].

FDIR’in 2. ve 3. seviyelerinde alt sistemler için performans kayıpları yönetilmektedir. Seviye 2 daha düşük katmanlarda oluşan birden fazla hata alarmının ortaya çıkması sonucu devreye alınmaktadır. Bu durum, Seviye 0 ve 1’deki eylemlerin, arızayı düzeltmediği ve hatanın alt sistem veya platform düzeyinde yani daha global olarak değerlendirilmesi gerektiği anlamına gelmektedir.

Seviye 4, 2. ve 3. seviyeden birkaç hata alarmının eş zamanlı oluşması durumunda etkinleştirilen en kritik katmandır. Bu tür alarmlar, uydu tarafından raporlanabilen en üst düzey güvenlik indikatörleridir ve bazı durumlarda sistemin Güvenli Moda geçmesine neden olan kritik işlevsizliklere yol açabilmektedir.

Uzay araçlarının geleneksel FDIR yaklaşımları ile kontrolünde Seviye 4’ün altındaki hatalar için otomatik kurtarma işlemleri gerçekleştirilirken, Seviye 4’te uzay aracı Güvenli Moda girdiğinden yer istasyonu uzmanlarının hata kurtarma sürecini üstlenmesi gerekmektedir.

2.5.4. Geleneksel FDIR metotları

Kural tabanlı mekanizmalar tek boyutlu olmaları ve kolay yorumlanabilmeleri sebebiyle görece öngörülebilirdir. Bu sebeple, endüstriyel sistemlerde geleneksel FDIR metotları kural tabanlı mekanizmalar ile kurgulanmaktadır.

Kural Tabanlı Sistemler (Rule Based Systems): Bir durum veya koşula bağlı olarak tanımlanan ve genelde “eğer, o zaman” (if-then) ifadeleri ile oluşturulan kuralla dayalı neden sonuç ilişkileridir. Bu sistemler bilginin ya da süreçlerin tanımlanmasında pratik çözüm imkanları sunabilmektedir.

Uzay araçlarında en çok kullanılan FDIR metotlarından birisi kural tabanlı sistemlerdir. Eşik değer (threshold) ve kalıntılar (residuals) yaklaşımları ile desteklenen kural tabanlı FDIR mekanizmaları, sistemdeki önemli göstergeleri izleyerek, bu göstergelerin sınır değeri aşması durumunda izolasyon ve tekrar devreye alma işlevlerini yürütmektedir. Farklı kontrol sistemlerinin performansı karşılaştırılarak, en iyi uygulamalar ve stratejiler [58] seçilebilse de modern uzay sistemlerinde kabul gören hata izleme ve analiz yöntemlerinden birisi Kalan Tabanlı Eşikler (RBT) yöntemidir [23, 42]. Bu yöntemin amacı veri noktalarında normal davranıştan belirgin bir şekilde sapma gösteren ölçümlerinin belirlenmesidir. RBT, istatistiksel bir modelden elde edilen kalıntıları (artıkları) kullanarak anomali tespiti için eşik değerleri belirlemek amacıyla kullanılmaktadır [55, 59].

Yerleşik Kontrol Prosedürleri (OBCP): Yerleşik Kontrol Prosedürleri, uzay sistemlerinde FDIR kapsamında tekrar devreye alma süreçlerinde kullanılan kontrol araçlarıdır. RBT yaklaşımı, sistemin ölçümlerini (geri bildirim) izlemek için model tabanlı tahminlerin (hata belirleyici sinyaller) ilişkilendirmesi için kullanırken; önceden programlanmış bütünlük kontrol prosedürleri (OBCP) FDIR alarmı tetiklendiğinde sistemin icra edeceği refleksif yanıtı tanımlamaktadır [16, 19]. Basit bir tanım ile OBCP, yerleşik olarak yürütülen ve diğer alt sistemlerle etkileşime girebilen bağımsız bir komut akış yapısıdır. OBCP'ler genellikle tasarım ve işletme bilgileri ile oluşturulan model tabanlı uzman sistemlere bir örnek olarak sunulabilir [21]. Yukarıda tanımlanan FDIR yaklaşımlarının bazı alternatifleri bulunsa da tüm bu geleneksel sistemlerde önceden tanımlanmış modellere ve eşik değerlere dayalı FDIR mekanizmaları işletilmektedir [23, 44, 59].

Sonuç olarak, geleneksel FDIR için uygulanabilir bazı alternatif yöntemler olsa da bu tür sistemler, hata tespiti veya izolasyonu için çoğunlukla önceden tanımlanmış model ve eşik değerlere; tekrar devreye alma kapsamında ise insan tecrübesine dayalı ön tanımlı komutlar veya kurallara dayanmaktadır [26]. Söz konusu kurallar matematiksel modeller ve geçmiş sistem tecrübeleri ile oluşturulmaktadır. Bu tanımların dışında kalan durumlarda hatalar, arızalara dönüşmeden algılanamamaktadır.

Benzer biçimde kural tanımlarının eksik ya da sistemde durum tanımlarıyla uyumsuz olması sebebiyle yanlış teşhis ya da yanlış alarmlar da oluşabilmektedir. Operasyon sürecinde uydu sistemleri üzerinde bu şekilde ortaya çıkan yanlış teşhis ve alarmlar, güvenilirlik ve operasyona elverişlilik bütçelerinde verimsizliklere sebep olabilmektedir. Uzay araçlarının işletme ve geliştirme maliyetlerinin düşürülmesi amacıyla günümüzde tez çalışması kapsamında da odaklanılan veriye dayalı FDIR metotları üzerinde durulmaktadır [19].

3. LİTERATÜR ARAŞTIRMASI: UZAY SİSTEMLERİNDE MAKİNE ÖĞRENİMİ TABANLI EMNİYET ve FDIR YÖNETİMİ

3.1. Literatür Araştırmasına Giriş

Mümkün olan en optimize güvenilirliği sağlayabilmek için günümüzde kritik sistemler kural tabanlı veya veriye dayalı (data-driven) yöntemlerle oluşturulan hata tolere edici önlemler ile donatılmaktadır. Veriye dayalı yöntemlerin uzay sistemlerinde kullanımı, modern uzay aracının karmaşıklığı ve yerleşik otonomi gereksinimi nedeniyle yaygınlaşmaktadır. Bueğilimi destekleyen hususlar Bölüm 1.'de verilmiştir.

Uzay sistemlerine özelleşmiş literatür araştırması sonuçlarının özetlendiği bu bölüm, yapay zeka destekli FDIR ve otomasyon uygulamaları, hata tolere edebilir sistemlerin tasarımındaki son gelişmeler ve uygulanabilir makine öğrenimi yaklaşımlarını mevcut yayınlar bağlamında değerlendiren geniş bir özet sunmaktadır.

Literatür araştırması kapsamında yapılan incelemeler; Yapay Sinir Ağları, Bayes Ağları, Dempster-Shafer Kanıt Teorisi, Rastgele Orman ve Bulanık Mantık algoritmaları dahil olacak şekilde ancak bunlarla sınırlı olmamak üzere ilgili olduğu gözlemlenen makine öğrenimi tekniklerini kapsamaktadır. Elde edilen sonuçlar kullanılan makine öğrenimi tekniklerine, uygulama ilgisi, Teknoloji Hazırlık Seviyesi, yürütme alanı ve çalışmanın yılına göre sınıflandırılmıştır.

Bölüm 3.5.'te, literatürden derlenen çalışmalara ilişkin yöntemlerin değerlendirilmesi amacıyla, tez çalışması kapsamında odaklanılan “uzay sistemlerinde yapay zeka araçlarının kullanımına” dair yaklaşımın Güçlü-Zayıf Yönler, Fırsatlar ve Tehditler (SWOT) açısından analizi yapılmaktadır.

3.2. Metodoloji

Literatür araştırmasında ana hedef olarak, otonom uzay görevleri için yapay zekaya dayalı FDIR teknikleri kapsamında güncel gelişmeler ve ilerlemelerin sunulması hedeflenmiştir. Çizelge 3.2.'de referans verilen çalışmalar IEEE Xplore®, ScienceDirect® ve Google Scholar® gibi çeşitli veri tabanları ve akademik kütüphaneler veya endüstriyel (ESA veya

NASA) standartları ve arama motorları gibi kaynaklarda yapılan araştırmalar ile derlenen kapsamlı bir tarama ile seçilmiştir.

Literatür özetinde geniş bir kapsam sunabilmek için kaynak aramalarında ilgili olduğu değerlendirilen birçok anahtar kelime kullanılmıştır. Bunlardan bazıları: “Makine öğrenimi”, “yapay zeka”, “gelişmiş FDIR”, “veri odaklı uzay uygulamaları”, “otonomi”, “uzayda otonom uygulamalar” dır.

Çizelge 3.2.’de referans verilen çalışmalar için tanımlanan Teknoloji Hazırlık Seviyesi değerlendirmesi, NASA'nın “Procedural Requirements 7120.5F - NASA Space Flight Program and Project Management Requirements” [19] yönergesine dayanarak oluşturulmuştur. Bu metot, teknolojilere ilişkin olgunluğu “1” ile “9” arasında bir ölçekte gruplayarak, nicel bir ölçme ve değerlendirme yaklaşımı sunmaktadır.

Literatür taraması sırasında tez çalışması için önemli görülen öncül ve güncel çalışmalar araştırılmıştır. Araştırmanın kapsamı özellikle "*makine öğrenimine dayalı FDIR*" konusuyla doğrudan ilişkilendirilmesi için sınırlandırılmıştır. Aşağıda iki ayrı başlık altında, uzay görevleri bağlamında veriye dayalı FDIR metotlarının uygulanma yöntemleri hakkında, kapsamlı ancak odaklanmış bir literatür özeti sunulması amaçlanmıştır.

3.3. Öncül Uygulamalar

Endüstriyel süreçlerin performans, emniyet ve güvenilirlik gereksinimlerini karşılaması ve planlanan ticari faydayı sağlaması beklenmektedir. Bu gereksinimleri karşılamak için sistem davranışını tanımlayan matematiksel modeller oluşturulmalıdır [19]. Ancak bazı durumlarda sistemin değişkenleri veya çevresel etkileri matematiksel olarak kesin bir şekilde tanımlanamayabilir. Uzay ortamına çıkmak ya da başka bir gök cismine inilmesi gibi görevlerde, uzay aracı çevresel ortamı önemli değişiklikler gösterebilmektedir. Bazı durumlarda ise modelleme doğru yapılabilse bile, elde edilen modelin denetleyici uygulamalarının tasarımında kullanılması karmaşık sorunlara ve verimsiz derecede yüksek maliyetlere neden olabilmektedir. Tüm bu nedenlerden dolayı belirsiz, kesin olmayan, iyi tanımlanmamış, zaman içinde değişen dinamiklere sahip veya karmaşık sistemlere kural tabanlı denetim algoritmalarını uygulamak mümkün olmayabilir.

Günümüzde bilgisayar donanım ve yazılımları karmaşık sayısal işlemleri oldukça hızlı çözümleyebilmelerine karşın, bilişsel idrak ve deneyimlerle kazanılan birikimlerin mantık yürütme sürecine aktarılması noktasında insana bağımlıdır. Bu perspektiften bakıldığında insanı bilgisayar sistemlerinden üstün kılan temel özellik, sinirsel duyular vasıtası ile edinilen bilgileri “*bilişsel*” (cognitive) bir yaklaşımla değerlendirebilmesidir. Bilimde yapay zeka kavramı temel olarak, insanın sahip olduğu bilişsel üstünlükler ile bilgisayarların sayısal işlem yapma kapasitesini birleştirerek, insanlar tarafından çözümlenmesi gereken problemlerin, veriye dayalı yöntemler ile insanlık yararı için bilgisayarlar tarafından çözülmesine odaklanmaktadır.

Kavram olarak makine öğrenimi, birçok alanda olduğu gibi emniyet ya da görev kritik uzay araçlarında da önemli uygulama alanları bulmaktadır. Modern uzay araçlarının artan karmaşıklığı ve derin uzay ortamının öngörülemeyen doğası nedeniyle, günümüz FDIR sistemlerinin daha adaptif hale getirilmesi zorunluluğu, Bölüm 1.’de detayları aktarılan sebepler sonucu ortaya çıkmaktadır. Son dönemde literatürdeki otonomi ve yapay zeka uygulamalarının sayısı, gezegenler arası ve derin uzay görevlerinin sayısı ile orantılı olarak artmaktadır [60, 61]. Makine öğrenimi metotlarının uzay aracı sistemlerine entegrasyonuna karar verilmesi süreci aşağıdaki faktörler ile ilişkilidir:

- Yer istasyonu ve uzay aracı arasındaki iletişim kapasitesi ve periyodu,
- RF sinyal gecikmesi veya yer istasyonu ekibinin uzay aracına erişimini sınırlandıran tutulmalara bağlı blokajların iletişime etkileri,
- Uzay aracı görev tanımında yer alan atmosferik yeniden giriş, yumuşak iniş, yerleşme, mobilite, derin uzay navigasyonu, yakalama ve kilitlenme gibi operasyonel senaryoların karmaşıklığı,
- Kural tabanlı sistemler ile elde edilemeyecek performans ve kullanılabilirlik gereksinimlerinin varlığı,
- Makine öğrenimi yoluyla ortaya çıkan teknik, maliyet veya takvime ilişkin faydalar,
- Uzay aracı yerleşik veri işleme altyapılarına ilişkin teknik bütçe kısıtlamaları,
- Yenilikçiliğe yönelik olası riskleri belirlemek üzere kullanılması değerlendirilen teknolojilerin hazırlık düzeyi veya entegratörler açısından erişilebilir olması,
- Özellikle karmaşık ve gezegenler arası görevlerde prosedürlere yönelik varsa uzay tarihçesinin kullanılabilirliği.

Yapılan araştırmalarda literatürdeki uygulamaların, uydu operasyonları için hayati öneme sahip Elektrik Güç (Alt) Sistemi, Yönelim Kontrol (Alt) Sistemi veya Mobilite (Alt) Sistemine odaklandığı gözlemlenmiştir. Bu bağlamda Çizelge 3.2.'de listelenen çalışmaların bazıları, tepki tekerlekleri gibi ekipman seviyesi hatalar için özelleşirken, [62–64] bir kısmı ise alt sistem düzeyine odaklanmaktadır [65–67].

Literatürde bulunan ve yapay zekaya dayalı Hataya Toleranslı Kontrol kavramı kapsamında sistem seviyesinde makine öğrenimi özellikleri gösteren Perseverance Gezgini ve Deep Space 1 Derin Uzay Aracı ile dönemine göre öncül olduğu değerlendirilen Advanced FDIR ve SMART-FDIR çalışmalarına bu bölümde öncelik verilmektedir.

Perseverance Gezgini FTC uygulamaları

Dünya ile Mars arasındaki mesafe, bu gezegen yüzeyinde görev yapan gezginler ile yer istasyonunun doğrudan ve gerçek zamanlı iletişimini imkansız kılmaktadır. Mars'ın Dünya'ya olan konumuna bağlı olarak, herhangi bir sinyalin yer istasyonundan gezgine iletilmesi (veya tersi) 3 ila 22 dakika arasında sürebilmektedir [68, 69]. Bu belirsizlik şartları altında keşif araçlarının, gezegen yüzeylerine yumuşak iniş hayati önem taşımaktadır. NASA'nın Perseverance programından, uzay araçlarında makine öğrenimi tabanlı ileri FDIR ve emniyet yönetimi metotları kullanılmasına ilişkin birçok güncel örnek sunulabilir. Perseverance misyonunun Mars'a yumuşak iniş başarısı “Terrain Related Navigation” (TRN) adı verilen bir yapay zeka sisteminin kullanımıyla gerçekleşmiştir. TRN, gezginin iniş sürecinde doğru bir şekilde konumlanmasına yardımcı olmak ve tehlikeli arazilerden kaçınmak için geliştirilmiş ve kullanılmıştır. Bu sistem, görsel odyometri ile çevredeki görsel özellikleri analiz ederek gezginin konumunu tahmin etmeyi sağlamaktadır. Belirsiz bir zemin altında iniş stabilitesinin analizi ve doğrulanması, iniş aracı tasarımına da yön veren en önemli konulardan birisidir. Mevcut çalışmaların çoğunda belirsiz zemin etkisi tam olarak modellenememekte, bu sebeple model tabanlı analizler eksik kalabilmekte ve pratikte iniş başarısızlığı riski de artmaktadır.

Perseverance gezgininde bulunan yapay zeka tabanlı özerk bir karar verme algoritması, gezginin Mars yüzeyine yumuşak iniş yapmasını sağlayan uçar vincin otomatik pilotunda kullanılmıştır [70]. Perseverance'de ayrıca bir yer ve nesne sınıflandırma aracı olan TRN ve engebeli arazide güvenli seyahat sağlayan Enav ve MLnav gibi çeşitli navigasyon sistemleri

de kullanılmıştır. Gezgin, hava vinci ile bağıyken Mars yüzeyini tarayarak elde ettiği görüntüleri, Dünya'da toplanan eğitim verileri ile karşılaştırmış, iniş yaklaşması sırasında TRN tarafından sahadaki potansiyel tehlikeler tespit edilmiş ve hava vinci tespit edilen tehlikelerden uçarak uzaklaşmak suretiyle kaçınarak, yumuşak ve başarılı bir iniş gerçekleştirebilmiştir [5–7, 27, 71].

Perseverance Gezginini için başka bir veriye dayalı karar verme süreci, güzergah belirleme ve tehlikelerden kaçınma amacıyla bilgisayar destekli üç boyutlu görüntü kullanımını içeren MobileNetV2'dir [27]. Perseverance, Mars yüzeyinde hareket ederken kayaları tespit etme, sınıflandırma ve kaçınma görevleri için farklı derin öğrenme tekniklerini uygulayabilmektedir. Perseverance platformunda yapılan araştırmalarda, navigasyon için "uygun" ve "uygun değil" olarak ikili bir sınıflandırma yapıldığında 96,7%'den daha yüksek bir doğruluk oranı elde edildiği raporlanmıştır [72].

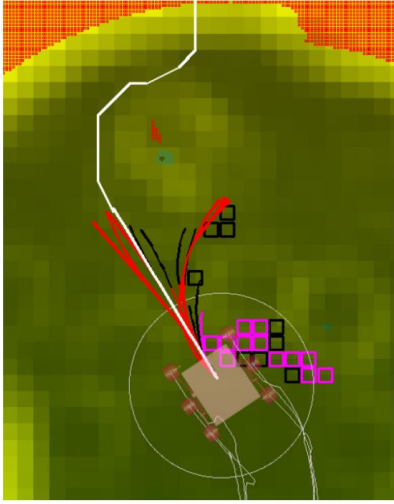
Çizelge 3.1.'de, temel sınıflandırıcı modeli için Yapay Sinir Ağı kullanılarak elde edilen sınıflandırma hassasiyeti ve karışıklık matrisi sunulmaktadır. İnsanlar tarafından gerçekleştirilen sınıflandırma (etiketleme) görevleri incelendiğinde insanların zamanla monotonlaşan görevlerde performanslarının düştüğü gözlenmiştir. Düşen konsantrasyon performansı doğrultusunda insanlar tarafından yapılan sınıflamalarda genel olarak 93,9% civarında bir doğruluk oranına ulaşılmıştır. Dolayısıyla bu orana sahip bir yapay zeka sınıflandırıcısı olan MobileNetV2'nin çıktı istatistikleri ile aynı uzmanlık seviyesinin veya performansın temsil edilebildiği değerlendirilmektedir [72].

Çizelge 3.1. Perseverance Gezginini navigasyon sınıflayıcısı için D. Noever ve S. Noever (2021) tarafından tanımlanan karışıklık matrisi [27]

	Kayalar	Gidiş Yolu	Diğer
Kayalar	%99,0	%1,0	%0
Gidiş Yolu	%5,5	%94,5	%0
Diğer	%0	%1,3	%98,8

Perseverance gezgininin emniyet ve hata yönetimi için kullandığı veriye dayalı navigasyon uygulamalarından birisi de "Enhanced AutoNav" (ENav)'dir [5]. ENav, temelde klasik ağaç tabanlı bir yol planlayıcı olarak Perseverance Gezgininin rotalarının, sistem ve bileşenlerinin güvenliğini doğrulamak üzere geliştirilmiştir. ENav ile entegre çalışan Approximate Clearance Evaluation (ACE) ise gezginin her tekerleğinin süspansiyon açısı ve zemin

ölçümleri gibi sensörlerden alınan verileri kullanarak, tekerleklerin potansiyel en düşük ve en yüksek olası yüksekliğini yaklaşık olarak belirlemektedir. Bu veriler, Şekil 3.1.'de gösterildiği gibi gezginin tekerlekleri ve süspansiyon sistemi tarafından sönmülenebilecek veya sönmülenemeyecek engellerin belirlenmesine yardımcı olmaktadır. Burada ACE, tekerlek konumunun uyarlanmış en kötü senaryolarını kullanarak aday patikanın güvenliğine yönelik kestirimlerde bulunmaktadır [73].



Şekil 3.1. Perseverance Gezgininin ENav simülasyon ortamına ilişkin örneklem görüntüsünün Abcouwer ve diğerleri (2021) tarafından ifadesi [5]

Şekil 3.1.'de yeşil-sarı-kırmızı zeminler, bu çalışmada geliştirilen gradyan konvolüsyon heuristiğinin, zeminin geçilmesine ilişkin maliyet değerlendirmesini temsil etmekte (sarı-kırmızı bölgeler daha yüksek maliyetli) ve sistemin aracı daha güvenli bölgelere yönlendirmesini göstermektedir. Öte yandan ACE'nin, gezgin güvenliğini sağlamak için önemine rağmen, işlemci gücü açısından kayda değer bir kaynak kullanımına sebep olduğu belirtilmiştir [5].

Perseverance, ENav ile geçilebilir bir yol bulana kadar olası listeler üzerinde arama yapmaya ve zaman alıcı ACE değerlendirmelerini çalıştırmaya devam etmektedir [74]. Ancak tüm bu işlemci gereksinimine rağmen, otonom navigasyon sayesinde gezginin Dünya yer istasyonuna bağımlılığı büyük oranda azalmakta ve Mars yüzeyinde ulaşması gereken alanlara navigasyonunda geniş kapsama ve optimize edilmiş yöntemler ile erişim sağlanmaktadır.

Açık kaynaklarda gezgin etrafındaki arazi yükseklik haritası verildiğinde, ACE değerlendirmesi öncesinde aday yolları daha etkili bir şekilde sıralayan ve maliyet tahminleri üreten iki sezgisel yöntem sunulmaktadır. İlk yöntem, Sobel operatörleri ve konvolüsyon kullanarak dik yamaçlı arazinin geçiş maliyetinin hesaplanması ile ilişkilidir. İkinci yöntem ise ACE tarafından hesaplama sonucu geçilemez olarak belirlenecek alanları önden tahmin etmek için bir makine öğrenimi (MLnav) modeli kullanılmaktadır.

MLnav modeli için NASA, eğitim verileri toplamak ve farklı eğimler ve kaya dağılımları olan çeşitli arazilerde navigasyon performansını ölçümleyebilmek için fiziksel özelliklerin modellendiği simülasyonları kullanılmıştır [74].

MLnav'ın söz konusu sezgisel yöntemleri ENav'ın temel performansı ile karşılaştırıldığında, ACE değerlendirmelerinde döngü başına ortalama hesaplama süresinde azalma, yol verimliliğinde artış ve başarılı geçiş oranının iyileştirilmesi sağlanabilmiştir [5]. Bu çalışmalardan bazıları henüz deneysel aşamada olsa da MLnav örneği, uzayda güvenlik kritik yazılımların ve FDIR mekanizmalarının makine öğrenimiyle nasıl entegre edilebileceğine dair önemli örnekler sunmaktadır.

Perseverance görevi öncesi literatürde başka bir Mars gezgini olan Curiosity [75, 76] ve özellikle Ay'a yapılan çeşitli inişlerde, makine öğrenimi araçları kullanılarak iniş alanında görüntüye dayalı navigasyon ve en uygun iniş noktasının seçimi konularına odaklanılmaktadır [32, 77].

Literatürde, ayrıca Çin'de yürütülen çalışmalar ile on adet yönelim kontrol iticisine sahip bir Mars iniş aracı olan Tianwen-1 tanıtılmakta ve bu araçta plastik parçaların deformasyonu ve doğrusal olmayan etki kuvvetleri dikkate alınarak yapılan dinamik modellemelere ilişkin bilgiler verilmektedir.

Söz konusu çalışmada, dinamik modelleme yönteminin doğruluğu deneyler aracılığı ile ortalama %10'luk bir bağıl hata bütçesiyle doğrulanmıştır. Yayınlarında, 50 metre × 50 metre boyutlarında rastgele oluşturulan bir iniş alanında, Monte Carlo simülasyonu ile iniş aracı stabilitesi ve yönelim kontrol iticilerinin etkilerinin analiz edildiği ve %5,5'lik bir hata oranı sonucuna kadar ulaşılabildiği raporlanmıştır [78].

Deep Space 1 Uzak Ajanı ve diğ er makine öğrenimi metotları

Sistem seviyesi otonomiye dayalı emniyet yönetimi sistemlerinden birisi de Derin Uzay 1 (DS1)'dir. Bu araç hem sistem seviyesi emniyet yönetimi hem de çok katmanlı FDIR yapısının yapay zeka uygulamaları ile ilgili önemli sonuçlar sunmaktadır.

1998 yılında fırlatılan ve uzak ajan (remote agent) olarak programlanan DS1, sistem seviyesi yerleşik otonomiye ulaşmak üzere geliştirilen yazılımlar ile donatılmıştır [79]. Bu aracın ana görevi yakın geçişler ile "9969 Braille" asteroidi ve "Borelly" kuyruklu yıldızlarının incelenmesidir. Şekil 3.2.'de genel görünümü verilen DS1, söz konusu görevleri yürütürken teknoloji gösterimine yönelik olarak birçok makine öğrenimi tabanlı deneysel faaliyeti de icra etmiştir [80]. DS1 platformu, ECSS-E-ST-70-11C'ye göre en yüksek otonomi seviyesi olan "E4" [25] yani sistem düzeyi otonomiye yönelik çalışmalarından birisi olarak raporlanmaktadır [26, 49].



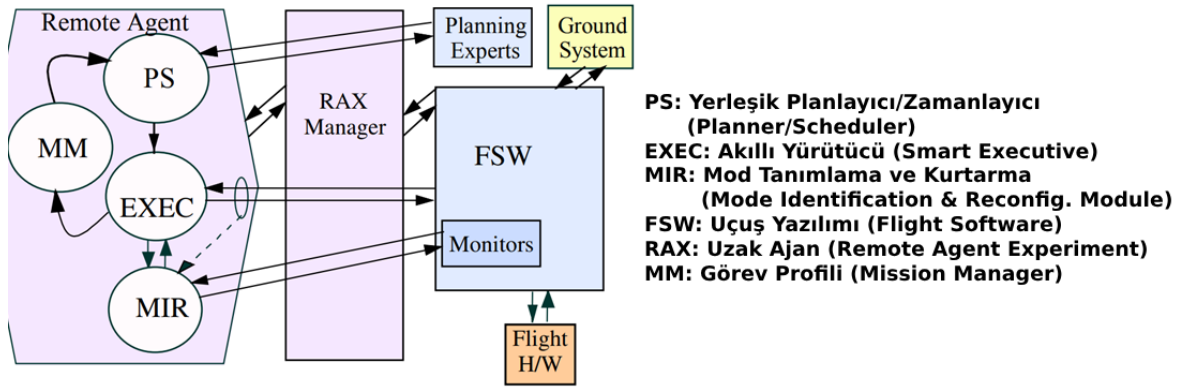
Şekil 3.2. Deep Space 1 (DS1) Derin Uzay Aracının NASA/JPL tarafından gösterimi [81]

Uzak ajan (remote agent) misyonu, uzay aracında hedef odaklı (goal oriented) görev yönetimi ve hata düzeltme sağlayan bir yapay zeka yazılım sistemi olarak işlev görmektedir. Uzak ajan olarak DS1 uzay aracı, insanın gelenekselleşmiş uzaktan kontrolü yerine otonom

görev planlayıcı tarafından yönlendirilmiştir. Bu bağlamda DS1 uzak ajanı, insan etkileşimi olmadan sistem seviyesinde tam ölçekli kararlar alabilecek ve öngörülemez koşullara otonom tepkiler verebilecek kabiliyetler ile yapılandırılmıştır. Uzak ajan kabiliyetlerine ilişkin yerleşik yazılımlar, 1999 yılında araç üzerinde gerçekleştirilen deneylerde derin uzay operasyonel ve çevresel şartları altında doğrulanmıştır.

Şekil 3.3.'te genel mimarisi verilen uzak ajan üst seviye hedefler olarak ifade edilen görev planını taşıyan bir görev yöneticisini içermektedir. Bir planlama motoru (PS) görev hedeflerini, bu görevler için gereken zamanı, uzay aracının anlık durumu hakkında kapsamlı bilgileri ve uzay aracı operasyonlarındaki kısıtlamaları kullanarak, zaman veya olaylara dayalı bir dizi faaliyeti içeren bir liste oluşturmaktan ve bunları görev yürütücüsüne iletmekten sorumludur.

Yürütücü (EXEC), görevlendirme listesini doğrudan uzay aracındaki uygun hedeflere gönderilmek üzere komutlar dizisine genişletir, komutlara verilen yanıt izler ve yanıt beklenenden farklı gelirse yeniden göndermekte veya gerekirse değiştirebilmektedir. Sistemde mod tanımlama ve yeniden yapılandırma motoru (MIR) ise uzay aracının genel durumunu değerlendirmeye ve olağanüstü durumlar dışında yer istasyonundan yardım almadan hatalardan kurtulmasına yardımcı olmaktadır.



Şekil 3.3. NASA Deep Space 1 uzak ajan mimarisinin Douglas ve diğerleri (1999) tarafından gösterimi [79, 82]

Geleneksel yazılımlarda ve uzman sistemlerde geliştirici bir programın sonucunun ne olması gerektiğine karar vermekte ve bu sonuca ulaşmaya çalışan talimatları veya kuralları tanımlamaktadır. Bu bağlamda uzak ajan, model tabanlı geleneksel uçuş yazılımlarından önemli farklılıklar göstermektedir. Uzak ajan sisteminde her bileşen, kontrol ettiği uzay

aracının davranış ve yapısının genel tanımları olan matematiksel modeller üzerinde hedefleri gerçekleştiren bir çözümü optimize yöntemler ile tanımlamaya odaklanmaktadır.

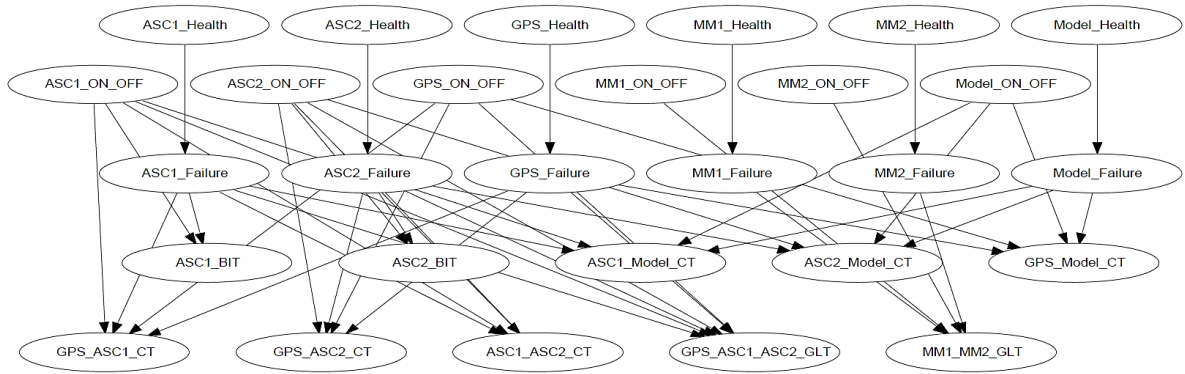
DS1 programında başka otonomi uygulamalarına da yer verilmiştir. Geleneksel limitlere göre daha yıkılmaz bir izleme sağlayan uyarlanabilir alarm zarfları TRL-9 seviyesinde doğrulanan bir başka uygulamadır. Sağlık verisi izlenen DS1'in faaliyetlerine bağlı olarak hata parametre ve limitleri değişebilmekte, bu yol ile sağlık verileri uyarlanabilir şekilde filtrelenebilmekte, sabit eşik değerleri yerine değişken eşik zarflarının tanımı yapılarak, uygulanabilmektedir. Dinamik olarak düzenlenecek alarm limit fonksiyonları, DS1 modelleri ile yerdeki bir Yapay Sinir Ağı kullanılarak eğitilmiş ve geleneksel limitlere göre daha hassas hata tespiti yapabilen ve hata trendlerini daha erken tespit edebilen fonksiyonlar tanımlanabilmiştir. Bu yer tabanlı ağ yazılımı, dönemine göre oldukça karmaşık olduğu için DS1 uzay aracına sadece sonuç olarak oluşturulan fonksiyonlar yüklenebilmiştir [83].

DS1'de yapay zekaya tabanlı bir diğer bileşen ise "AutoNav" adı verilen uzay cisimlerinin görüntülerine dayanan görelî navigasyon sistemidir. DS1 Yönelik Kontrol Alt Sisteminde (YKS) entegre yıldız algılayıcı ve spektrometre ile uzay cisimleri ve bilinen arka plan yıldız görüntüleri edinilmekte ve bu görüntülerle uzay aracı konumu tahmin edilebilmektedir [83].

Literatürde bu döneme kadar raporlanan diğer çalışmalar, sistem seviyesindeki belirli işlevleri tek yönlü akış tanımları ve analitik kurallarla değerlendirerek, sistem düzensizliklerinin veya sapmaların tespiti ve yönetilmesine odaklanmaktadır. Bu bağlamda NASA tarafından yürütülen DS1 teknoloji gösterimi hata koruma yetenekleri, hata teşhisi, yeniden devreye alma, yerinde programlama görevleri ve sistem seviyesinde hata koruması dahil olmak üzere "E4" [25] seviyesinde otonom görev planlama yapabilen ilk uzay görevi olarak kayıtlara geçmiştir [28, 84, 85].

AFDIR Bayes Ağı

Bayes (inanç) Ağı (BN), gözlemlenebilir veya gizli sistem değişkenlerine ait ortak olasılık dağılımının grafiksel bir gösterimidir. Bayes ağlarının tanımlanmasında olasılık kuramı içerisinde tanımlanan Bayes Teoreminden faydalanılmaktadır. Şekil 3.4.'de uzaya özel uygulama örneği verilen Bayes Ağları, uygun eğitimler ile saha uzmanlarının özelleşmiş bilgilerini yüksek oranda temsil edebilmektedir [54].



Şkil 3.4. AFDIR Bayes Ağının Holsti ve Paakko (2001) tarafından gösterimi [18]

Bayes Teoremi, rastsal değişken için olasılık dağılımı kapsamında koşullu olasılıklar ile öncül (marjinal) olasılıklar arasındaki ilişkiyi değerlendirmektedir. Şkil 3.4.'te her düğüm ağ üzerindeki bir ayrık değişkeni temsil ederken oklar, düğümler arasındaki ilişkileri simgelemektedir. Buradan yola çıkarak, her düğümün ilgili değişkenin durumsal olasılık dağılımını ve diğer değişkenlerle olan ilişkisini içerdiği ifade edilebilir.

Bayes Ağı kullanılırken, ilgili düğümlere ait durumlar tanımlanmakta, gözlemlenen gerçek değerler girilmekte ve Bayes Kuralı ile diğer gözlemlenmeyen değişkenlerin ardışıl olasılıksal dağılımları hesaplanmaktadır. Şkil 3.4.'te uzay aracı yönelim sensörlerine ait bir Bayes Ağı uygulamasına yönelik olasılıksal ilişkiler örneklenmiştir. Ağda en üst satırda ekipman sağlığı, ikinci satırda ekipmanların açık/kapalı olmasına ilişkin durumları ve üçüncü satırda hata belirleme testleri verileri için giriş düğümleri tanımlanmıştır. Orta satırdaki çıkış düğümleri ekipman hataları için olasılıkları temsil etmektedir. Örneğin, otonom yıldız kamerası ASC1 hatası sadece "ASC1" sağlık verilerine dayanmaktadır [10].

Advanced FDIR (AFDIR) Space Systems Finland Ltd. tarafından, 2004 yılında ESA desteği ile geliştirilmiştir. AFDIR, tekrar kullanılabilir istatistiksel filtreler ve ileri denetim metotları ile oluşturulmuş bir kütüphaneden oluşmaktadır. AFDIR'ın hata algılama mekanizması, Bayes Ağları ile oluşturulan Olasılıksal Muhakeme (Probabilistic Reasoning) ve Nedensel Ağlar (Causal Networks) kullanılarak geliştirilen model tabanlı tespit araçlarından oluşmaktadır [18].

AFDIR, tekrar devreye alma konfigürasyonlarını belirlemek için konfigürasyon uzayı olarak adlandırılan bilgi yapıları ile çalışmaktadır. Bu yapılar uydu sisteminin tekrar devreye alınmasına izin veren birçok olası konfigürasyonu içermektedir [86]. Tekrar devreye alma

çözümleri, yedeklilik özellikleri göz önüne alınarak serbest veya ilişkili hiyerarşik kompozisyonlar, işlevsel birleşimler veya kesişimler kullanılarak konfigürasyon haritaları ile oluşturulabilmektedir.

SMART-FDIR bulanık tümevarımsal muhakeme

Literatürde neden-sonuç ilişkisi açıkça ifade edilemeyen ya da nedensel ağ modellemesinin oldukça maliyetli olduğu sistemler için alternatif bir yöntem olarak, Bulanık Mantık ile Yapay Sinir Ağlarının birlikte kullanıldığı Sinirsel Bulanık Mantık Kontrol Sistemleri örnek verilebilir. Sinirsel Bulanık Mantık yaklaşımı, Yapay Sinir Ağlarının öğrenme yeteneği, optimum cevabı bulma ve bağlantı oluşturma kabiliyeti ile bulanık mantığın insan uzmanlığı ile karar verme üstünlüklerinin birleştirilmesi fikrine dayanmaktadır.

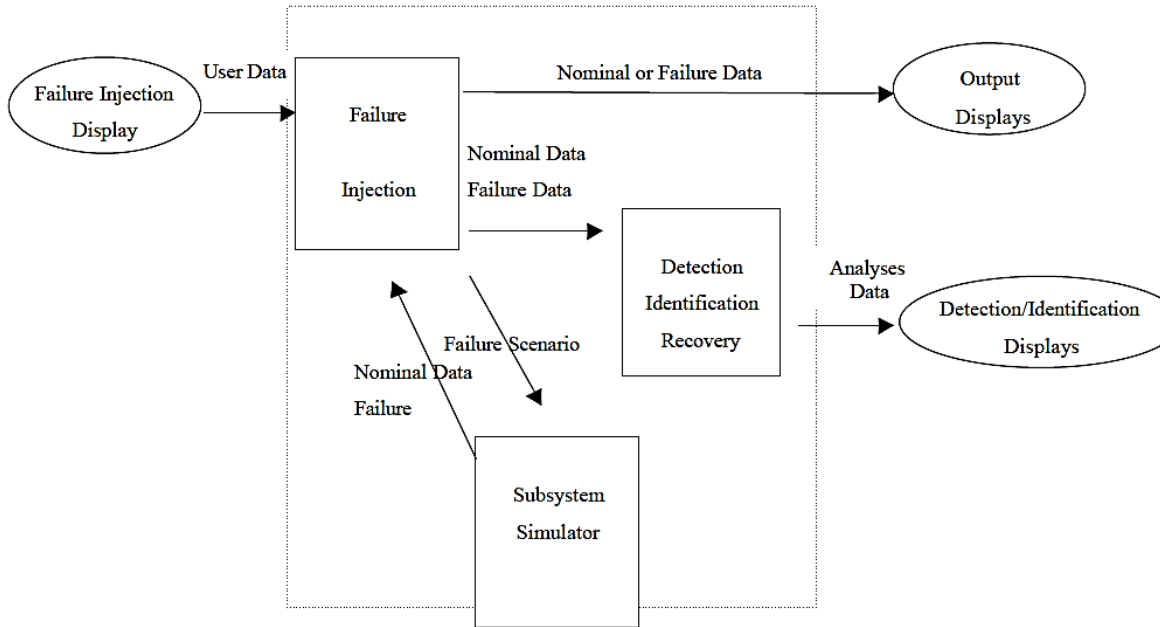
Sinirsel bulanık kontrolde sistem, bir yandan sinirsel öğrenme teknikleri ile beslenirken diğer yandan bulanık denetim sistemlerinin değişkenlerini optimize edebilmektedir. Bulanık mantık denetleyicilerde yapısal ve değişken seviyesinde önemli optimizasyonlar gerçekleştirilebilmektedir. Yapısal optimizasyon, kuralların veya değişkenlerin sayısı, her bir giriş-çıkış değişkeninin tanım uzaylarının bölümlenmesi gibi bulanık mantık kurallarının optimizasyonunu içermektedir. Uygun kural yapısının elde edilmesinden sonra denetleyici değişkenlerin ayarlanmasına ihtiyaç duymakta, bu aşamada üyelik işlevlerinin merkezleri, eğimleri, genişlikleri ve ağırlıkları güncellenebilmektedir. Denetleyicilerin kendi kendisini düzenleyebilme özellikleri, doğrusal olmayan sistemler için kesin olarak bilinmeyen sistem dinamiklerinin ve zamanla değişebilen parametrelerin kontrolünde etkili olmalarını sağlayabilmektedir [87].

Uzay alanındaki Bulanık Tümevarımsal Muhakemeye (FIR) dayalı FDIR çalışmaları, Alenia Spazio Italy tarafından yürütülen SMART-FDIR Projesi ile kayda alınmıştır. Bu proje, Avrupa Uzay Ajansı tarafından desteklenmiş ve 2002-2003 yılları arasında Politecnico Di Milano (POLIMI) iş birliği ile gerçekleştirilmiştir.

SMART-FDIR Projesi, yapay zeka teknolojisinin uzay sistemleri FDIR uygulamaları için geliştirilmesini amaçlamış ve bu amaç doğrultusunda ESA'nın GOCE Uydusu sistemi referans alınarak yürütülmüştür.

SMART-FDIR, yapay zeka tabanlı FDIR konseptinin önemli bir potansiyele sahip olduğunu göstermesi açısından birçok kaynakta atıflanmaktadır [17]. Geliştirilen algoritmalar, sonuç geçerliliğinin gösterimi amacıyla GOCE Uydusuna ait Elektrik Güç (Alt) Sistemi ve Yönelim Kontrol (Alt) Sistemini içeren simülörler aracılığı ile doğrulanmıştır.

Şekil 3.5.'te verilen SMART-FDIR yaklaşımı mimarisinde akıllı algılama için uydu sisteminin karmaşıklığı göz önüne alınarak, tam bir global analitik modelin mevcut olmadığından yola çıkılmış ve Bulanık Tümevarımsal Muhakeme (FIR) yöntemi önerilmiştir.



Şekil 3.5. SMART-FDIR mimarisi içindeki iki farklı mantıksal akışın Guiotto, Martelli, Paccagnini ve Lavagna (2003) tarafından gösterimi (normal işlevsel senaryolar ve hata enjeksiyonu ile arıza senaryosu) [17]

SMART-FDIR yapısı içerisinde akıllı izolasyon işlevi Olasılıksal Mantık Teorisi (Possibilistic Logic Theory) ile kurulmuştur. Bu teori ile tanımlanan ve normal işleyişi simgeleyen davranışsal modelde girişler ile bağlantılı çıkışlar arasında mantıksal formüller biçiminde nedensel bağımlılıklar sunulmaktadır [17].

3.4. Literatüre Genel Bakış

Yapay Sinir Ağları (YSA), biyolojik sinir ağlarının yapısı ve işleyişinden esinlenilerek tanımlanan sayısal hesaplama modelidir [35]. YSA, ilk kez 1990 yılında Uzay Mekiği Ana Motorundaki (SSME) sensörlere ait hataların tespiti amacıyla uzayda operasyonel olarak kullanılmıştır. Bu çalışmada YSA, sensor hatalarını tespit etmek ve bazı yedek sensörleri de kullanarak, kaybedilen ölçüm değerlerini kurtarmak için önerilmiştir. Uzay mekiğinde (Space Shuttle) iki ayrı YSA ile tanımlanan veriye dayalı bir FDIR yaklaşımı benimsenmiştir. NASA SSME’de ilk Yapay Sinir Ağı tüm ilgili sensör verileri dikkate alındığında tutarsız veri üreten sensörü tespit etmek üzere kullanılırken, ikinci ağ kritik olan arızalı sensörlere ilişkin doğru verileri tahmin etmek üzere eş zamanlı olarak çalıştırmıştır. Önerilen yaklaşım, dijital model simülasyonu aracılığıyla uzay mekiği ana motoru uçuş sensör grubuna uygulanmıştır. Bu yaklaşım, özellikle ısı sensörler arasındaki ilişkinin açıkça belirlenemediği veya bir Kalman Filtre tahminleyicisi için karmaşık olduğu durumlarda faydalı olarak raporlanmıştır [88]. Sinir ağlarının yüksek hızlı cevap yeteneği, önerilen yaklaşımı gerçek zamanlı kontrol problemlerinde daha da uygulanabilir kılmaktadır [89]. Uzay alanında yürütülen bu çalışmada bir YSA, SSME’nin ateşlenmesi sırasındaki ısı davranışa yönelik olarak sıcaklık sensörleri arasındaki bağımlılıkları temsil edecek şekilde eğitilmiş ve uygulanabilmiştir [90]. Referans alınan çalışmalarda, [49, 91, 92] yapay zeka temelli FDIR yaklaşımlarının uzay aracı için tasarlanmış robotik manipülatörler üzerinde de uygulandığı gözlemlenmektedir. Tinos ve Terra, 2008, yapay sinir ağlarını kullanarak serbest salınım eklemlerinin ve bu eklemlerde meydana gelen kilitlenme hatalarının teşhisine odaklanmış ve robot hareketleri ile dinamik olarak değişen modeller ile sensör gürültüsü nedeniyle meydana gelen yanlış alarmlara karşı yapılan iyileştirmelerin sonuçlarını açıklamışlardır [93].

Referanslarda bahsedilen sorunların üstesinden gelmek için, zamanla değişen durum bağımlı eşiklerle (time-varying state-dependent thresholds) ilişkilendirilmiş (parity relations) güvenilirlik artışını hedefleyen sonuçlar açıklanmıştır [94]. Bu yaklaşımda, bir parite ilişkisi oluşturmak için [95] gürbüz bir gözlemci kullanılırken, hareketli eksenlerin belirsiz sürtünme etkilerini sönmölemek amacıyla bulanık mantık yöntemi tercih edilmiştir.

Bulanık mantık, bilişsel düşünme ve karar verme süreçlerindeki belirsizlik ve kesin olmayan durumlar ile başa çıkmak için matematiksel kuralları kullanan temel araçlardandır. Bulanık

mantığının YSA gibi öğrenme süreçleri ile entegrasyonu ile oluşan avantajlara Bölüm 3.3.'de değinilmişti. Bu çalışmalar, Yapay Sinir Ağlarının dinamik sistemlerin kontrolünde ek makine öğrenimi mekanizmaları ile desteklenmesi durumunda, verimlerinin arttırılabileceğini göstermektedir. Tinos ve Terra (2008), Paakko, Myllymäki, Holsti ve Tirri (2014) ve Klir (1995) referansı ile verilen çalışmalarda bir uzay aracı manipülatörünün sensör hatası tespiti için YSA kullanımı vurgulanmakta ve çalışmalar ile elde edilen sonuçlar ifade edilmektedir [93, 95, 96]. 1990'ları takip eden süreçte YSA, dinamik sistemlerin tanımlanması ve kontrolü için daha da popüler hale gelerek, [97] özellikle robotikte ve süreç kontrolünde çeşitli görevlere uygulanmıştır. Bununla birlikte YSA odaklı denetleyicilerin kurulumunun, adaptif kontrol görevleri için önemli bir optimizasyon problemi oluşturduğu da belirtilmektedir [98]. Bu nedenle literatürdeki çalışmaların çoğunda, Yapay Sinir Ağlarının en uygun türünün, yapısının ve eğitim modelinin seçilmesine ve uygun özelliklere (feature) dayalı tanımlama konusuna odaklanılmaktadır.

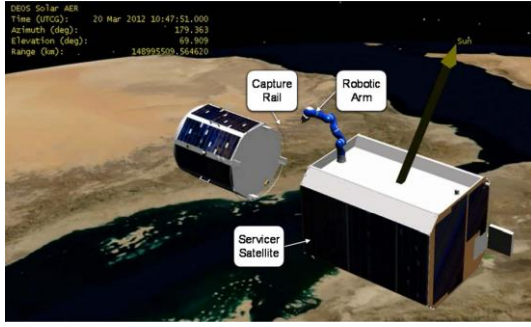
Bayes Ağları, değişkenler arasındaki ilişkileri ve belirsiz bağımlılıkları yönlendirilmiş bir yapı içinde koşullu olasılık dağılımları kullanarak tanımlayan, olasılıksal değerlendirme modelleridir. Tinos, Terra (2008) ve Myllymäki, Holsti, Tirri, Paakko (2014) referanslarında raporlanan çalışmalarda uzay sistemleri için FDIR yaklaşımlarında Bayes ağlarının kullanımı aktarılmaktadır [93, 94]. Alman Havacılık ve Uzay Merkezi (DLR), bloke olmuş veya şekil değiştirmiş eklemeler gibi hataları tespit etme amacıyla karmaşık bir robotik kolun farklı bileşenleri arasındaki uzamsal ilişkiler üzerine çalışılmıştır [49].

Olasılık hesaplama tekniklerine odaklanan bir diğer çalışma ESA'nın Advanced FDIR (AFDIR) çalışmasıdır [18, 94]. AFDIR, geleneksel hata tespit yöntemlerinin yanı sıra Kalman Filtreleme, Ağırlıklı Toplam-Kare Kalıntı Testi, Genelleştirilmiş Olasılık Testi, Rastgele Örnek Tutma yöntemleri ve beklenen değerleri hesaplamak için çeşitli simülasyonlar içermektedir. AFDIR'de Nedensel Ağlar kullanılarak tanı yöntemleri uygulanmakta ve Bayes Ağları ile olasılıksal çıkarımlar yapılmaktadır. AFDIR'in dinamik yanıtları sayesinde, önceden tanımlanmış bağımlılıklar kullanılarak bozuk veya eksik verilerin düzenlenmesine yönelik başarılı sonuçlar raporlanmıştır [94].

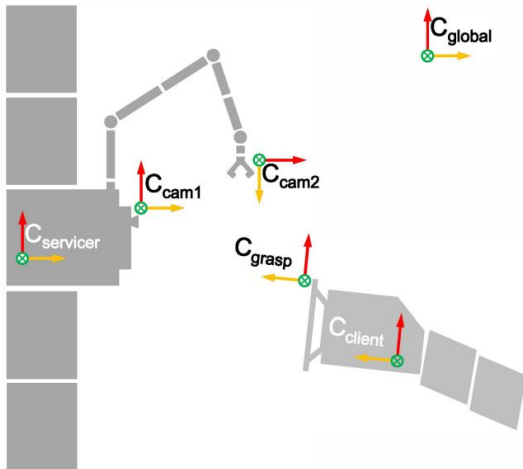
Literatür, Yazılım ve Sensör Sağlık Yönetimi (SSHM) uygulamasında hata teşhisi için Bayes Ağları ve Dempster-Shafer Kanıt Teorisi kullanımı ile yapılan uygulamaları betimlemektedir [49, 92, 99]. Kanıt teorisi mevcut kanıtlara dayanarak, bir hipoteze inanç

derecesi veya olası olasılıklar atayan matematiksel bir fonksiyon olan inanç fonksiyonu kombinasyonlarını kullanmaktadır [100].

Kendi Kendini Organize Edebilen Ağlar da (SOM), FDIR sistemlerinde sensör güven analizi ve arıza tespitinde uygulama alanı bulabilmiştir. Literatürde robotik eyleyiciye sahip bir uzay aracında hata tespiti amacıyla kullanılan SOM kavramı entegrasyonu ile başarılı FDIR işlevleri elde edildiğine yönelik sonuçlara yer verilmiştir. Jaekel, Martin ve Hans, 2015 [101] tarafından 2014 yılında gerçekleştirilen bir çalışmada, FDIR mimarisinde SOM uygulaması için hizmetteki bir uydu ve bu uydunun yakalanmasını sağlayacak yedi serbestlik derecesine sahip bir manipülatör ile donatılmış ikinci bir uydu için simülasyonlar hazırlanmıştır. Şekil 3.6., yörüngede servis senaryosunun bir parçası olarak hazırlanan iki uydunun yörünge simülasyon ortamını gösterirken, Şekil 3.7.'de robot kolun eksen takımı tanımlanmaktadır.



Şekil 3.6. Jaekel ve Scholz'un (2015) Yörüngede Servis (On-orbit Servicing-OOS) senaryosu için STK[®]'da hazırlanmış yörünge simülasyonuna ilişkin gösterimi (DLR) [101]



Şekil 3.7. Jaekel ve Scholz'un (2015) OOS görevinin şematik bir genel bakışı, sol tarafta hizmet eden robotik kollu uydu, sağ tarafta ise yakalanacak hedef uydu gösterimi (DLR) [101]

Söz konusu çalışmada, daha önce yapılan deneysel faaliyetler süresince robotik kolun, uydu yakalama aşamasında meydana gelen beklenmedik sinyal kayıplarının ve kolun acil olarak geri çekilmesine yol açan olayların önlenmesine odaklanılmıştır. Robota ait sensör güvenilirlik analizi döngüsü sırasında otomatik hedef yakalamayı test etmek amacıyla önceden planlanmış rotalarda gerçekleştirilen testlerde, makine öğrenimi hesaplamalarının, robot kolun gerçek zamanlı kontrolüyle tam olarak uyumlu olmasa da aktüatör sensör sağlığını değerlendirmek için yeterli verimlilikte ölçümler elde edilebildiği gözlemlenmiştir. Araştırmada, farklı seçenekler için ortalama hata ve işlem hesaplama süreleri verilmektedir. Daha geniş SOM haritaları daha yüksek doğruluk sağlasa da bu uygulamalarda hesaplama süresinin arttığı gösterilmektedir. Deneysel sonuçlarda robot kol arıza tespiti için SOM'un, geleneksel FDIR yöntemlerinden olumlu bir şekilde ayrıştığı rapor edilmiştir [101].

Perseverance Mars gezgini yapay zeka tabanlı otonom bir görev planlama sistemine sahiptir [7, 34]. Bu planlayıcının temel görevi, gezginin öngörülen işlerinden daha az veya fazla zaman alan veya teknik kaynak kullanan faaliyetleri dikkate alarak yeni görevlerini dinamik olarak ayarlamasına imkan sağlayabilmektir. Böylece gezginin genel görev verimliliği önemli ölçüde artırılabilirken, teknik kaynaklar da etkili bir şekilde kullanılabilir [35].

Çizelge 3.2. Uzay alanında makine öğrenimine dayalı emniyet yönetimi ve FDIR uygulamalarının listelenmesi [16, 49]

Metot	Uygulama	Referans	TRL	Uygulama Alanı	Yılı
Analitik Model	MEX itici arıza teşhisi	[63]	1-3	Diğer Alt Sistem veya Eyleyiciler	2010
Analitik Model	DS1'in Uzak Ajan deneyi (Livingstone)	[28]	“9”	Veri Kotarma Alt Sistemi	1998
Analitik Model	Giriş aracının YKS alt sisteminde hata teşhisi	[91]	1-3	Veri Kotarma Alt Sistemi	2010
Analitik Model	Roket motoru FDI(R)	[90]	1-3	Diğer Alt Sistem veya Eyleyiciler	1990
Analitik Model	Robot koldaki aktüatör arızaları için FDIR	[102]	1-3	Uzay Robotik Sistemleri	1999
Analitik Model	ERA için çarpışmayı önleme	[103]	4-6	Uzay Robotik Sistemleri	2006
Analitik Model	Robot manipülatörleri için FDI(R)	[104]	1-3	Uzay Robotik Sistemleri	2008
Analitik Model	Manyetik Sistem Sağlık İzleme	[105]	“9”	Veri Kotarma Alt Sistemi	2004
Analitik Model	CASPER-IPEX için sürekli aktivite planlayıcı yürütme ve yeniden planlayıcı	[29, 31, 106]	“9”	Veri Kotarma Alt Sistemi	2013
Bayes Ağı/ YSA/ Bulanık Mantık	İleri FDIR (AFDIR)	[18]	1-3	Veri Kotarma Alt Sistemi	2001
YSA/ Derin Sinir Ağı (DNN)	Perseverance Gezgini için Yaklaşık Açıklık Değerlendirmesi (ACE)	[5]	“9”	Veri Kotarma Alt Sistemi	2021
YSA-SOM	Robotik uzay aracı için yıkılmaz mimari	[49]	1-3	Veri Kotarma Alt Sistemi	2015

Çizelge 3.2. (devam) Uzay alanında makine öğrenimine dayalı emniyet yönetimi ve FDIR uygulamalarının listelenmesi [16, 49]

Metot	Uygulama	Referans	TRL	Uygulama Alanı	Yılı
YSA	Mars Perseverance ve Ingenuity Helikopteri için kayaları ayırt etmek üzere oluşturulan nesne sınıflandırıcısı	[27]	“9”	Veri Kotarma Alt Sistemi	2021
YSA	Sensör FDIR ile YSA	[107]	1-3	Diğer Alt Sistem veya Eyleyiciler	1991
Bayes Ağı	SSHM'de hata teşhisi	[99]	1-3	Veri Kotarma Alt Sistemi	2011
Bayes Ağı	Otonom uzay aracı	[15]	1-3	Veri Kotarma Alt Sistemi	2012
Bayes Ağı	İniş yeri seçimi	[32]	1-3	Veri Kotarma Alt Sistemi	2006
Bayes Ağı	Güç alt sisteminde hata teşhisi	[65]	4-6	Diğer Alt Sistem veya Eyleyiciler	2009
Bayes Ağı	Gürbüz robot manipülasyonu	[108]	4-6	Uzay Robotik Sistemleri	2008
Bulanık Mantık	Akıllı FDIR (SMART FDIR)	[17]	1-3	Veri Kotarma Alt Sistemi	2003
Bulanık Mantık	Ayda güvenli iniş yeri seçimi	[33]	1-3	Veri Kotarma Alt Sistemi	2009
Bulanık Mantık	YKS alt sistem kontrolü	[67]	1-3	Diğer Alt Sistem veya Eyleyiciler	2010
Bulanık Mantık	Tepki tekerleklerinde hata teşhisi	[64]	1-3	Diğer Alt Sistem veya Eyleyiciler	2011
Bulanık Mantık	Güç alt sisteminde hata teşhisi	[66]	1-3	Diğer Alt Sistem veya Eyleyiciler	1996

Çizelge 3.2. (devam) Uzay alanında makine öğrenimine dayalı emniyet yönetimi ve FDIR uygulamalarının listelenmesi [16, 49]

Metot	Uygulama	Referans	TRL	Uygulama Alanı	Yılı
Bulanık Mantık	İş birliği yapan manipulatörler için FDI	[93]	4-6	Uzay Robotik Sistemleri	2008
Bulanık Mantık	Perseverance Rover'ın M2020 üzerindeki çizelgeleyicisi	[34, 35]	>7	Veri Kotarma Alt Sistemi	2021
Dempster-Shafer (DS) Kanıt Teorisi	İniş alanı güvenliği değerlendirmesi, yer seçimi	[92]	1-3	Veri Kotarma Alt Sistemi	2009
Dempster-Shafer (DS) Kanıt Teorisi	SSHM'de hata teşhisi	[62]	1-3	Veri Kotarma Alt Sistemi	2010
Rastgele Orman Karar Ağacı (Random Forest)	IPEX için bulut ve gezegenlere ait disklerin tespiti	[29]	“9”	Veri Kotarma Alt Sistemi	2013

İlgili literatürde birçok farklı ileri FDIR teknikleri ve araştırmaları bulunmasına rağmen, yalnızca bazı çalışmalar [5, 27–35] uzayda uygulanmış ve test edilerek TRL-9 seviyesinde doğrulanmıştır. Diğer projelerin ise özellikle yer donanım testleri, teorik önerme veya simülasyonla doğrulama aşamasında kaldığı gözlenmiştir [14, 91]. Yenilikçi FDIR yöntemlerinin uzayda daha geniş bir şekilde uygulanabilmesi için makine öğrenimi yöntemlerini içeren modellerin geliştirilmesi, entegrasyonu ve doğrulanması için gerekli altyapının ve mühendislik prosedürlerinin standartlaşması gerekmektedir.

Çizelge 3.2.'de aktarılan çalışmalardan bazıları ekipman hatalarının tespitine odaklanırken, [62–64] diğerlerinde ise alt sistem seviyesindeki çalışmalara değinilmektedir [65–67]. Görev amaçlarının gerçekleştirilmesi, sistem seviyesi işlemlerinin yapılabilmesi ve insan müdahalesi olmadan kritik koşullarda uzay aracının operasyona elverişli olabilmesi, sistem seviyesi otonomide dikkate alınması gereken hedeflerdir. ECSS'e göre sistem seviyesi otonomi, özelleşmiş görev ve hata yönetimi hükümleri gerektirmektedir [109]. Sistem düzeyi otonomi görevlerinde yer segmentine olan bağlantı tamamen kesilmemekte; tekrar devreye alma sonrası sistemin analizi, parametrelerin optimizasyonu, idame ettirilecek ana görevlerin belirlenmesi gibi konularda önemli faaliyetler için insan süpervizyonu kısıtlı da olsa sürdürülmektedir. Literatürde yer verilen çalışmalar incelendiğinde, uzay aracının sistem düzeyi otonomi işlevlerini desteklemek için ilgili yer segmentinde de gerekli karşılık fonksiyonların bulunması gereği ifade edilmiştir. Bu sebeple yer ve uzay kesimlerindeki işlevlerin senkron olarak çalışacak şekilde entegrasyonu önemli bir gereksinim olarak tanımlanmalıdır.

Literatür araştırmasında yüzden fazla yayın değerlendirilmiş ancak tüm bu zorluklar doğrultusunda, söz konusu yayınların sadece birkaçında sistem düzeyinde otonomiye yönelik çalışmalar gözlemlenebilmiştir.

3.5. SWOT Analizi: Uzay Sistemlerinde Yapay Zeka Tabanlı FDIR Uygulamaları

Uzaya gönderilen uydu sayısı zaman içinde önemli ölçüde artmıştır. “Union of Concerned Scientists” tarafından işlevsel durumdaki uydu sayılarına ilişkin kayıtlarda Ocak 2021 itibariyle uzayda 4852 adet işlevsel uydunun bulunduğu bildirilmektedir [110]. 2020'de Birleşmiş Milletler Uzay İşleri Ofisi yaklaşık 1300 adet, “Satellite Industry Association” ise 1194 adet aracın uzaya fırlatıldığını belirtmektedir [111]. Son yıllardaki artış savunma,

altyapı yönetimi, kentsel gelişme, afet yönetimi, eğitim, tarım, doğal kaynak yönetimi, gıda güvenliği, kırsal kalkınma, iklim değişikliği, sağlık, kamu yönetimi, hassas konumlandırma, iletişim ve enerji kontrolü gibi hizmetlere olan talebin artmasına bağlanabilmektedir [112].

Uydu sayısının artmasına rağmen, “uzay araçlarının sistem konfigürasyonuna ve yapacağı görevlere kendiliğinden karar vermesi” kavramı halen gelişime açık bir konudur. Bununla birlikte uzay aracında uygulanabilecek sistem düzeyi otonomiye ilişkin bazı özel entegrasyon sınırlamaları bulunmaktadır [113]. Bu sınırlamalardan biri, literatürdeki yapay zeka tasarımı ve eğitim verilerinin sınırlı tarihçesidir. Mars ve asteroit keşif görevleri dışında, özellikle "E4" [25] olarak kategorize edilen sistem düzeyi otonomi kavramını destekleyen uzay tarihçesinde eksiklikleri bulunmaktadır [26, 80].

Literatür taraması sonucu, yapay zekaya dayalı FDIR yöntemlerini içeren uzay programlarının tanımlanmasında, bu bölümde aktarılan SWOT analizinde belirtilen iç ve dış faktörlerin dikkate alınması gerektiği sonucuna varılmıştır. Çizelge 3.3, uzay aracı otomasyonunda yapay zeka kullanımı kavramıyla ilişkilendirilen güçlü ve zayıf yönler ile fırsatlar ve tehditlerin genel görünümünü sunmaktadır.

Çizelge 3.3. Uzay aracı otomasyonu için yapay zeka kullanımına ilişkin SWOT analizi

Güçlü Yönler:	Zayıf Yönler:
<ul style="list-style-type: none"> • Modellemesi eksik yapılmış veya yapılamamış durumlara yönelik eğitimle şekillenmiş çıkış tepkileri sağlayabilme [9, 16] • Yerleşik (on-board) gerçek zamanlı kararlar alınabilmesi [5, 91] • Belirsizlik alanlarında artan gürbüzlük [11, 12, 19] • Derin öğrenme ile görevlerin, önceden öğrenilen sonuçlar dahil edilerek daha olgun hale getirilmesi [5, 97] • İletişimin engellendiği (krater içindeki gezgin operasyonları gibi) veya geciktiği (gezegenler arası görevler gibi) özelleşmiş görevler için veriye dayalı özerklik sağlanabilmesi [6, 7, 27, 71, 79, 114] 	<ul style="list-style-type: none"> • Veriye dayalı durum ve şartların algılanması sürecinde, kısmi eğitim veya gözlem ile dinamik durumlarda öngörülemeyen yanıtlar oluşabilmesi [44] • Mevcut yerleşik (on-board) CPU kaynakları nedeniyle sınırlı işlevsel performans [115, 116] • Uzayda teknoloji gösterimi tarihçesinin eksikliği [16, 79, 117] • Belirli bir karar verme akışı tanımlanmadığından tüm uzay aracı kipleri ve işletme prosedürleri için doğrulamanın garanti edilememesi [109] • Derin öğrenmede büyük boyutlu eğitim verisi ve büyük veri işleme gereksinimi [118]

Çizelge 3.3. (devam) Uzay aracı otomasyonu için yapay zeka kullanımına ilişkin SWOT analizi

Fırsatlar:	Tehditler:
<ul style="list-style-type: none"> • Yer istasyonu operasyon desteği için daha düşük mühendislik hizmetleri maliyeti [119] • Uzay ve yer segmenti arasındaki iletişim gereksiniminin azalması [120] • Uzay aracının güvenli moda girmekten kaçınılması ile artan işletme kapasitesi [119] • Dinamik ve kesintisiz görev icrası ile artan görev getirileri [44, 121] • Özerkliği teşvik eden gezegenlerarası ve derin uzay görevlerine artan eğilim [26, 39, 50, 111] 	<ul style="list-style-type: none"> • Uzay aracı entegratörlerinin yerleşik, modele tabanlı tasarım, doğrulama ve geçerli kılma altyapısının görece hızlı ve kısa çözümler sunabilmesi [56] • Uzayda otonomi ve yapay zeka gibi konularda görece düşük mühendislik deneyimi • Makine öğrenimi kontrol modellerinin potansiyel olarak öngörülemez davranışları • Güvenli moda girme ve tekrar devreye alma şartlarını belirleyen gerçekçi modeller ile desteklenmiş OBCP'lerin tarihçeli ve verimli şekillerde kullanımı [19, 31, 122]

Literatür araştırması özellikle gerçek zamanlı iletişimin mümkün olmadığı uzay araçlarında otonomi seviyelerinin artırılmasına odaklanmaktadır. Kaynaklarda bunun için veri tabanlı makine öğrenimi çözümlerinin kullanılması "tercihten" öte bir "gereklik" olarak tanımlanmaktadır. Yerleşik sistem seviyesi otonomi, uzay araçlarının sadece yer istasyonu veya röle uydu haberleşme konisi içerisinde görevlendirilebilme süreçlerini ve yerdeki FDIR ve görev planlama sorunlarını bir kısıt olmaktan çıkarmaktadır [120].

Tasarım akışına ilave olarak, günümüzde uzay araçları için doğrulama süreçleri de genellikle model tabanlı tasarım girdileri, ön tanımlı kurallar, eşikler ve sistem kipi tanımları bağlamında yürütülmektedir. Mevcut literatürde az sayıda TRL-9 seviyesinde çalışma bulunması durumu, uzay aracı üreticilerinin önemli bir görev tarihçesine sahip olan model tabanlı tasarım araçlarını uzun süredir kullanması ile ilişkilendirilebilir. Model tabanlı tasarım faaliyetleri ileri yönlü süreçlerden oluşmakta ve bu süreçler yüksek bir olgunlukla doğrulanabilmektedir. Bu sebeplerle yıllar süren çalışmalarda uzay endüstrisi, model tabanlı tasarıma özel olarak geliştirilen doğrulama altyapılarına önemli yatırımlar yapmıştır. Geleneksel uzay sistemlerinin birçoğunun görev operasyon durum (kip) ve süreçleri, söz konusu yatırımlar kullanılarak, yerde mevcut altyapılarla doğrulanabilmektedir.

Yeni geliştirilecek makine öğrenimi mekanizmalarının uzay araçlarına daha fazla entegrasyonu için ilgili tasarım süreçlerinin ve söz konusu doğrulama altyapılarının makine

öğrenimi metotlarına adapte edilmesi gerekmektedir. Buradaki temel zorluk, uzay aracı otonomisi içinde makine öğrenimi yöntemlerinin her zaman aynı çözümü sunamayabiliyor olmasıdır. Makine öğrenimi metotları kullanılması durumunda sistem tarafından belirli bir probleme karşın birçok farklı çözüm oluşturulabildiğinden, doğrulama süreçlerinde belirsizlikler doğabilmektedir. Söz konusu belirsizlikler makine öğrenmesi ile geliştirilen uzay aracı rutinlerinin yerde test ve doğrulama süreçlerini kararsızlaştırmaktadır. Dolayısıyla, uzay endüstrisi tarafından makine öğrenimi için gerekli altyapı yatırımları yapılsa dahi, kararsızlığın düşürülmesinde yükselen sistem (yapay) zekası ile tam kapsamlı bir doğrulama kampanyasının maliyeti ve işlem süresi de artmaktadır.

Uzay endüstrisinin erken dönemlerinde doğrulamalar (qualification), önceden belirlenmiş bir sıra ile görevleri işleyen sıralı otomatlar tarafından gerçekleştirilmektedir. Ancak günümüzde, süper bilgisayarların hesaplama gücü sayesinde doğrulama uygulamaları uzay aracının tüm kiplerinde; alternatif işlevsel sekansları, en kötü senaryoları ve potansiyel hata yayılımını temsil eden gelişmiş analizler ile yürütülebilmektedir [123]. Schwabacher, Feather ve Markosian, 2020 [113] Ames Araştırma Merkezi ve JPL / NASA'da ileri FDIR yazılımının doğrulanmasına yönelik çalışmalar gerçekleştirmişlerdir. Bu çalışmalarda veriye dayalı FDIR yöntemlerine ilişkin özelleşmiş doğrulama metotlarının belirlenerek, geliştirme sürecine tasarımın ilk aşamalarında dahil edilmesinin önemini vurgulanmıştır. Uzayda kullanılacak makine öğrenimi metotlarının belirlenmesine yönelik bir başka sınırlama, uzay araçlarının yerleşik bilgisayarlarının merkezi işlemci ve bellek kaynaklarının sınırlı kapasitelere sahip olmasıdır. Bu alandaki kısıtlamalarda son yıllarda hızlı gelişmeler yaşanmış olsa da özellikle karmaşık prosedürlere sahip yapay zeka yöntemlerinin bütünleşik görev bilgisayarlarında kullanımı için yeterli kaynağın sağlanamaması nedeniyle söz konusu algoritmaların sadeleştirilmeleri gerekebilmektedir. Ancak bu tür sadeleştirmeler, yapay zeka uygulamalarında performans kaybına yol açabilmektedir [115].

Uzay araçlarında veriye dayalı FDIR yöntemlerinin belirlenmesi ve entegrasyonunda kapsamlı bir karar verme süreci yürütülmesi gerekmektedir. Bu süreç yapay zekaya dayalı işlevlerin belirlenmesi, uygun makine öğrenme tekniklerinin seçilmesi, doğrulama prosedürünün oluşturulması ve ilgili yer kesimi destek fonksiyonlarının tanımlanmasını içermektedir. Otonomi ve ileri FDIR'ın uzay uygulamalarında uzmanlık birikimi, makine öğrenme modellerini içeren tasarım ve doğrulama süreçleri, güvenilir bir yazılım kütüphanesi ve geçmiş hata profili dahil olmak üzere tüm boyutlar kapsanmalıdır [49].

4. FPMAS: TAKIM UYDULARDA ÇOKLU AJAN TABANLI TOPLULUK SINIFLANDIRICILARILARA DAYALI PROAKTİF HATA TAHMİNİ

4.1. Problem Alanının Tanımlanması

Mega takım uydular, Mars ve Dünya dışı gezegenlerde görev yapan uydular, asteroit veya kuyruklu yıldızlara yumuşak iniş yapan araçlar, tehlikeli engellerden kaçınarak güvenli navigasyon yapabilen gezginler ve derin uzayda ilerleyen keşif araçları her geçen gün daha da artan oranda endüstriyel pratiğe dönüşmektedir. Günümüzde örnekleri görece az olsa da bu gibi otonom uzay araçları için yapay zeka uygulamalarının vazgeçilmezliği Bölüm 1. ve 3.'te aktarılmıştır.

Bir kavram olarak yapay zeka, sistem seviyesinde bilişsel özerklik oluşturmak için birçok alanda olduğu gibi uzayda da önemli avantajlar sunmaktadır [124]. Uzay araçlarında özellikle insanın kısıtlı nezareti sebebiyle ortaya çıkabilecek hatalara yönelik risklerin yönetilebilmesi için en uygun FDIR yaklaşımı, geleneksel kural tabanlı modeller ile veriye dayalı teknikler arasında amaca yönelik bir denge gözetilmesidir. Mevcut literatür incelendiğinde bu tekniklerin birbirini tamamlayacak şekilde kullanılabilmesi gözlemlenmiştir.

Makine öğrenimi yetenekleri, modelleme alanı dışındaki belirsizlikler ile etkili bir şekilde başa çıkabilmektedir. Ancak tersi yönde, tam olarak doğrulanamayan (yapay) zekanın olası çıktı belirsizlikleri literatürde tartışılan bazı sınırlamaları da gündeme getirmektedir. Literatür ileri FDIR tekniklerinin geliştirilmesinde durumsal farkındalık ve bilişsel otomasyon yaklaşımına yönelik [125] önemli uygulamaları öne çıkarmaktadır [16]. Araştırmalar, takım uydu görevleri için özellikle kollektif farkındalık (collective awareness) yaklaşımının uygulama açısından yenilikçi bir alan olduğunu göstermektedir [126]. Sistem seviyesinde otonom uzay aracı yönetimi performansı için ise durumsal farkındalık sağlayabilecek merkezi veri tabanı teknolojileri önem arz etmektedir [63, 117, 127].

Bölüm 3.3 ve 3.4.'te ayrıntılı olarak sunulan literatür bulguları sonucunda ekipman, alt sistem ve uzay aracı sistemi düzeyinde belirli çalışmaların gerçekleştirildiği fakat *"uyduların takım içindeki kolektif farkındalığı kullanmasına"* ilişkin araştırma alanının halen gelişmeye

açık bir potansiyel sunmaya devam ettiği gözlemlenmiştir. Takım uydu seviyesinde elde edilebilecek kolektif farkındalık ile uyduların değişen dinamik koşullara uygun olarak proaktif hata teşhisi yapabilmelerine ve gerektiğinde görevlerini takım içinde yeniden planlayabilmelerine imkan tanınabilecektir. Böyle bir durumda takımın son hedefe ulaşması için uydu seviyesinde ortaya çıkabilecek olası hatalar önceden tespit edilerek, diğer uyduların proaktif olarak arızalardan kaçınması sağlanabilecek ve takımın bütüncül misyonlarını otonom ve kesintisiz şekilde tamamlayabilmesi mümkün olabilecektir.

Yukarıda tanımlanan potansiyel kazanımların edinimi için uzay sistemlerinde yerleşik otonomi ihtiyacı, önemli sistem gereksinimlerinden biri haline gelmektedir. Bu doğrultuda tez çalışması kapsamında, sistem seviyesi otonomi kavramını destekleyen “*takım uydularda makine öğrenimine dayalı FDIR yöntemleri geliştirilmesi*” hususu açık bir mühendislik problemi olarak tanımlanmış ve araştırmanın odağına alınmıştır. Bu doğrultuda takım içerisindeki uyduların proaktif, yani olası hataları ortaya çıkmadan tespit edebilecek hata tahmin metotları ile donatılması hedeflenmiştir.

Yapılan çalışmalar kapsamında, takım uydular için makine öğrenimine dayalı bir FDIR yaklaşımı olan Çoklu Ajan Hata Tahmin Sistemi (FPMAS) geliştirilmiştir. FPMAS, ajanlardaki yerel sınıflandırıcıların birbirleriyle etkileşimine dayalı bir topluluk sistemidir.

Çalışma kapsamında makine öğrenimi algoritmalarının seçimi, çoklu ajan yapısı ve akış şeması ve topluluk tabanlı sınıflandırıcılara ilişkin detaylar tanımlanmaktadır. FPMAS sistemini oluşturan bileşenler Bölüm 4’ün ilerleyen aşamalarında detayları ile sunulmuştur.

Uzay aracı sistemlerinin fırlatma öncesinde doğrulanmasına ilişkin faaliyetler, hata senaryoları için önceden tanımlanmış test rutinlerinin yürütüldüğü Dinamik Uydu Simülatörleri (DSS) veya uydu Aviyonik Test Düzeneği (ATB) gibi sistemlerde gerçekleştirilmektedir. Bu testlerde uzay aracının genel işleyişi simüle edilerek, sistemin olası hatalar karşısındaki davranış tutarlılığı analiz edilmektedir.

FDIR işlevlerinin DSS veya ATB’de doğrulanması aşamasında kullanılan temel yöntemlerden birisi, sanal hataların sistem performansına etkilerinin ilgili test ortamlarında simüle edilmesidir.

Aynı yaklaşımla tez çalışması kapsamında FPMAS performansı ölçümlenmesine ilişkin testler, hedef uydusu LPOS Yönelim Kontrol Sistemi (YKS) davranışsal modeli ile simüle edilmiştir. Çalışma kapsamında MATLAB/SIMULINK[®] ortamında, çeşitli YYS ekipmanlarına sanal elektronik ve mekanik hatalar enjekte edilmek suretiyle hatalı çalışma durumları oluşturulmuş ve FPMAS'ın bu hatalara ilişkin tahminleri incelenerek ve raporlanmıştır. FPMAS'ın söz konusu sanal hataları teşhisine yönelik sonuçlar Bölüm 5.'de derlenmektedir.

4.2. Yönelim Kontrol Sistemi

Yönelim Kontrol Sistemi (ACS-Attitude Control System), uzay aracının hedef açı setine yönlendirilmesi ve yönlendirme konumunda gerekli stabilitenin sağlanmasını sağlayan yerleşik işlevlerin yerine getirilmesinden sorumludur.

Uzay araçları atmosferik araçlarla karşılaştırıldığında, düşük yer çekimi ve vakum ortamı avantajları nedeniyle, asgari oranda dış etki torkuna maruz kalmaktadır. Ancak bu sistemler, yer ile uzay arasındaki uzak mesafe sebebiyle yüksek yönelim hassasiyeti ve stabilitesine de ihtiyaç duyabilmektedir. Çalışma kapsamında, Dünya benzeri bir gezegenin alçak irtifa yörüngesine yerleştirilmiş sanal bir Alçak Kutupsal Yörünge Uydusunun (LPOS-Low Polar Orbit Satellite) Yönelim Kontrol Sistemi (YKS) davranışı modellenmiştir.

Uydu sistemlerinde YYS genel olarak, yönelim ve yörüngenin algılanmasına yönelik sensörlerden ve çeşitli türlerdeki eyleyicilerden oluşmaktadır. Bu eyleyiciler, uyduların görev tanımı ve sistem gereksinimleri tarafından belirlenen yönelim hassasiyeti gereksinimlerine göre seçilmektedir. Özellikle sık görüntü alınması veya dar bir ilgi alanında görüntü ihtiyacı duyulan görevler için uyduların çeviklik (agility) kabiliyeti kazanması önemlidir.

Çeviklik yeteneği kazanımı doğrultusunda kritik momentum üretim araçlarından birisi olan Moment Kontrol Jiroskopları (CMG-Control Moment Gyroscope), uzay sistemlerinde kullanılan Tepki Tekerleklerine (TT) göre daha esnek torklar üretebilen hassas bir yönelim eyleyicisidir. MacKunis ve diğer araştırmacılar (2008) tarafından aşağıdaki başlıklar altında özet olarak ifade edilen sebeplerden dolayı tez çalışmaları kapsamında, MKJ eyleyicilerinden oluşan bir YYS sistemi referans alınmıştır [128].

- MKJ'ler, iki dahili eksenle yüksek çözünürlüklü hareketler ile hassas torklar üretebilmektedir. Bu durum, uzay aracının istenen yönlere ve açılara hızlı ve hassas bir şekilde yönlendirilebilmesini sağlamaktadır. Öte yandan, iki eksenli hareket düzlemi özellikle “elektromekanik bileşenlere yönelik karmaşıklık” gibi önemli bir riski de beraberinde getirmektedir. Tez çalışması kapsamında bu elektromekanik bileşenlere sanal hatalar enjekte edileceğinden model kapsamında MKJ'ler tercih edilmiştir.
- MKJ'ler çıkış torku vektörlerini dinamik olarak güncelleyebildiklerinden TT'lere göre daha geniş bir spektrumda kullanılabilirler. İstenilen sistem seviyesi tork vektörlerini oluşturmak için MKJ'lerin tekerlek hızlarının ve şaft ivme ve yönlerinin kontrol edilmesiyle, çeşitli yönelim kontrol manevraları yürütülebilir. “Bir adeti “sıcak, işlev destekleyici ekipman yedeği olmak üzere”, dört adet MKJ ile kurulan piramit mimarideki MKJ seti ile uzay araçlarında esnek yönelim manevraları gerçekleştirilebilmektedir.

MKJ'ler atalete dayalı elektromekanik eyleyicilerdir ve yataklama bozulmaları, kütleli dengesizlikler veya artan sürtünme gibi birçok dinamik değişken nedeniyle arızalanabilmektedir. MKJ'lerin hareket eksenlerinde olası sürtünme artışı, elektrik güç tüketiminde de artışa neden olabilmektedir. Bu tip MKJ arızalarına Hipparcos ve Magellan projelerinden örnekler verilebilmektedir [129].

Hipparcos Uzay Aracında başlangıçta bir jiroskopun yüksek ve değişken sürtünme torku sergilediği gözlemlenmiştir. Bu durum, zamanla diğer eyleyicilere yayılmış ve sonuç olarak araç çoklu jiroskop arızası nedeniyle başarısız olmuş ve sonunda eyleyicilerini kaybederek kapanmıştır (spin down). Magellan Uzay Aracında ise Venüs'e doğru beş ay boyunca seyir halindeyken MKJ eyleyici akımındaki anormalliklerin raporlanmaya başladığı belirtilmiş, yapılan incelemeler sonucunda, yataklama yağının bir çözücüyle kontamine olmasına sebep olan bir üretim hatası tespit edilmiştir [13, 128, 129].

Tez çalışması kapsamında uzay aracı Yönelim Kontrol Sistemi (YKS) davranışsal modeli [130]:

- Dinamik Fonksiyon Modülü,
- Kinematik Fonksiyon Modülü,

- Kontrol Fonksiyon Modülü,
- Harici Bozuntu Etki Fonksiyon Modülü,
- Aktüatör ve Hata Enjeksiyon Arayüzü Fonksiyon Modülü

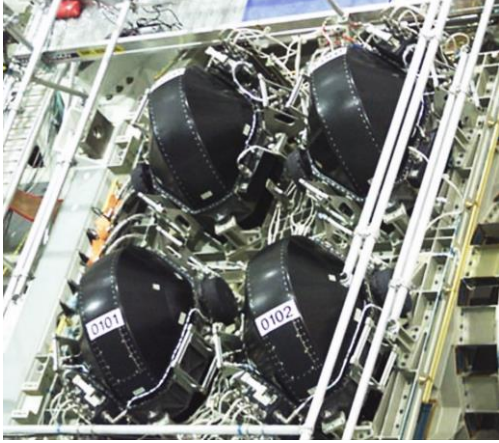
bileşenleri ile yapılandırılmıştır. Bu bileşenlerin mimari içerisindeki yeri ve girdi-çıkışı ilişkisi Şekil 4.1.'de gösterilmektedir.

Modern uzay araçlarının sistem seviyesi dinamikleri genellikle güneş panelleri, sensörler, yakıt tankları ve antenler gibi birçok mekanik hareketli parçadan oluştuğu için karmaşık bir yönlendirme problemi sunmaktadır. Modelleme çalışmalarında değerlendirilen hedef uydu (LPOS) sabit bir gövde olarak ele alınmakta, böylece uydu üzerine uygulanan kuvvete bağlı olarak, bileşenlerin birbirine görece konumunun sabit olduğu kabul edilmektedir [131, 132].

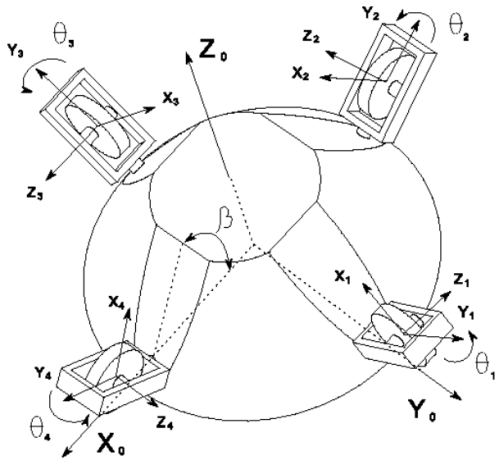
Harici bozuntu torkları, bir uydunun yönelimi üzerinde çeşitli etkilere neden olabilmektedir. Bir veya daha fazla aktüatör arızalandığında veya uyduya yüksek dış bozuntu torkları etki ettiğinde, aktif aktüatörlerin kabul edilebilir bir performansı sürdürebilmek için daha büyük ve dinamik torklar üretmeleri gerekebilmektedir. Böyle bir durumda güçlü bozuntu torkları ve aktüatör hataları karşısında doyum (input saturation) daha olası hale gelmekte ve bu durum uydunun sistem seviyesinde yönelim performansı düşüşü yaşamasına, hatta sistemin istikrarsızlaşmasına yol açabilmektedir [133, 134].

Özellikle yer gözlem veya uzaktan algılama uyduları ya da ISS gibi istasyonlar manevra yapabilmek için daha büyük torklarla ihtiyaç duymaktadır. Bu büyük tork gereksinimleri, tepki tekerlekleri tarafından karşılanamadığı için, daha geniş bir momentum aralığında yüksek tork üretebilen çeşitli MKJ'lerin kullanılması gerekebilmektedir [135]. Uluslararası Uzay İstasyonu (ISS), yönelim manevralarında itki eyleycilerine ilave olarak paralel montajlı dört adet çift şaftlı MKJ kullanmaktadır. Bu MKJ kümesine ilişkin görsel Şekil 4.2.'de verilmektedir.

Tez çalışması kapsamında, sabit gövdeli olarak modellenen hedef uydu olan LPOS, üç ekseninde yüksek hassasiyetli yönlendirme kontrolü yapabilmesi için piramit konfigürasyonda yerleştirilmiş toplam dört adet MKJ ile yapılandırılmıştır.

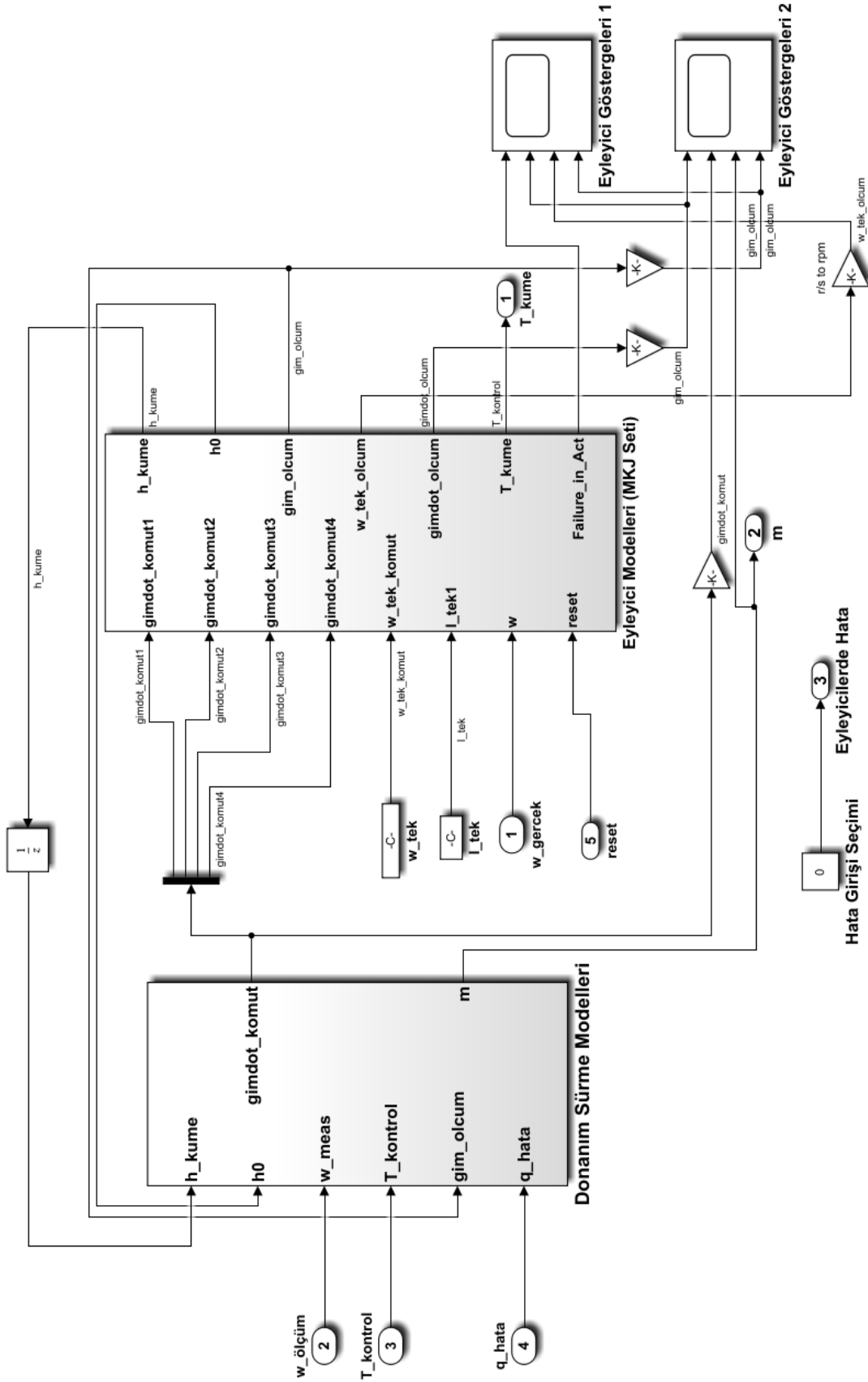


Şekil 4.2. Uluslararası Uzay İstasyonunda (ISS) kullanılan MKJ'lerin Bedrossian, Bhatt, Kang ve Ross (2009) tarafından gösterimi (JAXA) [136]

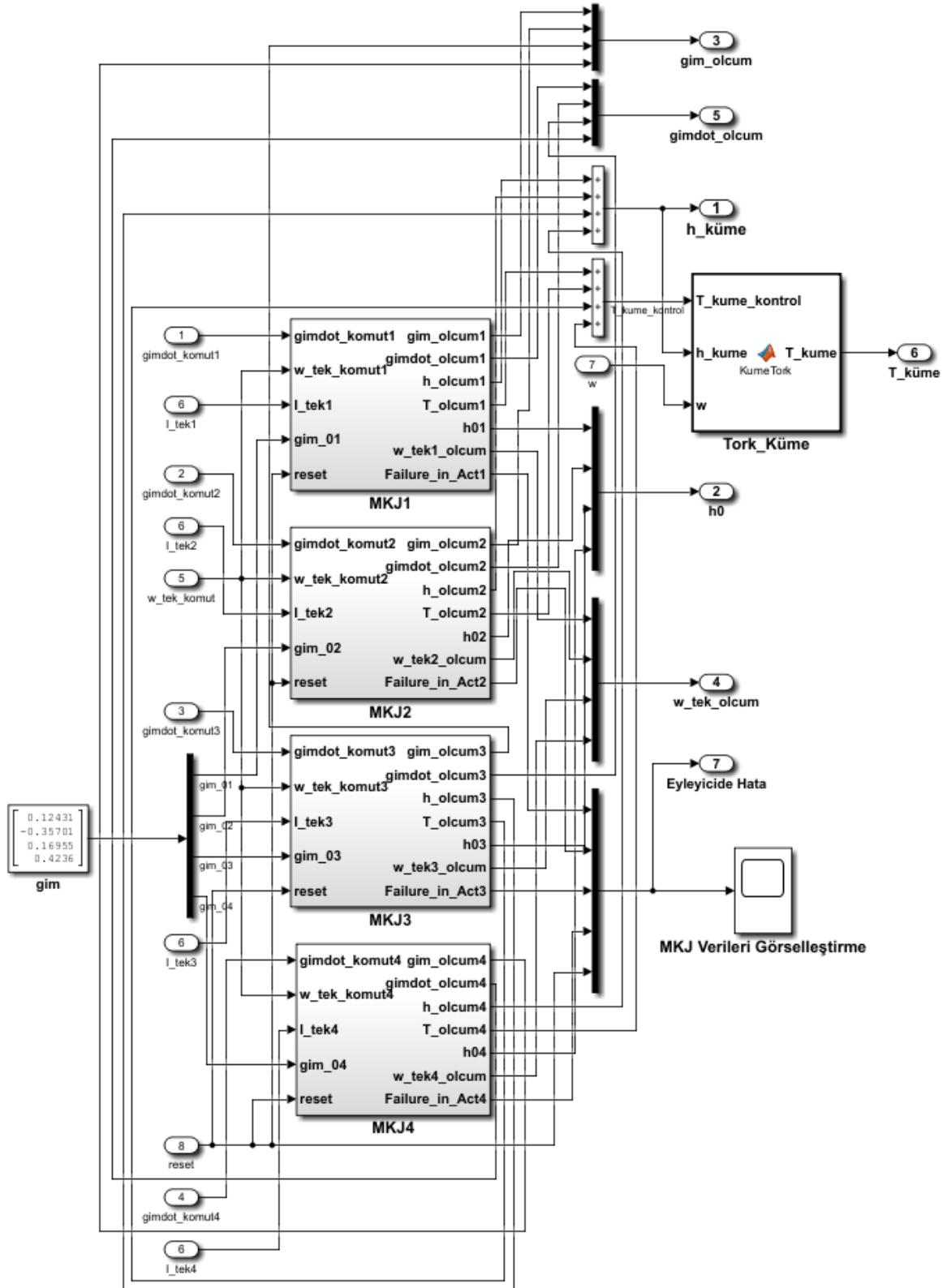


Şekil 4.3. Piramit konfigürasyonda yerleştirilmiş MKJ'lerin Rodríguez, Cortés ve Contreras (2014) tarafından gösterimi [137]

MKJ kümesinin toplam açısal momentumunun hesaplanmasında bireysel olarak MKJ'lerin momentumlarının vektör toplamı dikkate alınmaktadır. Modelde YKS hareket modülü, uygun yönelimi korumak için gereken torkları oluşturmaktan sorumludur. Bu modül, bir küme oluşturacak şekilde MKJ'lerin sürüş algoritmalarını ve tüm aktif bileşenleri ile oluşturulmuş donanım modellerini içermektedir. Tez kapsamında, dört MKJ ve bir ataletsel algılayıcıdan oluşan bir YKS kontrol döngüsünün davranış modeli üzerinde çalışılmıştır. Şekil 4.3.'de $\tau_{MKJ(t)} \in \mathbb{R}^3$ piramit konfigürasyonda yerleştirilmiş dört MKJ'den oluşan küme aracılığıyla oluşturulan torklara ait vektör bileşenleri gösterilmektedir. Şekil 4.4.'te MATLAB/SIMULINK®'de aktüatör hata enjeksiyon arayüzleriyle birlikte gösterilen uydu YKS modeli sürücü ve eyleyici fonksiyonları genel görünümü, Şekil 4.5.'te ise yukarıda söz edilen uydu YKS modeli içerisindeki MKJ setine ait modelin genel görünümü verilmektedir.



Şekil 4.4. MATLAB/SIMULINK®de aktüatör hata enjeksiyon arayüzleriyle birlikte gösterilen uydu YKS modeli genel görünümü



Şekil 4.5. Uydu YKS modelinde dört adet MKJ'ye ilişkin genel görünüm

4.3. Özellik Çıkarımı (Feature Extraction)

Özellik çıkarımı (feature extraction) makine öğrenimi alanında ham veri akışı içerisinde anlamlı bilgilerin ayıklanarak örneklemelerin çıkarıldığı süreçtir. Özellik çıkarımında nispeten geniş bir hacimdeki ham veriden daha anlamlı ve özdeşleşmiş bir veri uzayına geçiş hedeflenmektedir. Bu süreçte, yapay zeka araçları tarafından kullanılabilir verinin yapısı düzenlenmekte, gerekirse normalize edilmekte ve filtrelenmektedir.

Verinin bu süreçlerden geçerek, anlamlı verinin anlamsız veriye oranının artması, boyutun azaltılması, gürültünün filtrelenmesi ile verinin makine öğrenimi için temsili artırılarak, yapay zeka araçlarında makine öğrenimi ve karar verme yetkinliği yükseltilebilmektedir.

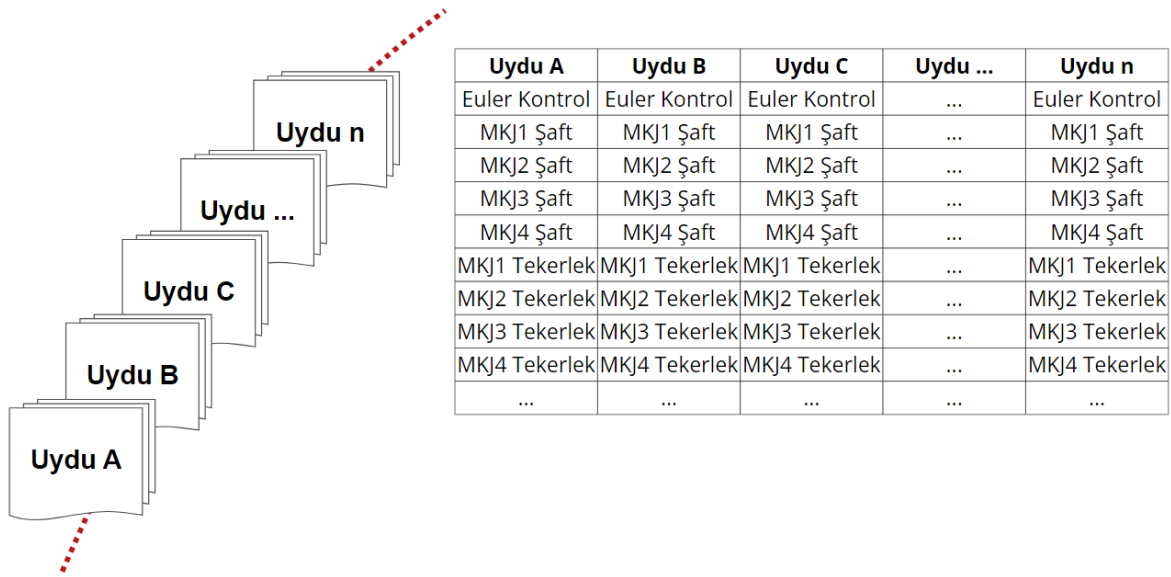
Özellik çıkarımı yöntemleri için problemin alanına, verinin niteliklerine, sistemin veri işleme kapasitesine ve kullanılacak olan makine öğrenimi aracına göre istatistiksel analiz kapsamında ortalama, mod, medyan, standart sapma, varyans, minimum-maksimum; zaman frekans alan analizi kapsamında Fourier dönüşümü; görüntü özellikleri kapsamında kenar tespiti, doku analizi, nesne, hareketli alan sınırlama; metin tabanlı özellikler kapsamında kelime frekansları, n-gram ve benzeri metotlar örnek olarak verilebilmektedir.

Özellik çıkarımı ile kontrol ve süreç verileri analitik araçlar kullanılarak anlamlandırılmakta ve yapay zeka araçlarına aktarılabilir hale dönüştürülmektedir. Bu bölümde FPMAS kapsamında, YKS verilerinin makine öğrenimi süreçlerini besleyebilecek şekilde analiz edilmeleri, sınıflandırılmaları, filtrelenmeleri ve normalleştirilmelerine ilişkin detaylar sunulmaktadır.

Tez çalışmasında YKS süreçleri içerisindeki kontrol performanslarını karakterize etmek amacıyla iki farklı özellik çıkarım yaklaşımı üzerinde durulmuştur. Bu yöntemlerin ilkinde, girdi veri seti olarak basamak yanıt fonksiyonlarına (step response function) ait özellikler kullanılmıştır. Basamak yanıt analizi, farklı niteliklere sahip birçok kontrol sisteminin performansını karşılaştırmalı olarak analiz etme olanağı sunmakta ve kontrol akışındaki performans düşüşü veya artışıyla ilgili trendlerin tanımlanmasına yardımcı olabilmektedir [138].

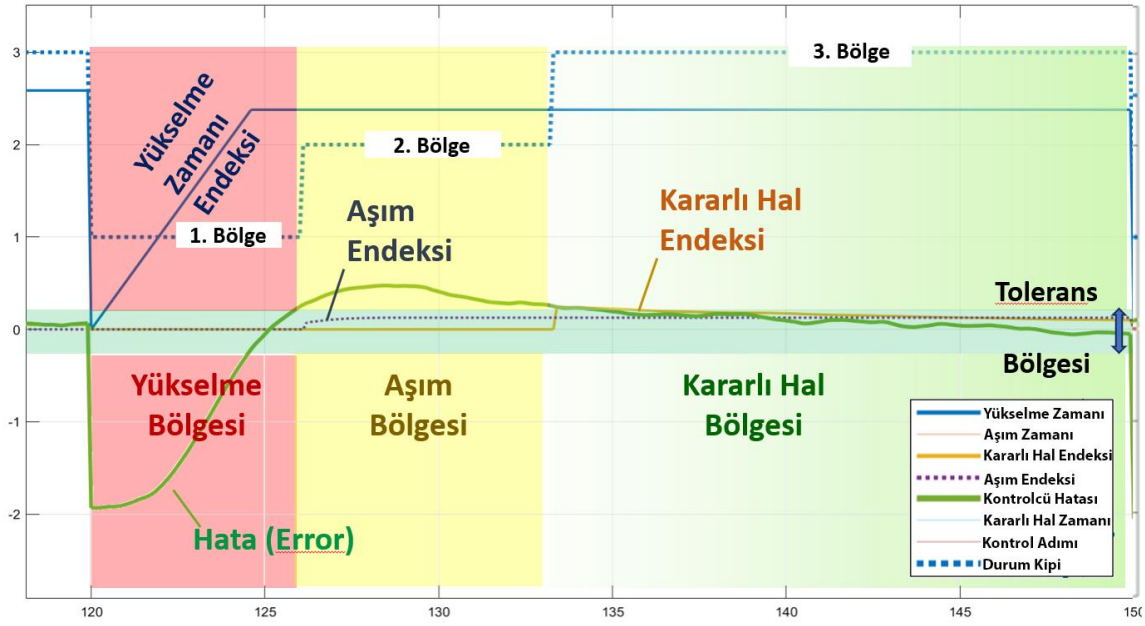
Tez kapsamında YKS Euler kontrol döngüsünün makine öğrenimi metotları ile izlenebilmesi için basamak yanıt fonksiyonu üzerinde özellik çıkarımı çalışmaları yürütülmüştür. Uyduların üç hareket eksenindeki yönelimini tanımlamak için kullanılan Euler açıları, uydunun yörüngesi etrafındaki dönme, yörünge düzlemi etrafındaki dönme ve uydunun kendi eksenini etrafındaki dönme hareketleri ile ifade edilmektedir.

FPMAS'da makine öğrenimi işlevinin ilk aşamasında, Euler kontrolünün her yeni yönlendirme komutu girişi ile kontrolcünün basamak yanıt fonksiyonları oluşturularak analiz edilmektedir. Her Euler manevrası akışı içinde basamak yanıt fonksiyonu özelliklerine dayanarak tanımlanan endeksler, uydularda bulunan topluluk sınıflayıcılara aktarılmaktadır. Şekil 4.6.'da takım içindeki LPOS uydularının YKS kontrol döngülerinde veri çıkarımı için gruplanmış gösterimi verilmiştir.



Şekil 4.6. Takım uydu içindeki LPOS uydularının YKS verisi gruplaması

Bir uydu takımında, birçok YKS kontrol döngüsü aynı anda çalışmakta ve görece benzer özelliklere sahip kontrol görevleri yerine getirmektedir. Veri çıkarımının temel işlevlerinden olan sınıflandırma analizi, benzer özelliklere sahip kontrol verilerinin tutarlılığına yönelik göstergeler sağlamakta ve bu yol ile karar verme mekanizmalarına önemli avantajlar sunmaktadır. Tez kapsamında gerçekleştirilen basamak yanıt fonksiyonu özellik çıkarımına ilişkin adımlar aşağıda tanımlanmaktadır. Bir örnek olarak, FPMAS tarafından otomatik olarak oluşturulan uydu yatış (roll) eksenini Euler kontrolcüsü basamak yanıt parametrelerine ilişkin grafik Şekil 4.7.'de gösterilmiştir.



Şekil 4.7. YKS'de otomatik olarak sınıflandırılmış basamak yanıt parametreleri (Yatış Ekseni)

Basamak yanıt fonksiyonu özellikleri olan yükselme süresi (T_{ON}) ve aşım (X_{OS}), uydunun mevcut Euler konumu ve yeni hedef noktası ile doğrudan ilişkilidir. Transfer fonksiyonun girişi $w(t)$, çıkışının ise $y(t)$ olduğu durumda *Kontrol Hatası* (*error*: $e_{Euler} = w(t) - y(t)$) ve transfer fonksiyonu $H(t)$ Eş. 4.1 ile ifade edilebilir.

$$H(t) = \frac{y(t)}{w(t)} \quad (4.1)$$

Kontrolün ilk değeri için ($t = 0$) Eş. (4.1)'de $\gamma(t) = 0$, $t < 0$ ve 1 , $t \geq 0$ olan birim basamak yanıtı şartları altında transfer fonksiyonun çıkışı Eş. 4.2'de verilmiştir.

$$y(t) = H(t) \cdot w(t) \quad (4.2)$$

Bu durumda basamak yanıtı ise Eş. 4.3 ile tanımlanmaktadır.

$$\begin{aligned} \text{İlk Değer Teoremi: } \lim_{t \rightarrow 0^+} f(t) &= \lim_{s \rightarrow \infty} s \cdot F(s) \\ \text{Son Değer Teoremi: } \lim_{t \rightarrow \infty} f(t) &= \lim_{s \rightarrow 0} s \cdot F(s) \end{aligned} \quad (4.3)$$

Genel ifade ile Eş. 4.4'te birinci dereceden bir sistemin $c(t)$ basamak fonksiyonu tanımlanmıştır.

$$c(t) = c(\infty) + ((c(0^+) - c(\infty))e^{-t/\tau} \quad (4.4)$$

Euler hedef değerleri $w_{hedef}(t)$, uydunun yeni yönelimleri için yaptığı manevralarda değişmektedir. Her kontrol döngüsünün başlangıcında $e_{Euler} = w(t) - y(t)$ değeri mevcut yönelim açısı ile hedef yönelim açısı arasındaki fark sebebiyle korelasyonlarda anlamlı olmayan bir kontrolcü performansları üretilmesine sebep olabilmektedir. Böyle bir durumda hata sınıflayıcılar yanıtıcı şekilde düşük veya yüksek kontrol performansı göstergeleri üretebilmektedir. Bu istenmeyen durumu önlemek için FPMAS'da basamak yanıtı, mevcut değer $w(t)$ ile hedef kontrol noktası $w_{hedef}(t)$ arasındaki farkın etkisinden arındırılmak üzere normalize edilmektedir.

$\omega_d = \text{Sönümlenmiş (damped) frekans}$ olduğu durumda, $t = t_1 = 0$ iken basamak yanıtı $c(t) = 0$ değerinde ve $t = t_2$ olduğunda $c(t) = 1$ değerindedir. Bu durumda yükselme zamanı t_r Eş. 4.5'te gösterildiği gibi ifade edilebilmektedir.

$$\text{Yükselme Zamanı (Rising Time) } (t_r) = t_2 - t_1 = \frac{\pi - \theta}{\omega_d} \quad (4.5)$$

Her bir giriş değeri değişiminde yenilenmek üzere yükselme endeksi tanımı ise Eş. 4.6'da verilmiştir.

$$\text{Yükselme Endeksi (Rising Time Rating) } (RT_r) = \frac{t_r}{e_{(t_1)}} \quad (4.6)$$

olarak tanımlanmaktadır.

FPMAS'ın özellik çıkarımı aşamasında basamak yanıt fonksiyonunda kullanılan bir diğer kontrol karakteristiği ise tepe aşımıdır (overshoot). Tepe aşımı, transfer fonksiyonu çıkış değerinin $c(tp)$ kalıcı durum çıkışı $c(\infty)$ ile karşılaştırılan ilk noktadan aşımaya giden bölgede ulaştığı tepe değeridir. Burada δ sistem sönüm oranı olarak tanımlanırken, mevcut değer $w(t)$ ile hedef kontrol noktası $w_{hedef}(t)$ arasındaki farkın etkisinden arındırılmak üzere normalize edilen bağımsız tepe aşım yüzdesi Eş. 4.7 ile ifade edilmektedir.

$$\text{Tepe Aşım Yüzdesi (Peak Percent Overshoot) } (M_p) = \left(e^{\left(\frac{-\delta\pi}{\sqrt{1-\delta^2}} \right)} \right) \times 100 \quad (4.7)$$

Her bir giriş değeri değişiminde yenilenmek üzere Tepe Aşım Endeksi (Overshoot Rating) Eş. 4.8 ile tanımlanmaktadır.

$$\text{Tepe Aşım Endeksi (Overshoot Rating) } (MP_r) = \frac{c_{(tp)} - c_{(\infty)}}{c_{(\infty)}} \times 100\% \quad (4.8)$$

FPMAS'da basamak yanıtı karakteristiğinin tekrar düzenlenmesi sürecinde sürekli durum (steady state) hatası $e_{ss}(t)$, sistemin sönümlenmiş kalıcı durum bölgesinde çıkış değeri $y(t)$ ile kontrol edilen nokta $w(t)$ arasındaki farktır ve $c(s)$ için zaman sonsuza giderken sistem başlangıç etkilerine yanıt vermediği durumda oluşmaktadır. Eş. 4.9'da verilen Kalıcı Durum Hatası formülünde $c(s)$ kontrol/sistem ortamı cevabı olup (*plant*), $R(s)$ referans giriş sinyali Laplace dönüşümüdür.

$$\text{Kalıcı Durum Hatası (Steady State Error) } (e_{ss}) = \lim_{s \rightarrow 0} \frac{sR(s)}{1 + c(s)} \quad (4.9)$$

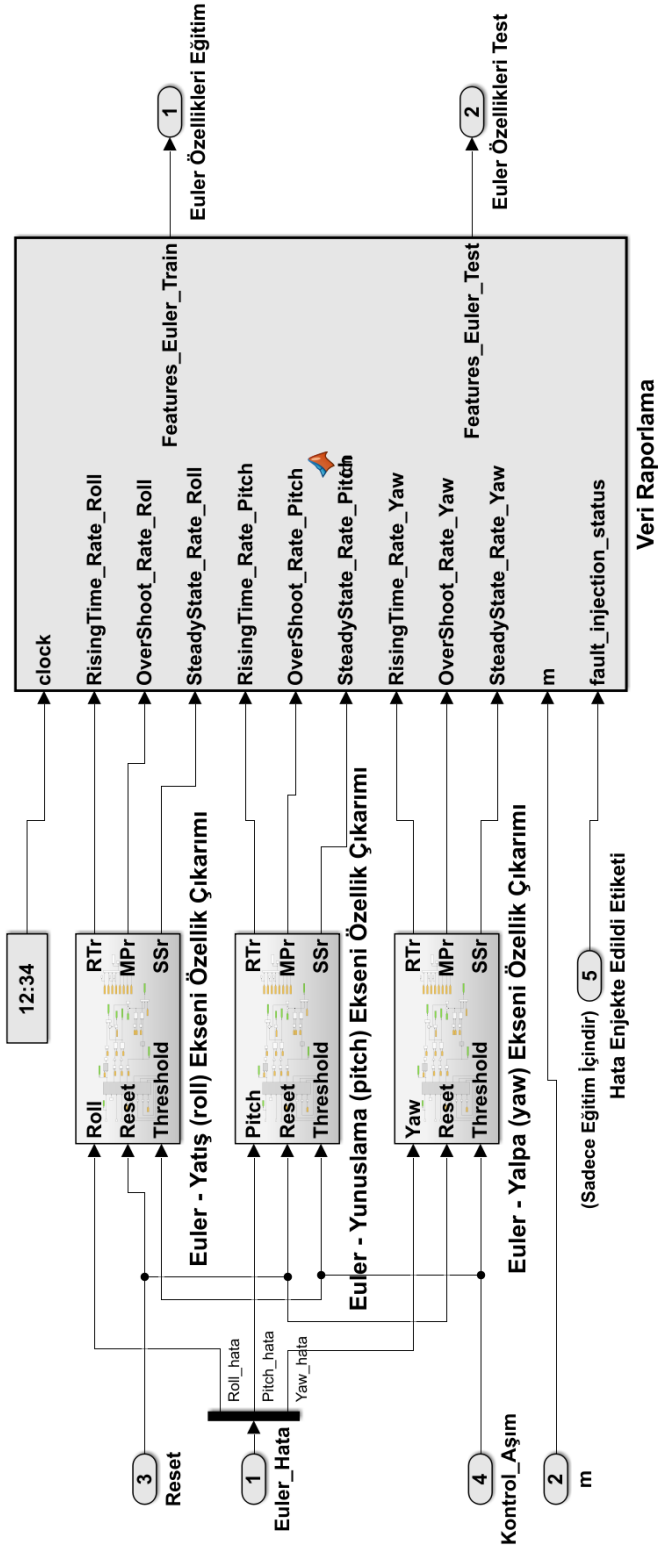
Sistem yanıt fonksiyonunun belirli integraline benzer şekilde, bir bölgenin sabit durumlu alanı, $h = b - a$ ($dt = 0,1$) şeklinde ayrıştırılarak ve bölgenin toplam alanı toplanarak hesaplanmaktadır. Kalıcı durum endeksi, Eş. 4.10'da gösterildiği gibi ayrık zamanlı kontrol (discrete control) düzeni içinde Σ_{ess} 'nin kalıcı hal süresine bölünmesiyle belirlenmektedir.

$$\text{Kalıcı Durum Endeksi (Steady State Rating) } (SS_r) = \frac{\sum_{t > t_s}^n (w(t) - y(t))}{t - t_s} \quad (4.10)$$

RTr (Yükselme Endeksi) ve *MPr* (Tepe Aşım Endeksi) kontrol sisteminin dinamik yanıtının giriş bağımsız şekilde değerlendirilmesi için kullanılırken, *SSr* (Kalıcı Durum Endeksi) Euler kontrolcüsünün kararlı durum performansını değerlendirmek için kullanılmaktadır. Yukarıda belirtilen basamak fonksiyonu karakteristiğinin normalleştirilmesiyle, takım içerisinde seri üretim ile üretilen uydulara ait YKS Euler kontrol sistemlerinin performansları, komut $w_{hedef}(t)$ ve çıkışın $w(t)$ farkı ile oluşan kontrol hatası (*error*) değerlerinden bağımsız olarak üretilen endeksler ile karşılaştırılabilmektedir.

Şekil 4.8.'de uydu Euler kontrol döngüsü için FPMAS'ın özellik çıkarımına ilişkin genel görünüm verilmektedir. YKS'den fonksiyona giriş sinyalleri "*Euler_err*" olarak adlandırılmaktadır.

Uydu gövdesinin hareket eksenindeki Euler kontrol hatası sinyali, değişen komut referans değerlerindeki kontrol basamak yanıtı fonksiyonu ile endekslenerek hata sınıflayıcıları için gerekli olan kontrolcü performans özelliklerine ayrılmaktadır.



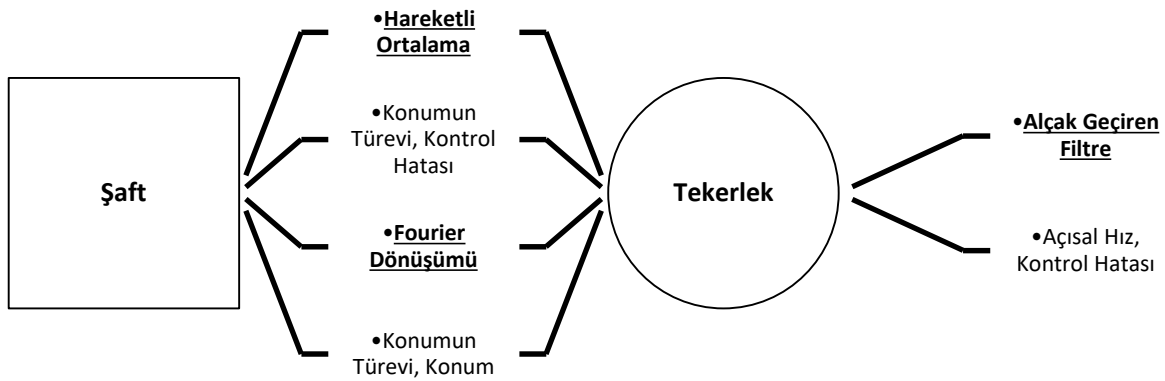
Şekil 4.8. Uydu Euler kontrol döngüsü için FPMAS özellik çıkarımı

Şekil 4.9.'da örnek olması için LPOS YKS Euler kontrol döngüsü yatış (roll) eksenini kontrol süreci için özellik çıkarımı gösterilmiştir.

Şekil 4.9., Şekil 4.8.'de verilen uydu Euler kontrol döngüsü için özellik çıkarımına ilişkin bir alt görünümdür.

FPMAS'da kullanılan ikinci özellik çıkarım metodu ise temel istatistiksel dönüşümlere dayanmaktadır. Böylelikle, FPMAS'ın özellik çıkarımı sürecinde çeşitli seviyelerdeki kontrol süreçlerinin performansları farklı yöntemler ile geliştirilmekte ve karşılaştırılabilir şekilde endekslenmektedir. MKJ'lerin eyleyici kontrol performanslarının izlenmesinde kullanılan bu yaklaşım ile özellik çıkarım sürecinin görece kolaylaştırılarak, uzay aracı üzerinde yerleşikleştirilebilmesi için işlemsel olarak basitleştirilmesi amaçlanmıştır.

MKJ'lerin eyleyici kontrol performanslarının izlenmesinde her bir MKJ için ayrı ayrı belirlenen parametreler Şekil 4.10.'da listelenmekte ve çıkarılan özellikler MKJ'lerin genel durumunu gözlemlemek için eğitilmiş sınıflandırıcıya aktarılmaktadır.



Şekil 4.10. Her MKJ için izlenen özellikler ve çıkarımları için kullanılan yöntemler

İstatistikte hareketli ortalama, veri noktalarını analiz etmek amacıyla tam veri setinin farklı seçimlerinin ortalamalarının serilerini oluşturmak için kullanılan bir hesaplama yöntemidir. Hareketli ortalama A_i , n periyodundaki değerleri temsil ederken, n periyodundaki toplam değer Eş. 4.11'deki şekilde tanımlanabilmektedir.

$$\text{Hareketli Ortalama} = \frac{A_1 + A_2 + A_{\dots} + A_n}{n} \quad (4.11)$$

Hareketli ortalama, farklı zaman periyotları toplamının zaman periyodu sayısına bölünmesi ile ortalama değerin elde edilmesi şeklinde ifade edilebilir. Hareketli ortalama, şaft eksenini “kontrol hatası”, “şaft konumu” ve “şaft konumu türevi” sinyalleri üzerindeki volatilitenin düzleştirilmesi ve trendin sınıflayıcılar tarafından daha kolay görülebilmesi için özellik çıkarımı kapsamına alınmıştır. Hareketli ortalama için zaman çerçevesi ne kadar uzunsa, sonuç değerler o kadar stabilize olabilmektedir. Ancak periyotun genişletilmesi konusunda pratikte canlı veri ile beslenen sistemlerde sınırlar bulunmaktadır. Bu tür sistemlerde sistem cevabının geciktirilmemesi için örneklem periyodu hedeflenen hata teşhis cevabına göre optimize edilmektedir.

MKJ’lerde olası hata durumlarının takibi için özellik çıkarımında kullanılan bir diğer yöntem ise zamana bağlı bir sinyalin frekans bileşenlerine ayrılması için kullanılan Fourier dönüşümü işlemidir. Özellik çıkarım sürecinde şaft eksenini “şaft konumu” ve “şaft konumu türevi” sinyalleri zaman alanından frekans alanına dönüştürülmektedir.

Fourier dönüşümü, basit olarak bir sinyalin zamana bağlı davranışını ve sistemlerin frekans tepkilerini incelemek veya sistemin stabilitesini, salınım özelliklerini analiz etmek için kullanılmaktadır. FPMAS’da MKJ’lerin şaft kontrolünde zamana bağlı seriler ile gözlemlenemeyen salınımların tespiti için sınıflayıcılar tarafından şaft konum ve türevi frekans cevabı üzerinde incelemeler yapılmaktadır.

Fourier dönüşümü kompleks Fourier serisinin $L \rightarrow \infty$ varsayımı ile genelleştirilmesi ile ifade edilmektedir. Fourier serisinde ayrık fonksiyonlar sürekli tanımlar ile değiştirilirken, toplama işlevleri Eş. 4.12 ve 4.13’te integral ile düzenlenerek ifade edilmektedir.

$$F(k) = \mathcal{F}_x [f(x)](k) \quad (4.12)$$

$$F(k) = \int_{-\infty}^{\infty} f(x)e^{-2\pi ikx} dx \quad (4.13)$$

FPMAS özellik çıkarımı kapsamında kullanılan bir diğer araç olan alçak geçiren filtre (low pass filter), yaygın olarak kabul görmüş sinyal işleme yöntemlerinden birisidir.

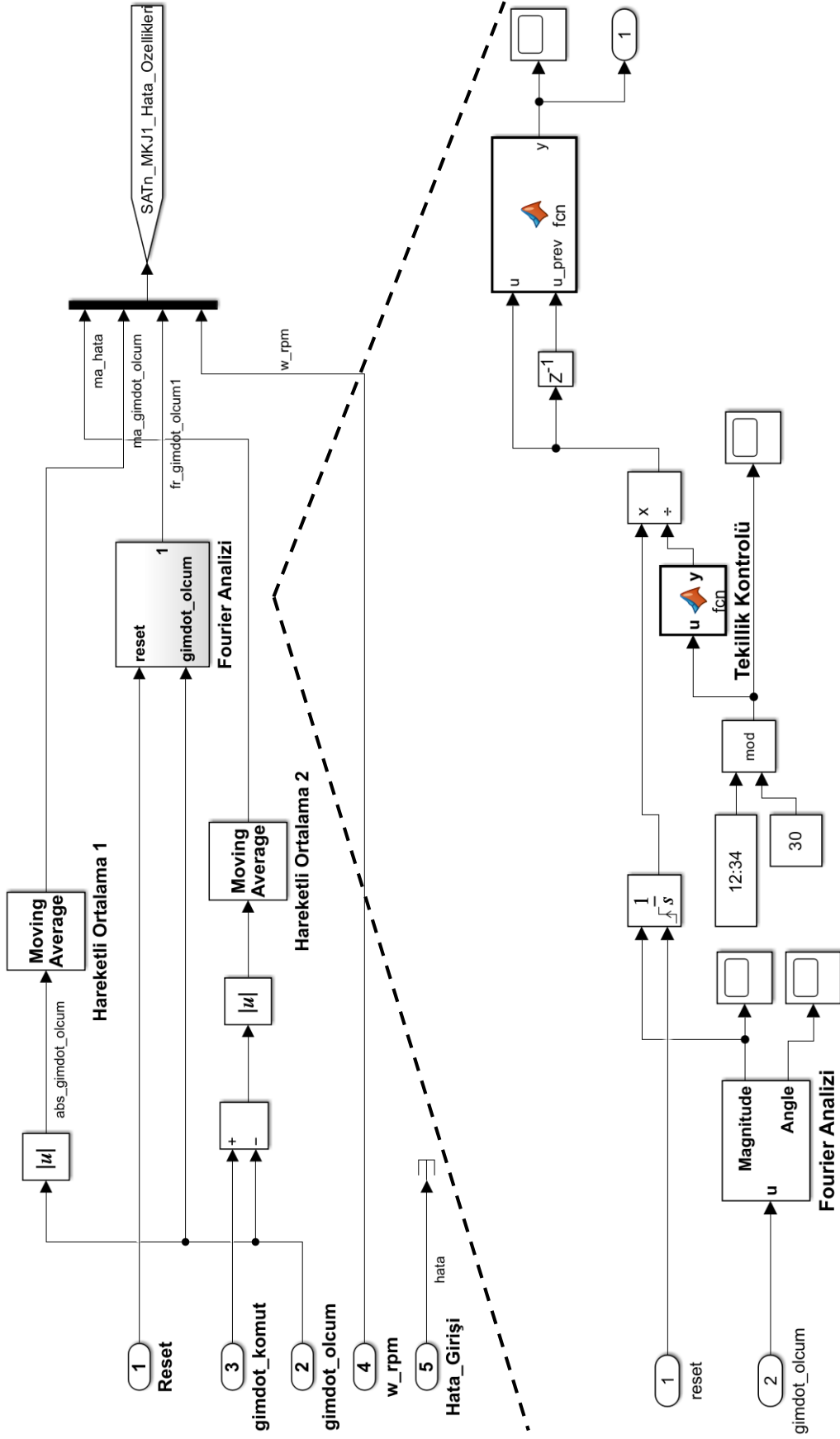
Ayrık örneklemede kullanılan alçak geçiren filtre transfer fonksiyonu $G(z)$: K filtre kazancı, T filtre süre sabiti, T_s filtre örnekleme zamanı olmak üzere Eş. 4.14’te verilmektedir.

$$G(z) = K \frac{\left(\frac{T_s}{T}\right) z^{-1}}{1 + \left(\frac{T_s}{T} - 1\right) z^{-1}} \quad (4.14)$$

Alçak geçiren filtre, genel bir tanımla bir sinyalin yüksek frekans bileşenlerini kesme frekans değerine göre sınırlayarak düzenlemektedir. Bu filtre, yüksek frekanslı gürültüyü veya istenmeyen bileşenleri ortadan kaldırırken, sinyalin temel bileşenlerinin de koruması sebebiyle tercih edilmiştir.

FPMAS'da MKJ şaft ve tekerlek eksenli kontrol döngüsü için hareketli ortalama, Fourier dönüşümü ve alçak geçiren filtre araçları ile özellik çıkarımı gerçekleştirilmektedir. Buradaki temel amaç, ekipman içi kontrol döngülerinde normal işleyiş dışındaki veri akışının mümkün olan en az işlem ile yerleşik sınıflayıcılara aktarılmasıdır.

MKJ özellik çıkarım fonksiyonu istatistiksel yöntemler ile çıkarımları yapılan endeksleri bir dizi halinde düzenleyerek, incelenmek üzere sınıflayıcılara göndermektedir. Şekil 4.11.'de LPOS Uydusunun MKJ şaft ve tekerlek kontrol döngüleri için özellik çıkarımına ilişkin genel görünüm verilmektedir.



Şekil 4.11. Örnek bir MKJ’de FPMAS özellik çıkarımına ilişkin matematiksel model

4.4. Hata Tahmini için Topluluk Sınıflayıcılar

Uzay sistemlerinde güvenilirlik, operasyona elverişlilik, sistem emniyeti (safety) ve otonomisi kavramları, göreve ve mimariye uygun hata tolerans yönetimlerinin ve dolayısıyla FDIR işlevlerinin seçilmesi ve uygulanmasıyla düzenlenmektedir [139]. Bu bölümde, LPOS uydularında FPMAS tarafından kullanılan makine öğrenimine dayalı topluluk sınıflayıcılara ilişkin bilgiler verilmektedir.

4.4.1. Referans korelasyonu

Uzay aracı sisteminde meydana gelebilecek sistem hataları, FDIR'in çeşitli katmanlarında amaca özelleşmiş nitelikteki araçlar ile süreklilik içerisinde izlenmektedir. Bu süreçte uzay sistemlerinde en çok kullanılan izleme yöntemlerinden birisi Artık Tabanlı Eşikler yöntemidir [140, 141]. Ancak bu yaklaşım, gözlemler ile önceden tanımlanmış hata kümesi arasındaki ilişkiyi açıklamak için uzman bilgisine ihtiyaç duymaktadır. Bu durum uyduda üst seviye hatalar oluştuğunda, görev icrası sürecinde detayları Bölüm 2.5.3.'te verilen belirli sınırlamalara neden olabilmektedir [17, 124, 142].

Tez kapsamında, kural tabanlı FDIR metotlarının tamamlayıcısı olarak topluluk sınıflayıcı yöntemlerin kullanılması önerilmektedir. Topluluk yöntemleriyle, birden fazla verinin akışına dayalı olacak şekilde ortaya çıkan çoğul tahminlerin birleştirilmesi ve karar verme yöntemlerinin doğruluğunun arttırılabilmesi hedeflenmiştir. Bu bölümde, LPOS hedef uydusu YKS'lerinde hataları tespit etmek ve izole etmek için makine öğrenimine dayalı topluluk tahmin mekanizmalarının potansiyeli araştırılmakta ve simülasyon uygulamaları sonucu elde edilen bulgular açıklanmaktadır.

Uydu görev planlama fonksiyonu, Yönelim Kontrol Sistemi (YKS) içinde yönelim eksenleri üzerindeki yönelim komutlarının doğru bir şekilde dökümlenerek kontrol algoritmalarına aktarılmasından sorumludur.

Görev planlamadan alınan hedef yönelim değerlerine bağlı olarak, YKS içerisindeki kontrol ve sürücü mekanizmaları ile uzay aracı gerekli fiziksel yönelimi gerçekleştirmektedir. Bu işlem, uydu üzerindeki yönelim kontrol eyleyicileri tarafından üretilen torklar ile uydunun hedeflenen yönde döndürülerek istenen Euler açıları konumuna getirilmesi şeklinde

FPMAS, bu uydu konfigürasyon benzerliklerini kullanarak sistemlerin performans göstergelerini endekslemekte, geleneksel FDIR yaklaşımında kullanılan ön tanımlı eşik değerlere ihtiyaç duymadan, söz konusu endeksler için yapılandırılan sınıflandırma algoritmaları ile uydu sistemindeki hatalara yönelik olasılıkları belirlemektedir.

Uydu takımı bünyesinde işlev göstermesi önerilen FPMAS fonksiyonlarının yapılandırılması için:

- Uydudan uyduya çeşitli kombinasyonlarla dağılabilen ağ iletişimi topolojisi,
- Sağlık verilerinin takım bünyesinde paylaşılarak işlenmesi doğrultusunda dağınık yani merkeziyetsiz işlemci mimarisi

gereksinimleri sebebiyle Çoklu Ajanlar Sistemi (MAS) kullanılmaktadır.

FPMAS'da herhangi bir kontrol bileşeninde hata olasılığının yüksek olarak hesaplanması durumunda, uydular arası haberleşme kabiliyeti bulunduğu kabul edilen uydu takımı kapsamında uydunun kendisindeki ve uydular arasındaki benzerlerini kapsayan kombinasyonel korelasyonlar kurulmaktadır. Bu korelasyonlarda çoklu ajanlar, kendi uydularında ya da başka bir uydu sistemi içindeki benzer döngüler için tekrarlayan verileri bağımsız olarak sınıflandırmak ve buradaki sonuçları kendi yüksek olasılıklı hata değerleri ile karşılaştırmak suretiyle kontrollü testler yürütmektedirler.

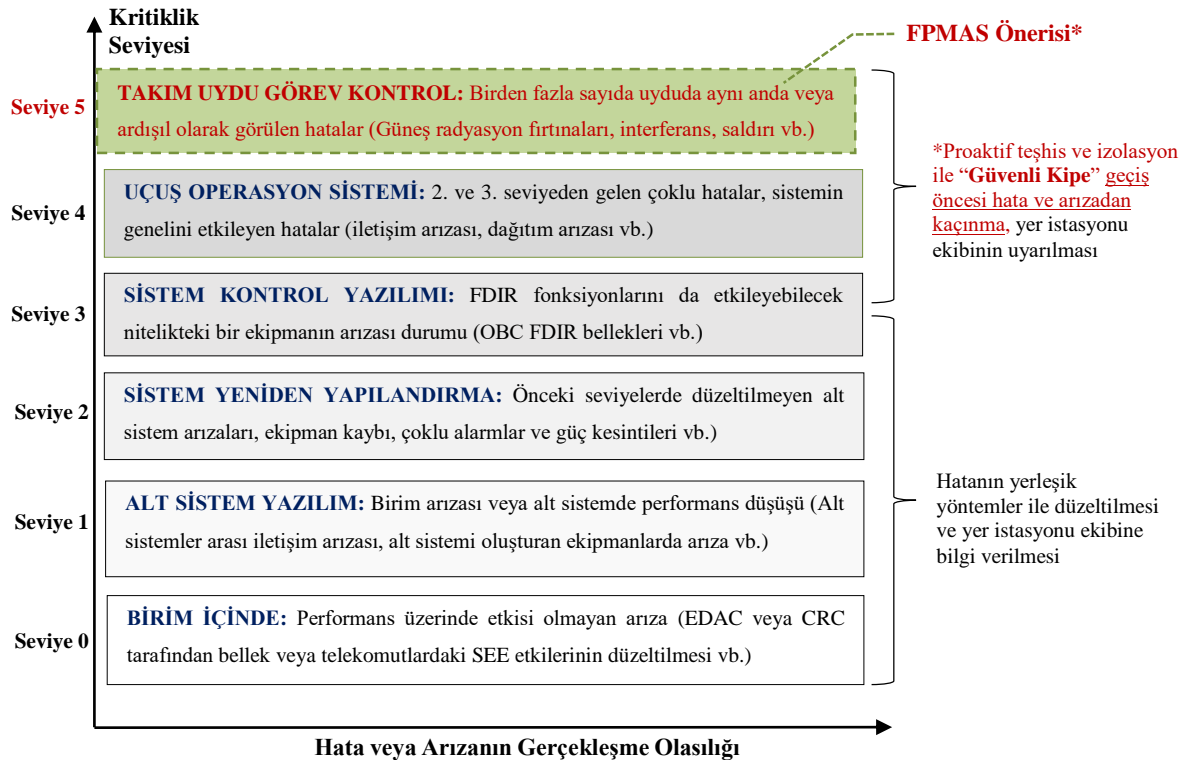
Sınıflandırmalarda “*hata var*” olarak etiketlenen bir kontrol döngüsü görülmesi durumunda bu ekipmana ilişkin ajan tarafından önce aynı uydunun konfigürasyonu içinde benzer nitelikte ekipmanlar aranmaktadır. Aynı sistem içinde eşdeğer ve aktif olan başka bir ekipman bulunduğu en az iki veya daha fazla birimden oluşan referans ekipmanlarda benzer sınıflandırmalar tekrar edilmektedir. (MKJ gibi çoklu eyleyiciler, yıldız izlerler ya da ısıtıcılar gibi daha basit bileşenlerde bu sayı çok daha fazla olabilmektedir.) Hatalı olarak etiketlenen veri seti üzerinde diğer ajanların da yüksek ihtimalli bir hata gözlemlenmesi ve hata gözlemlenilen ilk ajanın, diğer ekipmanların benzer veya eşdeğer (kontrollü test) kontrol döngülerini “*hatasız*” bulması durumunda etikete ilişkin nihai karar da verilebilmektedir.

Uydunun konfigürasyonu dahilinde “*hata var*” etiketi tanımlanan ancak olasılık görece düşük hesaplanan ekipmanlar için uydu sistemi içerisinde benzer ve aktif başka bir birim

Bir uydu sisteminde farklı özelliklerde birçok kontrol döngüsü bulunmaktadır. FPMAS kavramı ile elde edilebilecek sonuçların gösterimi için Yönelim Kontrol Sistemi (YKS) kapsamında sistem seviyesinde Euler kontrolü ve ekipman seviyesinde MKJ eyleyicilerden oluşan bir model üzerinde çalışılmıştır. Ancak FPMAS entegrasyon modellerinin uygulamaları daha kapsamlı çalışmalar ile endüstride diğer uydu kontrol süreçlerini de içerecek şekilde genişletilebilir.

FPMAS, makine öğrenimine dayalı sınıflayıcıları ile sistemin sağlık verisi akışı üzerinde önceden eğitilmiş olduğu hata şartlarını gözlemlemekte ve uydu bileşenlerinin sağlık durumlarını ekipman seviyesinde “*hata var*” veya “*hata yok*” etiketi ile tanımlayabilmektedir. Bu kapsamda FPMAS ajanları diğer ekipmanlardan veya o anda hata içermediği kabul edilen bağımsız referans uydulardan benzer verilere erişmekte ve korelasyonlar kurarak, karşılıklı ajan etkileşimleri ile tutarsız görünen performans verilerini etiketleyebilmektedir. Böylelikle hata içerdiği öngörülen veri setleri için *uydu takımı seviyesinde yardımlaşabilen* ajanlar vasıtasıyla göreve yönelik kolektif farkındalığın artırılması hedeflenmektedir.

FPMAS’da yürütülen bu işlevler doğrultusunda geleneksel FDIR yaklaşımlarında kullanılan ve Bölüm 2.5.3 - Şekil 2.4.’te referansları verilen beş katmanlı hata teşhis yaklaşımı, uydu sistemi seviyesinden takım uydu sistemi seviyesine genişletilmekte ve Şekil 4.14.’te verildiği gibi tekrar tanımlanmaktadır.



Şekil 4.14. FPMAS'ın altı katmanlı hiyerarşik FDIR kavramının risk değerlendirme ile ilişkilendirilmesi

FPMAS'da uyduların takım seviyesinde ajanlar ile yürütülen denetimleri doğrultusunda iki temel kazanım elde edilebilmektedir. Bunlardan birincisi, yukarıda da aktarılan ekipmanlara ilişkin korelasyonlar ile tahmine dayanan yüksek doğruluklu etiketleme imkanındır. İkinci işlevsel kazanım ise uydu sistemi yerine, uydu takımı organizasyonunun bir bütün olarak izlenebilmesi ve takım uydu seviyesindeki potansiyel hataların bilişsel olarak teşhis edilebilmesidir.

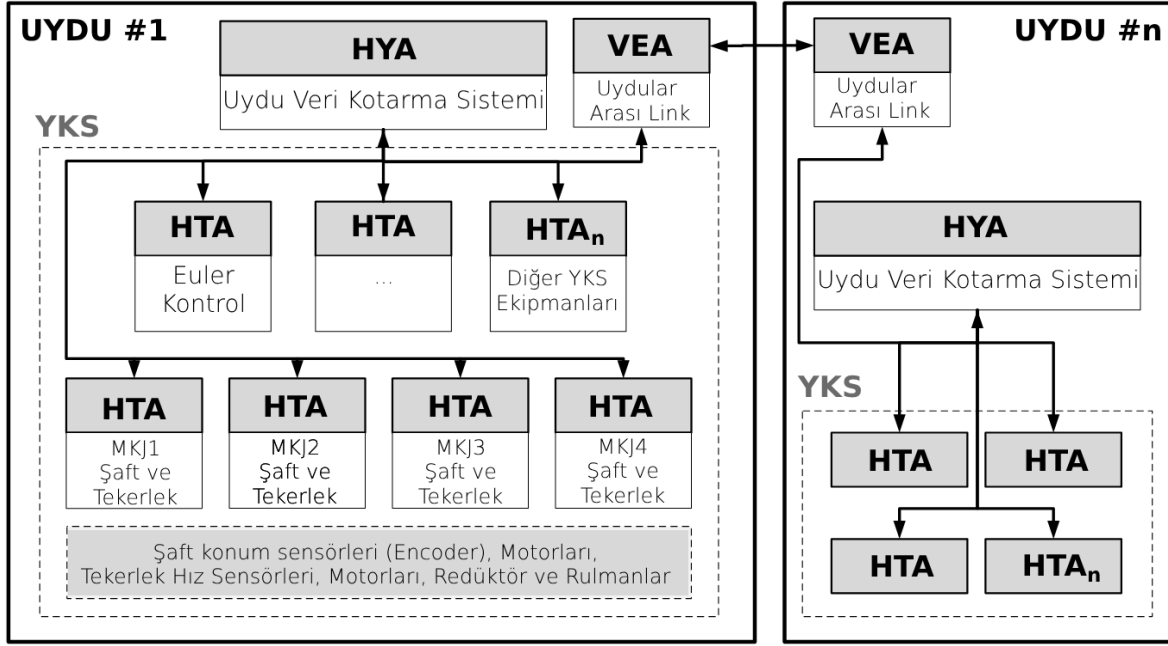
Bölüm 2.5.3. - Şekil 2.4.'de referansı verilen beş katmanlı hata teşhis yaklaşımının genişletilmesi ile FPMAS kapsamında yenilikçi olarak önerilen ve Şekil 4.14.'de gösterilen Seviye 5 katmanı içinde hatalar yönetilirken, muhtemel kontrol bileşeni hataları tahmin edilebilmekte ve gerektiğinde takımdaki diğer uydulara benzer kaçınma önerileri sunulması mümkün olabilmektedir. Böylelikle çoklu ajanlar yaklaşımının kullanımı ile geleneksel FDIR yönetiminin uydu seviyesinden takım uydu seviyesine yükseltilmesi ve henüz model tabanlı hata eşik değerini aşmamış olsa da farklı davranan (anormal) bileşenlerin paralel veri işleme metotları ile tespiti gibi stratejik olabilecek hedeflere erişilmesine ortam sağlanabilmektedir.

4.4.2. Hata sınıflayıcıları

Bölüm 4.3.'te detayları verilen yöntemler ile LPOS'un YKS kontrolcülerinden çıkarılan özellikler, makine öğrenimine dayalı sınıflandırıcılara yönlendirilmektedir. FPMAS ajanları üzerinde çalışan hata sınıflandırıcıları, kendilerine yönlendirilen özellikleri ekipman seviyesinde eş zamanlı olarak işleyebilmektedir. Bu bölümde FPMAS'ın hata sınıflayıcılarına ilişkin seçim kriterleri, sınıflayıcı tipleri, eğitim-test parametreleri ve simülasyonlar ile elde edilen performans çıktıları özetlenmektedir.

FPMAS'ın hata sınıflama ortamı olan Hata Tahmin Ajanları (HTA), LPOS'un Euler kontrol döngüsü ve MKJ'lerde yerleşik sensör ve aktüatörlerin performans özelliklerini öncül eğitimleri doğrultusunda izlemektedir. Söz konusu kontrol döngülerinin denetlenebilmesi için FPMAS'da uydu YKS kapsamında modellenen her bir ekipmana özelleşmiş en az bir adet ajan tanımlanmıştır. Sistemde bulunan üç farklı türdeki ajan, hata sınıflandırması, yönetim ve etkileşim gibi özelleşmiş görevleri yürütmektedir. Şekil 4.15.'te takım içinde bulunan uyduların genel sistem mimarisi ve ajanların entegre edildiği örnek ekipmanlar görülebilmektedir.

Uydu OBDH alt sistemi üzerinde koşturulan YKS Hata Tahmin Ajanları, uydu takımındaki diğer uyduların OBDH alt sistemi üzerinde bulunan Hata Tahmin Ajanları ile haberleşebilmektedir. FPMAS'da yönetim ve etkileşim ajanlarından farklı olarak işlev tanımı gereği sadece hata sınıflaması yapan ajanlar (HTA'lar) makine öğrenimine dayalı sınıflayıcılar içermektedir.

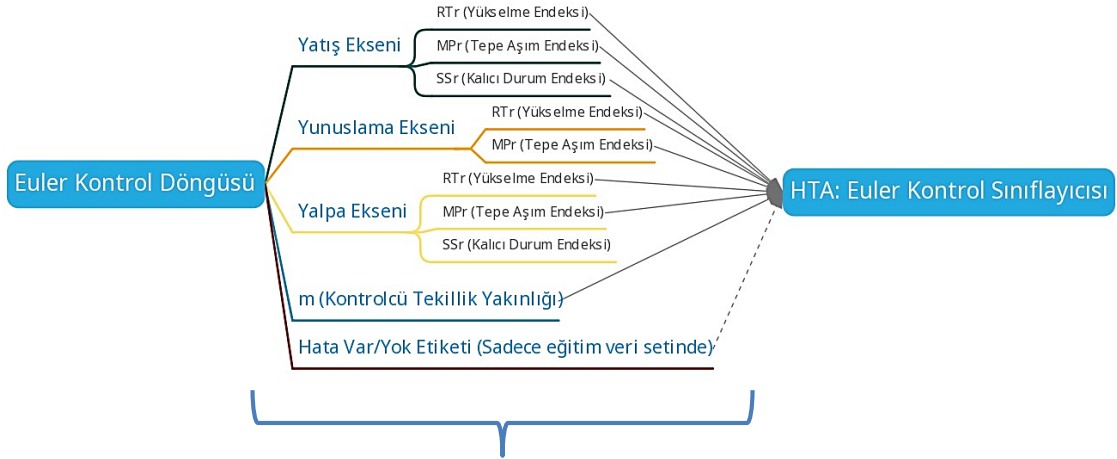


Şekil 4.15. FPMAS ajanlarının uydu sistemi seviyesi ve uydular arası iletişim arayüzleri ve YKS'deki entegrasyon düzeni

Daha önce bahsedildiği üzere birçok uzay aracı sıvı yakıt tankları, robotik kollar, güneş paneli veya açılır antenler gibi hareketli yapısal bileşenlere sahiptir. Uzay aracı yönelim kontrol sistemleri, görev gereksinimlerini karşılamak için titreşim izolasyonu, sıvı kütlelerin çalkalanma hareketinin bastırılması ve çok bileşenli mekanizmalar ile entegre hareketli yapısal sistemlerin sönümlenmesi gibi işlevleri yürütmektedir.

Uzay aracının yönelim kontrol performansının ölçülmesinde söz konusu sönümleme işlevleri belirleyici öneme sahiptir. Uydunun YKS tarafından yapılan manevralar ve tüm bu sönümleme işlevleri ile yönlendirilmesi sürecinde Euler kontrol performansı, sistemin genel performansı açısından kritik genel bir ölçüt olarak kabul edilebilmektedir.

FPMAS'ın Euler kontrolü performans ölçümü sürecinde, HTA'larda yerleşik bulunan hata sınıflandırıcılara aktarılan "çıkarılmış özellikler" Şekil 4.16.'da listelenmiştir.

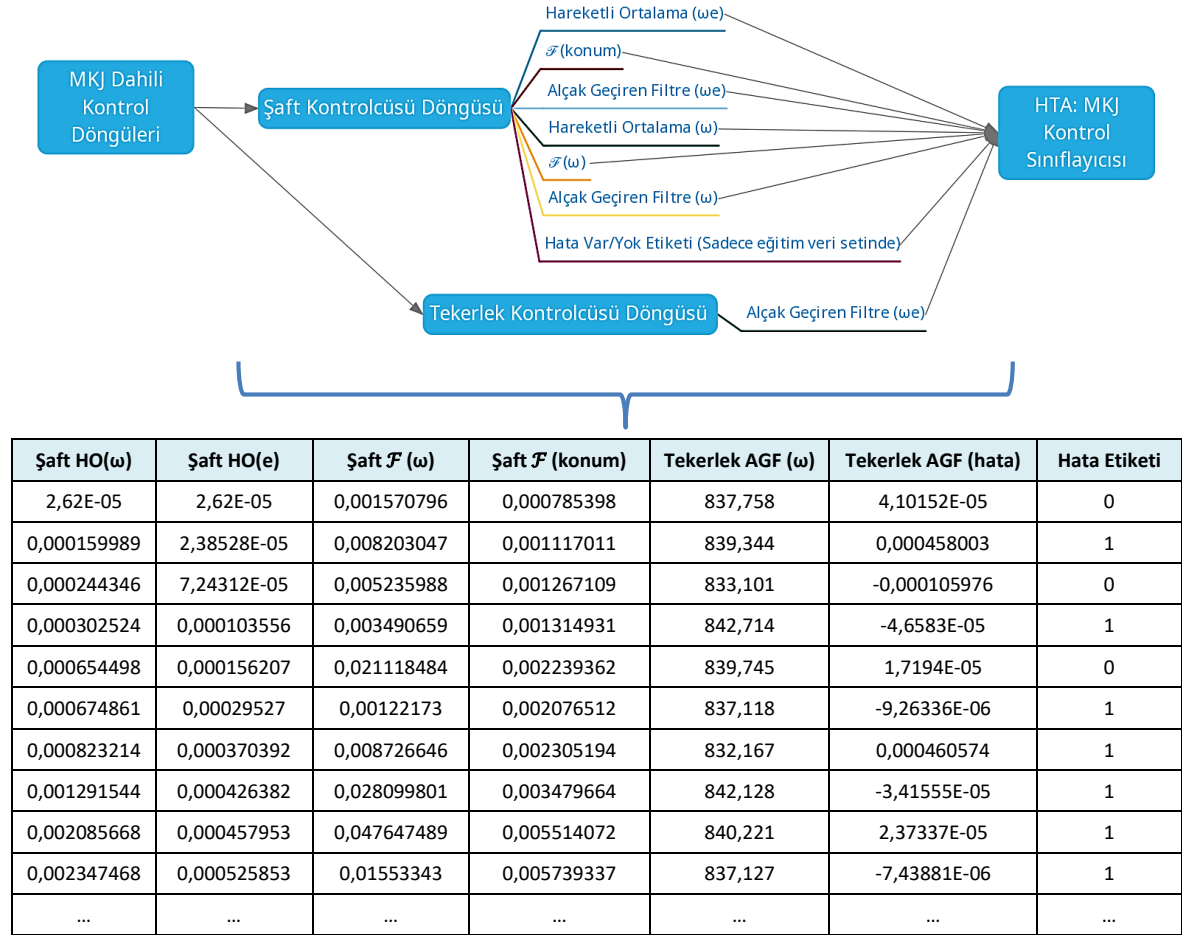


Yatış RTr	Yatış MPr	Yatış SSr	Yunusl. RTr	Yunusl. MPr	Yunusl. SSr	Yalpa RTr	Yalpa MPr	Yalpa SSr	m	Hata Etiketleri
0,7336 359340	0,0227 643077	0,2333 002216	0,6495 949452	0,0438 188368	0,12446 97034	0,62419 47845	0	0,04243 23580	0,007800 4467	1
1,4129 211668	0,4947 498111	0,2428 305761	1,1922 429915	0,1264 945810	0,25699 31749	0,66933 71664	0,058555 8829	0,19796 90497	0,010834 4856	1
0,4767 086389	0,0171 889424	0,1228 873337	0,6185 545754	0	0,07803 93249	0,94019 96803	0,071872 8338	0,11400 42372	0,006480 8545	1
1,9907 366195	0,1714 571017	0,1622 165743	1,3536 215612	0,9089 535061	0,13326 56530	0,72744 30490	0	2,13355 03929	0,003343 5528	1
0,4766 808521	0,0662 992831	0,1481 990368	0,5158 982529	0,0415 933603	0,16820 60811	0,85916 50763	0,093186 4050	0,08169 50604	0,007017 6293	0
2,7348 172079	0	0,0856 739296	1,4606 739775	0	0,13839 94244	0,64734 27039	0,040853 2783	0,06985 22357	0,008064 7402	0
0,8696 779560	0,0219 357799	0,1019 469905	0,6615 361456	0,0545 260420	0,14502 35786	0,66444 72683	0,017451 7895	0,11373 64425	0,008467 1547	1
1,3989 874300	0	0,0798 258889	0,5167 545899	0,0195 572264	0,17288 79551	1,32493 46819	0	0,07426 94959	0,005109 5226	0
0,9108 065089	0,0422 668740	0,1371 234987	1,0119 825486	0,0752 290593	0,25765 58205	1,76479 17104	0,060929 4848	0,12857 69401	0,003688 9622	1
1,7445 447966	0	0,0609 409114	0,6605 871232	0	0,13316 871232	0,72650 56529	0,109514 6751	0,05055 94632	0,006301 1576	0
0,5685 185844	0	0,1515 836090	1,1065 310253	0,0438 995324	0,15994 19365	0,65313 04511	0,018812 0228	0,09715 92595	0,009923 5937	0
...

Şekil 4.16. HTA'lar tarafından kullanılan Euler kontrol özellikleri ile eğitim-test veri seti gösterimi

Sınıflayıcı metodlarının belirlenmesi için öncelikle YKS sistemi (plant) modeli normal koşullar altında, yani hata enjekte edilmeden çalıştırılarak hatasız durum eğitim ve test seti üretilmiştir. FPMAS'da makine öğrenimi yöntemleri kullanılarak geliştirilen sınıflayıcıların, öğrendikleri “hatasız” durum dışındaki herhangi bir durum veya şartın “hatalı” olarak etiketlemesi planlanmıştır. Bu doğrultuda FPMAS Euler kontrol sınıflayıcısının eğitiminde, her bir manevra eksenini için RTr (Yükselme Endeksi), MPr (Tepe Aşım Endeksi), SSr (Kalıcı Durum Endeksi) ve m_{Euler} (Kontrolcü Tekillik Yakınlığı Endeksi) ile Euler kontrolcüsünün performansını belirleyen YKS eyleyicilerine hata enjekte edilip edilmediğine ilişkin etiket “Hata Var/Yok” verileri kullanılmaktadır. Yukarıda belirtilen basamak yanıt fonksiyonu karakteristiğine ait özellik çıkarımları ve kontrolcü tekillik yakınlığı ile on adet özellik

tanımlanmış ve bir adet çıktı etiketi ile veri setinin kolonları oluşturulmuştur. LPOS YKS modeli çeşitli MKJ hata enjeksiyonları ile 1400 döngü çalıştırılarak, sınıflayıcı eğitim-test seti tanımlanmıştır. Euler kontrolcü eğitim veri seti boyutları Şekil 4.16.'da gösterildiği yapıda olup, 11 kolon ve 1400 satırdan oluşmaktadır.



Şekil 4.17. HTA'lar tarafından kullanılan MKJ kontrolcü özellikleri ile eğitim-test veri seti gösterimi

MKJ hareket eksenlerinin kontrolcülerini için FPMAS sınıflayıcılarının eğitiminde her bir kontrolcü eksenini için ayrı ayrı olmak üzere Şekil 4.17'deki sırasıyla Şaft HO (Şaft Açısal Hızı- ω Hareketli Ortalama Endeksi), Şaft HO (Şaft Açısal Hız Hatası- e_ω Hareketli Ortalama Endeksi), Şaft HO (Şaft Açısal Hızı- ω Fourier Dönüşümü Endeksi), Şaft HO (Şaft Açısal Konum Fourier Dönüşümü Endeksi), Tekerlek AGF (Tekerlek Açısal Hızı- ω Alçak Geçiren Filtre Endeksi) ve Tekerlek AGF (Tekerlek Açısal Hızı- e_ω Alçak Geçiren Filtre Endeksi) ve çıkış fonksiyonu olarak YKS eyleyicilerine hata enjekte edilip edilmediğine ilişkin etiket olan "Hata Var/Yok" kullanılmaktadır. Yukarıda belirtilen özellik çıkarımları ile altı adet özellik tanımlanmış ve bir adet çıktı etiketi ile eğitim-test veri setinin kolonları

oluşturulmuştur. LPOS YKS modeli çeşitli MKJ hata enjeksiyonları ile 1200 döngü çalıştırılarak, sınıflayıcı eğitim seti tanımlanmıştır. MKJ kontrolcü sınıflayıcısı eğitim veri seti boyutları Şekil 4.17.'de gösterildiği yapıda olup, 7 kolon ve 1200 satırdan oluşmaktadır. Sınıflandırma yöntemlerinin belirlenmesi sürecinde, yukarıda tanımlanan veri seti ile eğitilen çeşitli makine öğrenimi yöntemlerinin performansları incelenmiştir. Bu süreçte:

- a. Topluluk Torbalama Ağaçları (Ensemble Bagged Trees)
- b. Yapay Sinir Ağı (Artificial Neural Network)
- c. Destek Vektör Makinesi (Support Vector Machine)
- d. K-En Yakın Komşu (K-Nearest Neighbor)
- e. Karar Ağacı (Decision Tree)
- f. Naif Bayes (Naive Bayes)
- g. İkili Genelleştirilmiş Linear Model Lojistik Regresyon (Binary Generalized Linear Model Logistic Regression)
- h. Verimli Linear Destek Vektör Makinesi (Efficient Linear Support Vector Machine)
- i. Verimli Lojistik Regresyon (Efficient Logistic Regression)

yöntemleri incelenmiştir. Sınıflayıcı için MATLAB/SIMULINK®'de paralel yürütülen süreçler ile yapılan taramalarda sınıflayıcı test doğrulama performansları en iyi olarak gözlemlenen metotlar seçilmiştir. Sınıflayıcılardan en yüksek test doğruluğuna sahip ilk beş sınıflama metodu Çizelge 4.1.'de verilmektedir.

Çizelge 4.1. Sınıflayıcı metotlarının seçilmesi sürecinde elde edilen eğitim ve test doğruluk performansı gösterimleri

MKJ Hareket Eksenleri Kontrolcüsü Hata Sınıflayıcısı					
		Eğitim (Geçerli Kılma)		Test	
Model Kodu	Model Tipi	Doğruluk %	Toplam Maliyet	Doğruluk %	Toplam Maliyet
3.90-A	Topluluk Ağaçlar	93,30126545	5	92,01466918	2
3.11	Destek Vektör Makinesi	93,23668987	5	91,98918863	4
3.15	Destek Vektör Makinesi	93,15607563	5	88,08734568	4
3.25	K-En Yakın Komşu	89,72089135	5	90,28054101	4
3.80	Verimli Linear Destek Vektör Makinesi	87,60873112	6	85,56491605	2

Çizelge 4.1. (devam) Sınıflayıcı metotlarının seçilmesi sürecinde elde edilen eğitim ve test doğruluk performansı gösterimleri

Euler Kontrolcüsü Hata Sınıflayıcısı					
		Eğitim (Geçerli Kılma)		Test	
Model Kodu	Model Tipi	Doğruluk %	Toplam Maliyet	Doğruluk %	Toplam Maliyet
2.24-B	Topluluk Ağaçlar	94,11465892	26	93,91809524	2
2.27	Topluluk	91,23076923	27	90,47619048	4
2.3	YSA	90,56153846	28	89,48617905	4
2.13	Destek Vektör Makinesi	86,30769231	23	87,45458501	5
2.12	Destek Vektör Makinesi	79,76923077	38	76,09523820	5

Çalışma sırasında elde edilen test verileri göz önüne alındığında, FPMAS’da uygulanan YKS kontrol döngüleri için en yüksek doğrulukta sonuç veren yöntemin Topluluk Torbalanmış Karar Ağaçları (Ensemble Bagged Decision Trees) olduğu gözlemlenmiştir. Torbalanmış Ağaçlar metodu ile yapılandırılan HTA sınıflayıcıları için karşılaştırmalı performans sonuçları Çizelge 4.2.’de gösterilmektedir.

Çizelge 4.2. Eğitim ve test aşamalarında karar ağaçları doğruluk sonuçları

Süreç	Parametreler	MKJ Eyleyicileri	
		Torbalanmış Karar Ağacı Model No: 3.90-A	Euler Kontrolcüsü Torbalanmış Karar Ağacı Model No: 2.24-B
Eğitim	Topluluk Metodu:	Torbalama	Torbalama
	Geçerli Kılma Doğruluğu:	%93,30	%94,11
	Toplam Doğrulama Maliyeti:	5	26
	Tahmin Hızı*:	~180 obs/saniye	~120 obs/saniye
	Azami Bölünme Sayısı:	77	129
Test	Test Doğruluğu:	%92,01	%93,92
	Toplam Test Maliyeti:	2	2
	Alıcı İşletim Karakteristiği (ROC):	0,978;0,972	0,989;0,988
	Eğri Altındaki Alan (AUC):	0,9506	0,9771

* "Obs/saniye," (obs/sec: observations per second) saniye başına işlenen gözlem sayısını ifade etmektedir.

Alıcı İşletim Karakteristik (ROC) eğrisi "doğru" ve "yanlış" oranlarını göstermektedir. Optimum performans için ROC'un (1;1) konumunda olması beklenir. Bu durumda, eğrinin altındaki alanın (AUC) istatistiksel olarak tüm sınıflandırmaları doğru şekilde kapsadığı varsayılmaktadır. Özelleşmiş “test veri seti” ile yürütülen testlerde AUC, MKJ Eyleyici sınıflayıcısında 0,9506; Euler Kontrolcü sınıflayıcısında 0,9771 olarak belirlenmiştir.

Torbalanmış Karar Ağaçları, ağaç tabanlı öğrenme yöntemlerinden biri olan “Bootstrap Aggregating” (kısaltması “bagging” ya da torbalama) kullanılarak oluşturulan kümelenmiş ağaçlardan oluşan bir topluluk (ensemble) modelidir. Torbalama metodolojisinde yeniden örneklem yöntemiyle üretilen çok sayıda rastsal ağaç bir araya getirilmektedir. Bu yaklaşımda veri kümesi rastsal örneklemelerle çoklu ağaç formlarında gruplanarak oluşturulmakta, her ağaç ayrı olarak eğitilmekte ve sonuçlar topluluk yaklaşımı ile bir araya getirilerek görece daha güvenilir bir tahmin yapma yeteneği hedeflenmektedir. Bu metodoloji ile gözlem ve değişken seviyelerinde rastsallık arttırılmakta ve aşırı öğrenme (overfitting), sapma ve varyans hataları azaltılabilmektedir [143–146].

Tanımlanan Euler kontrol sınıflayıcılarının doğrulama testinde, her bir manevra eksenini için ayrı olarak tanımlanan RTr (Yükselme Endeksi), MPr (Tepe Aşım Endeksi), SSr (Kalıcı Durum Endeksi) ve m_{Euler} (Kontrolcü Tekillik Yakınlığı Endeksi) ile Euler kontrolcüsünün performansını belirleyen YKS eyleyicilerine hata enjekte edilip edilmediğine ilişkin “Hata Var/Yok” etiketi kullanılmaktadır. Euler kontrolcü doğrulama test veri seti Şekil 4.16.’da gösterilen yapıda olup, 11 kolon ve 200 satırdan oluşmaktadır.

Çizelge 4.3. Sınıflayıcıların test karışıklık matrisi (doğru pozitifler ve yanlış negatif cevaplar) gösterimi

MKJ Eyleyicileri Torbalanmış Karar Ağacı Model No: 3.90-A				Euler Kontrolcüsü Torbalanmış Karar Ağacı Model No: 2.24-B			
GERÇEK	TAHMİN			GERÇEK	TAHMİN		
	0	TPR: %90,9	FNR: %9,1		0	TPR: %93,4	FNR: %6,6
	1	FNR: %6,9	TPR: %93,1		1	FNR: %5,1	TPR: %94,8
	0	1		0	1		

MKJ eyleyicisine ait sınıflandırıcının doğrulama test veri seti ile yapılan testleri sonucunda, hata olmayan durumda doğru pozitif oranının (TPR) %90,9 olduğu gözlemlenmiştir. Hata enjekte edildiğinde ise bu oranın %93,1'e yükseldiği görülmüştür. LPOS YKS modeli çeşitli MKJ hata enjeksiyonları ve normal şartlar altında 200 döngü çalıştırılarak, Şekil 4.17.’de gösterilen eğitim veri seti yapısı ile uyumlu sınıflayıcı doğrulama test seti tanımlanmıştır. Bu şekilde üretilen ve MKJ hareket eksenleri için kullanılan doğrulama test veri seti çıkış etiketi dahil olmak üzere 7 kolon ve 200 satırdan oluşmaktadır. Sınıflandırıcı performanslarının ölçümlenebilmesi için yapılan doğrulama testlerinde elde edilen sonuçlar,

sınıflandırıcılarda edinilen gerçek değer ve sınıflama cevap sonuçlarını göstermek için tahmin karışıklık matrisine aktarılmıştır. Çizelge 4.3.'de ikili sınıflandırıcılar için ulaşılan karışıklık matrisi gösterilmektedir [147].

Benzer şekilde Euler kontrolcüsüne ait sınıflandırıcının, test veri seti ile yürütülen doğrulama testleri sonucunda hata olmayan durumda doğru pozitif oranının (TPR) %93,4 olduğu saptanmıştır. Hata enjekte edildiğinde bu sınıflandırıcı için de hata tespit oranı %94,8'e yükselmektedir. Bu veriler, sınıflayıcıların hata içeren durumlarda doğru cevap üretme yeteneklerinin daha da arttığını göstermektedir. Başka bir ifade ile sınıflayıcılar hatalı koşulların tespitinde görece daha doğru kararlar verebilmektedir.

4.4.3. Çoklu ajan mimarisi

FPMAS, uydu sistemi ve uydular arası katmanlarda işleyen ve hedef görevler doğrultusunda uyumlu Çoklu Ajanlar Sistemi (MAS-Multi Agent System) ile yapılandırılmıştır. MAS yaklaşımında kendi hedeflerini eşgüdüm içinde gerçekleştiren otonom ve sosyal davranışlara sahip ajanlar ile üst sistemin nihai hedefine ulaşması gözetilmektedir [148]. Bu doğrultuda FPMAS mimarisi potansiyel hataların gerçek zamanlı olarak izlenmesi, iletişim alanı içindeki uydular arası veri etkileşiminin düzenlenmesi ve bu yöntemler aracılığıyla olası hataların tespit edilmesi amaçlarına ulaşmak için iş birliği yapan üç farklı türde ajan ile yapılandırılmıştır.

Uydu takımını oluşturan her bir LPOS uydusunda FPMAS temel olarak:

- a. Hata Tahmin Ajanı(ları) (HTA),
- b. Veri Etkileşim Ajanı (VEA),
- c. Hata Yönetici Ajanı (HYA)

ajanlarını bir veya birden fazla sayıda içermektedir.

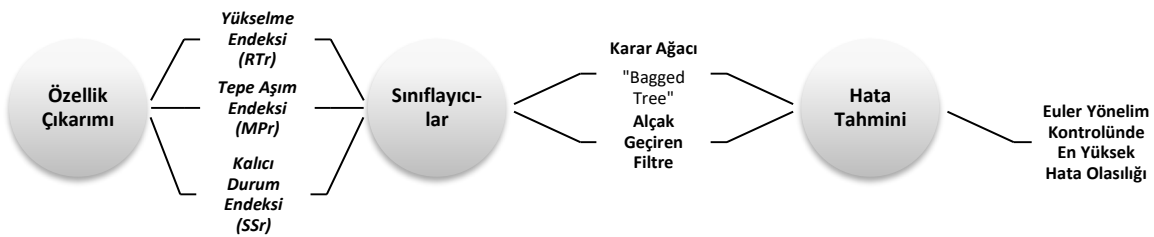
Şekil 4.18.'de FPMAS'ın ajan tabanlı mimarisi, fonksiyonel akış diyagramı ve ajanların kendi özelleşmiş hedeflerine ulaşmak için kullandıkları etkileşim yöntemleri gösterilmektedir.

A. Hata tahmin ajanları (HTA)

Ajanların ekipmanlarla etkileşim yaklaşımı ve YKS'deki entegrasyon düzeni Şekil 4.15.'te sunulmuştur. FPMAS, kontrol döngüsü içeren her ekipman ya da sistem seviyesi kontrol döngüsü için OBDH'de en az bir adet Hata Tahmin Ajanı (HTA) çalıştırılacak şekilde yapılandırılmıştır.

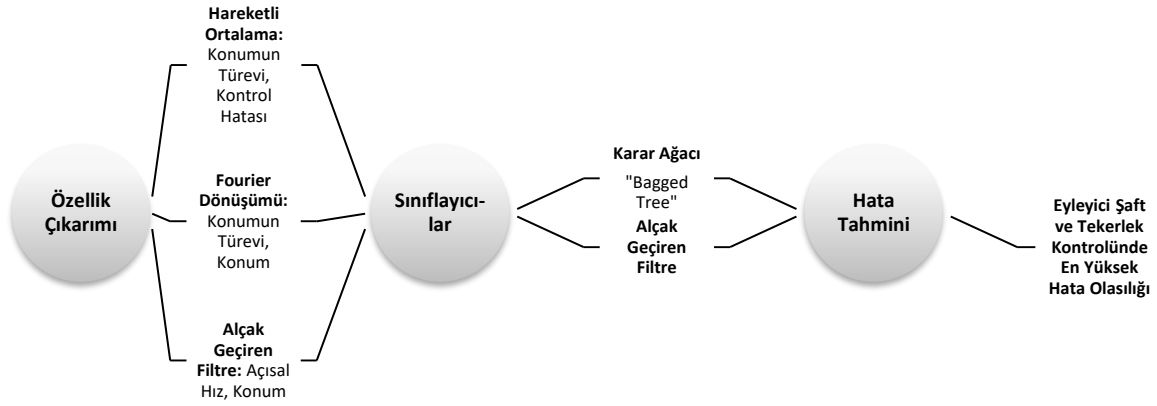
FPMAS'da hata tahmini ile görevlendirilmiş olan HTA'lar, detayları Bölüm 4.4.2.'de aktarılan topluluk sınıflandırıcılar ile entegre edilmiştir. HTA'lar temel olarak LPOS YKS veri tabanının çeşitli katmanlarından çıkarılan kontrol süreçlerine yönelik sensör ve aktüatör veri özelliklerini (extracted features) izleyen ve bu süreçleri “*hata var*” veya “*hata yok*” olarak etiketleyen sınıflayıcıları içermektedir. Sistemde tanımlanan HTA'lar, uydu ilk manevra sürecine başladığında faaliyete geçmekte ve YKS sistemi performans verilerini işleyerek kesintisiz bir şekilde çalışmaktadır.

HTA'lar giriş-çıkış ilişkisi açısından benzer olmakla birlikte, kontrol döngülerine entegrasyonları aşamasında farklı girdiler ile özelleştirilmiş karar ağacı mekanizmalarından oluşmaktadır. Bu ajanlar, kullanılan veriye dayalı sınıflama metodlarına bağlı olarak Şekil 4.19. ve Şekil 4.20.'deki gibi tanımlanabilmektedir. Şekil 4.19.'da Euler kontrolü için özelleşmiş HTA'ların özellik çıkarım fonksiyonundan aldığı girdiler, sınıflandırıcılar ve çıktı tarafında Euler yönelim kontrolü için hata etiketi ve olasılığı parametrelerinin üretilmesine ilişkin gösterim sunulmaktadır.



Şekil 4.19. Euler kontrolü HTA'larının girdi ve çıktı gösterimleri

MKJ ekipmanlarının dahili hareket eksenlerinin kontrol süreçleri için özelleşmiş HTA'lar ise Şekil 4.20.'deki gibi ifade edilebilir. Bu şekilde, MKJ HTA'larının özellik çıkarım fonksiyonundan aldığı girdiler, sınıflandırıcılar ve çıktı olarak MKJ ekipmanlarının dahili hareket eksenlerinin kontrolü için hesaplanan hata etiketi ve olasılığı parametresi sonucuna ilişkin gösterim verilmiştir.



Şekil 4.20. MKJ şaft ve tekerlek kontrolü HTA'larının girdi ve çıktı gösterimleri

HTA'lar, ilişkilendirildikleri ekipman veya kontrol döngüleri üzerinde sınıflandırma mekanizmalarını kullanarak gerçek zamanlı denetimler gerçekleştirmektedir. Bu denetimlerde ekipman veya sistem seviyesindeki hataların tespit edilmesi için HTA'lar, Şekil 4.19 ve Şekil 4.20.'de tanımlanan her süreç sonunda başa dönerek, sürekli olarak daha yüksek hata olasılıklarını tespit etmeye odaklanmaktadır.

HTA'lar, uydunun kendi sistemi ve takım uydu sistemi içindeki diğer uydularda bulunan ve benzer amaçlar doğrultusunda özelleşmiş HTA'lar ile iletişim kurabilecekleri bir iletişim ağı ile desteklenmektedir.

HYA'lar tarafından talep edilmesi durumunda, VEA'lar aracılığıyla oluşturulan bu iletişim kanalı ile HTA sınıflandırıcılarına giren "çıkarılmış özelliklerin" takım uydu iletişim ağı içinde aktarımı sağlanmaktadır. Bu aktarım sayesinde, LPOS uyduları arasında Bölüm 4.4.1.'de belirtilen referans korelasyonu işlevi gerçekleştirilebilmektedir. HTA'lar, her kontrol döngüsü sürecinin çıktısı olarak hesapladıkları hata etiketi ve olasılık değerlerini tümevarımsal olarak değerlendirmek üzere HYA'lara aktarmaktadır.

B. Veri etkileşim ajanları (VEA)

Araştırma referans alınan takım uyduların, endüstride yaygın olarak karşılaşılan uygulamalardan yola çıkarak, yörünge özelliklerine bağlı olarak kapsama alanları içine girdiklerinde birbirleriyle iletişim kurabilme yeteneğine sahip oldukları kabul edilmiştir [149, 150]. Bu fonksiyon, uydu sistemine yerleştirilmiş HTA'ların takımdaki diğer uydularda bulunan benzer HTA'lar ile etkileşim kurabilmesine imkan vermektedir.

LPOS uydu takımındaki VEA'ların ana görevi takım uydular arasındaki veri alışverişini ön tanımlı protokoller doğrultusunda koordine etmektir. HYA'nın karar verme ihtiyaçlarına göre uydular, görev yörüngelerinde birbirleriyle iletişim kurabilecekleri uygun bir alan içerisinde buluştuklarında, VEA'lar aracılığı ile HTA'lar tarafından yönetilen ve HYA'lar arasında referans verilerin paylaşılmasını içeren tanımsal veri alışverişi yapabilmektedir. Bu işlev, modelleme çalışmalarında HTA tarafından talep edilmesi durumunda çıkarılan özellik veri setlerinin HTA'lar arasında anahtarlanması ile korelasyonlar yapılabilmesine dayanmaktadır.

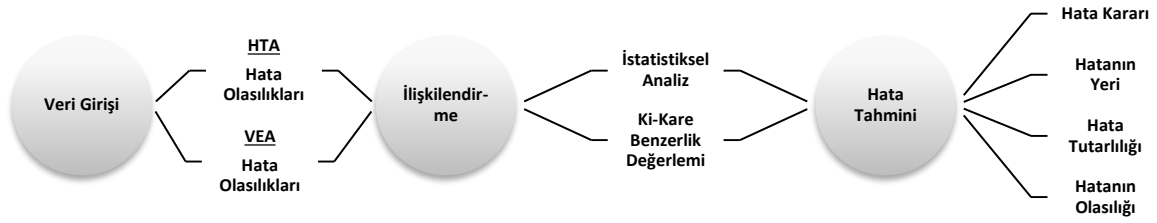
C. Hata yönetim ajanları (HYA)

Hata Yönetim Ajanının (HYA) amacı, farklı HTA'lar tarafından hazırlanan hata analiz raporlarını, hata durumu etiket ve olasılık verilerini kullanarak sistemin hata olasılığını değerlendirmek ve nihai bir karara bağlayabilmektir.

HYA'lar HTA'lar tarafından tanımlanan hata olasılığı ve etiket verileri ile beslenmektedir. HTA'ların belirli bir kontrol döngüsünde hata olasılığını yüksek tanımlaması durumunda sistemde o anda çalışan diğer HTA'ların da sınıflandırma verileri toplanmakta ve sistemde hata oluşup oluşmadığına yönelik bütüncül bir değerlendirme yapılmaktadır.

İlişkili olabileceği değerlendirilen HTA raporlarında hatalara ilişkin olasılıkların yüksek görülmesi durumunda nihai “*hata var*” veya “*hata yok*” kararı, HYA'lar tarafından ikinci bir değerlendirme gereksinimi olmadan alınmaktadır. HTA'lardan gelen raporlarda hata olasılıkları belirsizlik seviyesine yakın olarak hesaplanmışsa, HYA'lar VEA'lar aracılığıyla farklı sistemlerdeki HTA verilerini talep edebilmektedir.

Diğer LPO takım uydularının VEA'larının birbiriyle iletişim kurabildiği durumlarda, çapraz uydu verileri HYA nihai karar değerlendirmelerine dahil edilmektedir. Tüm bu yöntemler ile HYA'lar, HTA'lardan her kontrol döngüsü süreci için kendisine iletilen etiket ve olasılık verilerini birleştirmekte, hata olasılığını hesaplamakta ve nihai “*hata kararı*”, “*hatanın konumu*”, “*hata tutarlılığı*” (geçici veya kalıcı) ve “*hatanın olasılığı*” verilerini yer istasyonuna iletmektedir. HTA'ların işlevsel özellikleri, girdi ve çıktıları ve görev çıktısı (ultimate goal) hedefi Şekil 4.21.'de verilmektedir.



Şekil 4.21. HYA'larının işlevleri ve girdi çıktı gösterimleri

Hatanın konumu ve sürekliliği her kontrol döngüsü için ilgili ekipman veya alt sistem ile ilişkilendirilmiş HTA'lar aracılığı ile belirlenmektedir. HTA'lardan iletilen olasılık ve hata etiketi raporları HYA'larda istatistiksel bir analiz yöntemi olan Ki-Kare metodu ile analiz edilmektedir.

Ki-Kare yaklaşımı, gözlemlenen değerler ile beklenen veriler arasındaki farkı bulmak için istatistiksel araçların kullanılmasına dayanmaktadır. Bu yöntemle yapılan testler, ölçüm seti içindeki iki değişken arasındaki farkın rastlantısal mı yoksa anlamlı bir ilişkiye dayalı mı olduğunu değerlendirmeye imkan tanımaktadır. Ki-Kare anlam düzeyi çıkarım değeri (significance) tanımı Eş. 4.15'te verilmektedir.

$$\chi^2 = \sum \frac{(Observed - Expected)^2}{Expected} \quad (4.15)$$

FPMAS'da HYA'larda yerleşik Ki-Kare algoritması ile anlam düzeyi dikkate alınarak, boş hipotezin (genel kanı olarak kabul öne sürülen hipotez) kabul veya reddedilmesine yönelik kararlar alınabilmesi amaçlanmaktadır. HYA, HTA'lar tarafından üretilen “*hata var*” etiketi ve hata olasılık değeri tanımlarının doğruluğunu, istatistiksel bir başka ölçüm olan “*p-değeri*” (Probability Value) yaklaşımı ile anlamlandırmaktadır. HYA'larda *p-değeri*, hata tahmin raporlarının gözlem değerleri ile beklenen değerler (yani hata olmaması durumu) arasındaki farklılıkların incelenmesi sürecinde istatistiksel olarak anlamlı bir olasılığın belirlenmesi amacı ile kullanılmıştır [151].

LPOS YKS modelinde referans alınan kontrol frekansı 0,1 Hz'dir ($f_{YKS_Kontrol} = 1/10$). Bu sebeple doğrulama modelinde işletilen her saniye için 10 ayrı zamanda HTA tahminlerine dayalı olasılık ve etiket veri seti oluşturulmaktadır. Tez çalışması kapsamındaki simülasyon uygulamalarında Euler kontrol ve dört MKJ eyleyicisine yönelik hata tahmin ajanları modellendiğinden, toplamda 50x1'lik bir “*Hata Tahmin Raporları*” dizisi tanımlanmaktadır.

Bu dizi, beklenen değerler ve anlam düzeyi ile yapılandırılarak her bir saniyede bir kez karar için HYA'lara aktarılmaktadır. “*Hata Tahmin Raporları*” dizisinin boyutları yanlış tahminlerin önüne geçebilmek için dinamik olarak artırılabilir, ancak bu veri dizisinin genişletilmesi durumunda sistemin hatayı tahmin etmesi için geçecek süre yani cevap süresi de artmaktadır.

HYA'larda yukarıda da bahsedildiği üzere, her istatistiksel test sonucuna ait bir p-değeri hesaplanmaktadır. P-değeri ne kadar küçük olursa, H_0 hipotezinin reddedilmesi ile ilgili istatistiksel oran o kadar yüksek olarak yorumlanmaktadır. HYA'larda referans alınan boş ve alternatif hipotezler aşağıdaki gibidir:

- H_0 (Boş Hipotez): HTA'lardan ulaşan Hata Tahmin Raporları ile Hatalı Ekipman Etiketleri arasında ilişki vardır. Bu durumda “*hata var*” etiketi üretilmektedir.
- H_1 (Alternatif Hipotez): HTA'lardan ulaşan Hata Tahmin Raporları ile Hatalı Ekipman Etiketleri arasında ilişki yoktur. Bu durumda “*hata yok*” etiketi üretilmektedir.

HYA'larda, Ki-Kare ve Ki-Kare kritik değeri arasındaki ilişki incelenmektedir. Eğer Ki-Kare değeri Ki-Kare kritik değerinden büyükse boş hipotez (H_0) reddedilir. Bu durumda iki değişken arasında istatistiksel olarak anlamlı bir ilişkinin olduğu kabul edilmektedir. Ters durumda, yani Ki-Kare değerinin Ki-Kare kritik değerinden küçük olması durumunda boş hipotez (H_0) reddedilmemektedir. Bu durumda iki değişken arasında istatistiksel olarak anlamlı bir ilişkinin olmadığı kabul edilmektedir.

Her uydunun Veri Kotarma Sisteminde bir adet olacak şekilde konumlandırılan HYA'lar, Ki-Kare fonksiyonunu kullanarak $h = 0$ ile H_0 'ın kabul edilmesine dayalı istatistiksel bir “*hata var*” kararı verebilmeyi hedeflemektedir (ultimate goal). Modelde, HYA'larda karar analizi için kullanılan fonksiyon aşağıdaki gibi tanımlanmaktadır.

% Fonksiyon Adı: Ki2_karar.m (MATLAB®)

% Boş Hipotez (H_0)'in kabul veya reddedilmesi fonksiyonudur.

% İşlev: YKS Hata Tahmin Raporlarının h , p -değeri, X^2 , $X^2_{kritik\ değeri}$ açısından incelenmesi

% Fonksiyon Girdileri:

% - Hata_Tahmin_Raporlari, Anlam Düzeyi

% Fonksiyon Çıktıları:

```

% - h, p-degeri, Ki-Kare, df, Ki-Kare_Kritik_Degeri, HYA_Karar_Parametreleri
function [h, p-degeri, Ki-Kare, df, Ki-Kare_Kritik_Degeri, HYA_Karar_Parametreleri] =
chi2_karar (Hata_Tahmin_Raporlari, Anlam_Duzeyi)
e=sum(Hata_Tahmin_Raporlari,2)*sum(Hata_Tahmin_Raporlari)/sum(Hata_Tahmin_Rap
orlari(:));
Ki-Kare = (Hata_Tahmin_Raporlari-e).^2./e;
Ki-Kare = sum(Ki-Kare(:));
df = prod(size(Hata_Tahmin_Raporlari)-[1 1]);
p = 1 - chi2cdf(Ki-Kare,df);
Ki-Kare_Kritik_Degeri = icdf('chisquare',[1-alpha],df);
h = double (p<=alpha);
HYA_Karar_Parametreleri = [(1-h), (p*100), Ki-Kare, Ki-Kare_Kritik, df];

```

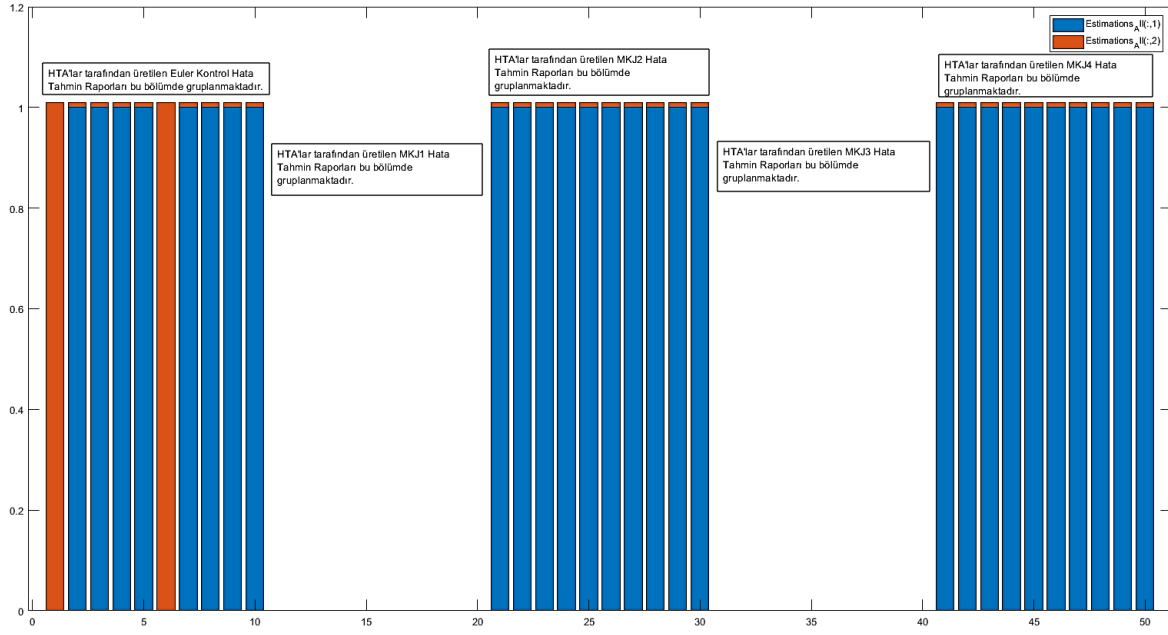
Fonksiyon tarafından üretilen örnek sonuç değerleri Çizelge 4.4.'te verilmektedir. Çizelgede “*hata var*” sonucuna H_0 için $h = 0$ şartı altında ulaşıldığından, algoritma uyumu için sonuçlara bazı düzenlemeler yapılmıştır. Yapılan basit aritmetik düzenlemeler çizelge başlığında verilmektedir.

Çizelge 4.4. HYA Ki-kare fonksiyonu tarafından üretilen örnek sonuç değerleri

HYA Karar Parametreleri	(1-h)	(p*100)	Ki-Kare	Ki-Kare Kritik	df (özgürlük değeri)
Örnek 1:	1	81,5786	40,0323	48,3350	49
Örnek 2:	0	43,3810	49,9905	48,3350	49

HTA’lar tarafından yapılan sınıflamalar ile oluşturulan “*Hata Tahmin Raporları*” dizisinde herhangi bir ölçümlemede alınan yanlış ve doğru hata tahminleri, Şekil 4.22.’de grafik gösterimde sunulmuştur.

Grafikte kırmızı renk ile gösterilen ölçümler, eyleyicilere hata enjekte edildiği durum için HTA’lar tarafından HYA’lara iletilen “*Hata Tahmin Raporları*” dizisindeki yanlış tahminleri (hatalı veya hatasız olduğu doğru olarak tahmin edilemeyen ölçümleri), mavi barlar ise varlığı doğru bir şekilde tahmin edilebilen hata teşhislerini göstermektedir.



Şekil 4.22. HTA’lar tarafından yapılan sınıflamalar ile oluşturulan “*Hata Tahmin Raporları*” dizisinde yanlış ve doğru hata tahminleri (hata enjekte edilen durum için)

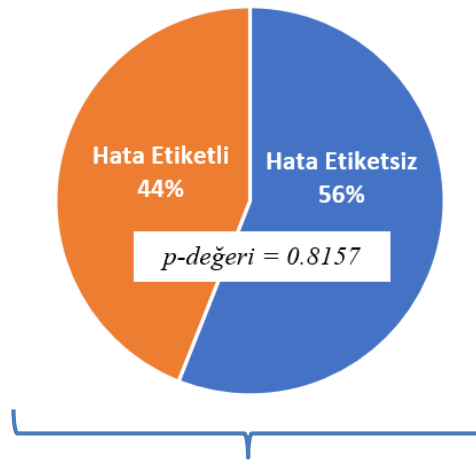
Şekil 4.22.’de ilk gruptaki on adet tahmin verisi Euler Kontrolünün HTA’sından, ikinci gruptaki on adet ölçüm MKJ1, üçüncü gruptaki ölçümler MKJ2, dördüncü gruptaki ölçümler MKJ3, beşinci gruptaki ölçümler ise MKJ4’ün HTA’larından gelen hata tahmin verileri ile oluşturulmaktadır.

HYA'ya Raporlanan Hata Tahminleri (MKJ2 ve MKJ4'e Hata Enjekte Edildiği Durum)

$$\chi^2 = 40.0323$$

$$\chi^2_{Kritik} = 48.335$$

$$n = 50 / DoF = 49$$



Hata Kararı	P-Değeri (%)	Ki-Kare Değeri	Ki-Kare Kritik Değeri	Serbestlik Seviyesi (DoF)
“1: Hata Var”	81,5786	40,0323	48,335	49

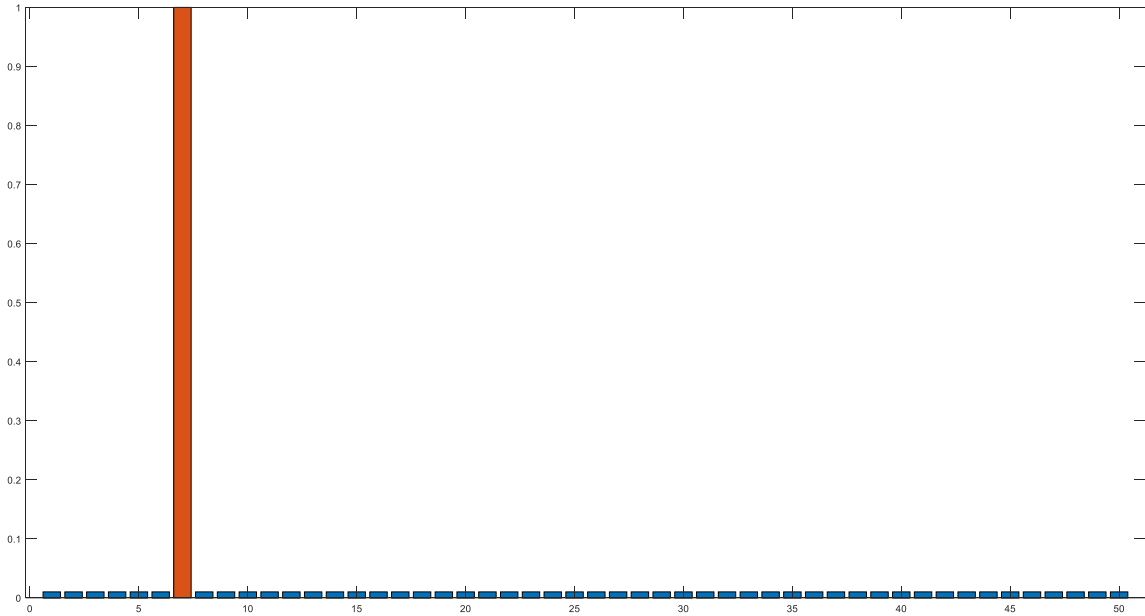
Şekil 4.23. Hata enjekte edilen örnek bir durum için HYA değerlendirme sonuçları

HYA'da verilerin yorumlanması:

İlgili uydu Yönelim Kontrol Alt Sisteminde Euler kontrolü döngüsüne ait bileşenler arasından MKJ2 ve MKJ4'te lokalize hata(lar) bulunması durumu, Şekil 4.23.'te gösterilen parametreler doğrultusunda %81,5786 olasılık ile tahmin edilmiştir.

HYA'lar hata etiketlerinde yüksek olasılıklar hesaplamak ve çıktı olarak hata etiketi üretmek üzere amaçlandırılmış olsalar da operasyonları boyunca çoğunlukla düşük olasılıklı HTA verilerini değerlendirmek ile meşgul olmaları beklenmektedir. Bu sebeple aşağıda sistemin normal şartlar altında çalışmasına ilişkin ikinci bir örnek verilerek, HYA'larda yapılan ölçümlemeye ilişkin açıklamalar sunulmaktadır.

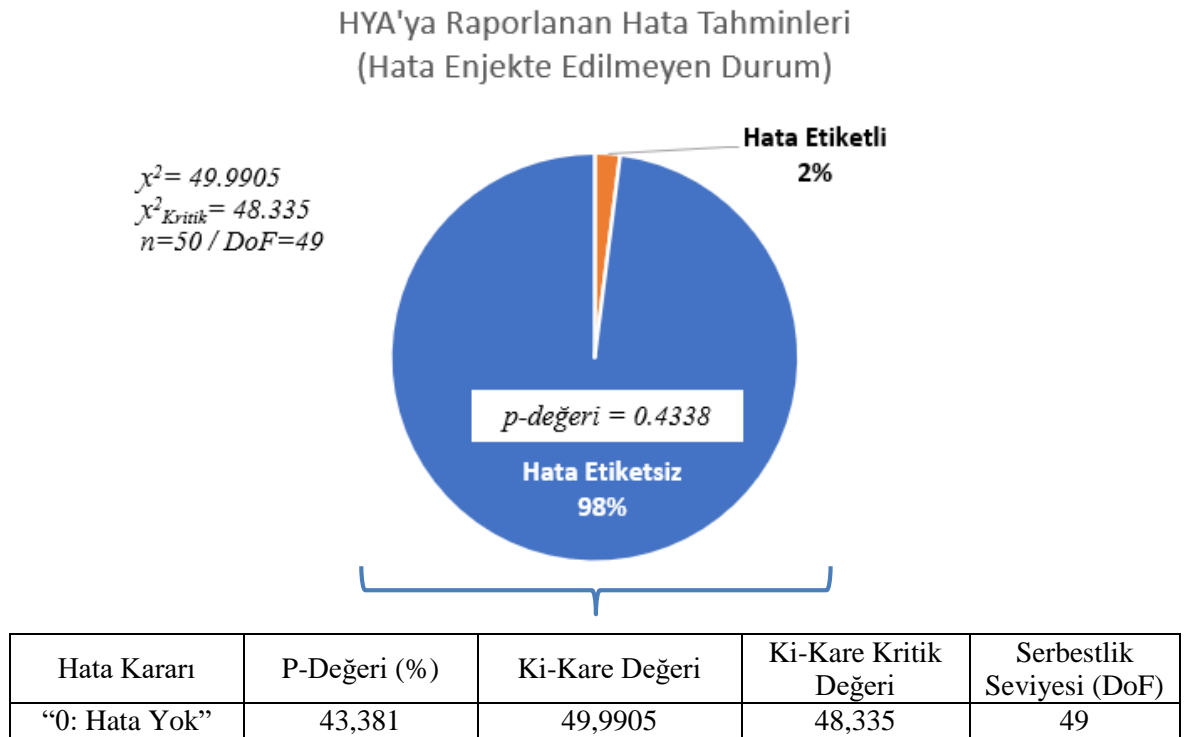
Şekil 4.24.'te kırmızı renk ile gösterilen barlar, eyleyicilere hata enjekte edilmediği halde, HTA'lar tarafından HYA'lara "*Hata Tahmin Raporları*" dizisinde iletilen yanlış tahminleri (hatalı veya hatasız olduğu doğru olarak tahmin edilemeyen ölçümleri) göstermektedir. Sunulan grafikte mavi renkte bar bulunmamasının sebebi, sisteme hata enjekte edilmediğinden herhangi bir hata varlığının doğru bir şekilde tahmin edilemeyecek olmasıdır.



Şekil 4.24. HTA'lar tarafından yapılan sınıflamalar ile oluşturulan "*Hata Tahmin Raporları*" dizisinde yanlış ve doğru hata tahminleri (hata enjekte edilmeyen durum)

Şekil 4.22.'dekine benzer olarak, Şekil 4.24.'te grafik içerisindeki ilk gruptaki on adet tahmin verisi Euler kontrolünün HTA'sından, ikinci gruptaki on adet ölçüm MKJ1, üçüncü gruptaki ölçümler MKJ2, dördüncü gruptaki ölçümler MKJ3, beşinci gruptaki ölçümler ise MKJ4'ün HTA'larından gelen hata tahmin verileri ile oluşturulmaktadır.

Grafikte, FPMAS topluluk HTA'larının Euler kontrol döngüsü için yanlış sınıfladığı bir adet hata durum etiketi tahmini gösterilmiş, HTA'lar tarafından yapılan sınıflamalarda 50x1'lik "Hata Tahmin Raporları" dizisindeki diğer tüm tahminlerin doğru olduğu gözlemlenmiştir.



Şekil 4.25. Hata enjekte edilmeyen durum için HYA değerlendirme sonuçları

HYA'da verilerin yorumlanması:

İlgili uydu Yönelim Kontrol Alt Sisteminde hata olasılığı, Şekil 4.25.'te gösterilen parametreler doğrultusunda %43,381 olasılık ile tahmin edilmiştir. Bu seviye p-değeri açısından çoğunluk anlam düzeyi olarak belirlenen (aritmetik çoğunluk) %50'nin altında kaldığından FPMAS tarafından hatasız çalışmanın sürdüğü tahmin edilebilmiştir.

4.5. Hata Enjeksiyon Arayüzleri

Uzay aracı sistemlerine fiziksel olarak hata enjekte edilerek, sistem koşullarının gözlemlenmesi sürecinde uzay aracını oluşturan bileşenlerin zarar görmesi olasılığı bulunmaktadır. Söz konusu risk nedeniyle, hata enjeksiyon senaryolarının sistem benzetimleri kullanılarak simülasyon ortamında gerçekleştirilmesi tercih edilebilmektedir. Bu yaklaşım ile tez kapsamındaki uydu YKS sistemi modeline farklı seviyelerde elektronik ve mekanik hatalar enjekte edilerek eyleyiciler için hatalı çalışma koşulları oluşturulmuştur.

Sanal hata enjeksiyonu kapsamında elektronik hatalar için örnek olarak; sensörlerin kayma (bias) ve öteleme (drift), tamamen kapanma (complete failure), bir değeri dondurma (holding a value) ve hassasiyet bozulması (precision distortions) senaryoları davranışsal olarak sürece dahil edilebilmektedir. Mekanik hataların enjekte edilmesi durumunda ise az yağlama veya uyumsuz yağlama (under filling, incompatible lubrication), artan mekanik boşluk (increased backlash), parçacık kirliliği veya dişli ve rulman bileşenlerinin tıkanması (particle contamination, clogging of planetary or rolling elements) davranışsal senaryoları uygulanabilmektedir.

Tez çalışması kapsamında takım yapısı içinde bulunan LPO uydularını konfigüre ederken mekanik karmaşıklıklarından dolayı MKJ aktüatörleri tercih edilmiştir. Her bir MKJ’de hata enjekte edilebilecek arayüzler planlanarak; şaft ve tekerlek kontrolcülere, kodlayıcılar, fırçasız DA ve mikro adım motorları, şaft dişlileri ve son olarak mekanik tekerlek ve yatakların davranışsal özellikleri modellenmektedir. Modelde hata enjeksiyonu için kullanılacak MKJ bileşenleri ürün dağılım ağacı Çizelge 4.5.’te verilmektedir.

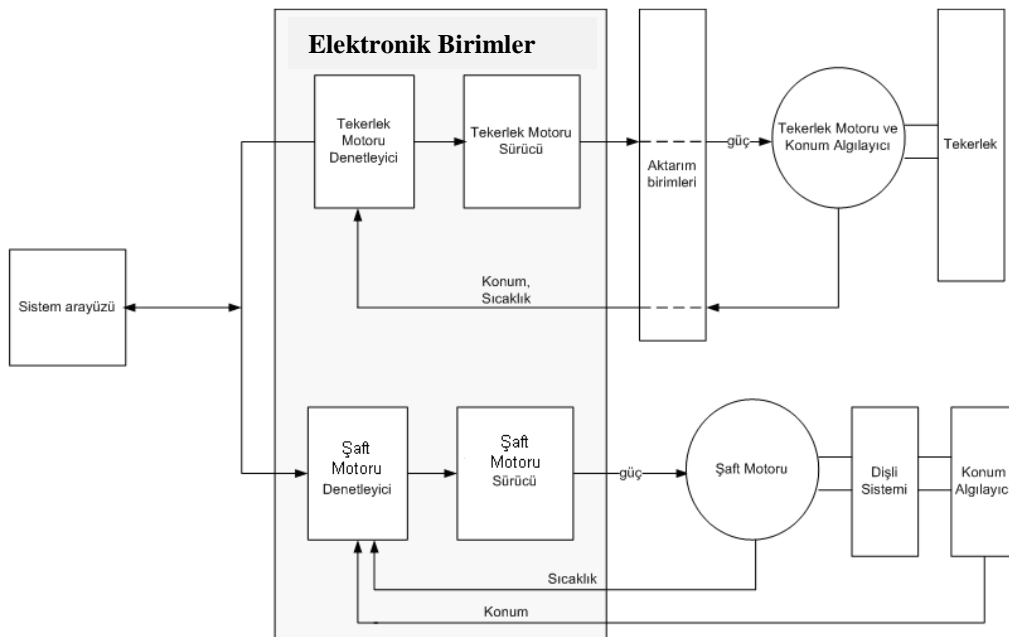
Çizelge 4.5. MKJ modeli olası hata enjeksiyonu arayüzleri için ürün dağılım ağacı gösterimi

No	Moment Kontrol Jiroskobu (MKJ)	Ortam
1.1	Tekerlek ve Tekerlek Çevresel Birimleri	
1.1.1	Tekerlek	-
1.1.2	Bilyeli yatak	Mekanik
1.1.3	Tekerlek motoruyla tekerleğin bağlantı birimi (kaplin)	Mekanik
1.2	Şaft ve Şaft Çevresel Birimleri	
1.2.1	Şaft	Mekanik
1.2.2	Şaft ile dişli kutusu arası bağlantı birimi (kaplin)	Mekanik
1.2.3	Bilyeli yatak	Mekanik
2.1	Tekerlek Motoru	
2.1.1	Fırçasız DA motor	Elektriksel

Çizelge 4.5. (devam) MKJ modeli olası hata enjeksiyonu arayüzleri için ürün dağılım ağacı gösterimi

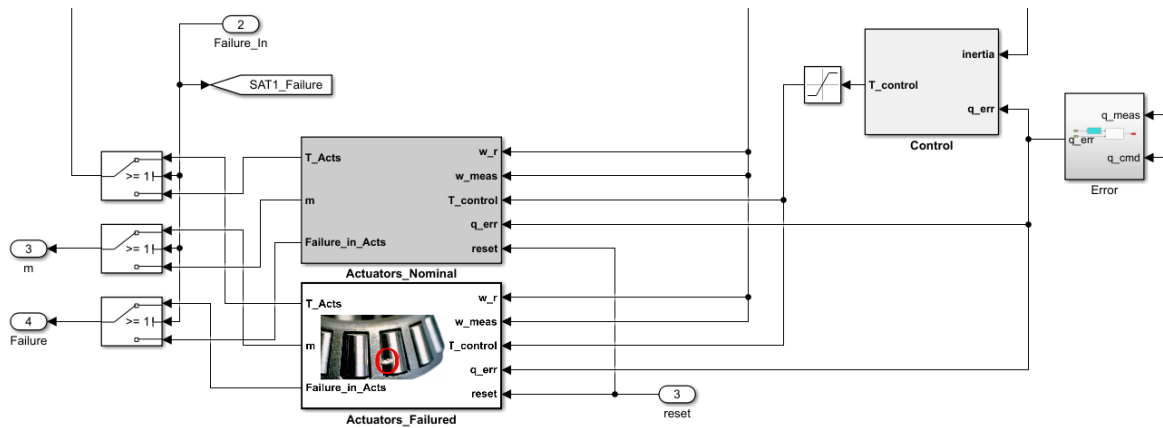
2.1.2	Tekerlek motoru hız algılayıcısı (encoder)	Elektriksel
2.2	Tekerlek Motoru Çevresel Birimleri	
2.2.1	Tekerlek motoru sürücüsü ve kontrol birimi	Elektriksel
2.3	Şaft Motoru Sistemi	
2.3.1	Şaft motoru	Elektriksel
2.4	Şaft Motoru Çevresel Birimleri	
2.4.1	Şaft motoru sürücüsü ve kontrol birimi	Elektriksel
2.4.2	Dişli kutusu (redüktör)	Elektriksel
2.4.3	Şaft konum algılayıcısı (encoder)	Elektriksel
2.5	Aktarım Halkası (Slip Ring)	
2.6	Konnektör ve ekipmanları	
3.1	MKJ Arayüz Yazılımları	

Temelde MKJ'ler birbirine dik iki ayrı eksende hareket eden şaft ve tekerlek (flywheel) eyleyici takımından oluşmaktadır. Tekerlek, genellikle sabit bir hızda döndürülen dengeli ataletsel kütle, şaft ise tekerleği taşıyan burulma ekseninde döndürülen taşıyıcı mil ile yapılandırılmıştır. Şaft ve tekerlek eksenleri farklı tipte motorlar ile tahrik edilebilmektedir. MKJ modelleme çalışmalarında Şekil 4.26.'da verilen mimaride tekerlek tahriki için fırçasız DA, şaft tahriki için servo motor kullanılmıştır. MKJ yapısında hız ve dolaylı olarak konum algılamak üzere tekerlekte "hall" algılayıcılar, şaftta ise konum ölçümü için kodlayıcılar (encoder) kullanılmıştır.



Şekil 4.26. MKJ hareket eksenleri bileşenleri ve mimari genel gösterimi

Endüstriyel bir MKJ içerisinde hata takibi için birçok FDIR bileşeni ve rutini bulunmaktadır. Bu rutinler, MKJ'nin kendi içinde ve üst sistemler tarafından takip edilerek, gerekli görülen durumlarda sistemi güvenli hale getirmeye, sonrasında da tekrar işler biçime dönüştürmeye yarayan operasyonlar bütünü olarak ifade edilebilmektedir. FPMAS, temel olarak ekipmanların normal işleyiş süreçleri kapsamındaki giriş ve çıkış işlevleri üzerinden hata tespiti yapabilmek üzere geliştirildiğinden, hatalara bağlı birer sonuç gösterege olan aşırı ısınma, veri kaybı gibi arızalar tanımlanan modelin hata değerlendirme sürecinde dikkate alınmamaktadır.



Şekil 4.27. MATLAB/SIMULINK®’de aktüatör hata enjeksiyon arayüzleri ile gösterilen uydu YKS modeli genel görünümü

Modelde hata enjeksiyonu, eyleyiciler üzerinde tanımlı fiziksel arayüzler aracılığı ile uygulanmaktadır. YKS kapsamında eyleyicilere gerekli yönelim komutlarını üreten “Kontrol Modülü” çıkışları doğrudan “Eyleyiciler” bloğuna yönlendirilmektedir. Şekil 4.27.’de görülen bu yaklaşımda model üzerinde “Hatalı” ya da “Nominal Eyleyiciler” seçilerek, önceden belirlenerek tercih edilen hata senaryoları işletilebilmektedir. Bu özelliklerde modellenen MKJ’lere ilişkin genel görünüm, Şekil 1.1.’de verilmektedir. Şekil 1.2.’de MKJ şaft eksenli modeli, Şekil 1.3. ile Şekil 1.7. arasında verilen modellerde ise sırasıyla; şaft motoru, kaplin, dişli kutusu, rulman, enkoder davranışsal hata enjeksiyon arayüzleri tanımlanmaktadır.

Şekil 1.8.’de MKJ tekerlek eksenli modeli, Şekil 1.9. ile Şekil 1.12. arasında gösterilen modellerde ise sırasıyla tekerlek motoru, rulman, tekerlek mekanik kütle dengesizliği, hız sensörü davranışsal hata enjeksiyon arayüzleri tanımlanmaktadır. Hata enjeksiyonu mekanizmaları yapılandırılırken, YKS modelinde hata tipi ile sistem üzerindeki etki çıktısı

ilişkilendirilerek hataların ortaya çıkaracağı durum yani arızaya yol açan etkiler modellenmektedir.

MKJ'ler, mimarilerinde bulunan birçok fonksiyonun elektrik ve mekanik açıdan koordineli bir şekilde çalışmasıyla işlev göstermektedir. Moment kontrol jiroskobunun yapısında bulunan motor, rulman, enkoder, kaplin ve dişli gibi bileşenlerle ilişkilendirilen işlevler ve bu bileşenlere dair olası hatalar temel olarak aşağıda özetlenmektedir.

Sistem kontrol ünitesi: Uydu Yönelim Kontrol Sisteminin faaliyeti kapsamında uydu komuta kontrol sisteminden gelen komutlar MKJ kontrol sistemine, MKJ'deki kontrol sistemi tarafından derlenen telemetriler ise uydu YKS fonksiyonlarına yönlendirilmek üzere uydu komuta kontrol sistemine aktarılmaktadır.

Denetleyici: Bu ünite üst sistemden gelen hız referans verileri ve sistemden toplanan sağlık bilgilerini alarak sürücü ünitesine gerekli komutları sağlayan yapıdır. Ayrıca üst sistemin gerek duyduğu sağlık bilgileri de bu ünite aracılığı ile derlenmektedir.

Aktarım birimleri: Elektromekanik bir birim olan aktarım halkası (slip ring), elektrik enerjisi veya sinyallerin döner bileşenlere iletilmesini sağlamaktadır. MKJ'lerin şaft ekseninde kullanılan aktarım halkası hataları, güç iletiminin bozulmasına ve elektrik sinyallerinde kayıplara neden olabilmektedir.

Algılayıcılar: MKJ'de bu üniteler temel olarak bir motor veya bu motorun miline bağlı bir yüke tutturulmuş algılayıcılardan oluşmaktadır. Tekerlekte motora entegre durumda olan hız algılayıcı (hall sensor), motor devir verisini ilgili üst denetleyicilere aktarmaktadır. Özellikle kodlayıcı hataları, açısal konum veya açısal hız ölçümünün hassasiyetini veya doğruluğunu etkileyebilmekte ve böylece konum belirleme ve kontrol algoritmalarının yanlış çalışmasına neden olabilmektedir.

Sürücü: Kontrol ünitesinden gelen komutlar ve anahtarlama sinyallerine göre motorlara sağlanacak gücün nitelik ve niceliği ayarlanmaktadır. Bu ünite genel olarak motor beslemesinde kullanılan değişken frekans ve gerilim oluşturulmasında kullanılan anahtarlar, kapı devreleri ve akım-gerilim ölçme bileşenlerinden oluşmaktadır.

Motor: MKJ’de kullanılan motorların normal karakterdeki yapıdan ayrılarak farklı özelliklerde çalışması veya tamamen durması gibi sorunlar, jiroskopun kontrolünü ortadan kaldırmaktadır. Uzayda kullanılan eyleyicilerde güç kaynağı sorunları, sargı arızaları, malzeme ve manyetik alan bozulmaları gibi faktörler motor hatalarına yol açabilmektedir.

Kaplinler: Kaplinler, temel olarak mekanik bileşenler arasında fiziksel bağlantı oluşturarak, tork iletimi sağlamaktadır. Kaplinlerin gevşemesi, kırılması veya bozulması, bileşenlerin uygun şekilde birbirine bağlanamamasına veya hareketin iletilmesinde sorunlara yol açabilmektedir.

Yağlı Mekanik Arayüzler: Jiroskopun birçok hareketli bileşeni bulunmaktadır. Bu bileşenlerde tork aktarım sürecinde ortaya çıkan aşınmanın azaltılabilmesi için uzayda kullanıma özelleşmiş çeşitli özelliklerdeki yağlayıcılar kullanılmaktadır. MKJ içerisinde birbirine temas eden mekanik bileşenlerin yeterince yağlanmaması durumunda sürtünme, dolayısıyla da mekanik aşınma artabilmektedir. Yetersiz ya da hatalı yağlama, şaftın veya tekerleklerin daha fazla veya homojen olmayan sürtünmeyle dönmesi sebebiyle MKJ’nin hassas hareket kontrolünü etkileyebilmekte ve aşağıda tanımlanan istenmeyen sonuçlara yol açabilmektedir.

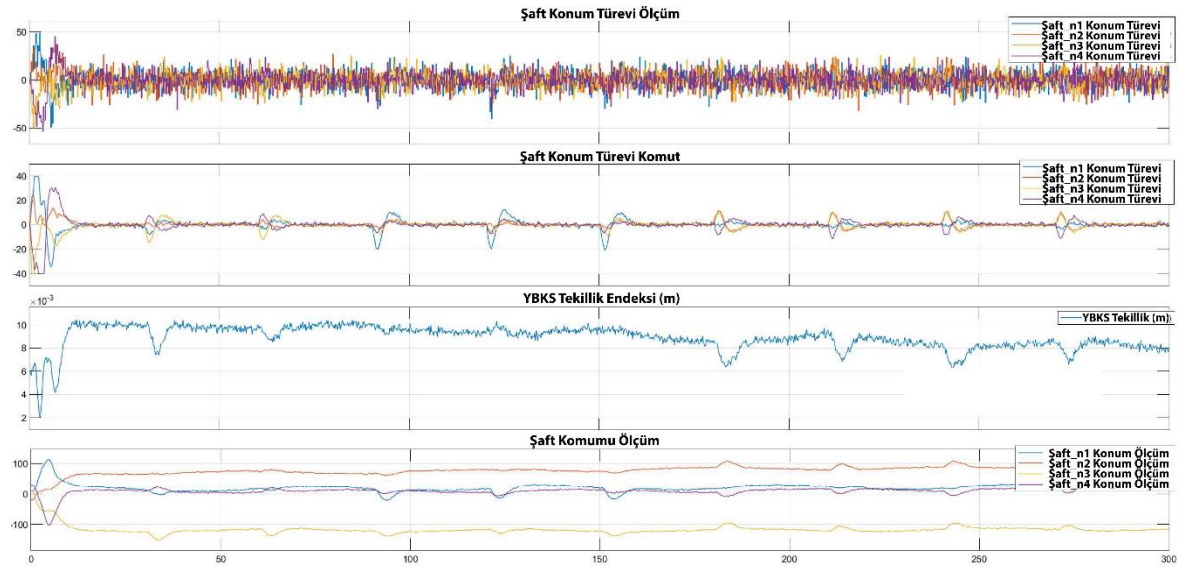
- Dişli Sistemi: Dişli sistemi, motor birimi ile şaft arasında kullanılmaktadır. Bu birim şaftın hız çözünürlüğünü arttırmanın yanı sıra motorun sağlaması gereken tork miktarını azaltabilmektedir. Dişlilerde aşınma, kırılma veya diş kayması gibi sorunlar, güç iletiminin düzgün olmamasına ve torkun kaybedilmesine neden olabilmektedir.
- Rulmanlar: Hareket aktarım birimlerinde bulunan çeşitli yapılardaki rulmanların aşınması, kırılması veya sıkışması gibi sorunlar, bu bileşenlerin yatak içinde düzgün bir şekilde dönmesini engelleyebilmektedir. Bu durum, dönme ekseninde titreşim, sürtünme veya hassas hareket kontrolünde jiroskopun genel davranışını etkileyen arızalara neden olabilmektedir.

Yukarıda verilen hata kaynakları, ilgili ekipmanın karakteristik özelliklerine göre gürültü, boşluk, genlik değeri artışı, ötelemeye bağlı artış veya azalış ya da belirli bir değere sabitleme şekillerinde tanımlanan davranışsal sonuçları ile modellenmiştir. Normal olarak çalışan sistemlerde bu hata özellikleri belirli bir seviyeye kadar görülebilmekte ancak kontrolcü tarafından başarı ile bastırılmaktadır. Eşik altındaki bu başarılı operasyon bölgesi

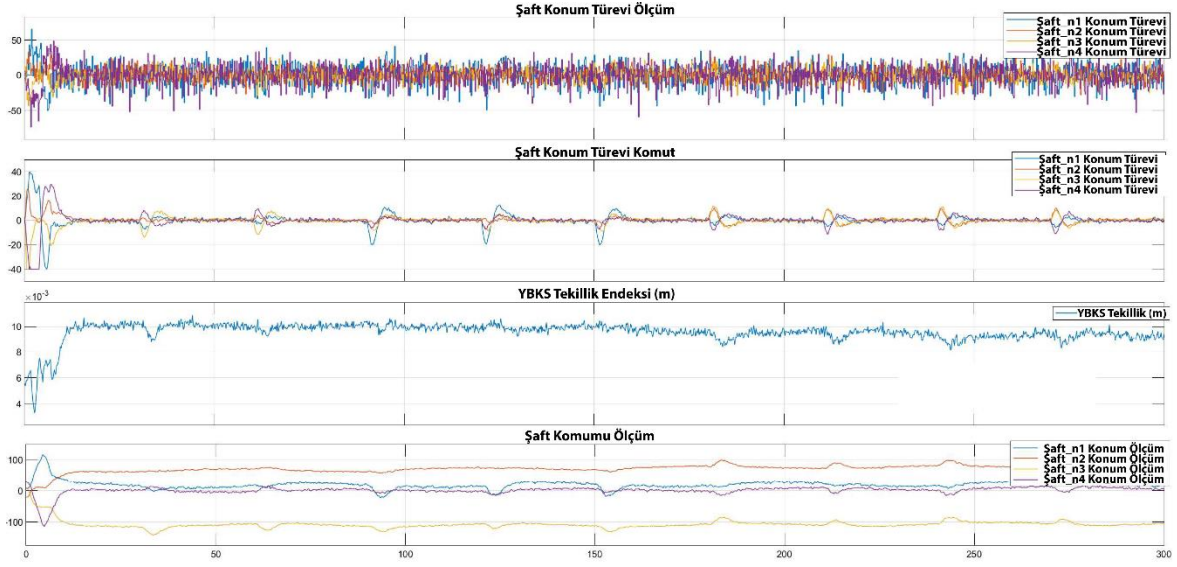
FPMAS'ın çalışma ortamını ifade etmektedir. FPMAS ile yürütülen araştırmanın temel hedefi, hataların kontrolcü tarafından istenilen özellikler ile yönetilebildiği bu bölgede tespit edilebilmesi yeteneğine ulaşılmasıdır.

Şekil 4.28 ve Şekil 4.29.'da şaft kontrolünün sonuçları ve yataklama hatasının MKJ'nin şaft konumu türevi (açısal hız) ölçümü, açısal hız komutu, kontrolcünün tekillik yaklaşım gösterimi ve şaft pozisyonu ölçümleri gibi çeşitli alanlar üzerindeki etkileri gösterilmiştir.

Şekil 4.28.'de nominal ve Şekil 4.29.'da bir MKJ'nin şaft rulmanındaki eşik altı bir aşırı sürtünme hatasının, şaft ve tekerlek ölçümlerinde gözle ayırt edilebilecek bir etkisi olmadığı gösterilmektedir. Böyle bir hata, LPOS YKS Euler kontrol performansına da eşik üstü ($> \pm 0,3^\circ$) seviyede etki etmemektedir. MKJ'lerde ortaya çıkabilen bu seviyedeki hatalar yukarı da bahsedildiği üzere hareket eksenlerinde tanımlı adaptif kontrolcüler tarafından bastırılmaktadır.



Şekil 4.28. MKJ şaftının nominal operasyonu

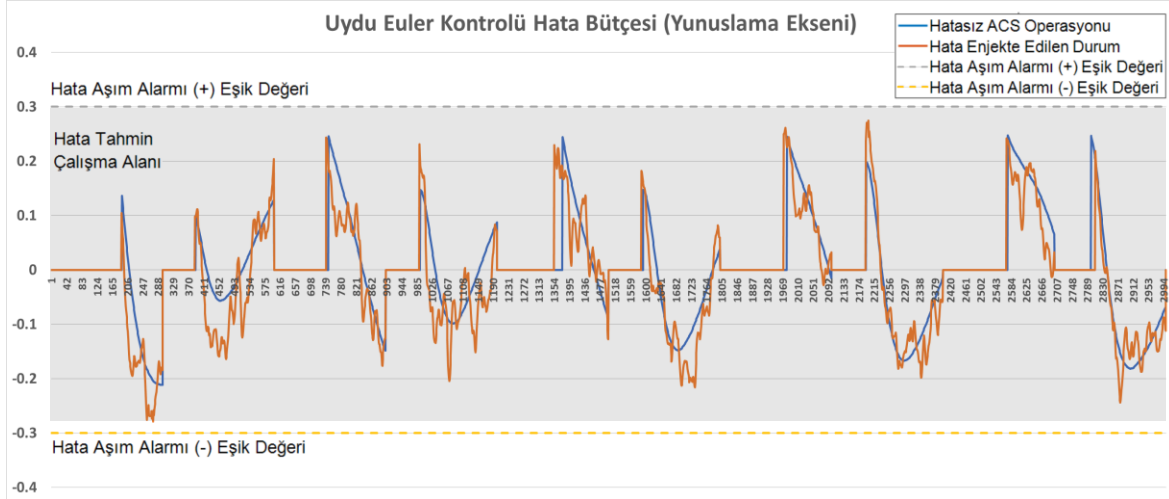


Şekil 4.29. MKJ şaftına hata enjekte edilmesi durumunda operasyonu

Uyduların Euler yönelim toleransları, görev yükünün işletiminde hedeflenen yönelim açısından sapma veya hataya izin verilebilen kabul edilebilir en geniş aralık dikkate alınarak tanımlanmaktadır. Bu kapsamda uydu yönelim hatası tolerans bütçesi, uydunun sistem gereksinimlerine, görev tanımına ve tasarım faktörlerine bağlı olarak değişebilmektedir. Bu faktörler iletişim link bütçesi, anten yayın açısı, sinyal kalite gereksinimleri ve sistem performans kriterleri gibi etkenler ile belirlenmektedir.

Tez çalışması kapsamında sanal bir uydu modeli (LPOS) kullanıldığından, Euler kontrolü için eşik hata aşım değeri $\pm 0,3^\circ$ olarak tanımlanmıştır. Bu değer, uygulama ve sistem mimarisinde kullanılan ekipmanlara göre farklı üst ve alt değerlerde de tanımlanabilir.

Şekil 4.30.'da uydu dönüş ekseninde mavi renk ile gösterilen hata enjekte edilmemiş operasyon durumu ve bir MKJ'nin şaftına hata enjekte edilmesi durumunda ortaya çıkan (turuncu renk ile gösterilen) Euler kontrolü hata davranış etkileri verilmektedir. Kural bazlı FDIR'in hata teşhis eşik değeri ise kesikli çizgiler ile gösterilmektedir.



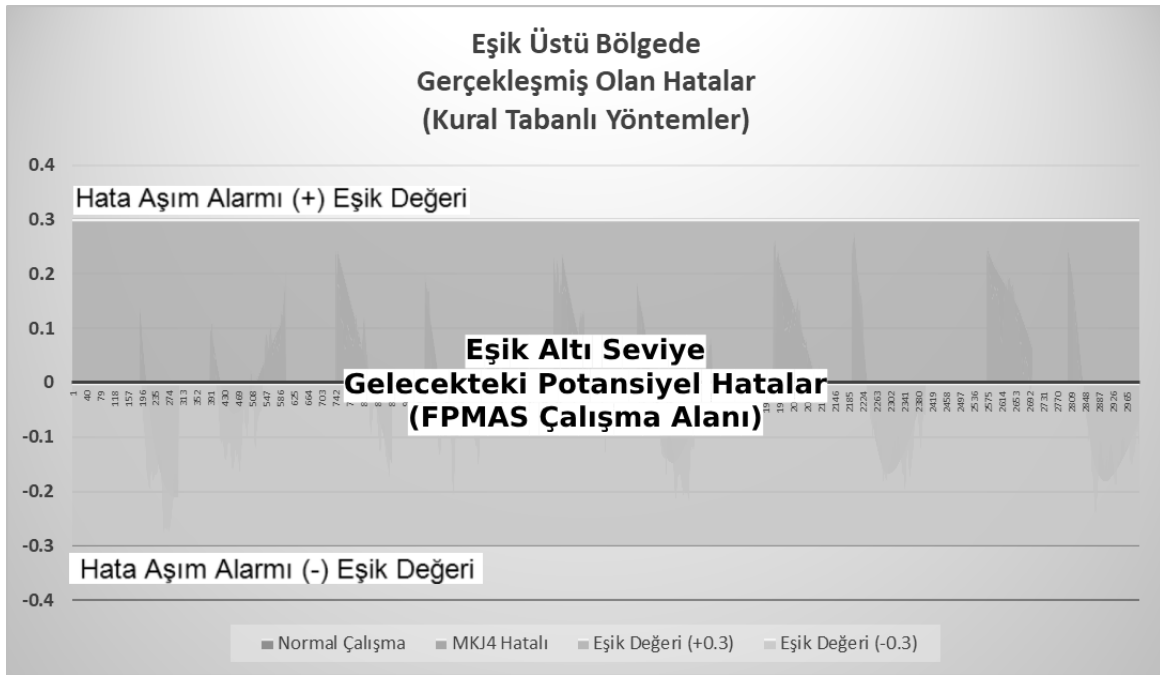
Şekil 4.30. Jiroskop dönüş ekseninde hata enjekte edilmemiş durum ve bir MKJ'nin şaftına hata enjekte edilmesi durumunda ortaya çıkan hata davranışı ile kural bazlı FDIR hata teşhis eşik değeri gösterimleri

Eşik altındaki bölgede çalışan ve bu alanda operasyonu model bazlı FDIR referansları nezaretinde sorunsuz görülen Euler kontrol döngüsüne rağmen FPMAS, söz konusu MKJ'nin tek ekipman düzeyindeki hatalarını teşhis edebilmektedir. FPMAS'ın hata tahmin kabiliyetine ilişkin simülasyon sonuçları Bölüm 5.'te sunulmakta ve değerlendirilmektedir.

5. ARAŞTIRMA BULGULARI VE TARTIŞMA

Önerilen FPMAS sisteminin hata tahmini ve izolasyon metotlarına ilişkin tanımlamalar önceki bölümlerde sunulmuştur. Bu bölümde FPMAS'ın normal şartlarda ve hata enjeksiyonu durumundaki davranışına ilişkin ölçümler verilmekte ve analizler ile sistemin çıktı güvenilirliği değerlendirilmektedir.

Gerçekleştirilen senaryo analizlerinde FPMAS gibi makine öğrenimi metotlarının, model tabanlı FDIR yöntemleri ile entegre bir şekilde kullanılması durumunda, geleneksel yöntemler ile teşhis edilememiş hataların önceden tahmin edilebilmesine ve böylece uzay araçlarında hataları önleyici bakımın yapılabilmesine katkı sağlayabildiği gösterilmektedir.



Şekil 5.1. Eşik değeri ile FPMAS çalışma alanı ilişkisi

Şekil 5.1.'de ifade edilen grafik gösterimi ile eşik üstü aşamada model tabanlı FDIR yöntemleri, eşik altı aşamada ise FPMAS gibi veriye dayalı (data-driven) yöntemlerin kullanılmasıyla hatalar, modellenmemiş koşullar altında teşhis edilebilmektedir.

FPMAS'ın bu bölümde sunulan simülasyonlar ile doğrulanan yenilikçi avantajları aşağıda özetlenmiştir.

- FPMAS, model tabanlı FDIR yöntemlerinin "*hatasız*" olarak tanımladığı, normal olarak kabul edilen işletim alanlarında çalışmaktadır. Eşik altı olarak adlandırılan bu bölgede geleneksel FDIR sistemleri, henüz hata tanım aralığında olduğu için referans modellerden veya uzman sistemlerden gelen statik veya dinamik hata eşik değerleri aşılana kadar olası hataları tanımlayamazlar. Bu eşik değerler aşıldığında ise sistem, ekipman veya daha üst seviyedeki arızalara açık hale gelebilmektedir. FPMAS, eşik altı bölgede yaptığı topluluk sınıflamalar ile gelecekte ortaya çıkabilecek hataları tahmin edebilme yeteneği sağlayarak, "hata ortaya çıkmadan önce" önleyici bakım imkanı sunulmasına yardımcı olabilmektedir.
- FPMAS, model tabanlı sistemlerden farklı olarak modellenmemiş durum ve koşullar altında da doğruya yakınsayan çıktılar üretebilmektedir. Bu durum, özellikle kısmi belirsizlikler içeren derin uzay ve gezegenler arası uzay görevlerine ilişkin risklerin yönetilmesinde kritik fırsatlar sunmaktadır. Ayrıca, bu şekilde uzman sistemlerin ve model tabanlı tasarımların öngörülemeyen insan odaklı hatalarına ilişkin riskler kısmen de olsa yönetilebilmektedir.
- FPMAS, herhangi bir uzay aracında sistem seviyesinde çalışabilirken, hata teşhislerinin güvenilirliğini artırmak için gerektiğinde uydu takımı içerisinde diğer uydu sistemleri ile koordine olarak referans korelasyonlar yapabilmektedir. Bu şekilde geleneksel FDIR yaklaşımı uzay aracı seviyesinden takım uydu seviyesine taşınarak, uydu takımları genelindeki farkındalık artırılabilir.
- Yerleşik veri işleme kapasitesi sınırlı olan uzay araçlarında gerçek zamanlı FDIR işlevine ihtiyaç duyulmuyorsa, veriler yer istasyonuna indirilerek buradaki süper bilgisayarlar üzerinde işlenip olası hatalar sonradan analizler ile tahmin edilebilir. Tez kapsamında verilerin yerleşik şekilde uydularda işlenmesine odaklanılmıştır.

Bu bölümde FPMAS'ın hem sınıflama hem de çoklu ajanların işletimine yönelik geçerliliği simülasyon doğrulamaları aracılığı ile incelenmektedir. Yüksek maliyet ve uzun üretim süreleri gerektiren uzay araçlarına ardışık etkilere yol açabilecek gerçek hataların enjekte edilmesi durumunda sistemde önemli tahribatlar oluşabileceğinden, hata ilerleme senaryolarının genellikle sistem modeli üzerinden çalıştırılmakta olduğu daha önceki bölümlerde belirtilmişti.

Gerek bu tahribatlardan kaçınmak gerekse tez araştırmasının imkanları nedeniyle olası hatalar, LPOS YKS sistem davranış modeli üzerinde farklı FDIR seviyelerinde sanal olarak oluşturulmuştur.

Farklı koşulları içeren senaryoların ortak bir bakış açısıyla değerlendirilmesini sağlamak ve verilerin karşılaştırılabilmesini mümkün kılmak için doğrulama testleri sadece hata durumu değiştirilerek kontrollü bir şekilde gerçekleştirilmiştir. Her bir senaryo için analiz sonuçlarını içeren karşılaştırma tabloları, aşağıda gruplanan başlıklar ile sunulmaktadır.

- Test Tekrar Sayısı: Her senaryo için testlerin kaç defa tekrarlandığını belirtmektedir.
- Hedef Euler Açısı – Δ Yatış (Roll): Uydunun yatış eksenini için belirlenen hedef Euler açısı ile mevcut Euler açısı değeri arasındaki farkı göstermektedir.
- Hedef Euler Açısı – Δ Yunuslama (Pitch): Uydu yunuslama eksenini için belirlenen hedef Euler açısı ile mevcut Euler açısı değeri arasındaki farkı göstermektedir.
- Hedef Euler Açısı – Δ Yalpa (Yaw): Uydu yalpa eksenini için belirlenen hedef Euler açısı ile mevcut Euler açısı değeri arasındaki farkı göstermektedir.
- Model Tabanlı Hata Eşik Değeri Aşımı: Hedef uydu LPOS için model tabanlı yaklaşımda belirlenen hata eşik değerlerinin aşılmış aşılmadığına ilişkin etiketi içermektedir. Model tabanlı eşik değerlerinin kontrolünde sistem seviyesinde Euler kontrolcüsü, ekipman seviyesinde ise MKJ'lerde şaft ve tekerlek kontrolcüsünün her bir ayrık (discrete) adımı için hata tepe noktaları (amplitude) dikkate alınmaktadır. FPMAS, eşik altı alanlarda hata tahmin etmek için geliştirildiğinden, performans senaryolarının simülasyonları sırasında hata tepe noktalarının, belirlenen eşik değerleri geçmemesi beklenmektedir.
- Euler Kontrol Hatası Ortalama Bütçesi: Uydunun üç hareket serbestliği eksenlerindeki hedef Euler açısı ile kontrolcü kararlı durumdayken (steady state) ulaşılan Euler açısı değeri arasındaki farkların ortalaması alınarak elde edilmektedir. Bu gösterge, uydunun Euler kontrolcüsünün kararlı durumdaki hata bütçesini karşılaştırmak için istatistiksel bir karakterizasyon aracı olarak kullanılmıştır.
- MKJ 1, 2, 3, 4 Şaft/Tekerlek Kontrol Hatası Ortalaması: Uydunun hedef Euler açısını sağlamak üzere MKJ'lerin sürülmesi sırasında bu eyleyicilerin şaft ve tekerlek kontrolcülerinin hedef ile kontrollerinin kararlı durumları arasındaki açısal hız değerlerinin ortalaması alınarak elde edilmektedir.

Şekil 5.2.'de görülen normal senaryo yaklaşımında model üzerinde hatasız eyleyiciler seçilmiştir. Model üzerinde hata enjeksiyonu olmadığı için bu senaryoda eyleyiciler üzerinde tanımlı fiziksel arayüzler, belirlenen üretici fabrika değer aralıkları ile düzenlenmiştir. Modeldeki YKS kapsamında “*Euler Kontrol Modülü*” çıkışları jiroskoplara gerekli sürüş komutlarını iletmektedir. Yapılan çoklu testlerde FPMAS'ın farklı hedef Euler açıları için elde edilen hata tahmin sonuçları ve olasılıkları Çizelge 5.1'te sunulmaktadır.

Çizelge 5.1. Hata enjekte edilmeyen “normal” durum için uydu Euler yönelim açıları komutları ile FPMAS hata değerlendirme sonuçları

Hata Durumu: Tüm MKJ'ler Hatasız, Optimum		I. Grup Testler ⁽¹⁾	II. Grup Testler ⁽¹⁾	III. Grup Testler ⁽¹⁾
Test Tekrar Sayısı: ⁽²⁾		100	100	100
Hedef Euler Açısı:	Δ Yatış	+2°/-2°	+4°/-4°	+12°/-12°
	Δ Yunuslama	+2°/-2°	+4°/-4°	+12°/-12°
	Δ Yalpa	+2°/-2°	+4°/-4°	+12°/-12°
Model Tabanlı Hata Eşik Değeri Aşımı:		Aşım Yok (0,16)	Aşım Yok (0,19)	Aşım Yok (0,24)
Euler Kontrol Hatası Ortalama Bütçesi [R/P/Y]:		0,6569 / 0,6684 / 0,6481	0,8994 / 0,9159 / 0,6794	2,395 / 2,382 / 2,311
Eyleyicilerin Şaft / Tekerlek Kontrol Hatası Standart Sapma:	MKJ1 [Hatasız]	0,3829 / 461,7	0,4357 / 462,3	1,176 / 461,8
	MKJ2 [Hatasız]	0,5463 / 462,3	0,7722 / 462,1	1,615 / 462,6
	MKJ3 [Hatasız]	0,7531 / 462,9	0,9501 / 462,5	1,764 / 463,1
	MKJ4 [Hatasız]	0,5974 / 462,4	0,8265 / 462,5	1,639 / 461,7
FPMAS ANALİZ SONUÇLARI:				
FPMAS (HTA) “Hata Var” Etiketleri:		16 Ölçümde	4 Ölçümde	6 Ölçümde
FPMAS (HTA) “Hata Yok” Etiketleri:		84 Ölçümde	96 Ölçümde	94 Ölçümde
FPMAS (HYA) Nihai Hata Kararı:		“Hata Yok”	“Hata Yok”	“Hata Yok”
FPMAS (İzolasyon) Hata Konum Tahmini:		-	-	-
FPMAS’ın Hesapladığı Hata Olasılığı Ortalaması:		%87,13	%87,88	%76,31

(1) Tablodaki tüm manevralar için başlama hatasından bağımsız olarak eşit manevra süresi verilmiştir.

(2) Tüm testler yüz defa tekrarlanmış ve tablodaki veriler ortalama değerler ile tanımlanmıştır.

Hata enjekte edilmeyen bu senaryoda FPMAS, farklı hedefler için kontrol bileşenlerini takip etmekte, endekslemekte ve sınıflandırıcılar ile uydu YKS alt sisteminde hata olmaması durumunu teyit edebilmektedir.

Çizelge 5.1.'de, çeşitli Euler manevraları kapsamında uydu YKS alt sisteminin hatasız çalışması durumu için yüz defa tekrarlanan testlerde, FPMAS'ın "*Hata Yok*" kararını %76,31 ile %87,88 aralığında hesaplanan olasılıklar ile belirlediği gözlemlenmektedir. Simülasyon sonuçlarının yorumlanmasında girdi olarak kullanılan parametreler:

- Test Tekrar Sayısı: Test tekrar sayıları (örneklem) arttırıldığında çıktılarına ilişkin bulguların genel görünümünde nihai kararı değiştirecek bir değişiklik gözlemlenmemiştir.
- Hedef Euler Açısı – $\Delta Y_{atış}$, $\Delta Y_{unuslama}$, ΔY_{alpa} : Uydu serbestlik eksenleri için tanımlanan hedef Euler açısı ile mevcut Euler açısı değeri arasındaki fark göstergeleridir. Örnekleme referans korelasyonu sağlanabilmesi için farklı senaryo testleri hedef Euler açıları değiştirilmeden gerçekleştirilmiştir. Bu şekilde uydu kontrol ve FPMAS tahmin çıktıları kontrollü olarak karşılaştırılabilmektedir.
- Model Tabanlı Hata Eşik Değeri Aşımı: Senaryoların simülasyonları sürecinde hata tepe noktalarının belirlenen eşik değerlerini geçmediği gözlemlenmiştir.

Simülasyon sonuçlarının değerlendirilmesinde çıktı olarak yorumlanan parametreler:

- Euler Kontrol Hatası Ortalaması: Uydunun üç hareket serbestliği eksenlerindeki hedef Euler açısı ile kontrolün kararlı durumdaki Euler açıları değeri arasındaki farkların ortalaması alınarak [0,6569; 0,6684; 0,6481] – [2,395; 2,382; 2,311] arasında değerler elde edilmektedir. Bu gösterge hatasız eyleyici kullanılarak elde edildiğinden, uydunun belirlenen girdiler için nominal Euler kontrolcüsünün hata enjekte edilen senaryolar ile karşılaştırılmasında referans alınacaktır.
- MKJ 1, 2, 3, 4 Şaft/Tekerlek Kontrol Hatası Ortalaması: Uydunun hedef Euler açısını sağlamak üzere MKJ'lerin sürülmesi aşamasında eyleyicilerin şaft ve tekerlek kontrolcülerinin hedef değerleri ile kontrolcülerinin kararlı durumları arasındaki açısal hız değerleri arasındaki farkların ortalaması sırasıyla [1,0712; 0,9778; 1,1557; 1,0210] ve [461,93; 462,33; 462,83; 462,2] olarak belirlenmiştir. Bu gösterge, uydunun ekipman

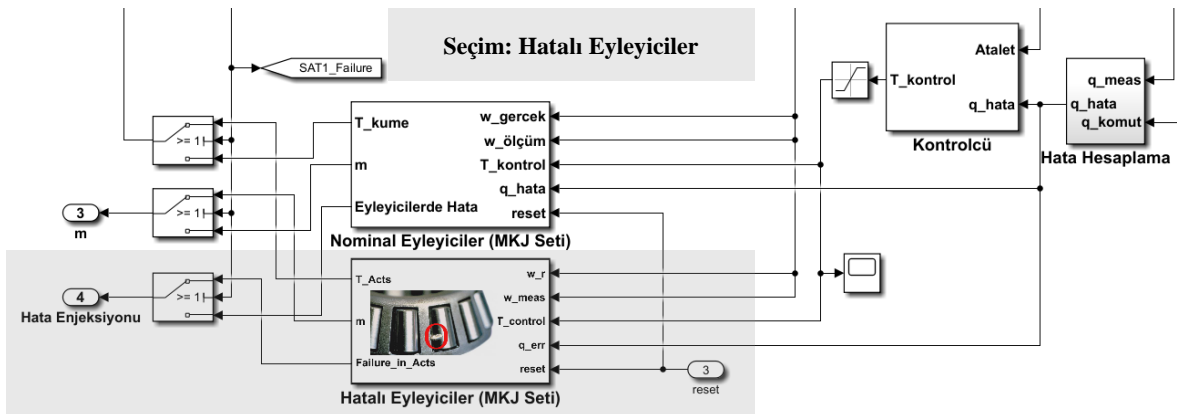
seviyesindeki dört MKJ biriminde bulunan tekerlek ve şaft açılmal hız kontrolcülerinin, belirlenen optimum girdiler için hata bütçelerini yansıttığından, hata enjekte edilen senaryolar ile karşılaştırmada nominal durum referansı olarak kullanılacaktır.

- FPMAS Hata Kararı: Çizelge 5.1.'de eyleyicilere hata enjekte edilmeyen senaryo için FPMAS tarafından verilen kararlar gösterilmektedir. Hatasız durumun simüle edildiği bu senaryoda beklendiği gibi, FPMAS'ın optimal çalışma senaryolarının simülasyonlarında farklı manevra girdilerine rağmen tüm sonuçlarda "Hata Yok" nihai kararı (etiketi) üretmiştir.

Nominal Çalışma Senaryosu durumunda üç farklı özellikteki kontrol manevra yapısı için yürütülen toplam 300 ayrı test iterasyonu sonucunda, FPMAS hatasızlığı teşhis eden 274 nihai karar etiketi üretmiştir. Testlerde alınan kararlara ilişkin "*P-value*" ortalama karar doğruluğu olasılığı ise [%87,13; %87,88; %76,31] olarak tahmin edilebilmiştir.

5.2. Tekil Hata: Olası Yağlayıcı Kontaminasyonuna Bağlı Olarak MKJ Şaft Rulmanının Hatalı Çalışması Senaryosu

FPMAS'ın olası bir yağlayıcı kontaminasyonu durumundaki davranış biçimini ölçümlemek için MKJ2'de şaft eksenli rulmanına mekanik bir hata olarak tanımlanan kontaminasyon hatası davranışı enjekte edilmiş, diğer eyleyiciler (MKJ1, 3, 4) nominal koşullar altında yani hata enjeksiyonu yapılmadan çalıştırılmıştır. Bu doğrultuda Şekil 5.3.'te, MATLAB/SIMULINK® modeli aktüatör arayüzlerinden hata enjekte edilmiş eyleyicilerin seçilmesine yönelik model arayüzü gösterilmektedir.

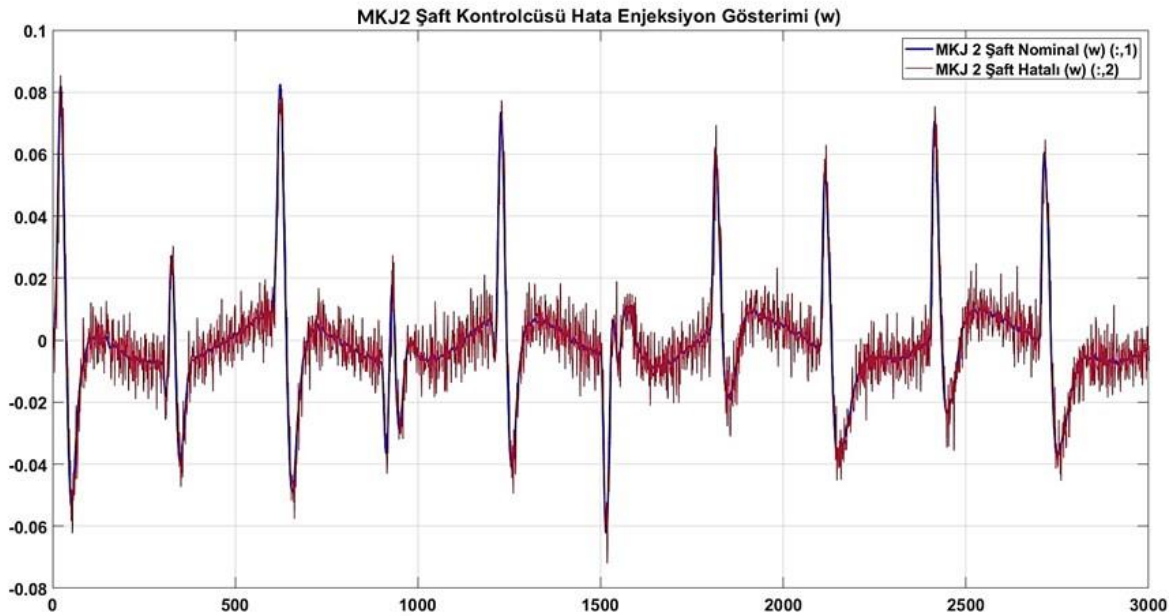


Şekil 5.3. MATLAB/SIMULINK®'de aktüatör hata enjeksiyon arayüzlerinde hatalı eyleyicilerin seçilmesi

FPMAS, temel olarak ekipmanların işleyiş süreçleri kapsamındaki giriş ve çıkış işlevleri üzerinden hata tespiti yapabilmek üzere geliştirildiğinden, söz konusu senaryoda uydu sistemi ve FPMAS, YKS alt sisteminde bir hatalı, üç normal eyleyiciye ait parametreler ile beslenmektedir.

YKS Euler verileri ve ekipmanlarının irdelenmesinde, LPOS#1'deki MKJ1A, 2A, 3A, 4A ile iletişim bölgesi içerisinde geçen ikinci bir uydu olduğu varsayılan LPOS#2 için MKJ1B, 2B, 2B, 2B referans verileri dikkate alınmıştır. Hatalı durum testlerinde mekanik hata enjeksiyonu için MKJ2A modelinde şaftın ikinci harmonik varyansında artış uygulanarak, ekipmanda sanal bir hata durumu tanımlanmıştır. Söz konusu davranışsal hata, rulman modelinin ikinci Rastgele Ziggurat/Gaussian kaynağına 0,1 ortalamalı (\bar{x}) ve 0,2 varyanslı (s^2) bir artışla enjekte edilmiştir. Kontrolü deney şartlarının sağlanabilmesi için, rulman sürtünme kuvveti genliği, sıcaklık değerleri, gürültü oranları ve gerek söz konusu MKJ2A'da gerekse sistemi oluşturan diğer bileşenlerdeki tüm parametreler sabit bırakılmıştır.

Şekil 5.4.'te normal şartlarda çalıştırılan MKJ1, 3 ve 4 ile hata enjekte edilen MKJ2 için şaft eksenlerinin hatalı ve hatasız olarak çalıştırılması ile elde edilen sonuçlar gösterilmektedir.



Şekil 5.4. LPOS#1'de MKJ2(A)'ya enjekte edilen şaft rulmanı davranışsal hatasına ilişkin bütçelerin önce ve sonrasına ilişkin gösterim

Uygulanan varyans değerindeki artış, ekipmanın şaft eksenı kontrolcüsü dőzeyinde nominal koşullardan sapmalara neden olabilmekte, ancak aktüatörlerin dörtlü küme mimarisi dahilinde veya Euler kontrol performansı kapsamında eşik üstü seviyede bir arızaya yol açmadan, LPOS'un yönelim işlevlerine ilişkin güvenilirliğin korunması beklenmektedir.

Çizelge 5.2. MKJ2(A)'ya hata enjekte edilip, diğer MKJ'lerin hata enjekte edilmeden çalıştırıldığı senaryo için uydu Euler yönelim açıları hata ortalamaları, eyleyicilerin şaft / tekerlek kontrol hatası standart sapmaları ve FPMAS hata değerlendirme sonuçları

Hata Durumu: MKJ2 Hatalı, MKJ1, 2, 4 Hatasız		I. Grup Testler ⁽¹⁾	II. Grup Testler ⁽¹⁾	III. Grup Testler ⁽¹⁾
Test Tekrar Sayısı: ⁽²⁾		100	100	100
Hedef Euler Açısı:	ΔYatış	+4°/-4°	+12°/-12°	+12°/-12°
	ΔYunuslama	+4°/-4°	+12°/-12°	+12°/-12°
	ΔYalpa	+4°/-4°	+12°/-12°	+12°/-12°
Model Tabanlı Hata Eşik Değeri Aşımı:		Aşım Yok (0,22)	Aşım Yok (0,20)	Aşım Yok (0,26)
Euler Kontrol Hatası Ortalaması [R/P/Y]:		0,6482 / 0,6705 / 0,6251	0,8878 / 0,925 / 0,6977	2,481 / 2,418 / 2,314
Eyleyicilerin Şaft / Tekerlek Kontrol Hatası Standart Sapma:	MKJ1 [Hatasız]	8,178 / 461,7	8,004 / 462,2	8,159 / 462,3
	MKJ2 [Hatalı]	16,788 / 462	18,79 / 462,4	19,83 / 462,3
	MKJ3 [Hatasız]	8,231 / 461,9	8,076 / 462,3	8,284 / 462,4
	MKJ4 [Hatasız]	8,092 / 462,4	8,171 / 462,1	8,047 / 462,2
FPMAS ANALİZ SONUÇLARI:				
FPMAS (HTA) “Hata Var” Etiketi:		86 Ölçümde	94 Ölçümde	80 Ölçümde
FPMAS (HTA) “Hata Yok” Etiketi:		14 Ölçümde	6 Ölçümde	20 Ölçümde
FPMAS (HYA) Nihai Hata Kararı:		“Hata Var”	“Hata Var”	“Hata Var”
FPMAS (İzolasyon) Hata Konum Tahmini:		MKJ2A	MKJ2A	MKJ2A
FPMAS’ın Hesapladığı Hata Olasılığı Ortalaması:		%68,43	%67,18	%72,70

(1) Tablodaki tüm manevralar için başlama hatasından bağımsız olarak eşit manevra süresi verilmiştir.

(2) Tüm testler yüz defa tekrarlanmış ve tablodaki veriler ortalama değerler ile tanımlanmıştır.

MKJ2'ye rulman kontaminasyon hatası enjekte edilmesi senaryosunda FPMAS, farklı hedefler için kontrolcü performans çıktılarını takip etmekte, endekslemekte ve sınıflandırıcılar ile uydu YKS alt sisteminde hata olması durumunu teyit edebilmektedir.

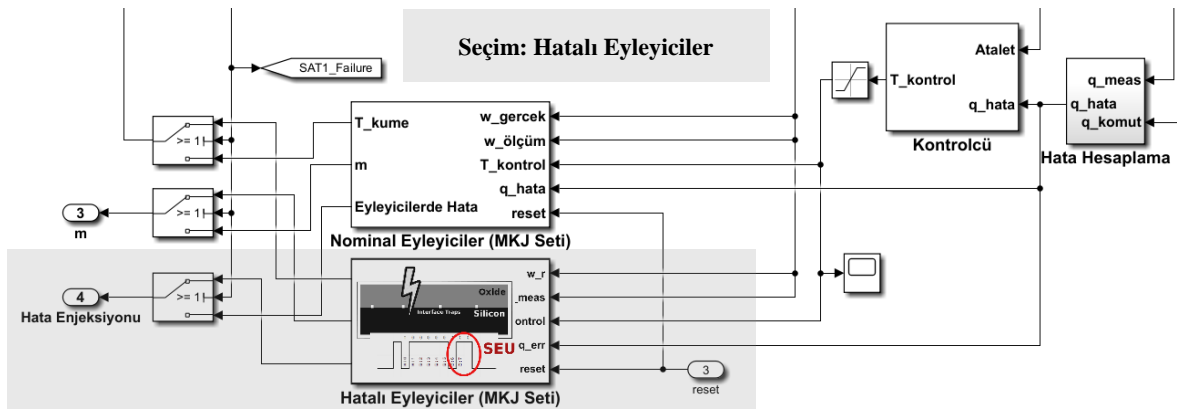
Çizelge 5.2.'de çeşitli Euler manevraları kapsamında uydu YKS alt sisteminin hatalı çalışması durumu için yüz defa tekrarlanan testlerde, FPMAS'ın "*Hata Var*" kararını %68,43 ile %72,70 aralığında hesaplanan olasılıklar ile belirlediği gözlemlenmektedir. Simülasyon sonuçlarının değerlendirilmesinde çıktı olarak yorumlanan göstergeler:

- Euler Kontrol Hatası Ortalaması: Uydunun üç hareket serbestliği eksenini üzerindeki hedef Euler açısı ile kontrolün kararlı durumdaki Euler açıları değerleri arasındaki farkların ortalaması hesaplandığında, [0,6482; 0,6705; 0,6251] - [2,481; 2,418; 2,314] arasındaki sonuçlar elde edilmektedir. Bu gösterge, tamamen hatasız eyleyiciler kullanılarak elde edilen ve Bölüm 5.1-Çizelge 5.1.'de sunulan nominal hata bütçesine [0,6569; 0,6684; 0,6481] - [2,395; 2,382; 2,311] oldukça yakındır. Bu durum genel olarak MKJ2 eyleyicisindeki şaft rulmanı hatasının hem şaft kontrolcüsü hem de uydu sistemi Euler kontrolcüsü tarafından düzeltilmediğini ve hatanın ne eyleyici ne de Euler kontrol performansını etkilemediğini göstermektedir.
- MKJ 1, 2, 3, 4 Şaft/Tekerlek Kontrol Hatası Ortalaması: Uydunun hedef Euler açısını sağlamak üzere MKJ'lerin sürülmesi aşamasında bu eyleyicilerin şaft ve tekerlek kontrolcülerinin hedef değerleri ile kararlı durumları arasındaki açısal hız değerleri farklarının ortalaması sırasıyla [8,1136; 18,4693; 8,1970; 8,1033] ve [462,066; 462,233; 462,200; 462,233] olarak belirlenmiştir. Ortalamaların normal duruma göre yükselmiş olmaları, uydunun ekipman seviyesindeki dört MKJ biriminde bulunan tekerlek ve şaft açısal hız kontrolcülerinin, hatalı MKJ2 çıktıları doğrultusunda diğer MKJ'lerde de hata bütçelerinin artmasına sebep olduğunu göstermektedir. Bu durum, MKJ2'deki hatanın diğer eyleyiciler tarafından üretilen ilave torklar ile bastırılmaya çalışılması sürecinde, diğer üç MKJ'nin sistem seviyesinde normalden daha dinamik bir şekilde sürülmesi ihtiyacına bağlı olarak gelişmektedir.
- FPMAS Hata Kararı: Çizelge 5.2.'de MKJ2'ye rulman hatası enjekte edilen senaryo için FPMAS tarafından verilen kararlar gösterilmektedir. Tek eyleyicinin hatalı olduğu durumun simüle edildiği bu senaryoda, nominal duruma göre farklı Şaft/Tekerlek Kontrol Hatası Ortalamaları görülse bile "*hata var*" nihai kararı (etiketi) beklendiği şekilde sadece MKJ2 için üretilmiştir.

- Nominal Çalışma Senaryosunda üç farklı kontrol manevrası için yürütülen üç yüz ayrı test iterasyonu sonucunda FPMAS, MKJ2'deki hatayı teşhis eden 260/300 nihai karar etiketi üretmiştir. Testlerde alınan kararlara ilişkin “*P-value*” ortalama karar doğruluğu olasılığı ise [%68,43; %67,18; %72,70] olarak tahmin edilebilmiştir.

5.3. Çoklu Hata: Tekil Olay Etkisine (SEE) Bağlı Olarak İki MKJ'nin Şaft Kodlayıcılarının Radyasyona Bağlı Sebepler ile Hatalı Çalışması Senaryosu

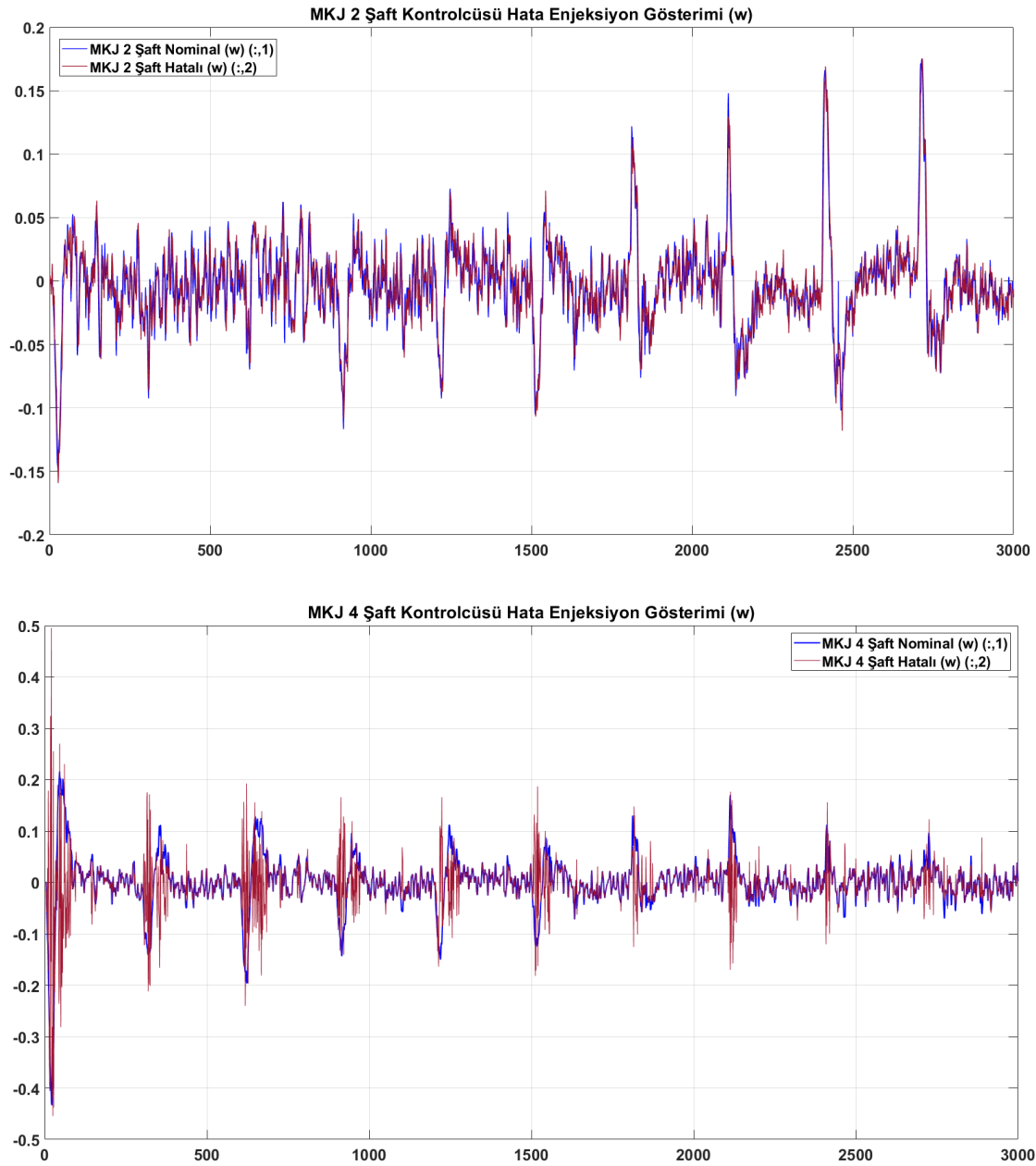
FPMAS'ın olası bir Tekil Olay Etkisi (SEE) durumundaki davranış biçimini ölçümlemek için MKJ2 ve 4'te şaft kodlayıcılarının elektronik bir hata olarak tanımlanan radyasyon gürültüsüne maruz kalmasına ilişkin hata davranışı enjekte edilmiş, diğer eyleyiciler (MKJ1, 3) nominal koşullar altında yani hata enjeksiyonu yapılmadan çalıştırılmıştır. Şekil 5.5.'te bu doğrultuda, MATLAB/SIMULINK® modeli aktüatör arayüzlerinden hata enjekte edilmiş eyleyicilerin seçilmesine yönelik model arayüzü gösterilmektedir.



Şekil 5.5. MATLAB/SIMULINK®'de aktüatör hata enjeksiyon arayüzlerinde hatalı eyleyicilerin seçilmesi

Söz konusu senaryoda uydu sistemi ve FPMAS, YKS alt sisteminin ikisi hatalı, ikisi normal jiroskopa ait parametreleri ile beslenmektedir. YKS Euler verileri ve ekipmanlarının irdelenmesinde, LPOS#1'deki MKJ1A, 2A, 3A, 4A ile iletişim bölgesi içerisinde geçen ikinci bir uydu olduğu varsayılan LPOS#2 için MKJ1B, 2B, 2B, 2B referans verileri dikkate alınmıştır. Hatalı durum testlerinde elektronik hata enjeksiyonu için MKJ2A modelinde 8 bit şaft kodlayıcısının en anlamsız bitine rastsal gürültü eklenerek, ekipmanda sanal bir hata durumu tanımlanmıştır. MKJ4A modelinde ise MKJ2A'daki hataya ilave olarak şaft kodlayıcısının belirli açısız hızlarda yön bitine ilave rastsal gürültü eklenerek, ekipmanda kararlı olmayan yani gelir geçer hata durumu tanımlanmıştır. Kontrolü deney şartlarının

sağlanabilmesi için, rulman sürtünme kuvveti genliği, sıcaklık değerleri, gürültü oranları ve söz konusu MKJ2A - MKJ4A'da ve sistemi oluşturan diğer bileşenlerdeki tüm parametreler sabit bırakılmıştır. Söz konusu hatanın enjeksiyonu, FPMAS kapsamında HTA'lar tarafından yapılan sınıflandırmalar için işlenen uydu Euler kontrolüne ilişkin performans sonuçlarını değiştirmemektedir. Şekil 5.6.'da normal şartlarda çalıştırılan MKJ1(A) ve 3(A) ile hata enjekte edilen MKJ2(A) ve MKJ4(A) için şaft eksenlerinin hatalı ve hatasız operasyon sonuçları gösterilmektedir.



Şekil 5.6. LPOS#1'de MKJ2(A) ve MKJ4(A)'ya enjekte edilen SEE davranışsal hatasına ilişkin bütçelerin önce ve sonrasına ilişkin gösterim

Uygulanan ölçümleme hata ve yön değerindeki artış, ekipmanın şaft eksen kontrolcüsü düzeyinde nominal koşullardan sapmalara neden olabilmekte, ancak aktüatörlerin dörtlü küme mimarisi dahilinde veya Euler kontrol performansı kapsamında eşik üstü seviyede bir arızaya yol açmadan, LPOS'un yönelim işlevlerine ilişkin güvenilirliğin korunması beklenmektedir.

Çizelge 5.3. MKJ2(A) ve MKJ4(A)'ya hata enjekte edilip, diğer MKJ'lerin hata enjekte edilmeden çalıştırıldığı senaryo için uydu Euler yönelim açıları hata ortalamaları, eyleyicilerin şaft / tekerlek kontrol hatası standart sapmaları ve FPMAS hata değerlendirme sonuçları

Hata Durumu: MKJ2, 4 Hatalı; MKJ1, 3 Hatasız		I. Grup Testler ⁽¹⁾	II. Grup Testler ⁽¹⁾	III. Grup Testler ⁽¹⁾
Test Tekrar Sayısı: ⁽²⁾		100	100	100
Hedef Euler Açısı:	ΔYatış	+2°/-2°	+4°/-4°	+12°/-12°
	ΔYunuslama	+2°/-2°	+4°/-4°	+12°/-12°
	ΔYalpa	+2°/-2°	+4°/-4°	+12°/-12°
Model Tabanlı Hata Eşik Değeri Aşımı:		Aşım Yok (0,23)	Aşım Yok (0,28)	Aşım Yok (0,29)
Euler Kontrol Hatası Ortalaması [R/P/Y]:		0,6467 / 0,6685 / 0,6781	0,8656 / 0,9265 / 0,7279	2,416 / 2,432 / 2,285
Eyleyicilerin Şaft / Tekerlek Kontrol Hatası Standart Sapma:	MKJ1 [Hatasız]	7,7978 / 461,8	7,7949 / 461,9	8,26 / 462,5
	MKJ2 [Hatalı]	18,756 / 462,2	19,761 / 461,9	19,821 / 462,2
	MKJ3 [Hatasız]	8,032 / 461,9	8,041 / 462,0	7,969 / 462,6
	MKJ4 [Hatalı]	19,79 / 461,4	19,86 / 462,1	19,87 / 462,4
FPMAS ANALİZ SONUÇLARI:				
FPMAS (HTA) “Hata Var” Etiket:		81	92	83
FPMAS (HTA) “Hata Yok” Etiket:		19	8	17
FPMAS (HYA) Nihai Hata Kararı:		“Hata Var”	“Hata Var”	“Hata Var”
FPMAS (İzolasyon) Hata Konum Tahmini:		MKJ2A ve MKJ4A	MKJ2A ve MKJ4A	MKJ2A ve MKJ4A
FPMAS’ın Hesapladığı Hata Olasılığı Ortalaması:		%77,02	%79,81	%85,25

(1) Tablodaki tüm manevralar için başlama hatasından bağımsız olarak eşit manevra süresi verilmiştir.

(2) Tüm testler yüz defa tekrarlanmış ve tablodaki veriler ortalama değerler ile tanımlanmıştır.

MKJ2 ve 4'e SEU hatası enjekte edilmesi senaryosunda FPMAS, farklı hedefler için kontrolcü performans çıktılarını takip etmekte, endekslemekte ve sınıflandırıcılar ile uydu YKS alt sisteminde hata olması durumunu teyit edebilmektedir.

Çizelge 5.3.'te çeşitli Euler manevraları kapsamında uydu YKS alt sisteminin hatalı çalışması durumu için yüz defa tekrarlanan testlerde, FPMAS'ın "*Hata Var*" kararını %77,02 ile %85,25 aralığında hesaplanan olasılıklar ile belirlediği gözlemlenmektedir. Simülasyon sonuçlarının değerlendirilmesinde çıktı olarak yorumlanan göstergeler:

- Euler Kontrol Hatası Ortalaması: Uydunun üç hareket serbestliği eksenini üzerindeki hedef Euler açısı ile kontrolün kararlı durumdaki Euler açıları değeri arasındaki farkların ortalaması hesaplandığında, [0,6467; 0,6685; 0,6781] - [2,416; 2,432; 2,285] arasında değerler elde edilmektedir. Bu gösterge, tamamen hatasız eyleyiciler kullanılarak elde edilen ve Bölüm 5.1 - Çizelge 5.1.'de sunulan nominal hata bütçesine [0,6569; 0,6684; 0,6481] - [2,395; 2,382; 2,311] yakındır. Bu durum genel olarak MKJ2 ve 4 eyleyicisindeki şaft rulmanı hatasının hem şaft kontrolcüsü hem de uydu sistemi Euler kontrolcüsü tarafından düzeltilmediğini ve hatanın özellikle Euler kontrol performansını önemli ölçüde etkilemediğini göstermektedir.
- MKJ 1, 2, 3, 4 Şaft/Tekerlek Kontrol Hatası Ortalaması: Uydunun hedef Euler açısını sağlamak üzere MKJ'lerin sürülmesi aşamasında bu eyleyicilerin şaft ve tekerlek kontrolcülerinin hedef değerleri ile kararlı durumları arasındaki açısal hız değerleri farklarının ortalaması sırasıyla [7,9509; 19,446; 8,014; 19,84] ve [462,067; 462,100; 462,167; 461,967] olarak belirlenmiştir. Ortalamaların normal duruma göre yükselmiş olmaları, uydunun ekipman seviyesindeki dört MKJ biriminde bulunan tekerlek ve şaft açısal hız kontrolcülerinin, hatalı MKJ2 ve 4 çıktıları doğrultusunda diğer MKJ'lerinde de hata bütçelerinin artmasına sebep olduğunu göstermektedir. Bu durum, MKJ2 ve 4'teki hatanın diğer eyleyiciler tarafından üretilen ilave torklar ile bastırılmaya çalışılması sürecinde, diğer iki MKJ'nin sistem seviyesinde normalden daha dinamik bir şekilde sürülmesi ihtiyacına bağlı olarak gelişmektedir.
- FPMAS Hata Kararı: Çizelge 5.3.'te MKJ2 ve 4'e kodlayıcıya sırasıyla kararlı ve açısal hızla değişken SEU hatası enjekte edilen senaryo için FPMAS kararlarını gösterilmektedir. İki eyleyicide hata durumunun simüle edildiği bu senaryoda, nominal duruma göre oldukça farklı Şaft/Tekerlek Kontrol Hatası Ortalamaları görülse de "*hata var*" nihai kararı (etiketi) sadece MKJ2 ve 4 için üretmiştir.

- Nominal Çalışma Senaryosu durumunda üç farklı kontrol manevrası için yürütülen toplam üç yüz ayrı test iterasyonu sonucunda FPMAS, MKJ2 ve 4'teki hatayı teşhis eden 256/300 nihai karar etiketi üretmiştir. Testlerde alınan kararlara ilişkin "*P-value*" ortalama karar doğruluğu olasılığı ise [%77,02, %79,81, %85,25] olarak tahmin edilebilmiştir.

6. SONUÇ VE ÖNERİLER

Simülasyonlarla gerçekleştirilen doğrulama senaryoları sırasında FPMAS sisteminin, gelecekte oluşabilecek hataları henüz belirli bir eşik değerinin altındayken ekipman seviyesinde tahmin edebildiği sonucuna varılmıştır. Bu sonuç, veriye dayalı hata yönetim yaklaşımlarının model tabanlı FDIR süreçlerini destekleyerek, uzay sistemleri FDIR mekanizmalarının *reaktif* olmanın yanı sıra *proaktif* özellikler kazanabileceğini ve böylece hataya karşı daha yüksek toleransa sahip sistemlerin gelişimine katkıda bulunabileceğini göstermektedir. Bölüm 5.'de FPMAS'ın hata teşhis performansı, tekil hata ve farklı ekipmanlarda çoğul hataların aynı anda kararlı veya geçici olarak ortaya çıkması durumuna ilişkin çeşitli senaryolar altında incelenmiştir. Bu senaryolarda elde edilen bulgulara ait temel sonuçlar aşağıda özetlenmektedir.

Nominal Çalışma Senaryosu: Uydu sistemi nominal şartlardayken FPMAS'ın yaptığı hata teşhis ölçümleri analiz edilmiştir. Bu analizlerde FPMAS, sistemin çeşitli manevraları süresince hatasız çalışması için aldığı "*hata yok*" kararını %76,31 ile %87,88 arasındaki olasılık çıkarımlarıyla doğrulamıştır. Yapılan teşhis, sistemdeki normal işleyişin güvenilir ve gelecekte hata üretme potansiyelinin görece düşük olduğu yönünde izlenebilir sonuçlar üretmiştir.

Yağlayıcı Kontaminasyonu Senaryosu: MKJ2'ye rulman kontaminasyonu davranış hatası enjekte edildiğinde FPMAS, sistemin çeşitli manevralar sürecindeki hatalı MKJ ile çalışma durumu için aldığı "*MKJ2'de hata var*" kararını %67,18 ile %72,70 arasındaki olasılık çıkarımlarıyla doğrulamıştır. Bu senaryo FPMAS'ın, eyleyicilerdeki anormal durumları tespit edebilmesine ilişkin sonuçları göstermektedir. Senaryoda hatalı MKJ'nin ürettiği görece bozuntulu torkların, diğer MKJ'ler üzerindeki tork karakteristiğini değiştirdiği ve böylece hatasız eyleyici performansları ile işletilmek üzere optimize edilmiş MKJ setinin daha dinamik bir şekilde sürülmesi gereğinin ortaya çıkması durumunda diğer hatasız MKJ'lerin de hata bütçelerinin arttığı gözlemlenmiştir. Bu durum, hata bütçeleri misliyle yükselen MKJ'lerde gerçekten bir hata olup olmadığının belirlenmesini zorlaştırmakta ve uzay araçlarında dinamik eşik değerlerinin veya FPMAS gibi veriye dayalı FDIR yaklaşımlarının önemini ortaya çıkarmaktadır.

Tekil Olay Etkisi (SEE) Senaryosu: MKJ2 ve 4'e kalıcı ve aralıklı olarak geçici radyasyon gürültüsü hatası enjekte edildiğinde FPMAS, sistemin çeşitli manevralar sürecindeki hatalı MKJ'ler ile çalışma durumu için aldığı "*MKJ2 ve 4'te hata var*" kararını %77,02 ile %85,25 arasındaki olasılıklar ile doğrulamıştır. Bu senaryo FPMAS'ın, eyleyicilere ait mekanik karaktere ilişkin normal dışı durumları tespit edebilme yeteneğini göstermektedir. Senaryoda önceki mekanik hatada olduğu gibi MKJ2 ve 4'teki elektronik hataların, diğer eyleyicileri de hata bütçesi anlamında olumsuz etkilemesi incelenmiştir.

Hata senaryolarının hiçbirinde Euler yönelim ve MKJ eyleyicilerinin kontrol döngüleri için dinamik ya da sabit eşik değer tanımı yapılmamıştır. Test senaryolarında FPMAS tarafından yürütülen kontrollerde, MKJ setinin hata bütçeleri misliyle yükseldiği halde gerçekten hatalı MKJ'ler doğrulukla etiketlenmiş, hata taşımaya da dış etkenlere bağlı olarak artan hata bütçesi içeren diğer MKJ'ler ise olması gerektiği şekilde hatasız şekilde sınıflanmıştır.

FPMAS'da herhangi bir hatanın teşhisi temel olarak iki ajan tipi tarafından iki aşamalı olarak yapılmaktadır. İlk aşama HTA'lar tarafından makine öğrenimi metotları ile yapılan sınıflandırma, diğeri ise HYA'lar tarafından istatistiksel yöntemler ile gerçekleştirilen hata nihai karar etiketinin tanımlanmasıdır. Sınıflandırmalara ilişkin sonuçlar, HYA'lar tarafından eşit ağırlıklar ile Ki-Kare metodu kullanılarak değerlendirilmektedir. Böylelikle uydu performansını etkileyebilecek üst seviye kontrol döngüleri için yapılan sınıflandırmaların birbiri ile ilgi seviyeleri ölçümlenebilmekte ve nihai kararda HTA'lar tarafından iletilen tüm sınıflayıcılardan gelen veriler topluluk yöntemleri ile işlenmektedir.

Yapılan araştırmalarda uydularda hata durumunun yönetilmesiyle ilgili otonomi kavramı ve bu kavram dahilinde yapay zeka ve istatistiksel analiz yaklaşımlarına dayanan özelleşmiş FDIR yöntemlerinin geliştirilmesi ve doğrulamasına odaklanılmıştır. Bu yönde tez çalışmasında, uydu sistemi içerisinde FPMAS'ın performansını değerlendirmek için bir Uydu Yönelim Kontrol Sistemi davranışsal modeli kullanılmıştır. Ancak makine öğrenimine dayalı FDIR metotlarının uygulanması için eğitim verisinin sağlanabilmesi durumunda kapsamın, birçok ekipmanı içerecek şekilde doğrudan donanımdan alınan veriler ile genişletilmesi mümkündür. Tez çalışması kapsamında özellikle hatalı ekipman verileri ticari olarak gizli tutulduğundan testler matematik modeller üzerinde yürütülmüştür. Gelecekte yürütülecek araştırmalarda, tahmin edilen öncül hatalara göre özellikle YKS "*görevlerinin yeniden planlanmasına*" ilişkin daha fazla vurgu yapılabilir. Bu durum, sistemin riskli

manevraları tamamen iptal etmek yerine, potansiyel hataları önleyerek görevlerini tamamlamasına olanak tanıyacak şekilde yeniden tanımlamasına izin verebilecektir.

KAYNAKLAR

1. Amable B., Verspagen B. (1995). The role of technology in market shares dynamics. *Applied Economics*, 27(2), 197–204.
2. Boskin M., Lawrence L. (1992). Capital and productivity: A new view. *Research Institute of Industrial Economics*, 366(1), 1-2.
3. Orhan A., Genç Y. S. (2018). Bilişim Teknolojisindeki Gelişimin Sosyoekonomik Etkileri. *Yönetim ve Ekonomi Araştırmaları Dergisi*, 16(1), 264–275.
4. Tarakçıoğlu O., Aydemir M. T., Akcayol M. A. (2023). Disruptive Effects of Earth's Orbit Environmental Conditions on Spacecraft Electronic Systems. *International Journal For Multidisciplinary Research*, 5(5), 1-12.
5. Abcouwer N., Daftry S., Sesto T., Toupet O., Ono M., Venkatraman S., Yue Y. (2021). *Machine Learning Based Path Planning for Improved Rover Navigation*. IEEE Aerospace Conference Proceedings, Meksiko, 1-9.
6. Chakravarthy A. S., Roy R., Ravirathinam P. (2021). *MRSCAtt: A spatio-channel attention-guided network for mars rover image classification*. IEEE Computer Society Conference on Computer Vision and Pattern Recognition Workshops, Nashville, 1691-1970.
7. Rabideau G., Wong V., Gaines D., Agrawal J., Chien S., Fosse E., Biehl J. (2020). *Onboard Automated Scheduling for the Mars 2020 Rover*. Robotics and Automation for Space. International Symposium on Artificial Intelligence, Robotics and Automation in Space, Web (Uzaktan), 1-4.
8. İnternet: Evans J., Diventi A. Reliability Analysis of Complex NASA Systems with Model Based Engineering Sunumu. *Cipec*.URL: <https://ntrs.nasa.gov/api/citations/20200000583/downloads/20200000583.pdf>, Son Erişim Tarihi: 25.09.2023
9. İnternet: Estefan J. A Survey of Model-Based Systems Engineering (MBSE) Methodologies, Jet Propulsion. *Cipec*.URL: https://eop-cfi.esa.int/Repo/Public/Documentation/System_Support_Docs/Ecss%20Standards%20for%20Ground%20Segments/ECSS-E-ST-70C-Ground%20systems.pdf, Son Erişim Tarihi: 25.09.2023
10. Engelen S., Gill E., Verhoeven C. (2014). On the reliability, availability, and throughput of satellite swarms. *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, 50(2), 1027-1037.
11. Zolghadri A. (2012). Advanced model-based FDIR techniques for aerospace systems: Today challenges and opportunities. *Progress in Aerospace Sciences*, 53(1), 18-29.
12. Kattakuri V., Panchal J. H. (2019). *Spacecraft failure analysis from the perspective of design decision-making*. Proceedings of the ASME Design Engineering Technical Conference, Kaliforniya, V001T02A068.

13. Newman J. S. (2001). Failure-space: A systems engineering look at 50 space system failures. *Acta Astronautica*, 48(1), 517-527.
14. Olive X. (2012). FDI(R) for satellites: How to deal with high availability and robustness in the space domain?. *International Journal of Applied Mathematics and Computer Science*, 22(1), 99-107.
15. Codetta-Raiteri D., Portinale L., Di Nolfo S., Guiotto A. (2012). ARPHA: A software prototype for fault detection, identification and recovery in autonomous spacecrafts. *Acta Futura*, 5(1), 99-110.
16. Wander A., Förstner R. (2012). *Innovative fault detection, isolation and recovery strategies on-board spacecraft: State of the art and research challenges*, Proceedings of the Conference on Control and Fault-Tolerant Systems (SysTol), Bonn, 1-9.
17. Guiotto A., Martelli A., Paccagnini C., Lavagna M. (2003). SMART-FDIR: Use of Artificial Intelligence in the implementation of a Satellite FDIR. *European Space Agency, (Special Publication), 21, 532.*
18. Holsti N., Paakko M. (2001). *Towards Advanced FDIR Components, Data Systems in Aerospace*. DASIA: Data Systems in Aerospace, Noordwijk, 1-12.
19. Morales J., Steiger C., Furnell R. (2004). *OBSM Operations Automation through the Use of On-board Control Procedures*, Space Ops Conference, Montreal, 300-304.
20. Chandola V., Banerjee A., Kumar V. (2012). Anomaly detection for discrete sequences: A survey. *IEEE Transactions on Knowledge and Data Engineering*, 24(5), 823–839.
21. Gessner R., Kosters B., Hefler A., Eilenberger R., Hartmann J., Schmidt M. (2004). *Hierarchical FDIR Concepts in S/C Systems*, European Space Operations Centre (ESOC) Conference Publishment, Darmstad, 249.
22. Shi L., Kinkaid N., Katupitiya J. (2016). Robust control for satellite attitude regulation during on-orbit assembly. *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, 52(1), 49-59.
23. Barua A., Sinha P., Khorasani K. (2009). A diagnostic tree approach for fault cause identification in the attitude control subsystem of satellites. *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, 45(3), 983-1002.
24. Tipaldi M., Witzmann M., Ferraguto M., Glielmo L. (2017). An approach for geostationary satellite mode management, *IFAC-Papers*, 50(1), 7241-7246.
25. Schmidt M. (2004). *The ECSS Standard on Space Segment Operability*, Space Ops Conference, Montreal, 504-512.
26. Establish S., Telaar J., Lange M., Ahrns I., Theybers M., Dayers L., Wolahan A. (2017). *Definition of an automated vehicle with autonomous fail-safe reaction behavior to capture and deorbit ENVISAT*. 7th European Conference on Space Debris, Darmstadt, 434-441.

27. İnternet: Noever D., Noever S. (Pre-print) Rock Hunting With Martian Machine Vision, PeopleTec, Inc., Cipec.URL: https://www.researchgate.net/publication/350807712_Rock_Hunting_With_Martian_Machine_Vision, Son Erişim Tarihi: 25.09.2023
28. Muscettola N., Nayak P. P., Pell B., Williams B. C. (1998). Remote Agent: To boldly go where no AI system has gone before. *Artificial Intelligence*, 103(1-2), 5-47.
29. Meß J. G., Dannemann F., Greif F. (2019). *Techniques of Artificial Intelligence for Space Applications - A Survey*. European Workshop on On-Board Data Processing, Amsterdam, 1-14.
30. Chien S., Doubleday J., Thompson D., Wagstaff K., Bellardo J., Francis C., Baumgarten E., Williams A., Yee E., Stanton E., Piug-Suari J. (2017). Onboard autonomy on the intelligent payload experiment CubeSat mission. *Journal of Aerospace Information Systems*, 14(6), 1-9.
31. Chien S., Doubleday J., Thompson D., Wagstaff K., Bellardo J., Francis C., Piug-Suari J. (2014). *Onboard Autonomy on the Intelligent Payload EXperiment (IPEX) CubeSat Mission: A pathfinder for the proposed HypIRI Mission Intelligent Payload Module*, 12th International Symposium in Artificial Intelligence, Robotics and Automation in Space, Montreal, 1-8.
32. Serrano N. (2006). *A Bayesian framework for landing site selection during autonomous spacecraft descent*. IEEE International Conference on Intelligent Robots and Systems, 5112-5117.
33. Ploen S. R., Seraji H., Kinney C. E. (2009). Determination of spacecraft landing footprint for safe planetary landing. *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, 45(1), 3-16.
34. İnternet: Benowitz E., Rabideau G. (2017). Prototyping an Onboard Scheduler for the Mars 2020 Rover, Pasadena, CA: Jet Propulsion Laboratory, National Aeronautics and Space Administration. Cipec.URL: <https://ntrs.nasa.gov/citations/20210008100>, Son Erişim Tarihi: 25.09.2023
35. Werbos P. J. (1991). An Overview of Neural Networks for Control. *IEEE Control Systems Magazine*, 11(1), 40-41.
36. İnternet: Working Group Project Administration, The IEEE Standard Dictionary of Electrical and Electronics Terms, The IEEE Standard Dictionary of Electrical and Electronics Terms Sixth Edition. Cipec.URL: <https://standards.ieee.org/ieee/100/256/>, Son Erişim Tarihi: 25.09.2023
37. İnternet: AREA SESS (2016). MIL-HDBK-189 Revision C - Reliability Growth Management. Cipec.URL: <https://www.dote.osd.mil/Portals/97/docs/TEMPGuide/MIL-HDBK-189C.pdf?ver=2019-12-27-180112-903>, Son Erişim Tarihi: 25.09.2023
38. Birolini A. (2017). *Reliability Engineering* (Yedinci Baskı). Almanya: Springer Yayınevi, 2-15.

39. İnternet: Klein S. (De L'ecole Normale Superieure De Cachan) (2005). Identification of discrete event systems for fault detection purposes, N° ENSC-2005/44. *Cipec*. URL: <https://api.semanticscholar.org/CorpusID:169416049>, Son Erişim Tarihi: 25.09.2023.
40. Yunting S., Quan W., Wenjuan Z. (2009). *Optimal reliability evaluation method of bulk power system based on IGA*. 1st International Conference on Sustainable Power Generation & Supply, Supergen, Calgary, 1-7.
41. Jaramillo-Leon B., Leite J. B. (2022). Multi-objective Optimization for Preventive Tree Trimming Scheduling in Overhead Electric Power Distribution Networks. *Journal of Control, Automation and Electrical Systems*, 33(2), 550-560.
42. Durou O., Godet V., Mangane L., Pérarnaud D., Roques R. (2002). Hierarchical fault detection, isolation and recovery applied to COF and ATV avionics. *Acta Astronautica*, 50(9), 527-586.
43. Eickhoff J. (2012). *Onboard Computers, Onboard Software and Satellite Operations* (Birinci Baskı), Almanya: Springer Yayınevi, 253-258.
44. Tipaldi M., Bruenjes B. (2015). Survey on fault detection, isolation, and recovery strategies in the space domain. *Journal of Aerospace Computing, Information Systems*, 12(2), 1-22.
45. Avižienis A. (1978). Fault-Tolerance: The Survival Attribute of Systems Digital. *Proceedings of the IEEE*, 66(10), 1109–1125.
46. Kime C. R. (1975). Fault-Tolerant Computing: An Introduction and a Perspective. *IEEE Transactions on Computers*, 24(5), 457–460.
47. İnternet: International Organization for Standardization (2001). ISO/CD 10303-226 Product data representation and exchange, ISO TC184/SC4/WG3. *Cipec*. URL: <https://cir.nii.ac.jp/crid/1570009750268203392.bib?lang=en>, Son Erişim Tarihi: 25.09.2023.
48. ESA Requirements and Standards Division. (2023). *ECSS-S-ST-00-01C.Rev1 - Glossary of Terms*. Hollanda, ECSS Yayınevi, 7-10.
49. Jaekel S., Scholz B. (2015). *Utilizing Artificial Intelligence to achieve a robust architecture for future robotic spacecraft*. IEEE Aerospace Conference Proceedings, Montana, 1-15.
50. Chen X., Wang S., Qiao B., Chen Q. (2017). Basic research on machinery fault diagnostics: Past, present, and future trends. *Open Access*, 13, 264-291.
51. Frank P. M. (1990). Fault diagnosis in dynamic systems using analytical and knowledge-based redundancy: A survey and some new results. *Automatica*, 26(3), 459–474.
52. İnternet: Gertler J., Fault detection and diagnosis in engineering systems. CRC PRESS. *Cipec*. URL: <https://www.routledge.com/Fault-Detection-and-Diagnosis-in-Engineering-Systems/Gertler/p/book/9780367400439>, Son Erişim Tarihi: 25.09.2023.

53. İnternet: Johnson Space Center – JSC, FDIR Techniques (DFE-~~T~~ypic.URL: https://extapps.ksc.nasa.gov/Reliability/Documents/Preferred_Practices/dfe7.pdf., Son Erişim Tarihi: 25.09.2023.
54. Koren I., Krishna C. M. (2007). *Fault-Tolerant Systems* (Birinci Baskı), Amerika Birleşik Devletleri: Elsevier Yayınevi, 378.
55. Takahashi K. (1982). Reliability and Availability of Redundant Satellite Orbit Systems. *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, 18(3), 258-267.
56. Tafazoli M. (2009). A study of on-orbit spacecraft failures. *Acta Astronautica*, 64(2), 195-205.
57. Kim Y. V., Deraspe G. (2003). *Resolving RADARSAT-1 Momentum Wheels failure problem*. 54th International Astronautical Congress of the International Astronautical Federation (IAF), Bremen, 1331–1339.
58. Olive X., Bayouhd M., Travé-Massuyès L. (2009). *Mixing Diagnosis Techniques for Autonomous Satellite FDIR*. IFAC Proceedings Volumes, Miedzyzdroje, 1504-1508.
59. Rahimi A., Kumar K. D., Alighanbari H. (2020). Fault Isolation of Reaction Wheels for Satellite Attitude Control. *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, 56(1), 1-1.
60. Drummond M., Stewart H., Atkinson D., Doyle R., Englemore B., Friedland P., Jurica K., Heard A., Montemerlo M., Zweben M. (1993). *A Review of European Applications of Artificial Intelligence to Space* (Birinci Baskı). Amerika Birleşik Devletleri: NASA-National Aeronautics and Space Administration Yayınevi, 17-23.
61. Tipaldi M., Bruenjes B. (2014). *Spacecraft health monitoring and management systems*, IEEE International Workshop on Metrology for Aerospace, MetroAeroSpace Proceedings, Benevento, 68-72.
62. Sun P., Yang Z., Jiang Y., Jia S., Peng X. (2021). A fault diagnosis method of modular analog circuit based on SVDD and D-S Evidence Theory. *Sensors*, 21(20), 6889.
63. Patton R. J., Uppal F. J., Simani S., Polle B. (2010). Robust FDI applied to thruster faults of a satellite system, *Control Engineering Practice*, 18(9), 1093-1109.
64. Meskin N., Khorasani K. (2011). *Fault Detection - Isolation: Multi-vehicle Unmanned Systems* (Birinci Baskı), İngiltere: Springer Yayınevi, 2-7.
65. Ricks B., Mengshoel M. (2009). *Methods for probabilistic fault diagnosis: An electrical power system case study*, Annual Conference of the Prognostics and Health Management Society, California, 1-20.
66. Cayrac D., Dubois D., Prade H. (1996). Handling uncertainty with possibility theory and fuzzy sets in a satellite fault diagnosis application. *IEEE Transactions on Fuzzy Systems*, 4(3), 251-269.

67. Zotes F. A., Peñas M. S. (2010). *Intelligent satellites control based on fuzzy logic in the earth-moon libration points*. Proceedings of IEEE International Conference on Intelligent Systems and Knowledge Engineering, Hangzhou, 605-610.
68. Betriu P., Soria M., Gutiérrez J. L., Llopis M., Barlabé A. (2023). An assessment of different relay network topologies to improve Earth–Mars communications. *Acta Astronautica*, 206, 72-88.
69. İnternet: Koktaş E., Başar E. (2022). Communications for the Planet Mars: Past, Present, and Future, arXiv:2211.14245. *Cipec*.URL: <https://arxiv.org/pdf/2211.14245.pdf>, Son Erişim Tarihi: 25.09.2023.
70. İnternet: Lal B., Calvin K., Barbier L. M., Kludze A. K., Mclarney E. L. (2022). NASA’s Responsible AI Use Cases, NTRS - NASA Technical Reports Server. *Cipec*.URL: <https://ntrs.nasa.gov/api/citations/20220014918/downloads/NASA%20Public%20RAI%20Use%20Cases%20Oct%203%202022.xlsx.pdf>, Son Erişim Tarihi: 25.09.2023.
71. İnternet: Bold’u Nebot O. Universitat Politècnica de Catalunya - Artificial intelligence applied to improve resilience in the inverse algorithms of Mars wind sensors. *Cipec*.URL: <http://hdl.handle.net/2117/343194>, Son Erişim Tarihi: 25.09.2023.
72. İnternet: Noever D. A., Noever S. E. M. (2021). Overhead MNIST: A Benchmark Satellite Dataset, Arxiv 2102.0426. *Cipec*.URL: <https://arxiv.org/ftp/arxiv/papers/2102/2102.04266.pdf>, Son Erişim Tarihi: 25.09.2023.
73. Otsu K., Matheron G., Ghosh S., Toupet O., Ono M. (2020). Fast approximate clearance evaluation for rovers with articulated suspension systems. *Journal of Field Robotics*, 37(5), 1002-1012.
74. Daftry S., Abcouwer N., Del Sesto T. S., Venkatraman S., Song J., Igel L., Byon A., Rosolia U., Yue Y., Ono M. (2022). MLNav: Learning to Safely Navigate on Martian Terrains. *IEEE Robotics and Automation Letters*, 7(2), 5461-5468.
75. Vasavada A. R. (2022). Mission Overview and Scientific Contributions from the Mars Science Laboratory Curiosity Rover After Eight Years of Surface Operations. *Space Science Reviews*, 218(3), 14-14.
76. Hutson M. (2017). Curiosity rover decides-by itself-what to investigate on Mars. *Science - American Association for the Advancement of Science (AAAS)*, 10, 1126-1136.
77. Johnson A. E., Montgomery J. F. (2008). Overview of Terrain Relative Navigation approaches for precise lunar landing. IEEE Aerospace Conference Proceedings, Montana, 1-10.
78. Dong Y., Ding J., Wang C., Wang H., Liu X. (2022). Soft landing stability analysis of a Mars lander under uncertain terrain. *Chinese Journal of Aeronautics*, 35(11), 377-388.
79. Bernard, D., Dorais, G., Gamble, E., Kanefsky, B., Kurien, J., Man, G. K., Tung, Y. W. (1999). *Spacecraft autonomy flight experience: The DSL remote agent experiment*. Space Technology Conference and Exposition, Albuquerque, 28-30.

80. ESA-ESTEC Requirements & Standards Division (2008). *ECSS-E-ST-70C-11: Space Engineering Ground Systems and Operations* (Üçüncü Baskı). Hollanda: ECSS Yayınevi, 15-22.
81. İnternet: NASA/JPL, Deep Space 1 (DS1) Images, *Cipec*.URL: <https://www.jpl.nasa.gov/nmp/ds1/images.html>, Son Erişim Tarihi: 25.09.2023.
82. Rayman M. D., Varghese P., Lehman D. H., Livesay L. L. (2000). Deep Space 1: Technology Validation Reports. *Acta Astronautica*, 47(2), 475-487.
83. Rayman M. D., Varghese P., Lehman D. H., Livesay L. L. (2000). Results from the Deep Space 1 Technology Validation Mission. *Acta Astronautica*, 47(2-9), 479-489.
84. Smith, B., Millar, W., Dunphy, J., Tung, Y. W., Nayak, P., Gamble, E., Clark, M. (1999). *Validation and verification of the remote agent for spacecraft autonomy*. IEEE Aerospace Applications Conference Proceedings, Colorado, 449-468.
85. James M. L., Dubon L. P. (2000). *An autonomous diagnostic and prognostic monitoring system for NASA's deep space network*. IEEE Aerospace Conference Proceedings, Montana, 403-414.
86. Isermann R. (2006). *Fault-diagnosis systems: An Introduction from Fault Detection to Fault Tolerance* (Birinci Baskı). Almanya: Springer Yayınevi, 61-82.
87. Sellmaier F., Uhlig T., Schmidhuber M. (2023). *Spacecraft Operations* (Üçüncü Baskı), İsviçre: Springer Yayınevi, 70-92.
88. Guo T. H., Nurre J. (1991). *Sensor failure detection and recovery by neural networks*. International Joint Conference on Neural Networks (IJCNN), Seattle, 104484.
89. Merrill W., Lorenzo C. (1988). *A reusable rocket engine intelligent control*. 24th Joint Propulsion Conference, Boston, 3114.
90. Meyer C., Zakrajsek J. (1990). *Rocket engine failure detection using system identification techniques*. 26th Joint Propulsion Conference, Orlando, 1993.
91. Falcoz A., Henry D., Zolghadri A. (2010). Robust fault diagnosis for atmospheric reentry vehicles: A case study. *IEEE Transactions on Systems, Man, and Cybernetics Part A: Systems and Humans*, 40(5), 886-899.
92. Seraji H., Serrano N. (2009). A multisensor decision fusion system for terrain safety assessment, *IEEE Transactions on Robotics*, 25(1), 99-108.
93. Tinós R., Terra M. H. (2008). A fault detection and isolation system for cooperative manipulators, *Controle y Automacao*, 19(4), 492-497.
94. Paakko M., Holsti N., Myllymäki P., Tirri H. (2001). *Bayesian Networks for Advanced FDIR*. Proceedings of the ESA Workshop on On-Board Autonomy, Nordwijk, 311-318.
95. Paakko M., Myllymäki P., Holsti N., Tirri H. (2014). *Modern AI Approaches for Building Robust FDIR Components*. Complex Systems Computation, Helsinki, 1-8.

96. Klir G. J. (1995). Fuzzy Logic, *IEEE Potentials*, 14(4), 10–15.
97. Kaiser M., Deck M., Retey A., Berns K., Ilg W, Dillmann R. (1995). Using neural networks for real-world adaptive control. *IEEE International Conference on Decision and Control, Solihull, 1-10*.
98. Cembrano G., Torras C., Wells G. (1995). *Neural Networks for Robot Control*. Artificial Intelligence in Real-Time Control, Pergamon, 159-166.
99. Schumann J., Mengshoel O. J., Mbaya T. (2011). *Integrated software and sensor health management for small spacecraft*. Proceedings IEEE International Conference on Space Mission Challenges for Information Technology, Palo Alto, 77-84.
100. Shafer G. (1976). *A Mathematical Theory of Evidence* (Birinci Baskı), Amerika Birleşik Devletleri: Princeton Yayınevi, 52-68.
101. Jaekel S., Scholz B. (2015). *Utilizing Artificial Intelligence to achieve a robust architecture for future robotic spacecraft*. IEEE Aerospace Conference Proceedings, Montana, 1-14.
102. Shin J. H., Lee J. J. (1999). *Fault detection and robust fault recovery control for robot manipulators*. IEEE International Conference Robotics and Automation, Detroit, 861-866.
103. Fusco F., Gallerini R. (2000). *European Robotic Arm: the Problem of Preventing Collision*. Proceedings of 6th ESA Workshop on Advanced Space Technologies for Robotics and Automation, Nordwijk, 1-6.
104. Reppa V., Tzes A. (2008). Fault Detection based on Orthotopic Set Membership Identification for Robot Manipulators, *IFAC Proceedings*, 41(2), 7344-7349.
105. Iverson D. L. (2004). *Inductive System Health Monitoring*. Proceedings of the International Conference on Artificial Intelligence, Las Vegas, 1-7.
106. Singh S. (2017). *A Data-Driven Approach to Cubesat Health Monitoring*, Yayınlanmış Yüksek Lisans Tezi, Kaliforniya Politeknik Eyalet Üniversitesi Mühendislik Bilimleri Enstitüsü, Kaliforniya.
107. Guo H., Nurre J. (1991). *Sensor failure detection and recovery by neural networks*. IJCNN-International Joint Conference on Neural Networks, Seattle, 1-10.
108. Sturm J., Plagemann C., Burgard W. (2009), Adaptive body scheme models for robust robotic manipulation. *Robotics: Science and Systems*, 1, 1-9.
109. Olive X., Clerc S., Losa D. (2011), *Smart architecture for highly available, robust and autonomous satellite*. IFAC Proceedings, Milano, 1878-1882.
110. İnternet: UCS, Union of Concerned Scientists, Satellite Database. *Cipec*. URL: <https://www.ucsusa.org/resources/satellite-database#:~:text=Total%20number%20of%20US%20satellites%3A%203%2C434&text=Which%20countries%20have%20earth%20observing%20satellites%3F,> Son Erişim Tarihi: 25.09.2023.

111. İnternet: SIA, State of the Satellite Industry Report. *Cippec*.URL: <https://sia.org/news-resources/state-of-the-satellite-industry-report/>, Son Erişim Tarihi: 25.09.2023.
112. Burleigh S., Cerf V. G., Crowcroft J., Tsaoussidis V. (2014). Space for Internet and Internet for space. *Ad Hoc Networks*, 23, 80-86.
113. Girimonte D., Izzo D. (2007), Artificial intelligence for space applications. *Intelligent Computing Everywhere*, 1, 235–253.
114. Rafique M. M. A. (2023). Modelling and Simulation of Microstructural Evolution for Extra-terrestrial Planetary Chemistry Mapping Using Artificial Intelligence – A NASA Mars Rover Study. *SSRN Electronic Journal*, 1, 1-8.
115. Zolghadri A. (2013). The challenge of advanced model-based FDIR techniques for aerospace systems: The 2011 situation. *Engineering Applications of Artificial Intelligence*, 68, 249-259.
116. Chelmins D., Briones J., Downey J., Clark G., and Gannon A. (2021). *Cognitive communications for NASA space systems*, International Communications Satellite Systems Conference, Okinawa, 16-17.
117. Bozzano M., Cimatti A., Roveri M. (2021). A Comprehensive Approach to On-board Autonomy Verification and Validation, *ACM Intelligent Systems Technology*, 12(4), 2398-2403.
118. Munir A., Blasch E., Kwon J., Kong J., Aved A. (2021). Artificial Intelligence and Data Fusion at the Edge. *IEEE Aerospace and Electronic Systems Magazine*, 36(7), 62-78.
119. Zetocha P. (1999). *Comparison of Ai technologies for satellite anomaly FDIR*, 37th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, 17-17.
120. Furano G., Meoni G., Dunne A., Moloney D., Ferlet-Cavrois V., Tavoularis A., Fanucci L. (2020). Towards the Use of Artificial Intelligence on the Edge in Space Systems: Challenges and Opportunities. *IEEE Aerospace and Electronic Systems Magazine*, 35(12), 44-56.
121. Kontogiannis T. (2011). A systems perspective of managing error recovery and tactical re-planning of operating teams in safety-critical domains. *Journal of Safety*, 42(2), 73-85.
122. Lakey D. T. (2012). *Multi-mission end-to-end OBCP configuration control*. SpaceOps 2012 Conference, Stockholm, 1291059.
123. Smirnov N. N. (2020). Supercomputing and artificial intelligence for ensuring safety of space flights. *Acta Astronautica*, 176, 576-579.
124. İnternet: Schwabacher M., Feather M., Markosian L. M., Verification and validation of advanced fault detection, isolation and recovery for a NASA space system. *Cippec*.URL: <https://citeseerx.ist.psu.edu/document?repid=rep1&type=pdf&doi=fe62db214bf4b4901de6adec8132c86a4ff2f591>, Son Erişim Tarihi: 25.09.2023.

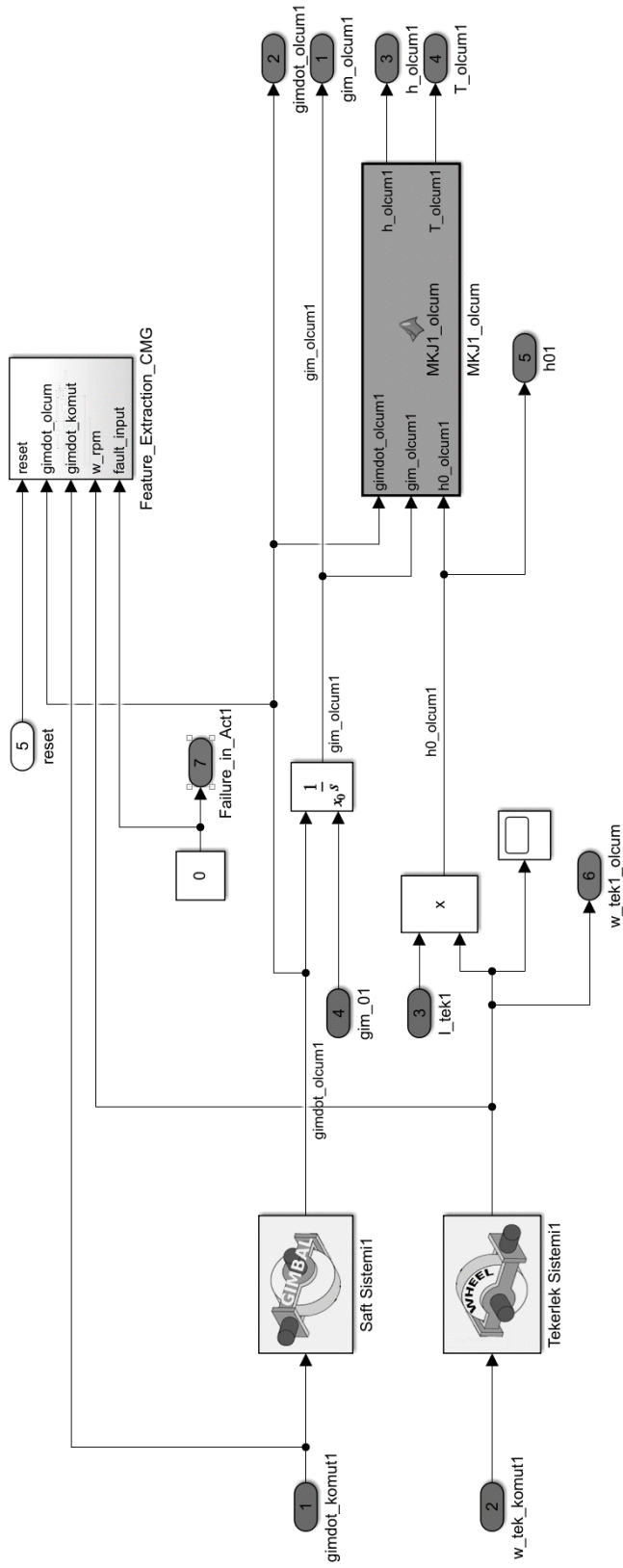
125. Onken R., Schulte A. (2010). *System-Ergonomic Design of Cognitive Automation: Dual-Mode Cognitive Design of Vehicle Guidance and Control Work Systems* (Birinci Baskı). Almanya: Springer Yayınevi, 15-32.
126. Langley P., Laird J. E., Rogers S. (2009). Cognitive architectures: Research issues and challenges. *Cognitive Systems*, 10(2), 141-160.
127. Van Horenbeek A., Pintelon L. (2013). A dynamic predictive maintenance policy for complex multi-component systems, *International Journal of Reliability Engineering Systems*, 120, 39-50.
128. MacKunis W., Dupree K., Fitz-Coy N., Dixon W. E. (2008). Adaptive satellite attitude control in the presence of inertia and CMG gimbal friction uncertainties. *Journal of the Astronautical Sciences*, 56(1), 121–134.
129. Harland D. M., Lorenz R. D. (2005). *Space Systems Failures* (Birinci Baskı). İngiltere: Springer Yayınevi, 177-322.
130. Yavuzoğlu E., Topal E., Kutlu A., Ürek H., Güllüoğlu M. E., Tarakçıoğlu O., Yılmaz K. (2011). *Verification of control moment gyroscopes based attitude control systems for agile satellite missions*. RAST - Proceedings of 5th International Conference on Recent Advances in Space Technologies, İstanbul, 547–553.
131. Hughes P. C. (2004). *Spacecraft Attitude Dynamics* (Birinci Baskı). Amerika Birleşik Devletleri: John Wiley and Sons Yayınevi, 44-66.
132. Ohkami Y. (2003). *Spacecraft Dynamics - Encyclopedia of Physical Science and Technology* (Birinci Baskı). Amerika Birleşik Devletleri: Elsevier Yayınevi, 431–448.
133. Yong K., Chen M., Shi Y., Wu Q. (2022). Flexible Performance-Based Control for Nonlinear Systems Under Strong External Disturbances. *Journal of IEEE Transactions Cybernetics*, 1, 1-14.
134. Xu Y., Shao X., Hu Q., Song B. (2023). Anti-disturbance fault-tolerant control with flexible performance for combined spacecraft attitude tracking under limited thrusts, *Control Engineering Practice*, 134, 105-455.
135. Majumder C. G., Kumar K. A., Siva M. S., Philip N. K. (2018). Integrated Gimbal Dynamics model for Precise Gimbal Rate Control in Single Gimbal-CMG to achieve High Accuracy Pointing. *International Federation of Automatic Control Papers*, 51(1), 713–718.
136. Bedrossian N. S., Bhatt S., Kang W., Ross I. M. (2009). Zero-Propellant Maneuver Guidance: Rotating the international space station with computational dynamic optimization. *IEEE Control Systems*, 29(5), 53–73.
137. Yime-Rodríguez E., Peña-Cortés A., Rojas-Contreras M. (2014). The dynamic model of a four control moment gyroscope system. *Journal of Dyna (Journal of Medellin)*, 81(184), 41–47.

138. Zaikou Y., Gansauge C., Echtermeyer D., Pliquet U. (2022). Algorithms for reconstruction of impedance spectra from non-uniformly sampled step responses. *Journal of Electrical Bioimpedance*, 13(1), 143-149.
139. Berns, K., Köpper, A., & Schürmann, B. (2021). Control theory. *Technical Foundations of Embedded Systems: Electronics, System theory, Components and Analysis Journal*, 1, 119-194.
140. Le H. X., Matunaga S. (2014). A residual based adaptive unscented Kalman filter for fault recovery in attitude determination system of microsatellites, *Acta Astronautica*, 105(1), 30-39.
141. Oh D. Y., Yun I. D. (2018). Residual error based anomaly detection using auto-encoder in surface mounted device (SMD) machine sound. *International Journal of Sensors*, 18(5), 1308-1318.
142. Yang Q. (2004). *Model-based and data-driven fault diagnosis methods with applications to process monitoring*, Yayınlanmış Doktora Tezi, Case Western Reserve Üniversitesi Mühendislik Bilimleri Enstitüsü, Ohio.
143. Yoon H. J., Klasky H. B., Gounley J. P., Alawad M., Gao S., Durbin E. B., Tourassi G. D. (2020). Accelerated training of bootstrap aggregation-based deep information extraction systems from cancer pathology reports. *Journal of Biomedical Informatics*, 110, 103-564.
144. Pinto J., Azevedo C. R., Oliveira R., Stosch M. (2019). A bootstrap-aggregated hybrid semi-parametric modeling framework for bioprocess development, *Bioprocess Biosyst Engineering*, 42(11), 1853-1865.
145. Subasi A. (2020). *Machine learning techniques, Practical Machine Learning for Data Analysis Using Python* (Birinci Baskı). İngiltere: Elsevier Yayınevi, 103-200.
146. Kurt A. (2021). *Ağ Tabanlı Saldırı Tespit Sistemlerinde Topluluk Öğrenme Yöntemlerinin Karşılaştırmalı Performans Analizi*, Yayınlanmış Yüksek Lisans Tezi, Sakarya Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü, Sakarya.
147. Santra K., Christy C. J. (2012). Genetic Algorithm and Confusion Matrix for Document Clustering. *International Journal of Computer Science*, 9(1), 322-332.
148. Winikoff M., Desai N., Liu A. (2012). Principles and practice of multi-agent systems, *Journal of Multiagent and Grid Systems*, 8(2), 125-126.
149. Chaudhry A. U., Yanıkömeroğlu H. (2021). Laser Intersatellite Links in a Starlink Constellation: A Classification and Analysis. *IEEE Vehicular Technology Magazine*, 16(2), 48–56.
150. Fernandez J. L. (2020). *Study, modelling and design of intersatellite links (ISL) in millimeter-wave band*, Yayınlanmış Mezuniyet Tezi, Madrid Politeknik Üniversitesi Teknik Bilimler Enstitüsü, Madrid.

151. Dawson B., Trapp R. (2004). *Basic & Clinical Biostatistics* (Dördüncü Baskı), Amerika Birleşik Devletleri: McGraw Hill Professional Yayınevi, 202-282.

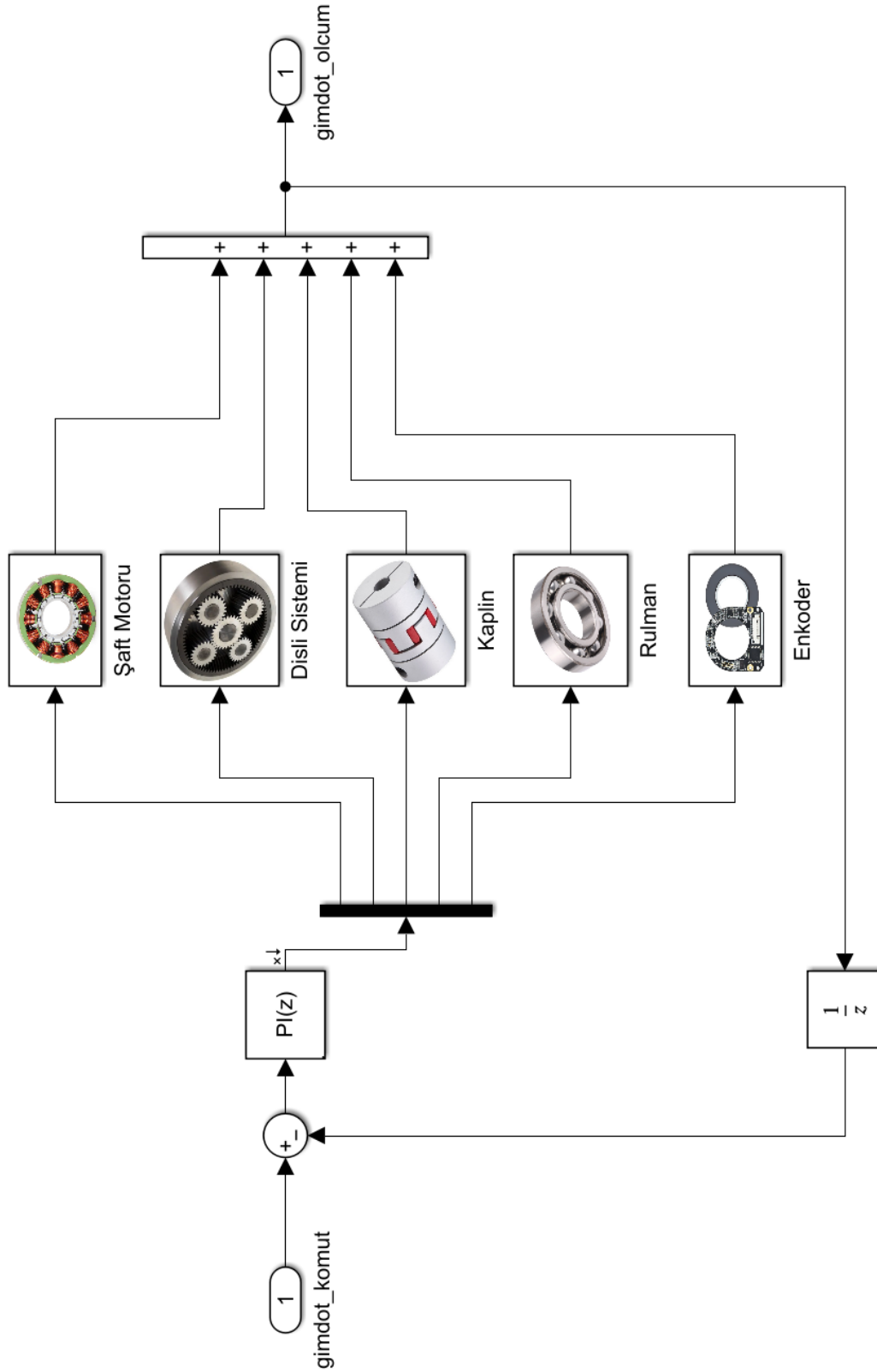
EKLER

EK-1. FPMAS'ın işlevsel testlerinde kullanılan sanal hata enjeksiyon arayüzlerine ilişkin MATLAB/SIMULINK® modelleri



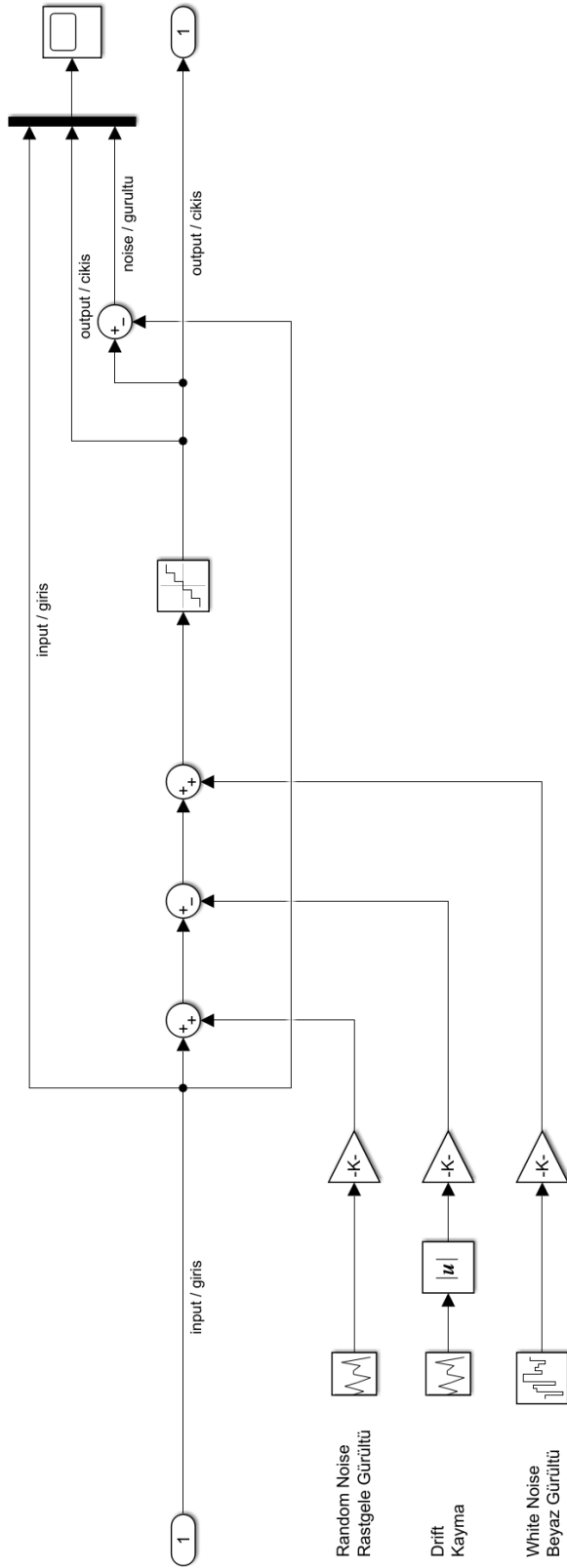
Şekil 1.1. LPOS Uydusu YKS modeli MKJ bileşenleri genel görünümü

EK-1. (devam) FPMAS'ın işlevsel testlerinde kullanılan sanal hata enjeksiyon arayüzlerine ilişkin MATLAB/SIMULINK® modelleri



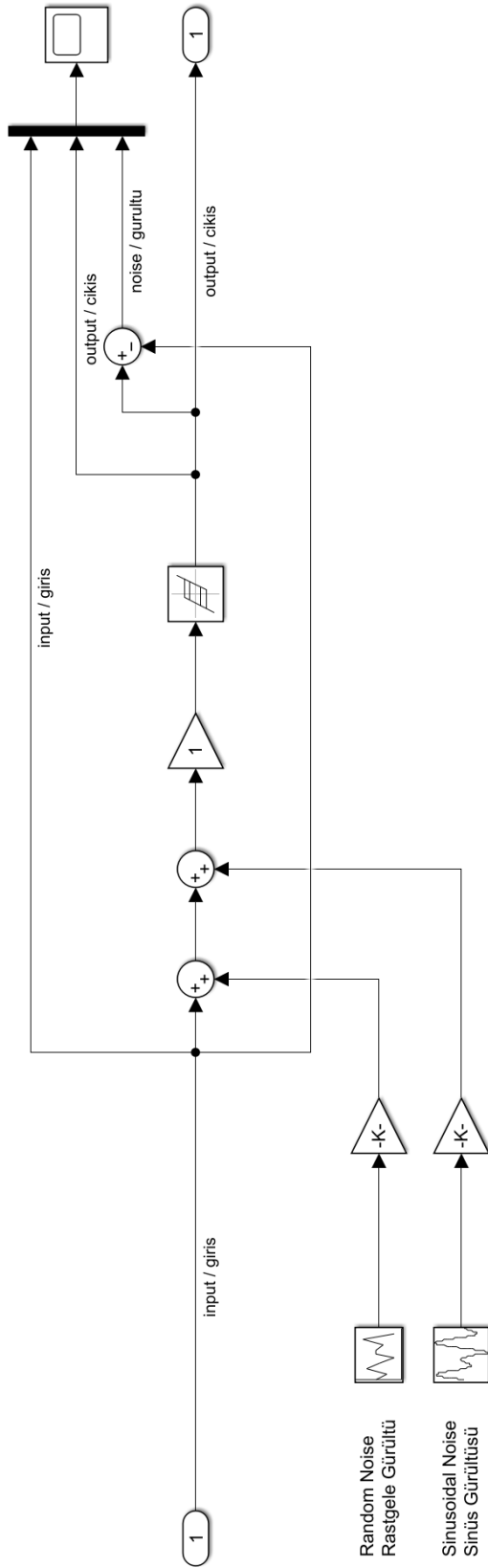
Şekil 1.2. LPOS Uydusu YKS modeli MKJ şaft birimi bileşenlerinin görünümü

EK-1. (devam) FPMAS'ın işlevsel testlerinde kullanılan sanal hata enjeksiyon arayüzlerine ilişkin MATLAB/SIMULINK® modelleri



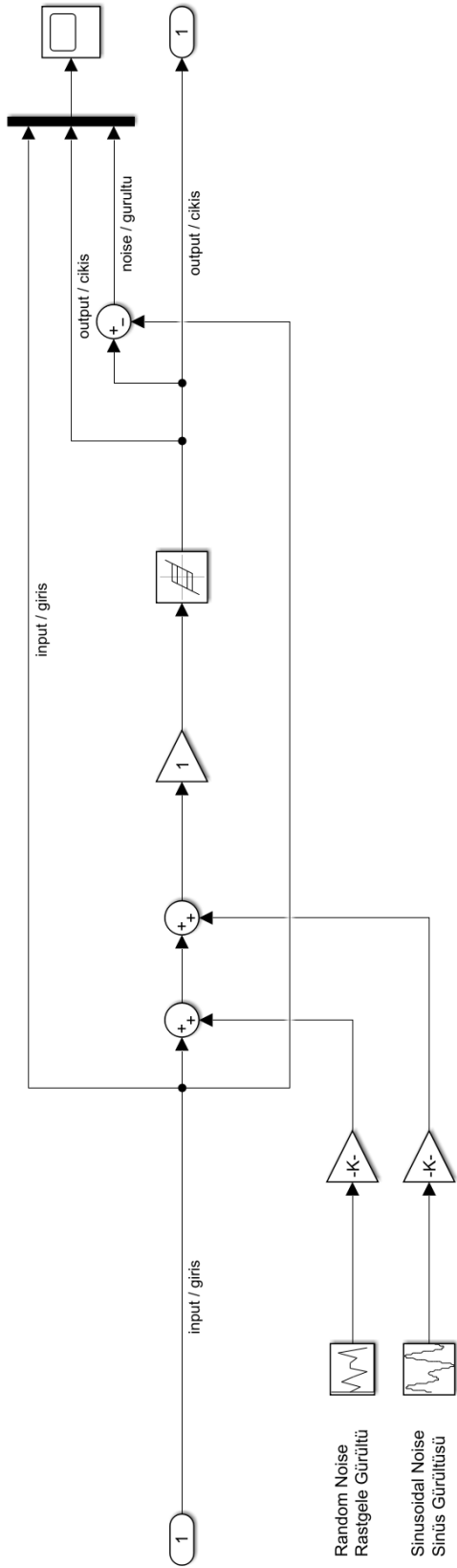
Şekil 1.3. LPOS Uydusu YKS modeli MKJ şaft motoru birimi gürültü ve kayma bütçesi görünümü

EK-1. (devam) FPMAS'ın işlevsel testlerinde kullanılan sanal hata enjeksiyon arayüzlerine ilişkin MATLAB/SIMULINK® modelleri



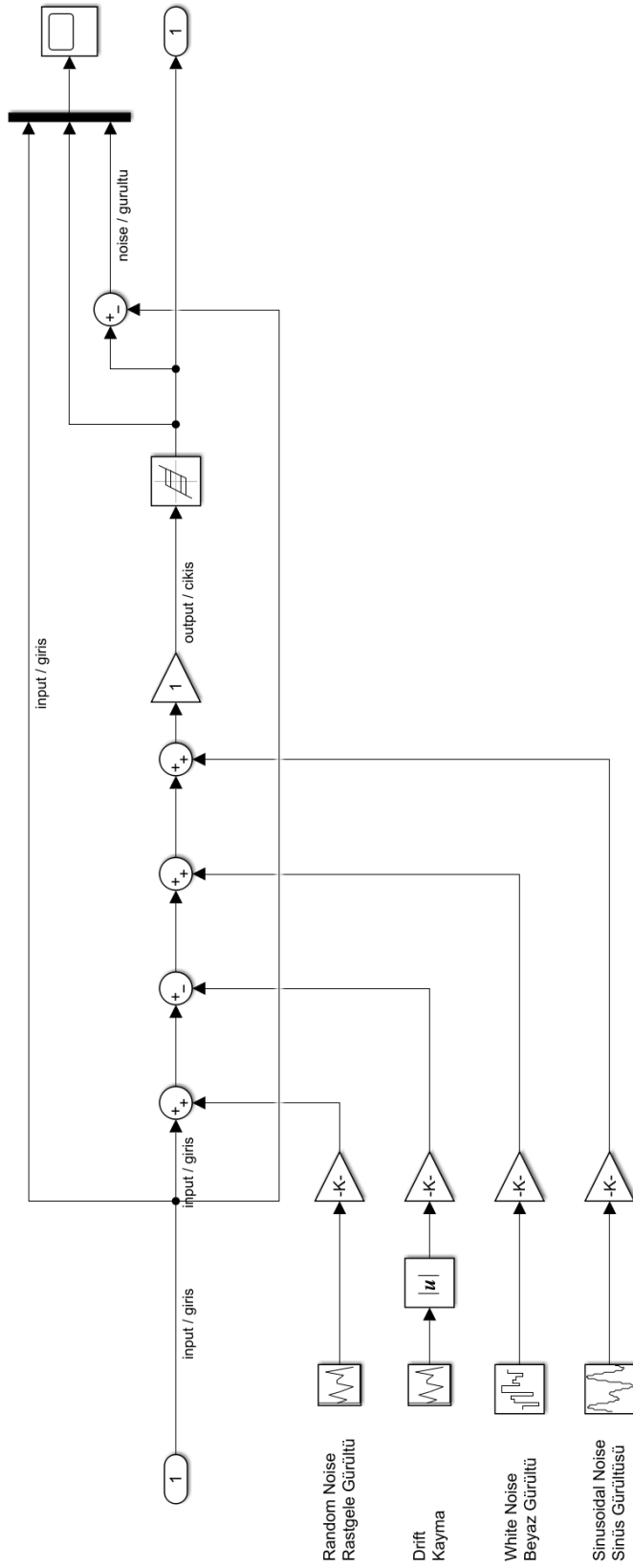
Şekil 1.4. LPOS Uydusu YKS modeli MKJ şaft motoru birimi kaplin gürültü ve boşluk (backlash) bütçesi görünümü

EK-1. (devam) FPMAS'ın işlevsel testlerinde kullanılan sanal hata enjeksiyon arayüzlerine ilişkin MATLAB/SIMULINK® modelleri



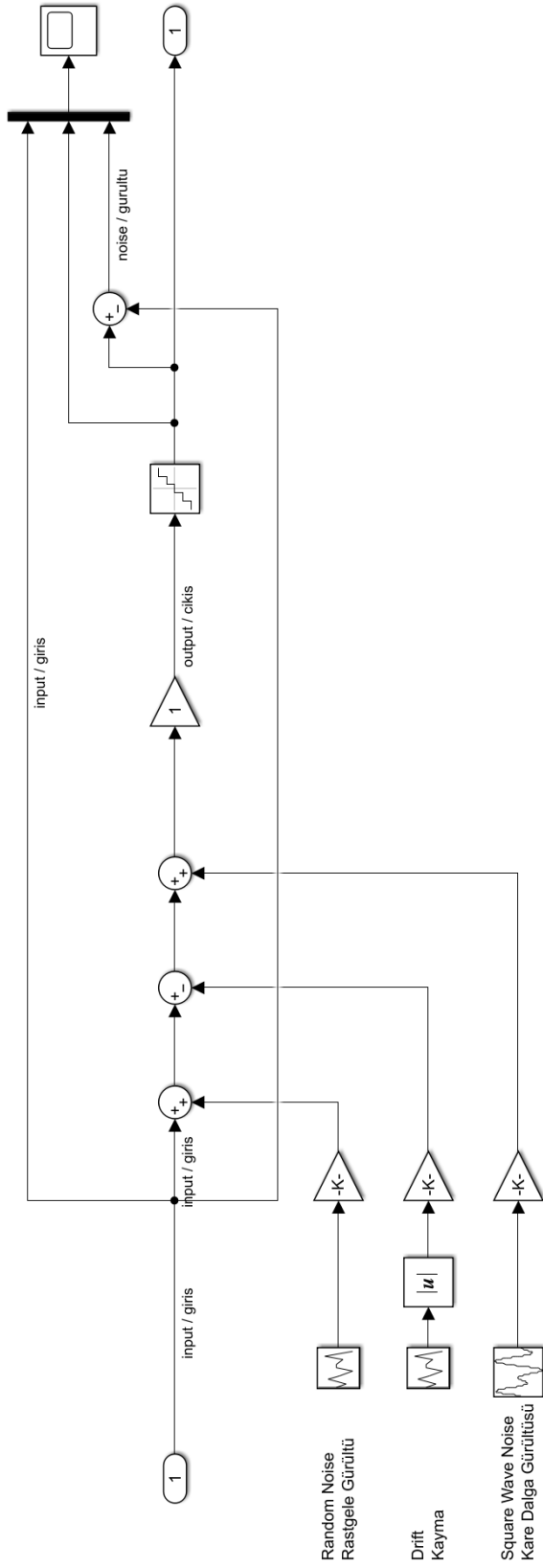
Şekil 1.5. LPOS Uydusu YKS modeli MKJ şaft motoru birimi dişli sistemi gürültü ve boşluk (backlash) bütçesi görünümü

EK-1. (devam) FPMAS'ın işlevsel testlerinde kullanılan sanal hata enjeksiyon arayüzlerine ilişkin MATLAB/SIMULINK® modelleri



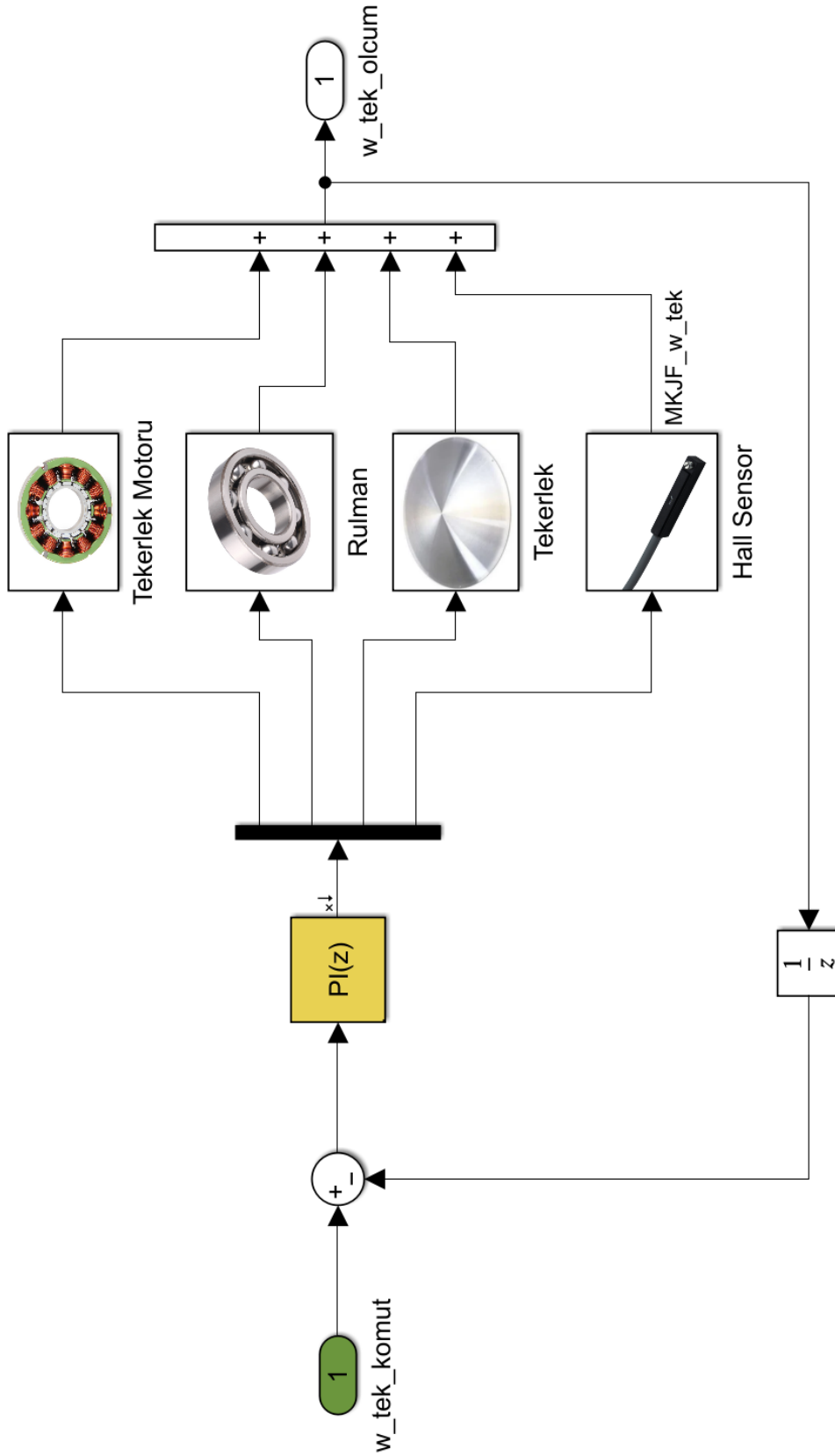
Şekil 1.6. LPOS Uydusu YKS modeli MKJ şaft motoru birimi rulman gürültü ve boşluk (backlash) bütçesi görünümü

EK-1. (devam) FPMAS'ın işlevsel testlerinde kullanılan sanal hata enjeksiyon arayüzlerine ilişkin MATLAB/SIMULINK® modelleri



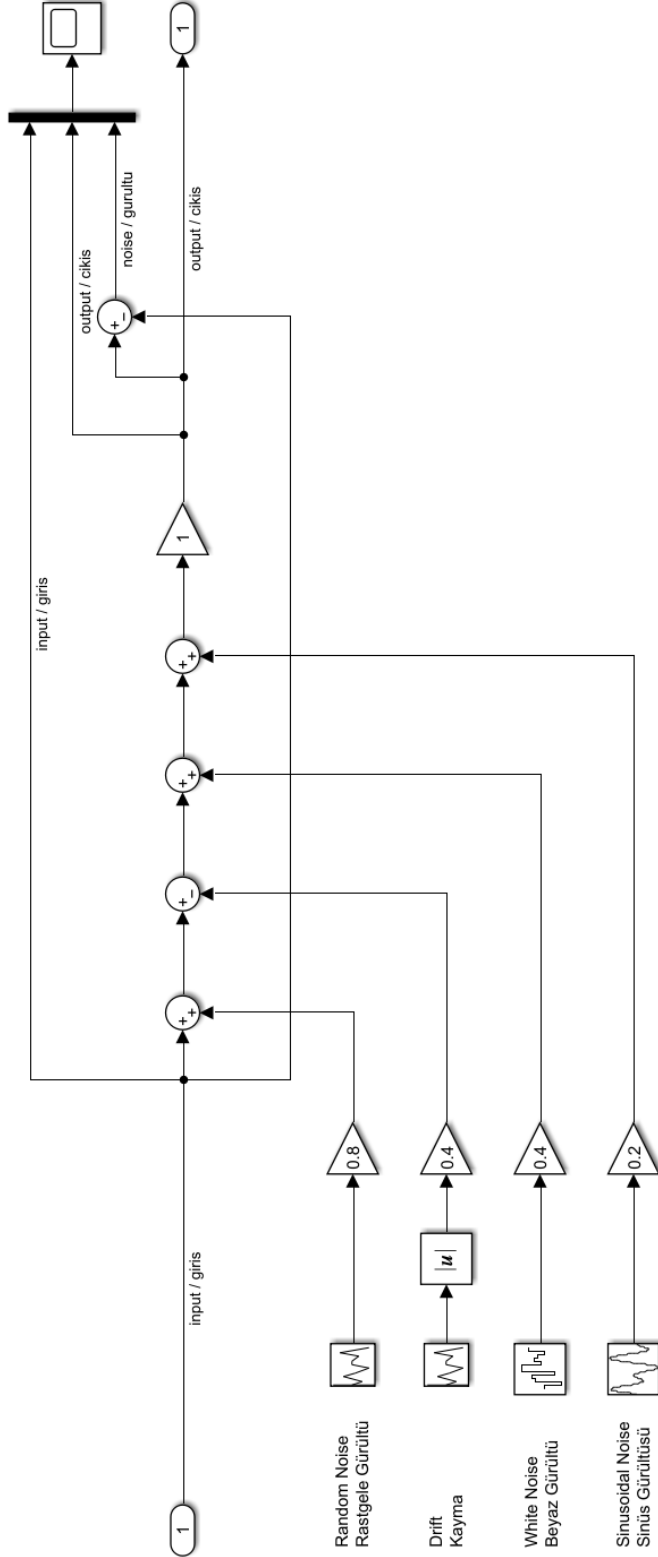
Şekil 1.7. LPOS Uydusu YKS modeli MKJ şaft birimi kodlayıcı gürültü ve kuantizasyon bütçesi görünümü

EK-1. (devam) FPMAS'ın işlevsel testlerinde kullanılan sanal hata enjeksiyon arayüzlerine ilişkin MATLAB/SIMULINK® modelleri



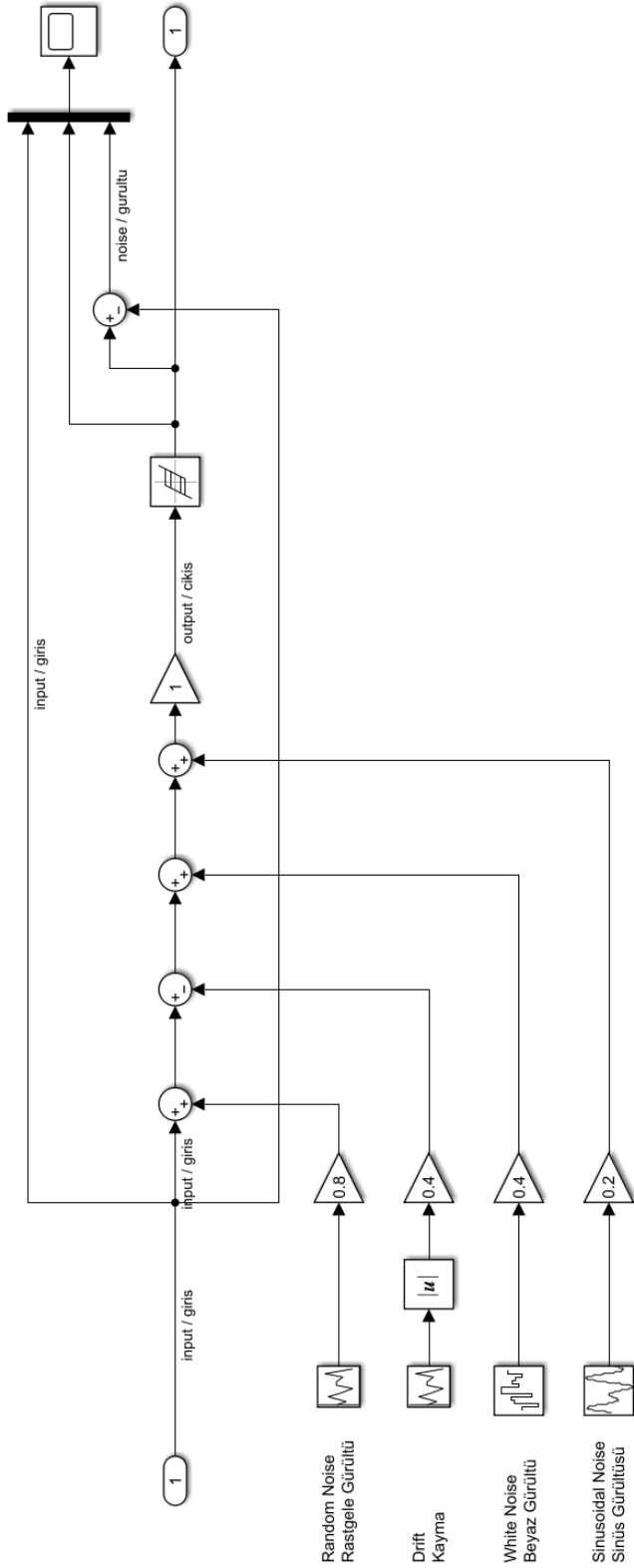
Şekil 1.8. LPOS Uydusu YKS modeli MKJ tekerlek birimi bileşenlerinin görünümü

EK-1. (devam) FPMAS'ın işlevsel testlerinde kullanılan sanal hata enjeksiyon arayüzlerine ilişkin MATLAB/SIMULINK® modelleri



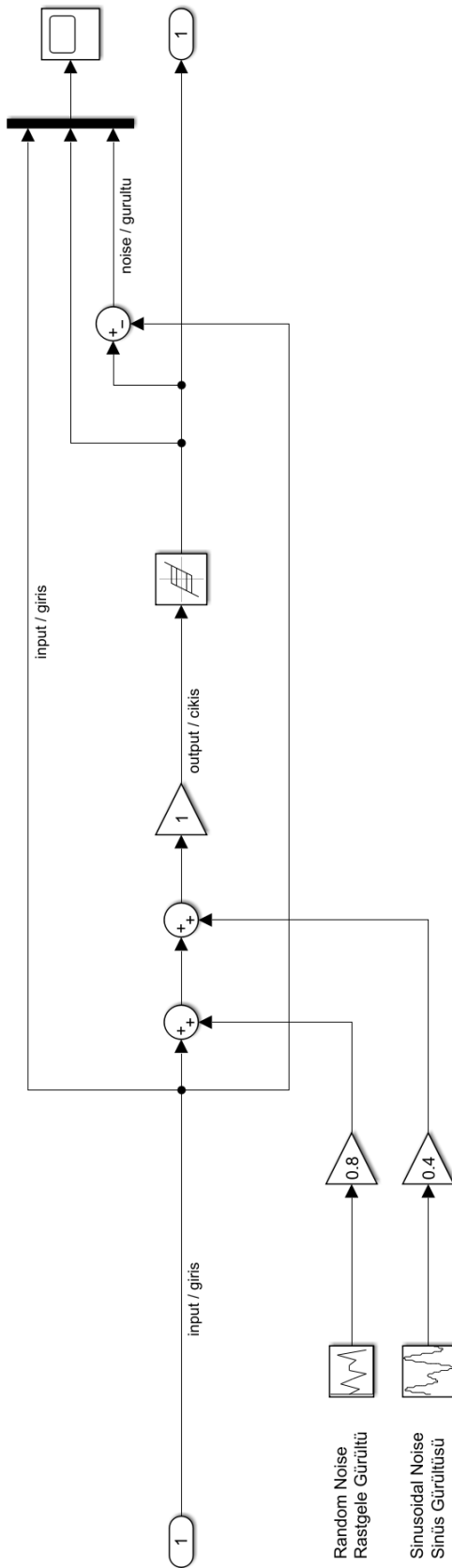
Şekil 1.9. LPOS Uydusu YKS modeli MKJ tekerlek motoru gürültü ve kayma bütçesi görünümü

EK-1. (devam) FPMAS'ın işlevsel testlerinde kullanılan sanal hata enjeksiyon arayüzlerine ilişkin MATLAB/SIMULINK® modelleri



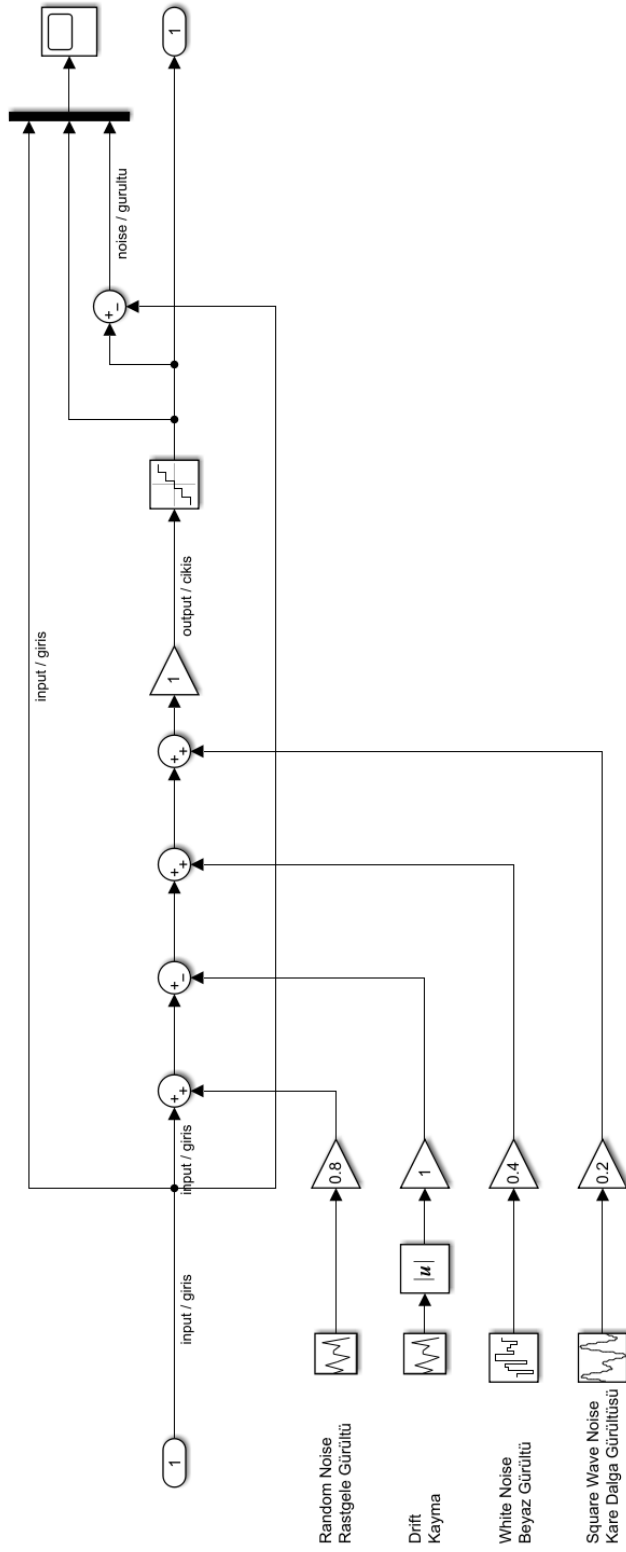
Şekil 1.10. LPOS Uydusu YKS modeli MKJ tekerlek eksenı rulman gürültü ve kayma bütçesi görünümü

EK-1. (devam) FPMAS'ın işlevsel testlerinde kullanılan sanal hata enjeksiyon arayüzlerine ilişkin MATLAB/SIMULINK® modelleri



Şekil 1.11. LPOS Uydusu YKS modeli MKJ tekerlek mekanik gürültü bütçesi görünümü

EK-1. (devam) FPMAS'ın işlevsel testlerinde kullanılan sanal hata enjeksiyon arayüzlerine ilişkin MATLAB/SIMULINK® modelleri



Şekil 1.12. LPOS Uydusu YKS modeli MKJ tekerlek eksenli hall sensör gürültü, kayma ve kuantizasyon bütçesi görünümü



Gazili olmak ayrıcalıktır