

**BAŞKENT ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ
SAVUNMA TEKNOLOJİLERİ ve SİSTEMLERİ ANABİLİM DALI
SAVUNMA PLATFORMLARI TEZLİ YÜKSEK LİSANS PROGRAMI**

**ELEKTRO-MEKANİK AKTÜATÖRLER İÇİN ANALİTİK
HİYERARŞİ PROSESİ (AHP) KULLANILARAK GÜVENİLİRLİK
TABANLI BAKIM ANALİZİ (RCM) UYGULAMASI**

HAZIRLAYAN

DENİZ CAN DOĞAN

YÜKSEK LİSANS TEZİ

ANKARA- 2021

**BAŞKENT ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ
SAVUNMA TEKNOLOJİLERİ ve SİSTEMLERİ ANABİLİM DALI
SAVUNMA PLATFORMLARI TEZLİ YÜKSEK LİSANS PROGRAMI**

**ELEKTRO-MEKANİK AKTÜATÖRLER İÇİN ANALİTİK
HİYERARŞİ PROSESİ (AHP) KULLANILARAK GÜVENİLİRLİK
TABANLI BAKIM ANALİZİ (RCM) UYGULAMASI**

HAZIRLAYAN

DENİZ CAN DOĞAN

YÜKSEK LİSANS TEZİ

TEZ DANIŞMANI

PROF.DR. YUSUF TANSEL İÇ

ANKARA- 2021

BAŞKENT ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

Savunma Teknolojileri ve Sistemleri Anabilim Dalı Savunma Platformları Tezli Yüksek Lisans Programı çerçevesinde Deniz Can DOĞAN tarafından hazırlanan bu çalışma, aşağıdaki jüri tarafından Yüksek Lisans Tezi olarak kabul edilmiştir.

Tez Savunma Tarihi: 06 / 01 / 2021

Tez Adı: Elektro-Mekanik Aktüatörler için Analitik Hiyerarşi Prosesi (AHP) Kullanılarak Güvenilirlik Tabanlı Bakım Analizi (RCM) Uygulaması

Tez Jüri Üyeleri (Unvanı, Adı - Soyadı, Kurumu)

İmza

Prof. Dr. Mustafa YURDAKUL, Gazi Üniversitesi (Başkan)

.....

Prof. Dr. Yusuf Tansel İÇ, Başkent Üniversitesi (Tez Danışmanı)

.....

Dr. Öğr. Üyesi Barış KEÇECİ, Başkent Üniversitesi (Üye)

.....

ONAY

.....(Müdür ismi).....

Fen Bilimleri Enstitüsü Müdürü

Tarih : ... / ... /

BAŞKENT ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLER ENSTİTÜSÜ
YÜKSEK LİSANS TEZ ÇALIŞMASI ORJİNALLİK RAPORU

Tarih: 13 / 01 / 2021

Öğrencinin Adı, Soyadı : Deniz Can DOĞAN

Öğrencinin Numarası : 21820345

Anabilim Dalı : Savunma Teknolojileri ve Sistemleri Anabilim Dalı

Programı : Savunma Platformları Tezli Yüksek Lisans Programı

Danışmanın Unvanı/Adı, Soyadı : Prof. Dr. Yusuf Tansel İÇ

Tez Başlığı : Elektro-Mekanik Aktüatörler için Analitik Hiyerarşi Prosesi (AHP)

Kullanılarak Güvenilirlik Tabanlı Bakım Analizi (RCM) Uygulaması

Yukarıda başlığı belirtilen Yüksek Lisans tez çalışmamın; Giriş, Ana Bölümler ve Sonuç Bölümünden oluşan, toplam 58 sayfalık kısmına ilişkin, 13 / 01 /2021 tarihinde tez danışmanım tarafından Turnitin adlı intihal tespit programından aşağıda belirtilen filtrelemeler uygulanarak alınmış olan orijinallik raporuna göre, tezimin benzerlik oranı % 6'dır. Uygulanan filtrelemeler:

1. Kaynakça hariç
2. Alıntılar hariç
3. Beş (5) kelimeden daha az örtüşme içeren metin kısımları hariç

“Başkent Üniversitesi Enstitüleri Tez Çalışması Orijinallik Raporu Alınması ve Kullanılması Usul ve Esaslarını” inceledim ve bu uygulama esaslarında belirtilen azami benzerlik oranlarına tez çalışmamın herhangi bir intihal içermediğini; aksinin tespit edileceği muhtemel durumda doğabilecek her türlü hukuki sorumluluğu kabul ettiğimi ve yukarıda vermiş olduğum bilgilerin doğru olduğunu beyan ederim.

Öğrenci İmzası:.....

ONAY

Tarih: 18 / 01 / 2021

Öğrenci Danışmanı Unvan, Adı, Soyadı, İmza:

Prof. Dr. Yusuf Tansel İÇ

Bu tezi savunma sanayisinde yıllarını büyük bir fedakârlıkla geçiren ve ülkemizin savunma sektöründe ilerlemesine katkı sağlayan tüm tasarım mühendislerine ithaf ediyorum.

Deniz Can DOĞAN

Ankara – 2021



TEŞEKKÜR

Çalışmamda tez konumun belirlenmesinden sonuçlanmasına kadar geçen süre boyunca her aşamada bana yol gösteren, her türlü bilimsel ve manevi destekte bulunan, sonsuz anlayışını esirgemeyerek çalışma süresince motive olmama büyük katkıları bulunan çok değerli tez danışmanım Başkent Üniversitesi Endüstri Mühendisliği Bölüm Başkanı Sayın Prof.Dr. Yusuf Tansel İÇ ve tüm Savunma Platformları Tezli Yüksek Lisans Programı bölüm hocalarıma,

Çalışmam süresince desteklerini esirgemeyen Türk Havacılık ve Uzay Sanayi, Milli Muharip Uçak Genel Müdür Yardımcılığı programından Mühendislik Entegrasyon Müdürü Cem Talip ÖNDEŞ, Desteklenebilirlik ekibi Başmühendisi, değerli ve kıymetli şefim Nilgün KUTAY, desteğini hiç esirgemeyen ve yüksek lisans kariyerimin mimarı olan eski şefim Murat Arda ÇAKMAK, çok sevgili iş arkadaşlarım Kaan Ayberk UÇUM, Şahin ALPASLAN ve diğer iş arkadaşlarıma,

Hayatımın her döneminde yanımda olan, maddi ve manevi her türlü desteği sonsuz sevgileri ile veren, hayatı değerli kılan canım aileme,

Sonsuz teşekkür ederim...

ÖZET

Deniz Can DOĞAN

ELEKTRO-MEKANİK AKTÜATÖRLER İÇİN ANALİTİK HİYERARŞİ PROSESİ (AHP) KULLANILARAK GÜVENİLİRLİK TABANLI BAKIM ANALİZİ (RCM) UYGULAMASI

Başkent Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü

Savunma Teknolojileri ve Sistemleri Anabilim Dalı

Savunma Platformları Tezli Yüksek Lisans Programı

2021

Bu tez kapsamında güvenilirlik tabanlı bakım analizi aşamalarından biri olan Kritiklik Analizi aşamasında mevcutta kullanılan yöntemlerden farklı olarak; her bir hata modu için AHP yöntemi ile kritiklik sınıflandırılması için yeni bir model önerilmiştir. Bu yeni AHP modeli kullanılarak her bir hata modu kendi içerisinde değil, sisteme etkileri açısından (maliyet, güvenilirlik, kullanılabilirlik, kritiklik ve üretim) değerlendirilebilmiştir. Önerilen AHP yöntemi ile daha kullanışlı bir kritiklik sınıflandırılmasının yapılabileceği gösterilmiştir. Tez kapsamında; özellikle savaş uçakları için kritik öneme sahip olan sistemlerden biri olan Elektro-Mekanik Aktüatörler (Electro-Mechanical Actuators- EMA) için yeni önerilen AHP yöntemi kullanılarak kritiklik sınıflandırmasına dayalı bir güvenilirlik tabanlı bakım analizi uygulaması sunulmaktadır. Elektro-Mekanik Aktüatörler uçak üzerinde gerçekleştirdiği fonksiyonlar (dahili silah yuvaları kapıları, iniş takımı kapıları, havadan havaya yakıt ikmali kapıları v.s.) gereği kritik öneme sahiptirler. Elektro-mekanik aktüatörlerin sık arıza gösterdikleri motor ve elektrik/elektronik hatalarının kritiklik analizi için yeni bir yöntem olarak AHP önerilmiş ve uygulama sonucunda elektro-mekanik aktüatörler için belirlenen A ve B sınıfı parçalar için planlı bakım öneri sistemi de geliştirilebilmiştir.

ANAHTAR KELİMELER: Güvenilirlik, İdame Edilebilirlik, Kullanılabilirlik, Güvenilirlik Tabanlı Bakım, Kritik Hata Modları, Analitik Hiyerarşi Prosesi, Elektro-Mekanik Aktüatörler, Motor ve Elektrik/Elektronik Hatalar

ABSTRACT

Deniz Can DOĞAN

RELIABILITY CENTERED MAINTENANCE (RCM) ANALYSIS APPLICATION USING ANALYTIC HIERARCHY PROCESS (AHP) FOR ELECTRO- MECHANICAL ACTUATORS

Başkent University Institute of Science

Department of Defense Technologies and Systems

Master Program of Defence Platforms with Thesis

2021

In the context of this thesis, we present a new model for criticality classification using the AHP method for critical failure modes in the reliability-centered maintenance analysis stages. Using this new AHP model, we evaluate each failure mode in terms of its impact on the system concerning cost, reliability, availability, criticality, and production. We show that a more useful criticality classification can be made with the proposed AHP method. Within the scope of the thesis; we offer a reliability centered maintenance analysis application based on criticality classification using the newly proposed AHP method for Electro-Mechanical Actuators (EMA), which is one of the systems that are particularly critical for fighter aircraft. Electro-mechanical actuators perform crucial functions on aircraft such as internal weapon bay doors, landing gear doors, air-to-air refueling doors, etc. We present a new method for motor and electrical/electronic failures in Electro-Mechanical Actuators. Also, we propose a predictive maintenance approach for Class A and B parts designated for electro-mechanical actuators.

Keywords: Reliability, Maintainability, Availability, Reliability Centered Maintenance, Critical Failure Modes, Analytical Hierarchy Process, Electro-Mechanical Actuators, Motor and Electrical/Electronic Failures

İÇİNDEKİLER

TEŞEKKÜR	i
ÖZET.....	ii
ABSTRACT.....	iii
İÇİNDEKİLER.....	iv
TABLolar LİSTESİ.....	vi
ŞEKİLLER LİSTESİ.....	viii
SİMGELER VE KISALTMALAR LİSTESİ.....	x
1.GİRİŞ.....	1
2. UYGULAMA YAPILAN BİLEŞENİN TANITILMASI.....	3
2.1. Uçakta Güvenilir Elektro-Mekanik Aktüatörler.....	3
2.2. Elektro-Mekanik Aktüatörlerin Genel Özellikleri.....	8
2.3. EMA Teknolojisindeki Gelişim Süreci	11
2.4. EMA Mimarisi.....	14
3. LİTERATÜR TARAMASI.....	19
4. YÖNTEM.....	27
4.1. Güvenilirlik Tabanlı Bakım Analizi (Reliability Centered Maintenance)...	27
4.2. Hata Modlarının Kritikliğinin Belirlenmesinde Analitik Hiyerarşi Prosesi	
Kullanımı.....	28
5. UYGULAMA.....	33
5.1. EMA Motor Arızaları	33
5.2. EMA Elektrik/Elektronik Arızaları.....	35
5.3. Motor Hataları için AHP Uygulaması.....	36

5.4. Motor Hataları için Kritiklik İndeks Analizi.....	42
5.5. Elektrik/Elektronik Hatalar için AHP Uygulaması.....	45
5.6 Elektrik/Elektronik Hata Modları için Kritiklik İndeks Analizi.....	50
6. SONUÇ.....	55
KAYNAKLAR.....	59



TABLÖLAR LİSTESİ

	Sayfa
Tablo 2.1.1. EHA ve EMA Sistemlerinin Özellikleri [1].....	7
Tablo 3.1. Kritiklik Analizi [50].....	23
Tablo 4.1.1. Ekipman Kritikliğinin Hesaplanması için Kritik Sınıflandırma Ölçeği [50, 51].....	28
Tablo 4.2.1. Saaty'nin 1-9 Ölçeği [60].....	30
Tablo 4.2.2. RI Değerleri [62].....	31
Tablo 5.1.1. Motor Hata Modları [57].....	34
Tablo 5.2.1. Elektrik/Elektronik Hata Modları [57].....	36
Tablo 5.3.1. Motor Hataları İçin İkili Karşılaştırma Matrisi.....	37
Tablo 5.3.2. Motor Hataları İçin Önem Değerlerinin Hesaplanması.....	38
Tablo 5.3.3. Motor Hataları için Belirlenmiş Kritiklik Sınıflandırma Ölçeği.....	41
Tablo 5.3.4. Motor Hata Modları için AHP Gruplaması.....	41
Tablo 5.4.1. Motor Hata Modları için Kritiklik İndeks Hesaplaması.....	42
Tablo 5.4.2. Motor Hata Modları için Kritiklik İndeks Sınıflandırılması.....	43
Tablo 5.4.3. Motor Hataları için AHP Gruplandırılması ile Kritiklik İndeks Grubu Karşılaştırılması 1.....	43
Tablo 5.5.1. Elektrik/Elektronik Hatalar İçin İkili Karşılaştırma Matrisi.....	46
Tablo 5.5.2. Elektrik/Elektronik Hatalar İçin Önem Değerlerinin Hesaplanması.....	46
Tablo 5.5.3. Elektrik/Elektronik Hataları için Belirlenmiş Kritiklik Sınıflandırma Ölçeği	49
Tablo 5.5.4. Elektrik/Elektronik Hata Modları için AHP Gruplaması.....	50
Tablo 5.6.1. Elektrik/Elektronik Hata Modları için Kritiklik İndeks Hesaplaması.....	51
Tablo 5.6.2. Elektrik/Elektronik Hata Modları için Kritiklik İndeks Sınıflandırılması	52

Tablo 5.6.3.	Elektrik/Elektronik Hataları için AHP Gruplandırılması ile Kritiklik İndeks Grubu Karşılaştırılması 1	52
Tablo 6.1.	EMA-MOTOR HATALARI-RCM-FMECA Çalışma Kağıdı.....	58



ŞEKİLLER LİSTESİ

	Sayfa
Şekil 2.1.1. Güç Sağlayan Aktüatörler ve HSA Bileşimi. (a) EHA, (b) EMA ve (c) HSA [6].....	4
Şekil 2.1.2. Kablolü Uçuş Aktüatörlerine Örnekler [1].....	7
Şekil 2.2.1. EMA'lar için Doğrudan Çalıştırıcı Mimarisi [1].....	9
Şekil 2.3.1. Farklı EMA Türlerinin Sınıflandırılması [6].....	11
Şekil 2.3.2. Ticari Bir Uçakta Farklı Aktüatör İhtiyaçları [6].....	12
Şekil 2.3.3. Boeing B787 ve ECU'sunda Kullanılan EMA Hava Deflektörü [6].....	13
Şekil 2.3.4. Uçuş Kontrol Yüzeylerinde EMA [35].....	13
Şekil 2.4.1. EMA Şematiği [6].....	15
Şekil 2.4.2. (a) Rüzgarlık Kontrolü ve (b) Burun İniş Takımı Yönlendirmesi için EMA Kütle Dağılımı [6]	16
Şekil 2.4.3. (a) Yüksek Güçlü Uçuş Kontrolleri için Dişli Tahrikli EMA ve (b) Doğrudan Tahrikli EMA Modeli [6].....	17
Şekil 3.1. Güvenilirlik Tabanlı Bakım Analizinin Ana Adımları [50].....	20
Şekil 3.2. Ekipman Kritikliğinin Hesaplanması için Kullanılacak Sınıflandırma Ölçeği [50].....	22
Şekil 3.3. RCM Uygulama Metodolojisi [51].....	24
Şekil 3.4. EMA'lar için RCM Uygulama Metodolojisi.....	25
Şekil 4.2.1. Örnek Hiyerarşik Yapı.....	29
Şekil 5.3.1. Motor Hataları için Tutarlılık Oranı.....	38
Şekil 5.3.2. Motor Hataları Duyarlılık Analizi 1.....	39
Şekil 5.3.3. Motor Hataları Duyarlılık Analizi 2.....	39
Şekil 5.3.4. Motor Hataları için MINITAB Programı ile Belirlenmiş Çeyrek Değerler	40

Şekil 5.4.1.	Motor Hataları için AHP Gruplandırılması ile Kritiklik İndeks Grubu Karşılaştırılması 2.....	44
Şekil 5.5.1.	Elektrik/Elektronik Hataları için Tutarlılık Oranı.....	47
Şekil 5.5.2.	Elektrik/Elektronik Hataları Duyarlılık Analizi 1.....	47
Şekil 5.5.3.	Elektrik/Elektronik Hataları Duyarlılık Analizi 2.....	48
Şekil 5.5.4.	Elektrik/Elektronik Hataları için MINITAB Programı ile Belirlenmiş Çeyrek Değerler.....	49
Şekil 5.6.1.	Elektrik/Elektronik Hataları için AHP Gruplandırılması ile Kritiklik İndeks Grubu Karşılaştırılması 2.....	53

SİMGELER VE KISALTMALAR LİSTESİ

RCM	Güvenilirlik Tabanlı Bakım (Reliability Centered Maintenance)
AHP	Analitik Hiyerarşi Prosesi (Analytical Hierarchy Process)
MSI	Bakım için Önemli Parçalar (Maintenance Significant Item's)
EMA	Elektro-Mekanik Aktüatörler (Electro-Mechanical Actuators)
MEA	Daha Elektrikli Uçak (More Electrical Aircraft)
EHA	Elektro-Hidrostatik Aktüatörler (Electro-Hydrostatic Actuators)
PBW	Telle Güç (Power-by-Wire)
TVC	İtme Vektör Kontrolü (Thrust Vector Control)
HSA	Hidrolik Servo Aktüatörler (Hydraulic Servo Actuators)
HM	Sağlık İzleme (Health Monitoring)
LVDT	Doğrusal Değişken Diferansiyel Transformatör (Linear Variable Differential Transformer)
EMC	Elektromanyetik Uyumluluk (Electromagnetic Compatibility)
TRL	Teknoloji Hazırlık Seviyeleri (Technology Readiness Levels)
ECU	Elektronik Kontrol Birimi (Electrical Control Unit)
PM	Planlı/Önleyici Bakım (Planned/Preventive Maintenance)
FMEA	Hata Modu ve Etki Analizi (Failure Mode and Effect Analysis)
LTA	Mantık Ağacı Analizi (Logic Tree Analysis)
RTF	Çalışmadan Arıza (Run-to-Failure)
PMSM	Sabit Mıknatıslı Senkron Motor (Permanent Magnet Synchronous Motor)
FMECA	Hata Modu, Etki ve Kritiklik Analizi (Failure Mode, Effect and Criticality Analysis)

1.GİRİŞ

Günümüz dünyasında havacılık endüstrisinde Elektro-Mekanik Aktüatörler (EMA) önemli bir yer tutmaktadır. Özellikle savaş uçağı tasarımında ve operasyon alanında önemli bir yere sahip olan EMA'lar kritik fonksiyonları yerine getirecek sistemlerde kullanılmaktadır. Hidrolik aktüatörlerin yerini alan Elektro-Mekanik Aktüatörler özellikle yeni nesil savaş uçaklarında (5. nesil savaş uçakları, F-35 gibi) iniş takımının, kritik öneme sahip görev planlamalarında dahili silah yuvaları kapılarının, uçak havadayken yakıt ikmal kapısının açma kapama işlemini yerine getirmektedir. Uçak üzerinde yukarıda verdiğimiz örneklerden daha da çok görev alan EMA'lar, beklenmedik hata durumlarında uçak kaybına, personel kaybına ve/veya görev kaybına neden olabilecek kritik bir sistem olarak ele alınmaktadır. EMA'ların bu kritik öneme sahip görevlerinden dolayı (kullanıldığı bölgeye göre) görev esnasında bir hata vermemesi beklenmektedir.

Bir savaş uçağının görev planlaması kadar arka planda bakım planlaması da önemli bir yer tutmaktadır. Herhangi bir parçaya bakım uygulamak için parçanın hata vermesini beklemek can kayıplarına, görev kayıplarına ve mali kayıplara sebep olabilecek ana bir etkidir. Bu yüzden bu kayıpları önleyebilmek için özellikle havacılık endüstrisinde bakım planlaması çok kritik bir konumdur. Kritik öneme sahip olmayan parçalar için koşula bağlı bir bakım politikası izlenmektedir. Diğer taraftan uçuş güvenirliliği, görev kritikliği ve mali yönlü etkiler açısından kritik öneme sahip parçalar için parçanın hata vermemesi amacıyla parçanın hata oranı bilgileri de kullanılarak parça için gerekli kontrol zamanları, parça onarım zamanları ve/veya parça değişim zamanları planlamaları yapılabilmektedir. Bu bakım planlaması için değişik yöntemler kullanılsa da, Güvenirlilik Tabanlı Bakım (Reliability Centered Maintenance-RCM) Analizi yapılarak daha iyi ve güvenilir bakım planlamaları yapılabilmektedir. Bakım planlamalarını analiz ve deneyim/tecrübe yoluyla belirlemek; kritik öneme sahip parçalar nedeniyle can kayıplarına, görev kayıplarına, mali kayıplara sebep olabilecek hataları önleyebilecektir.

Ülkemizde yeni yeni dile gelse de, dünyada bakım planlarında güvenirlilik tabanlı bakım analizi için çeşitli uygulamalar, literatürde ise çeşitli kaynaklar bulmak mümkündür. Bu tezin literatür taraması bölümünde literatürde var olan güvenirlilik tabanlı bakım analizi çalışmalarından bahsedilmektedir. Sistemler için kritik öneme sahip güvenirlilik tabanlı bakım analizi birtakım adımlar izlenerek yapılmaktadır. Bu adımlardan biri olan ve kritik

öneme sahip olan bir aşama da seçilen sistem için sistemin sahip olduğu hata modları arasından kritik hata modunu seçmek ve bu seçilen kritik hata modu üzerinden doğru ve etkili olan bir bakım planlamasının yapılmasıdır. Kritik hata modu seçimlerinde ilgili parçanın rol aldığı fonksiyon gereği “Bu hata modu sistemin ve/veya görevin kaybına sebep olacak mı?” sorusuna cevap aranmaktadır. Mevcut literatürde bu hata modları için kritiklik seçimi yapılması esnasında her bir hata modunun kendi içerisinde kritikliği ve bu kritiklik içerisinde hata modunun önemi, gerçekleşmesi halinde beklenen mali etki ve ilgili parçanın kullanılabilirlik verileri değerlendirilmektedir. Bu şekilde belirlenen kritik hata modları için güvenilirlik tabanlı bakım (RCM) analizi kapsamında bakım planlaması yapılırken diğer hata modları için RCM analizi yürütülmemektedir. Hata modları arasında kritiklik seçiminde her bir hata modunun kendi içerisinde değerlendirilmesi üzerine yapılan bu mevcut yöntemde kritiklik sınıflandırması yapılırken, bu tez kapsamında mevcut kritiklik belirleme yöntemine alternatif olarak yeni bir yöntem olarak Analitik Hiyerarşi Prosesi (AHP) yöntemi önerilmektedir.

AHP yöntemi ile her bir hata modu için diğer hata modları ile arasında olan ilişki belirlenecektir. Bu ilişki belirlenirken hata modlarının kritiklik önemi, maliyet fonksiyonu, üretim etkisi gibi durumlar düşünülerek sistem kullanıcısı ve/veya üreticisi ile birlikte mevcut deneyim de kullanılarak bu değerlendirme yapıldığında AHP ile seçenekler arası ilişkiler belirlenmiş olacaktır. AHP yöntemi uygulaması sonucunda hata modları arasında bir ağırlıklandırma yapılacak ve MINITAB uygulaması kullanılarak belirlenecek kritiklik sınıflandırılma tablosu ile her bir hata modunun ağırlık faktörüne göre kritiklik sınıflandırma ataması gerçekleştirilecektir. Buradaki alternatifleri her bir hata modu olarak düşünersek; her bir hata modunun birbirleriyle olan ikili karşılaştırması üzerinden belirlenecek ağırlık puanları ile daha doğru bir kritiklik sınıflandırılmasının yapılması ve bu kritiklik sınıflandırılmasına bağlı olarak daha doğru bir bakım planlamasının yapılması hedeflenmektedir.

Bu tez kapsamında özellikle havacılık ve uzay sistemleri için uygulanan Güvenilirlik Tabanlı Bakım Analizi (Reliability Centered Maintenance-RCM) uygulaması, havacılık endüstrisinde savaş uçakları için kritik öneme sahip olan sistemlerden biri olan EMA’lar üzerinde gerçekleştirilmiştir. Çalışma kapsamında EMA’ların sahip olduğu hata modları arasından motor hataları ve elektrik/elektronik hataları incelenmiş, bu hata modları üzerinden AHP yöntemi uygulanmıştır. AHP yöntemi ile birlikte her bir hata modu üzerinden ağırlıklandırma yapılarak kritik hata modlarının belirlenmesi gerçekleştirilmiştir.

2. UYGULAMA YAPILAN BİLEŞENİN TANITILMASI

2.1. Uçakta Güvenilir Elektro-Mekanik Aktüatörler

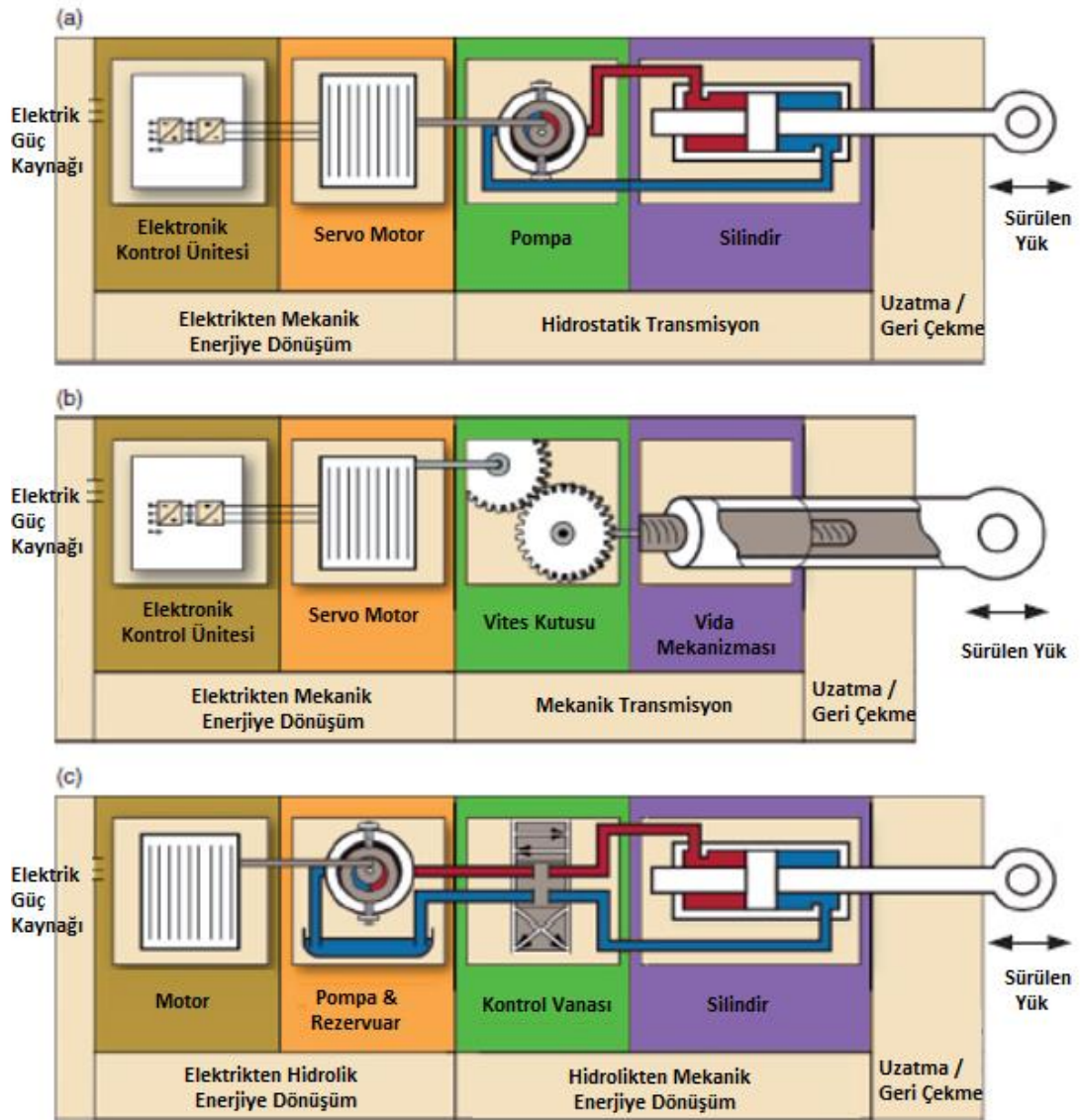
Havacılık endüstrisinde elektrikle çalışan ekipmanların kullanımını artırmaya yönelik genel bir eğilim vardır. Bu yeni yaklaşım "Daha Elektrikli Uçak" (More Electrical Aircraft-MEA) tasarımlarında çoğunlukla "Kablo ile Güç" adıyla anılmaktadır. Bu yaklaşım hidrolik aktüatörlerin, EMA ile değişmesini öngörmektedir. Bu değişimin faydası ise bakım süresi, maliyeti ve iş yükünde azalma, bakım verimliliğinde artışı sağlamaktır. Sıkışma durumu hataları ise EMA'ların uçuş kontrol aktüatörlerinde kullanımını kısıtlayacaktır.

Havacılık sistemlerinde genel olarak kullanımda olan hidrolik aktüatörler, aşırı bakım gücü gerektirmektedir. Bu aktüatörlerin yüksek sıcaklığa ve basınca karşı da direnci zayıftır. Doğal olarak bu da yüksek ömür devri maliyetlerine yol açarken, düşük kullanılabilirlik değerlerine yol açacaktır. MEA teknolojisi hızla gelişerek, ileri zamanlardaki uçakların ilerleyen teknoloji ile birlikte bakımını, güvenilirliğini ve manevra kabiliyetini iyileştirmek amacıyla kablolu aktüatörlerin kullanımı daha da yaygınlaşacaktır [1].

MEA tasarımı, diğer aktüatörlerden farklı olarak uçuş kontrol yüzeylerinin hareketini sağlamak için yeni bir akım olan yüksek güçlü elektrik çalıştırma sistemlerini kullanmaktadır. EMA'lar birincil ve ikincil uçuş kontrolü için alternatif mimarilerin yanı sıra yeni iniş takımları, frenleme, havadan yakıt ikmali kapıları, dahili silah yuvaları kapıları ve yatay stabilizatör mimarilerinde kullanılmaya başlanmıştır. Elektro-Hidrostatik Aktüatörler (EHA) ve EMA'lar dahil olmak üzere geniş bir aktüatör seti üzerinde çalışmalar yürütülmektedir [2-5]. EHA çözümünde, dağıtılmış bir hidrolik sistem kullanılırken, EMA çözümünde hidrolik, bir elektrikli makine, bir dişli kutusu ve/veya bir vida mekanizması ile değiştirilir.

Airbus A380 ve Boeing B787 gibi yeni ticari uçaklarda hidrolik sistemlerin yerini, diğer hidrolik sistemlerin yedeği olarak kullanılan EHA sistemleri almıştır. EHA'lar aktüatörler için hidrolik güç desteği sağlayan elektrik alt sistemidir. Bu aktüatörlerin olumsuz yanı ise; EMA'lara göre daha yüksek üretim, kullanım ve bakım maliyetli olmasıdır.

Son yıllarda, havacılık alanında, MEA genellikle telle güç (Power-by-Wire - PBW) çalıştırma olarak adlandırılan elektrikli çalıştırma sisteminin kullanımını artırmaya yönelik bir eğilim doğmuştur [6-10]. PBW teknolojisi, farklı tasarım yaklaşımları arar ve uçuş kontrolü, iniş takımı, itme vektör kontrolü (Thrust Vector Control - TVC) ve motor çalıştırma sistemi için elektrikle çalışan aktüatörlerin kullanım alanlarını genişletmektedir [11-13]. Elektro gibi PBW aktüatörleri kullanan elektrikli aktüatör sistemi Şekil 2.1.1.'de gösterilmiştir [14-15].



Şekil 2.1.1. Güç Sağlayan Aktüatörler ve HSA Bileşimi. (a) EHA, (b) EMA ve (c) HSA [6]

İncelemeler ışığında, PBW aktüatörler, hataya dayanıklı kabiliyetleri sebebiyle avantaj sahibi olacaklardır ve aktüatör sistemlerinin çalışmalarında fayda sağladıkları tespit edilmiştir. Bu avantajlar aşağıdaki gibi sıralanmıştır.

(a) zehirli ve yanıcı hidrolik sıvıların kullanılmaması sebebiyle artan güvenlik ve güvenilirlik;

(b) güç iletim yollarında azaltılmış ağırlık, hacim ve karmaşıklık;

(c) hidrolik sızıntıların olmaması ve daha iyi teşhis yeteneği sebebiyle daha kolay ve etkili bakım ile daha düşük maliyet;

(d) daha yüksek enerji verimliliği ve daha iyi dinamik özelliklerdir.

Bu aktüatörler, EHA'ların ve EMA'ların son dönemdeki büyük ticari nakliye uçaklarında kullanılabilecek kadar kademeli olarak olgunlaştığı hizmet içi hava taşıtlarında halihazırda bulunmaktadır. Örneğin, EMA'lar Boeing 787 yolcu uçağında iniş takımı frenlemesi, orta spoyler yüzeyleri ve düzeltilebilir yatay dengeleyici alt sistemleri için kullanılır [16]. Airbus A380 yolcu uçağında ise, EHA'lar zaten birincil uçuş kontrolleri (kanatçıklar vs.) için görevdedir. Bu A380 uçaklarında EMA'lar ise ayarlanabilir yatay dengeleyici ve ters çevirici çalıştırma fonksiyonlarını sağlamak için ilgili alt sistemlerde kullanılır [17].

Askeri tarafta ise, müşterek taarruz uçağı, EHA ile çalıştırılan birincil uçuş kontrol sistemleriyle donatılmıştır. Aktüatör mühendisleri, PBW aktüatörlerinin ve ilgili elektrik sistemlerinin, tamamen elektrikli bir yolcu uçağında yakıt yanması ve bakım maliyetlerinde önemli bir azalma sağlayabileceğini tespit etmiştir. Aynı zamanda yer destek ekipmanlarında da %30-50 oranında bir azalmaya sebep olabileceğini değerlendirmişlerdir [18-19]. Askeri (savaş) uçakları için ise, kalkış ağırlığı 450-270 kg azaltılabilir ve gövde alanının savunmasızlığı %10'un üzerinde azaltma sağlayabilir [20-21]. PBW aktüatörleri havacılık sektörü için yeni olsa da MEA ifadesi, ileriki zamanda PBW aktüatörleri için daha önemli yeni çalışma alanları sağlamaktadır.

Şekil 2.1.1.' de olduğu gibi, EHA aslında değişken hızlı bir elektrik motoru tarafından çalıştırılan bir pompayı kapsayan bağımsız bir hidrolik aktüatör olarak bilinir. Hidrolik sistemden farklı olarak güç kontrolü pompa tarafından sağlanmaktadır. Geçiş için hidrolik güç, pompanın hızı değiştirilerek elde edilir. Akışkanın bir silindir bölmesinden diğerine ileri geri aktarılmasıyla birlikte, elektrik motoru ve pompa ekipmanları, yüke bağlı

pistonun konumunu kontrol edebilir. Sonuç olarak, hacimli boru sistemleri ve yer destek ekipmanı tarafında sağlanacak hidrolik kaynak ortadan kaldırılmaktadır [22]. Diğer taraftan, EMA'lar yerel hidrolik cihazların kullanımdan alınmasını sağlar. Vidalı çubuğun çalıştırılması için hidrolik akışını kullanmaz, dolayısıyla daha az enerji dönüşümü sebebiyle bakım iş gücünde önemli bir azalmaya sağlanır [23]. Genel olarak, EMA'ların EHA'lara göre ağırlık açısından avantajlı olduğu kabul edilir [24]. Bu avantajlara rağmen, araştırmacılar ve mühendisler gelecekteki uçak uygulamaları için EMA teknolojilerinin geliştirilmesinde yeni zorluklarla karşılaşacaklardır. Geleneksel hidrolik servo aktüatörlerden (hydraulic servo actuators-HSA'lar) farklı olarak, EMA'ların geniş uygulamasındaki temel sorun, güvenilirlik ve sıkışma, sağlık izleme (HM) ve değerlendirme ve termal yönetimden kaynaklanan arıza riski ile ilgili birikmiş bilgi ve deneyim eksikliğidir. Havacılıktaki EMA'ların gerekli performansını sağlamak için, karakterizasyonu ve doğrulaması için ayrıntılı deneysel testler uygulanmalıdır [25].

EMA, yerel hidrolik devrelerin ortadan kaldırılmasına izin verdiği için EHA'ya çekici bir alternatiftir ve keçeler gibi aşınan parçaların yokluğundan dolayı bakım maliyetlerinde önemli bir azalma anlamına gelir [5].

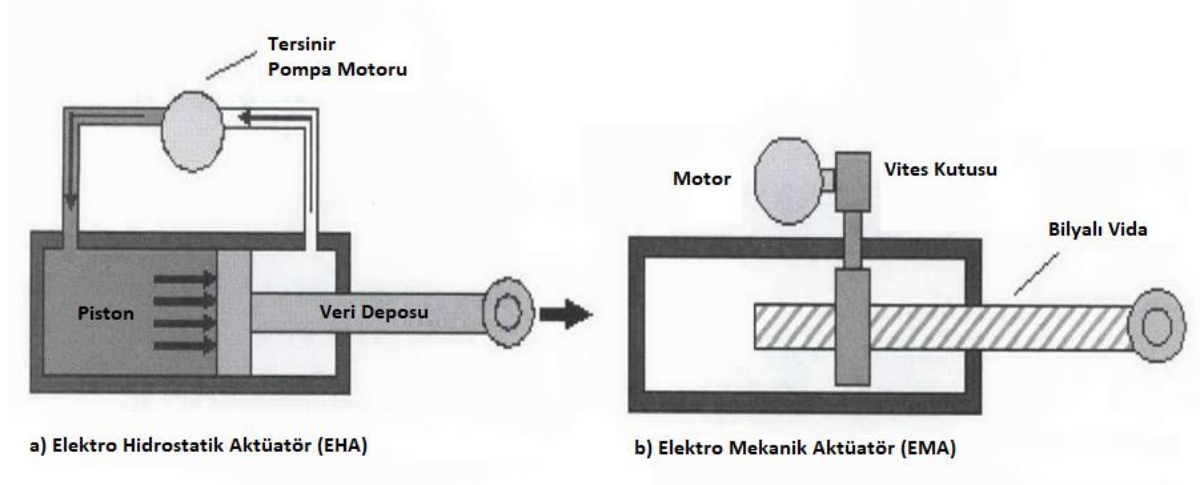
Bu yeni tasarım konseptlerinin getirdiği teknoloji güvenlik sorunlarına büyük önem verecektir. Hidrolik sistemlerde, uçuş güvenliğini tehlikeye atabilecek bir aktüatör sızıntısı genellikle izole edilir.

Bu nedenle, uçaklarda hidrolik ve elektrohidrolik sistemlerin bulunması yerine elektrikli sistemlerin kullanımına ilgi artmaktadır. Bu tür sistemlerde, bir elektrik motoru bir pompayı, bir fanı veya bir aktüatörü doğrudan çalıştırabilecektir.

Merkezi sistemlerde mevcut hidrolik veya elektrohidrolik çalıştırmadan aynı güvenlik seviyesini korurken merkezi olmayan sistemlerde EMA'ya geçmek, günümüzde üretim ve bakım maliyetlerini, gaz tüketimini ve kirlilik emisyonlarını düşürme hedefi ile havacılık için büyük bir zorluk olacaktır.

Bu amaca ulaşmak için, EMA sıkışmasına, yani tahrik ve makara vidası istiflenirken özel dikkat gösterilmelidir. Yeni sistemler bunu tahmin edebilmeli ve algılayabilmelidir, buna sıkışma içermeyen denir [2]. Bu bağlamda, EHA'lardan sıkışma içermeyen EMA'lara geçmeye doğru atılan büyük adım, uygun teknoloji ve izleme yoluyla olası sıkışma durumlarının önlenmesi ve ardından daha fazla güvenilirlik için hataya dayanıklı sistemler sağlamaktır.

Bu şekilde, son derecede güvenli ve güvenilir olan EMA teknolojileri, sürdürülebilir hava araçları için talebin karşılanmasında katkıda bulunacaktır. Şekil 2.1.2.'de Kablolu uçuş aktüatörleri olan EHA ve EMA için şematik bir yapı verilmektedir. Aynı zamanda Tablo 2.1.1'de ise EHA ve EMA sistemlerinin özellikleri verilmektedir.



Şekil 2.1.2. Kablolu Uçuş Aktüatörlerine Örnekler [1]

Tablo 2.1.1. EHA ve EMA Sistemlerinin Özellikleri [1]

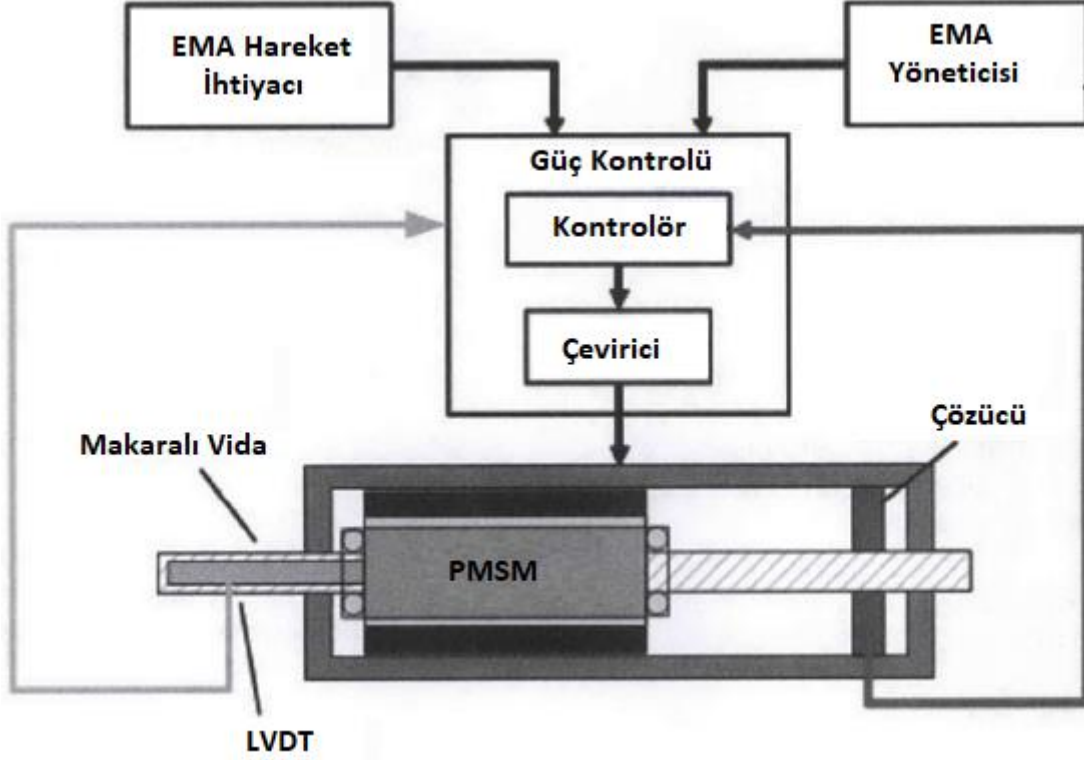
Elektro-Hidrostatik Aktüatörler	Elektro-Mekanik Aktüatörler
Pompa tarafından tahrik edilen EHA'nın güvenilirliği iyi çalışılmış ve yeterince garanti edilmiştir. (+)	Güvenilirlik, geleneksel çalıştırma ile rekabetçi görünmektedir, ancak ek araştırmalar yapılmalıdır. (+)
Geleneksel Aktif Bekleme ve Aktif konfigürasyonlar geliştirilmiş ve onaylanmıştır. (+)	Uçuş için kritik bir yüzeyde veya spoyler tipi yüzey döner veya doğrusal tasarımlarda Bekleme Aktüatörü olarak olası kullanım pratiktir. (+)
Hidrolik bakım gereklidir. (-)	Mekanik transmisyon serbestliği sebebiyle çarpıntı tehlikeleri bulunmaktadır. (-)
EHA maliyet ve ağırlık temellerinin iyileştirilmesi gerekir. (-)	Sıkışma duyarlılığı (-)

Yukarıdaki ifadeler hem üretim hem de yük kontrolü için genel elektrikli uçak güç sistemlerinde elektrikli enerjilerin güvenliğinin giderek daha önemli hale geldiğini açıkça göstermektedir. Havacılık endüstrisi, önleyici bakım programlarına, yani sistemler arıza vermeden bakım yapılabilmesi adına büyük yatırım yapmaya başladı [26]. Elektrikli aktüatörlerle klasik hidrolik ve elektrohidrolik sistemlerden çok daha az deneyim olduğundan, EMA alanına daha da fazla yatırım yapılması gereklidir.

Elektrikli makineler söz konusu olduğunda, önleyici bakım için kullanılan eski teknik, makineyi yakından incelemek için yeterli olmayacaktır. Bununla birlikte, aktüatörü hizmet dışı bırakmak maliyetli ve zaman alıcıdır. Öte yandan, güvenilirliği artırmak için yedeklenmiş elektronik konfigürasyonlar göz önünde bulundurulabilir. Yine de bu, kontrolü zorlaştıran maliyetli bir çözümdür. Alternatif olarak, durum izleme, başlangıç aşamasındaki hataları erken bir aşamada tespit edebildiğinden, havacılık alanında dikkat çekicidir. Bu, bakım ve arıza süresi masraflarını azaltacak ve sistemin çalışma güvenilirliğini artırır.

2.2. Elektro-Mekanik Aktüatörlerin Genel Özellikleri

Uçuş kontrol sistemleri için EMA'lar bir güç dönüştürücü ve aktüatörü hareket ettiren silindir vidasına doğrudan bağlı bir elektrik motoru ile sağlanan Doğrudan Tahrik'li bir yapıya sahiptir. Şekil 2.2.1., mekanik olarak bağlanan aktüatörün doğrusal hareketini, kontrol amacıyla kullanılan bir elektrik sinyaline dönüştüren bir Doğrusal Değişken Diferansiyel Transformatörün (LVDT) kullanıldığı bir yapıyı göstermektedir.



Şekil 2.2.1. EMA'lar için Doğrudan Çalıştırıcı Mimarisi [1]

Güç dönüştürücü, stator sargılarına uygulanan faz gerilimlerinin büyüklüğünü ve frekansını değiştirerek elektrik motorunun açısal hızını ve çıkış torkunu düzenlemek için kullanılır. Güç dönüştürücülerinin temel bileşenleri doğrultucu, filtre, DC bağlantı kondansatörü ve çeviricidir. Harmonik içeriği azaltmak için düzeltilmiş voltaj filtrelenir. DC bağlantısı, çeviriciye sabit bir voltaj sağlayan bir kapasitör vasıtasıyla doğrultucu ve çeviriciyi birbirine bağlar. Yüksek frekanslı güç transistörleri, DC voltajını AC voltajına dönüştüren çevirici oluşturur.

Bu teknoloji genel boyutlar ve ağırlık optimizasyonu açısından avantajlar sunmaktadır. Bu zamana kadar ki kullanım alanı tren ve fırlatma uygulamalarıdır [27].

Bir aktüatörde meydana gelebilecek gelenekselleşmiş elektromanyetik ve elektronik arızalar aşağıdaki gibi sıralanmıştır:

- Bobin açık devre,
- Bobin kısa devre (faz-toprak veya faz içi),
- Motor terminallerinde bobin kısa devre,
- Güç cihazı açık devre,

- Güç cihazında kısa devre,
- DC bağlantı kapasitörünün arızalanması
- Sensör hatası veya arızası.

Elektriğin güvenli çalışması ve güvenilirliği temel olarak motora ve elektroniğe ve enerjiye bağlıdır. Elektrikli makinenin özellikleri şöyle olmalıdır:

- Tüm çalışma zamanında yüksek verimlilik,
- Hataların etkilerini önlemek ve ısıl yayılmayı azaltmak için fazlar arası manyetik, elektriksel ve mekanik izolasyon,
- Dönüşlerde kısa devre akımlarını sınırlandırmak için büyük sargı endüktansı,
- Kayıpları ve yüksekliği azaltmak için amper başına yüksek tork tasarımı
- Soğutma sisteminde yaklaşık %25 aşırı yüklenmeyi sağlayan yüksek verimlilik.

Güç modüllerinin değiştirilmesi kolay olmalı ve bu bilgiyi denetleyici kontrole göndermek için bir tür otomatik hata algılama devresi içermelidir.

EMA'nın tamamı ile ilgili olarak, elektromanyetik uyumluluk (EMC) açısından yeni özel zorluklar ortaya çıkmaktadır. 400 Hz'de ki güç kaynağı, elektriksel geçişler, radyo frekansı alanları ve uçakta halihazırda kurulu olan elektronik ekipman, EMA için karmaşık bir elektromanyetik ortam yaratacaktır. Yeni EMA'lar için Elektromanyetik emisyonlar, radyasyona duyarlılık, statik elektrik deşarjları ve yıldırımdan korunma testleri, EMC'yi garanti etmek için uygulanmalıdır.

Güvenli bir enerji için, dijital kontrol modüler yapıda olmalıdır. Bu modüler yapı yeni teknoloji ile birlikte bakımı kolaylaştırılmalıdır. Ayrıca, izleme sistemi kesintisiz çalışabilmeli ve hasar durumunda arızanın yerini tespit edebilmeli, yayılmasını önlemek için izole edebilmeli ve arıza çözümlene veya ortadan kaldırılıncaya kadar hizmetin sürekliliğini garanti altına alabilmelidir.

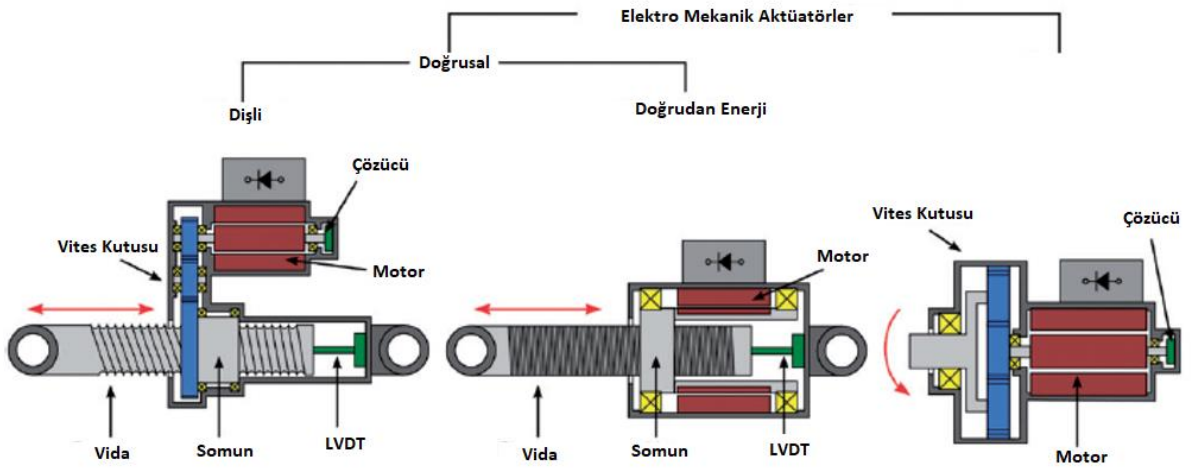
Kontrol sisteminin diğer genel özellikleri olmalıdır [28]:

- Mevcut düğümlerin ve ekipmanların yeniden tanımlanmasına gerek kalmadan sistemin işlevselliğinin genişletilmesini kolaylaştıracak ölçeklenebilirlik ve esneklik,
- Test edilebilirlik, gerçek zamanlı doğrulama ve kontrolü kolaylaştırmak için,
- Ana CPU'nun birçoğu aynı donanıma sahip daha küçük dağıtılmış kontrollerde ayrıştırılması yoluyla azaltılmış karmaşıklık ve düşük bakım maliyetleri ve

- Her düğümde çalışan ve standart arayüzler üzerinden bilgi alışverişi yapılabilen akıllı yazılımlar olmalıdır.

2.3. EMA Teknolojisindeki Gelişim Süreci

EMA hem doğrusal hem de döner tip olabilir. Doğrusal EMA'larda, motorun dönme hareketi, bir bilyalı veya makaralı vida mekanizması ile doğrusal harekete dönüşüm sağlanır. Döner EMA'lar da, motor hızı bir şanzıman ile azaltılır [29]. Şekil 2.3.1., doğrusal ve döner EMA'lar için temel farklılıkları göstermektedir.

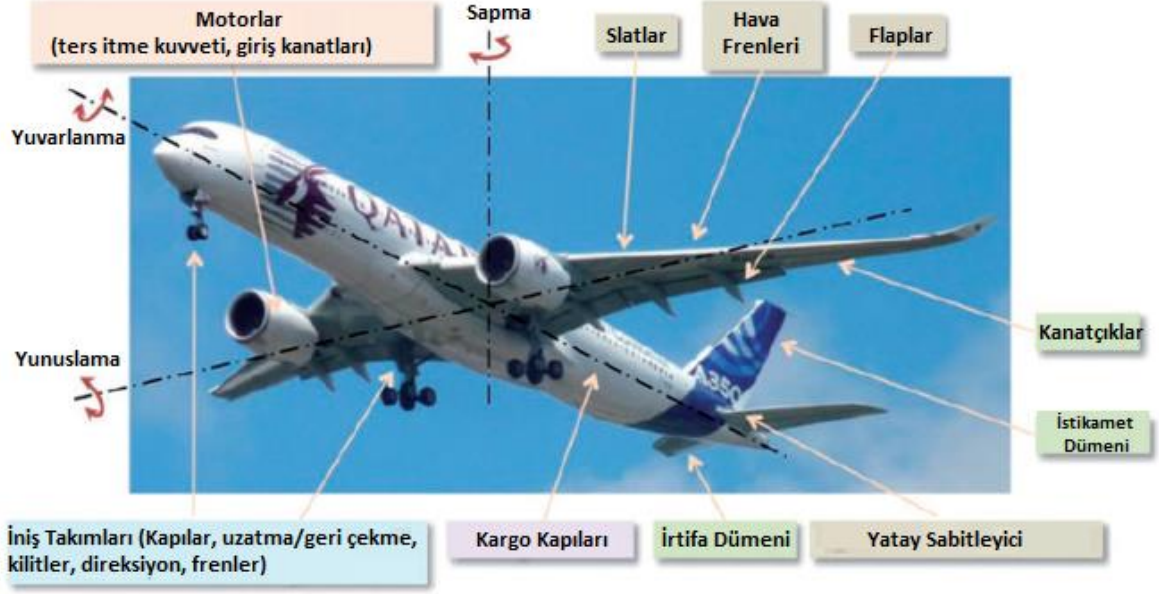


Şekil 2.3.1. Farklı EMA Türlerinin Sınıflandırılması [6]

Birincil uçuş kontrolleri

Birincil uçuş kontrollerinin asıl amacı, uçak yörüngesini kontrol etmektir. (Şekil 2.3.2.) 1980'lere kadar, birincil uçuş yüzey kontrolü için kullanılan EMA'ların deneyimleri arttı ve birçok uçak üreticisi ve araştırmacısı EMA'yı test etmeye ve doğrulamaya başladı. EMA teknolojisi için güvenilirlik sağlamak ve pratik deneyim elde etmek için, bir C-141 uçağının sol kanatçığını kontrol etmek için çift doğrusal bir EMA geliştirildi ve çift HSA yerine 1986'te uçuş testi için gösterildi [30]. C-141 kanatçıklarının başarılı sonuçlarıyla tavsiye edilen çeşitli boyut ve konfigürasyonlarda ek PBW sistemleri daha da geliştirildi. Devamındaki yıllarda yapılan gelişmeler ile birlikte COVADIS projesi kapsamında, bir sivil uçak olan A320 yolcu uçağında, ilk kez sağ kanatçık yüzeyinde bir EMA başarıyla uçuş gerçekleştirdi [31]. Bunun anlamı da iyi bir TRL6 seviyesine ulaşmak demektir. Şekil 2.3.2' de bir sivil uçakta EMA'lar için kullanım alanları gösterilmektedir. 2011 ve 2016

yılları arasında Aktüatör 2015 projesi, maliyet, güvenilirlik ve ağırlık gereksinimlerini karşılayan ortak bir standartlaştırılmış ve ölçeklenebilir EMA modülleri seti geliştirmeyi ve doğrulamayı amaçlamıştır [32].



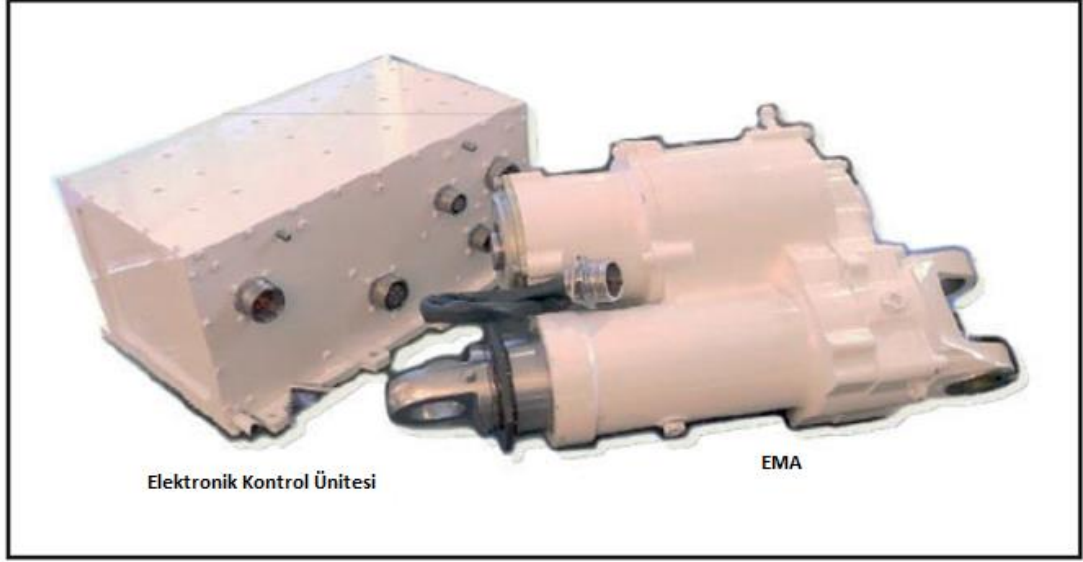
Şekil 2.3.2. Ticari Bir Uçakta Farklı Aktüatör İhtiyaçları [6]

Tüm bu araştırma faaliyetleri ve geliştirme çabalarına rağmen, EMAs, düşük güç uygulamaları dışında sıkışma olasılıkları nedeniyle birincil uçuş kontrolleri için henüz yeterince olgun değildir. Birincil uçuş kontrol uygulamaları için EMA'nın havacılığın güvenli olarak kabul edilmesinden uzun bir yol kat ettiği kabul edilmektedir [6].

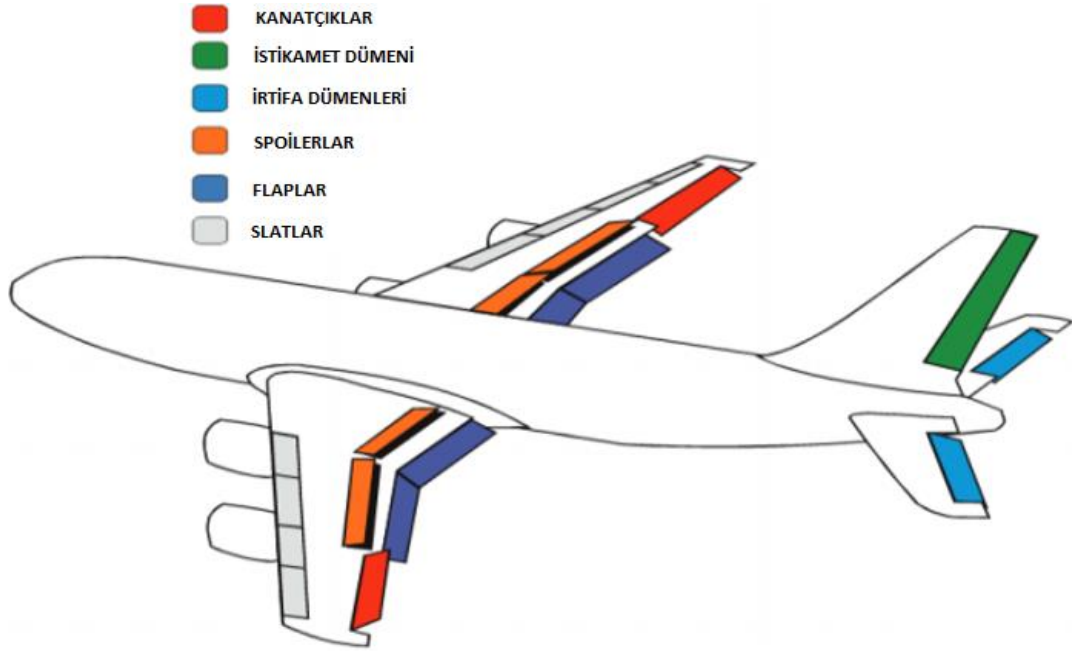
İkincil uçuş kontrolleri

EMA ile çalıştırılan yüzeylerin üreticisi için, kanatlar, hız kesici kanatlar ve yatay stabilizatörleri gibi daha az güvenlik açısından kritik uygulamalarda daha yüksek kabul edilebilirlik görülmektedir. Bunlar, sıkışmanın felaket olmadığı ve süreksiz olarak çalıştırıldığı yüzeylerdir. 2001 ve 2004 yılları arasında geliştirilen DEAWS araştırma projesi ile birlikte sistem karmaşıklığını azaltmak için elektrikli aktüatörleri dağıtan yüksek kaldırma sistemlerinin fizibilitesini araştırılmıştır [33]. Ayrıca, ilk tam elektrikle çalışan düzeltilebilir yatay stabilizatör aktüatörünün A350'de uygulandığını ve ikincil uçuş kontrol

alıştırma sistemi için büyük bir ilerlemeyi temsil ettiğini de belirtmek gerekir [34]. şekil 2.3.3.'te Boeing B787 yolcu uçağında ve ECU'sunda kullanılan EMA Hava Deflektörü gösterilmektedir. şekil 2.3.4.'te ise Uçuş kontrol yüzeylerindeki EMA'ların kullanım yerleri gösterilmektedir.



şekil 2.3.3. Boeing B787 ve ECU'sunda Kullanılan EMA Hava Deflektörü [6]



şekil 2.3.4. Uçuş Kontrol Yüzeylerinde EMA [35]

İniş takımları

İniş takımlarında aktüatör fonksiyonlarının gereksinimleri, iniş takımlarının yükseltilmesi veya indirilmesi (uzatma/geri çekme), burun tekerleği yönlendirmesi ve tekerlek frenlemesi dahil çok sayıdadır. Uzatma/geri çekmenin kontrolü basit olduğundan, temel zorluklar, tolerans veya sıkışmaya karşı direnç ve işlev kaybı durumunda sönümlü serbest düşme kabiliyetine odaklanır. ELGEAR, CISACS ve MELANY araştırma programlarının çoğunun; uzatma/geri çekme, EMA'lar tarafından çalıştırıldığında sıkışma ile ilgili çabaların test edilmesi ve değerlendirilmesi hakkında tartışmalarının nedenidir [36-37]. 2005 yılında, DRESS Projesi, tek koridorlu bir ticari uçak için oldukça güvenilir bir elektromekanik burunlu dişli direksiyon sistemi geliştirmeyi ve test etmeyi hedefliyordu [38]. Daha sonra, 2007-2009 yılları arasında ELGEAR NWS projesinde bir elektrikli iniş takımı sistemi geliştirildi. Aktüatörün frekans tepkisinin, mekanik sistemdeki önemli geri tepme ile sınırlı olduğu görüldü. EABSYS projesi (1999'da başlatıldı) bir uçağın tekerlek frenlerini uygulamak için Elektro-Mekanik Aktüatörleri içermektedir. Bu çalışma ile birlikte EMA'ların aktüatör sıkışmasından sonra bir fren sistemini çalıştırabileceğini tespit edilmiştir [39]. Hizmet içi uygulama için Boeing B787'de toplam 32 EMA ve dört motor kontrol elektronik ünitesi de hizmete girdi.

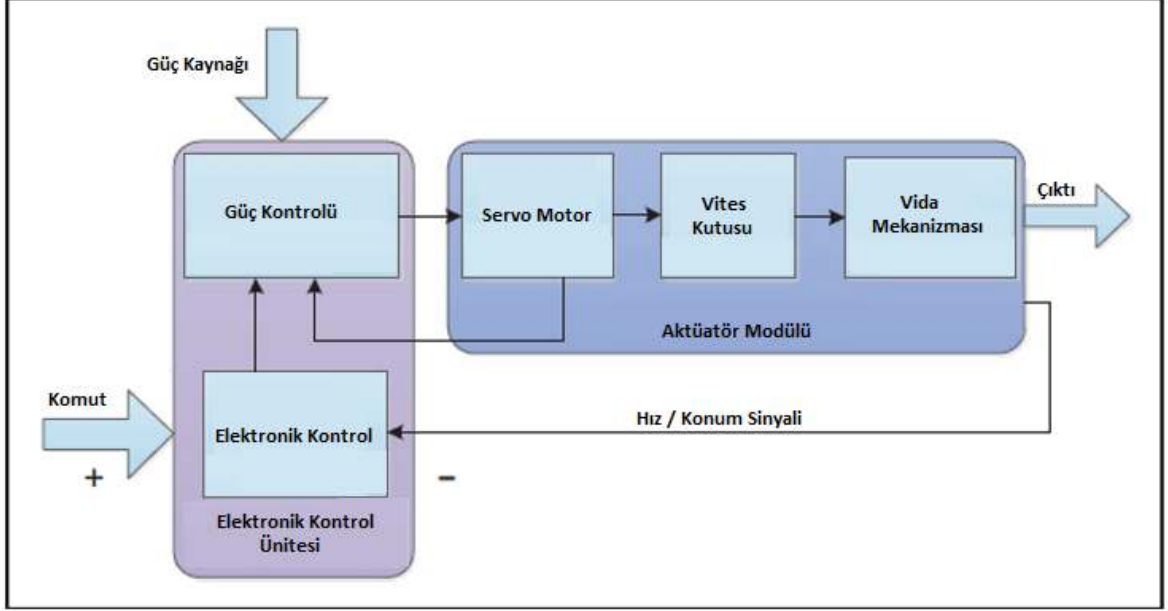
Motorlar

MEA motorları kapsamında kullanılan EMA'lar ayrıca değişken stator kanatları ve değişken hava tahliye valfleri yönlendirme, itme ters çeviriciler kontrolü ve hava girişlerinin geometri modifikasyonu gibi çok sayıda kontrol ve izleme işlevi de gerçekleştirir [40]. Bu aktüatörlerin görev döngüsü nispeten kısa olmasına rağmen, zorlu çalışma ortamında (50 ila + 125 C arası sıcaklık, 60 kN'ye kadar yüksek gerilimler) çalışarak karakterize edilirler. Silindir-vida tabanlı EMA'ların, süpersonik uçağın hizmet ömrü boyunca motor hava girişlerinin kapı hareketini gerçekleştirdiği kanıtlanmıştır [41]. Airbus A380 ve A350 yolcu uçaklarında, Elektrikli İtme Ters Tahrik Sistemlerinde EMA'lar çalıştırılmaktadır [42]. İtme ters çeviricinin uygulaması için, EMA'ların senkronizasyonu çok önemli bir husustur.

2.4. EMA Mimarisi

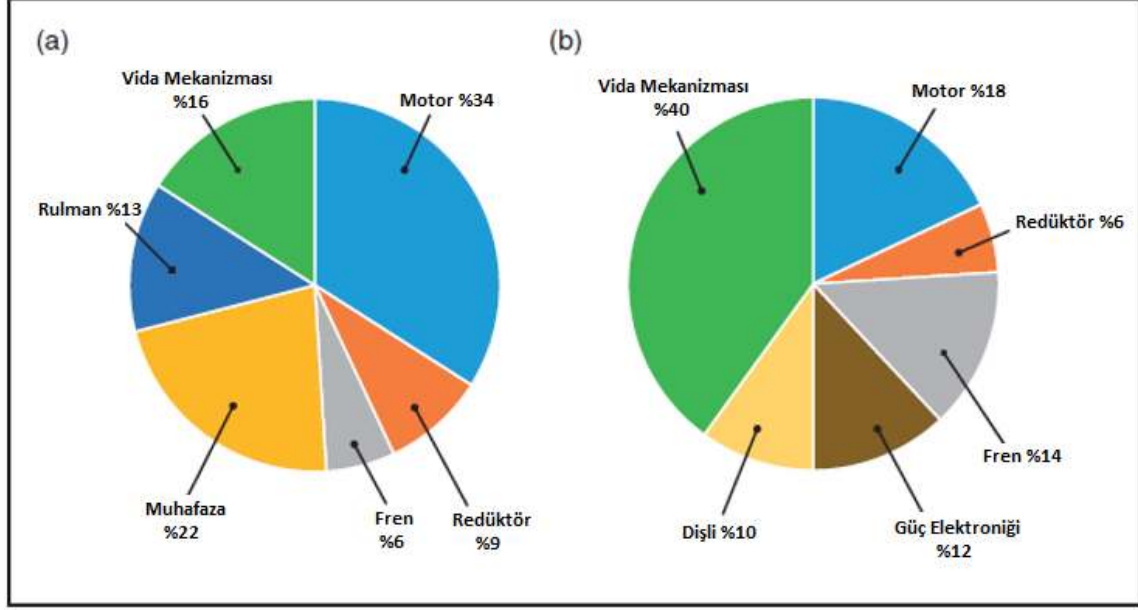
EMA (Şekil 2.4.1.) için asıl amaç elektrik enerjisini mekanik enerjiye dönüştürmektir. Bu kapsamdan mekanik bir çalıştırma tertibatından (yani, aktüatör

modülü, mekanik bileşenler ve bir servo motor), güç ve sinyaller için bir elektronik kontrol biriminden (ECU) oluşur.



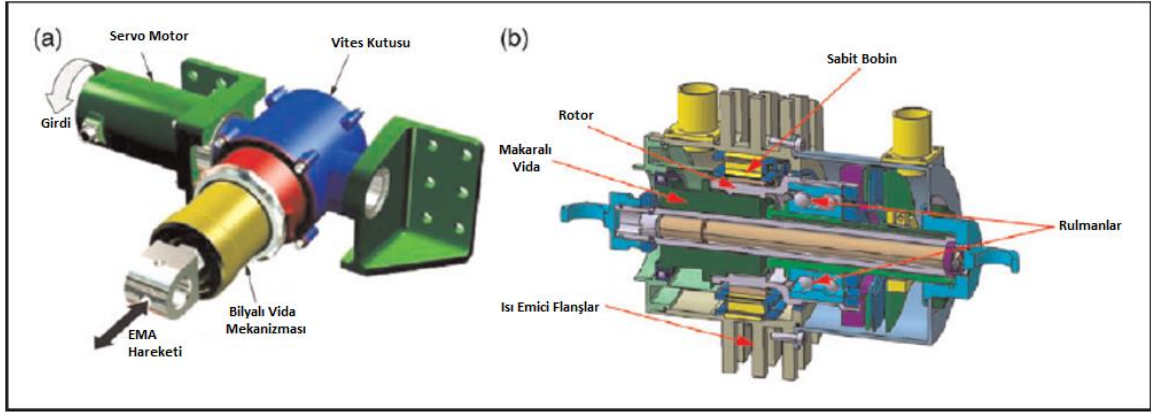
Şekil 2.4.1. EMA Şematiği [6]

Aktüatör seviyesinde, her bileşen, görev profiline ve mimari konfigürasyona bağlı olarak toplam kütle olarak parametre kriterleri üzerinde önemli bir etkiye sahip olabilir [43]. Şekil 2.4.2., EMA bileşenlerinin kütle dağılımını göstermektedir [44].



Şekil 2.4.2. (a) Rüzgarlık Kontrolü ve (b) Burun İniş Takımı Yönlendirmesi için EMA Kütle Dağılımı [6]

Botten ve diğerleri tarafından [45] açıklanan EMA yapısı yüksek güçlü uçuş kontrolleri için Şekil 2.4.3.'te ki (a) bölümünde gösterilmektedir. Temel bir biçim olarak, dişli tahrikli EMA, istenmeyen bir mekanik sıkışma oluşturacak belirli tek noktalı arızalara karşı hassastır ve sonuç olarak bazı yüzeylerde uçuş sertifikası için zorluklar ortaya çıkarır. Bu nedenlerden dolayı, dişli tahrikli EMA birincil uçuş kontrol uygulamaları için önerilmez. Ancak; uçuş kontrol yüzeyleri ile karşılaştırıldığında daha düşük risk taşıyan ikincil çalıştırma sistemleri ve diğer çalıştırma fonksiyonları, bu tür bir teknolojiyi kapsayabilecek kapasitesi vardır. Örnek olarak, Wachendorf ve diğerleri [46], dengeleyiciyi kontrol etmek için iki aktif-paralel çalışma yük yolunu birleştiren, üç şaftlı iki diferansiyel dişli kutusunu içeren bir çalıştırma sistemini sundu. Çift yük yolu EMA'lar arasındaki tork farkı (her bir yoldaki diferansiyel dişli kutusu aracılığıyla konum toplamı), giriş millerinden biri tarafından telafi edilebilir. Arıza durumunda, mekanik kendi kendine senkronizasyon her iki aktüatörün de serbestçe hareket etmesini garanti eder.



Şekil 2.4.3. (a) Yüksek Güçlü Uçuş Kontrolleri için Dişli Tahrikli EMA ve (b) Doğrudan Tahrikli EMA Modeli [6]

Diğer yaygın biçim, bir güç dönüştürücü ve dişli kutusu olmayan bir vida mekanizmasına doğrudan bağlanan yüksek güçlü yoğunluklu bir motor içeren doğrudan tahrikli EMA'dır. Bu şekilde, kalıcı mıknatıs, rotoru temsil eden silindirik somunun yüzeyine doğrudan yapıştırılabilir, böylece buna karşılık gelen konsantre bir ağırlık elde edilir. Yükü doğrudan destekleyen vida mekanizması, yerden tasarruf sağlamak için somunun muhafazaya bağlanması için bilyalı rulmanlara paralel olarak monte edilir. Doğrudan tahrikli EMA'lar bazı avantajlara sahiptir. Bu avantajlar aşağıdaki gibi sıralanmıştır [47]:

- Düşük mekanik sıkışma hassasiyeti.
- Daha az aktüatör sönümlenme kaybı olasılığı.
- Artan aktüatör verimliliği ve güvenilirliği.
- Aradaki dişli kutusunun ortadan kaldırılması nedeniyle azaltılmış sistem ataleti.

Yüksek tork yoğunluğu ve güvenilirliği olan yüksek performanslı bir servo motor temel ihtiyaçtır. Öte yandan, dişli aktarımlarının tamponlama etkisinin yokluğunda, herhangi bir yük bozulması veya parametre bozulması, doğrudan motora ve kontrol sistemine yansıtılabilir [48]. Ters makaralı vida teknolojisine dayanan doğrudan tahrikli EMA, entegre imalatın zorlukları açısından kısmi montaj ve vida mekanizmasına odaklanmıştır. Şekil 2.4.3.'te ki (b) bölümünde aşırı ısınma olasılığı nedeniyle bir grup ısı emici flanşın muhafazanın dışına yerleştirildiği bir doğrudan tahrikli EMA modelini göstermektedir.

Yukarıdaki alt bileşenlerin yanı sıra, kavrama, fren ve tork sınırlayıcı gibi diğer güç yönetimi fonksiyonları, uçuş yüzeyi hareketini gerçekleştirmek için iki temel mimari ile birleştirilebilir. Örneğin, diğer bileşenlerin hasar görmesini önlemek için, bir tork sınırlama cihazı, elektrik yükü sınırlaması arızası durumunda bir yedek sınırlama sistemi olarak kullanılır. Doğrudan ECU'dan gelen bir komut sinyaliyle birleştirilen ve ayrılan sürtünme tipi bir kavrama, mekanik gücü yönetmek için aktarma organlarına da dahil edilebilir. Bir fren motoruyla donatılmış bir dişli tahrikli EMA, güç yoğunluğunu artırabilir. Bu sebeple frenleme enerjisi geri dönüştürülebilir [49]. Sistemin artan karmaşıklığı nedeniyle genel maliyetlerin ve ağırlıkların da aratacağı unutulmamalıdır.



3. LİTERATÜR TARAMASI

Bu tezin temel amacı, özellikle havacılık ve uzay sistemleri için uygulanan RCM'in aşamalarından biri olan kritik hata modlarının belirlenmesi aşamasında AHP yöntemi kullanılarak EMA'lar için kritik hata modlarını seçmek ve bunlara Planlı Bakım (Preventive Maintenance-PM) atamasını önermektir. Mevcut literatürde incelenen kaynaklar arasında özellikle sistemlerin sahip olduğu hata modları arasından kritik olanı seçebilmek için kritiklik indeksi formülü kullanılmış ve çıkan sonuçlar önceden belirlenmiş olan kritiklik sınıflandırması tablosu ile Sınıf A, Sınıf B, Sınıf C ve Sınıf D şeklinde kritiklik sınıflandırmasına yönelik olarak kullanılmıştır. Bu sınıflandırmalar arasından Sınıf A ve Sınıf B, bakım için önemli parçalar (Maintenance Significant Items) olarak belirlenerek bunlara planlı bakım ataması yapılmıştır.

Afey [50], çalışmasında, buhar sistemi içerisindeki yangın borulu kazan ve pompa sistemlerinin hata modlarını incelemiş ve bu hata modları için kritiklik indeks formülünü kullanarak kritiklik sınıflandırması yapmıştır. Bu sınıflandırmaya göre seçilen Bakım için Önemli Parçalar (MSI) için planlı bakım ataması yapılarak geçmiş planlı bakım planlamaları ile birlikte bakım maliyetleri açısından karşılaştırma yapılmıştır.

Afey [50] çalışmasını RCM reaktif, zamana veya aralığa dayalı, duruma dayalı ve proaktif bakım uygulamalarının karışımı olarak nitelendirmiş ve bu temel bakım stratejileri, bağımsız olarak uygulanmak yerine, tesis ve ekipman güvenilirliğini en üst düzeye çıkarırken yaşam döngüsü maliyetlerini en aza indirmek için ilgili güçlü yönlerinden yararlanmak üzere entegre edilmesinden bahsetmiştir.

Afey [50] çalışmasında RCM adımları sunulmuştur. RCM adımları Şekil 3.1.'de gösterilmiştir. Adımlar, sistem işlevini korumak için kullanılan sistematik yaklaşımı açıklamakta, hata modunu tanımlamakta, sistem işlevini korumak için kullanılan öncelikleri sunmakta, hata modunu tanımlamakta, hata modlarını önceliklendirmekte ve PM görevlerini gerçekleştirmektedir.



Şekil 3.1. Güvenilirlik Tabanlı Bakım Analizinin Ana Adımları [50]

Afey [50] çalışmasında kritiklik analizini; iş önceliklendirmesi, malzeme sınıflandırması, koruyucu bakım/kestirimci bakım geliştirme ve güvenilirlik iyileştirme amacıyla tesis varlıklarını sistematik olarak sıralamak için, ekipman arızalarının organizasyon performansını nasıl etkilediğini değerlendirmek için kullanılan bir araç olarak nitelendirmiştir. Şekil 3.2.'de ekipman kritikliğinin hesaplanması için uygulanan algoritma sunulmuştur. Kritiklik formülü ise aşağıdaki gibi verilmektedir:

$$EK = (30*\ddot{U} + 30*E + 25*K + 15*M)/3 \quad (1)$$

Eşitlikte;

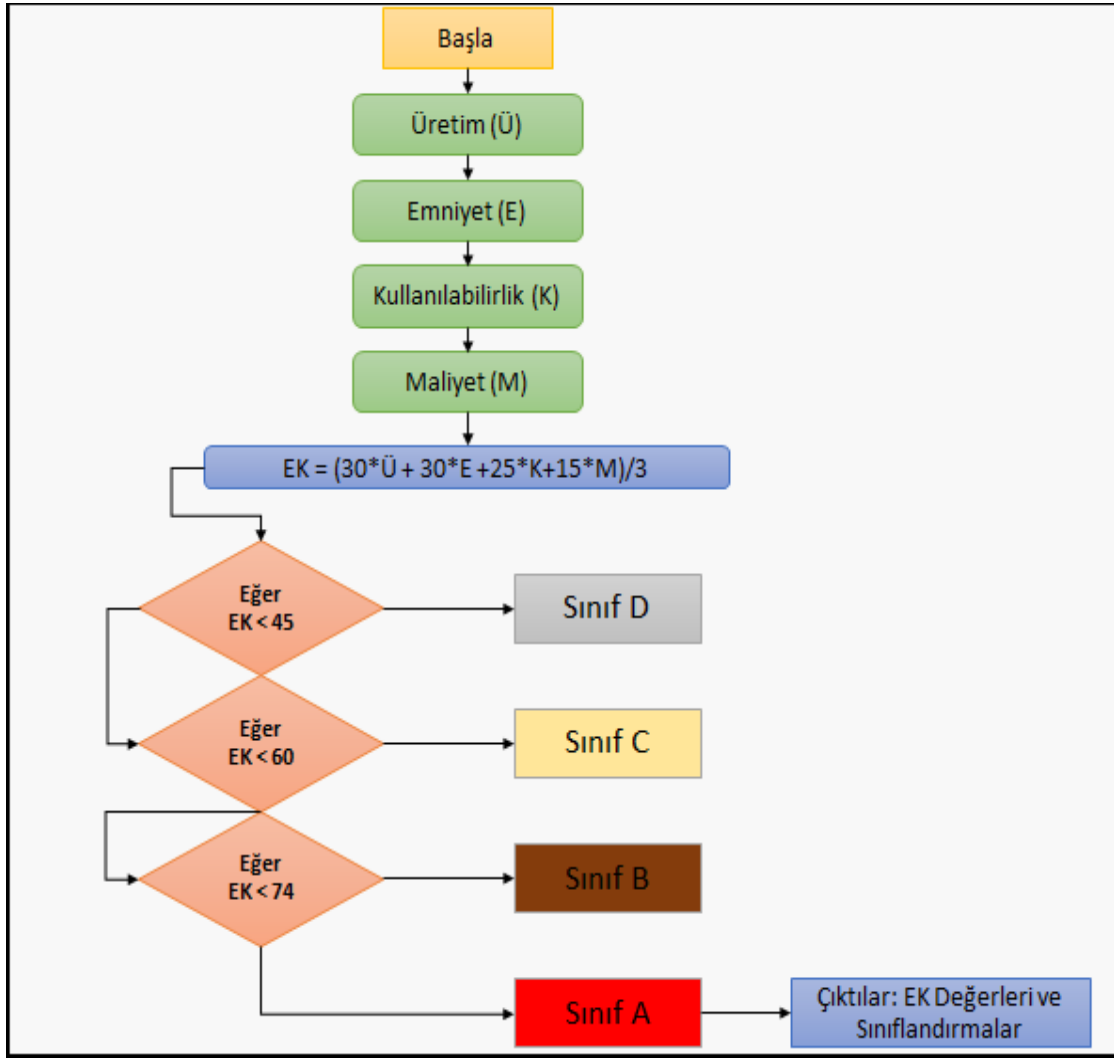
EK: Ekipman Kritikliği (equipment criticality) (%),

Ü: Üretim Etkisi (product): Ekipmanın arıza süresinin üretim sürecine etkisi,

E: Emniyet Etkisi (safety): Ekipman arızasının güvenilirlik (emniyet) ve çevresel etkisi,

K: Kullanılabilirlik (availability of standby): Ekipmanın kullanım oranı,

M: Maliyet (cost): Ekipmanın teknik karmaşıklığına bağlı olarak birim ve ömür devri maliyeti olarak tanımlanmaktadır. Her bir kriterin alacağı değerlerin anlamları Tablo 3.1.'de tanımlanmaktadır.



Şekil 3.2. Ekipman Kritikliğinin Hesaplanması için Kullanılacak Sınıflandırma Ölçeği [50]

Tablo 3.1. Kritiklik Analizi [50]

Kriter	Kısaltma	Ağırlık	Seviyeler
Üretimin Etkisi	Ü	%30	(3) Çok önemli (2) Önemli (1) Normal
Emniyetin Etkisi	E	%30	(3) Çok önemli (2) Önemli (1) Normal
Beklemenin kullanılabilirliği	K	%25	(3) Bekleme olmadan (2) Bekleme ve orta kullanılabilirlik (1) Bekleme ve yüksek kullanılabilirlik
Ekipmanın Maliyeti	M	%15	(3) Yüksek Değer (2) Normal (1) Düşük Değer

Başka bir çalışmada Vishnu ve Regikumar [51] çalışmalarında Titanyum Ürünleri şirketi içerisinde kullanılan kalsinasyon ünitesinin alt birimlerinin kritiklik durumlarının incelenmesi yapmıştır. Çalışmada proses tesislerinde Güvenilirlik Merkezli Bakım (RCM) uygulamak için genel bir yaklaşım önerilmiştir. RCM, geleneksel bakım stratejilerinin tüm avantajlarını içeren, bir bakım stratejisi olarak kabul edilmiştir. Çalışmada RCM kavramını aşağıdaki üç soruya dayandığını belirtilmiştir:

- Bir arıza nasıl meydana gelir?
- Güvenlik veya çalıştırılabilirlik açısından sonuçları nelerdir?
- Önleyici bakım ne işe yarar?

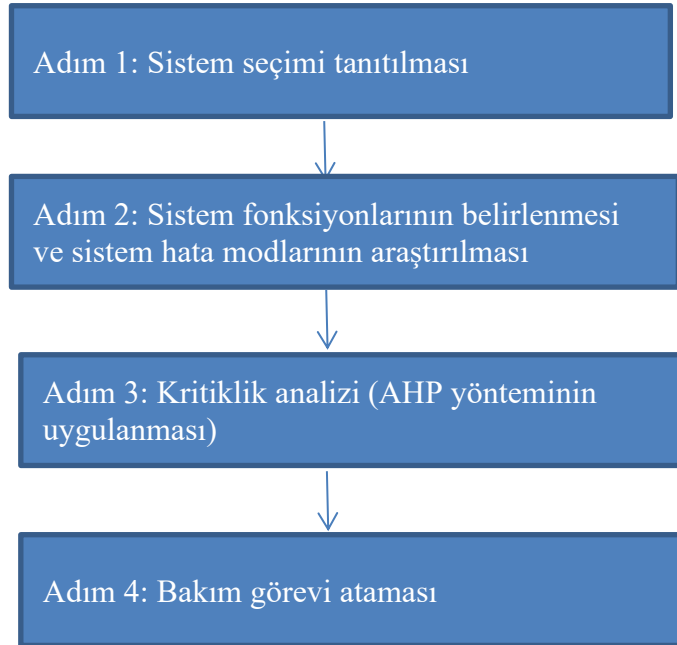
Vishnu ve Regikumar [51]'ın çalışmasındaki RCM stratejisinin uygulanmasına yönelik çerçeve, bakım planlayıcısı için sistemler ve ekipman için önleyici bir bakım programı tasarlama süreci Şekil 3.3.'teki gibi düzenlenmiştir. Her aşama, bakım planlayıcısının RCM sürecinde özetlenen önemli soruları dikkate alması ve yanıtlaması için tasarlanmıştır. 1-3 aşamalarında bakım planlayıcısı, sistem ve işlevleri hakkında ayrıntılı bilgi toplar. Böylece amaçlanan sistem uygulamasında en çok hangi arızaların önemli olacağına ilişkin en uygun kararlar verilecektir. 4-8 aşamalarında bakım planlayıcısı, sistem işlevinin kaybına neden olabilecek tüm arıza modlarını dikkate alır ve hangi arıza modlarının en büyük risk olduğunu belirler. Bu baskın yani kritik olarak belirlenen hata modları daha sonra ilgili riski yönetmek için en iyi planlı Bakım çeşidini belirlemek amacıyla Karar Ağacında analiz edilir. Bu, bakım, üretim, yönetim personeli arasında bir uzman anketi yapılarak gerçekleştirilir. 8. aşamada, RCM karar mantığının uygulanmasından kaynaklanan görev tanımları, doğru ayrıntılı prosedürlerle birleştirilir.



Şekil 3.3. RCM Uygulama Metodolojisi [51]

Diğer taraftan literatürde EMA'lar için yapılan incelemeler sonucunda Güvenilirlik Tabanlı Bakım Analizinden ziyade EMA'ların Güvenilirlik kabiliyetini artırmak için yedeklilik ve parça bazında Güvenilirlik değeri yüksek parçalarla kullanmakla birlikte, sistemin kullanılabilirlik kabiliyetini artırmak için de parçaların hata vermeden sağlık verilerinin izleneceği sensörler yardımıyla önleyici bakım planlamasının yapılması ve toplanan sağlık verisine göre bakım planlamasının yapılması bilgilerine ulaşılmaktadır [52, 53, 54, 55, 56]

Bu tez kapsamında literatürde çalışma olmayan EMA'lar için güvenilirlik tabanlı bakım analizi ele alınmış ve daha önceki güvenilirlik tabanlı bakım analizi çalışmalarından farklı olarak tesislerin/sistemlerin/ekipmanların hata modları arasında kritik hata sebeplerini ve kritik bileşenleri tespit edebilmek için Kritiklik İndeks formülü yerine AHP yöntemi önerilmiştir. AHP yöntemi ile her bir hata sebebi için diğerleri ile olan ilişkisi belirlenerek ve bu sayede hata sebeplerinin sisteme olan etkisi üzerinden Kritiklik Sınıflandırılması yapılması hedeflenmektedir. Mevcut literatürden farklı olarak önerilen bu yeni model ilerleyen bölümlerde anlatılmış ve EMA'lar üzerinde de bir uygulama yapılarak sonuçlar değerlendirilmiştir. Şekil 3.4.'te bu tez kapsamında ele alınan RCM adımları gösterilmektedir.



Şekil 3.4. EMA'lar için RCM Uygulama Metodolojisi

Şekil 3.4.'te verilen adımlara ilişkin detaylı açıklama aşağıda verilmektedir:

Aşama 1: Bu tez kapsamında Güvenilirlik Tabanlı Bakım analizine girecek sistem olarak elektro-mekanik aktüatörler seçilmiştir. Literatürde EMA'lar için güvenilirlik tabanlı bakım analizi uygulaması yer almadığından ve havacılık sektöründe kritik öneme sahip bir sistem olduğundan EMA'lar RCM kapsamında incelenmiştir. EMA'lar hakkında operasyonel ve bakım verileri geçmiş mühendislik deneyimler ile birlikte literatür araştırması ile de desteklenmiştir. Bölüm 2'de EMA'lar hakkında bilgi aktarımı yapılmıştır. Bölüm 2'de EMA'lar hakkında bilgilendirme yapılırken EMA Mimarisi'nden bahsedilmiş ve EMA'ların kullanım alanlarına göre sahip olabileceği fonksiyonlardan bahsedilmiştir.

Aşama 2: Balaban v.d. [57] çalışmalarında EMA'ların ekipmanları açısından sahip olduğu hata modlarına yer vermiştir. Bu tez kapsamında EMA'ların sahip olduğu motor ve elektrik/elektronik hata modları RCM kapsamında ele alınmıştır. Balaban v.d. [57] çalışmasında her bir hata modunun hangi parçadan kaynaklandığı bilgisine yer vermiştir. Bu bilgiler ile birlikte her bir hata modunun ilgili olduğu parçalar için sistemdeki parçaların fonksiyon bilgisi elde edilmiştir. Balaban v.d. [57] çalışmalarında EMA'ların motor ve elektrik/elektronik hata modlarından bahsederken her bir hata modunun gerçekleşme olasılığı ve kritik değerlendirmesinde bulunmuşlardır. Bu bilgiler eşliğinde her bir hata modu için parça üzerindeki etki bilgisine ulaşılabilmektedir.

Aşama 3: AHP yöntemi kapsamında, Balaban v.d. [57] çalışmalarında yer alan EMA'ların sahip olduğu motor ve elektrik/elektronik hata modlarının her biri için diğer hata modları ile ikili karşılaştırma yapılarak, her bir hata modunun sistem üzerindeki etkisine bakılmıştır. AHP yöntemi kullanılarak en duyarlı hata modları belirlenmiştir. MINITAB uygulaması kullanılarak her bir hata moduna atanan ağırlık faktörleri açısından kritiklik sınıflandırma ölçeği elde edilmiştir. Bu elde edilen kritiklik sınıflandırma ölçeğine göre her bir hata modunun kritiklik sınıfları belli olmuştur.

Aşama 4: Aşama 3'te belirlenen her bir A ve B Kritik Sınıflarına sahip hata modları için planlı bakım ataması önerilmiştir.

4. YÖNTEM

4.1. Güvenilirlik Tabanlı Bakım Analizi (Reliability Centered Maintenance)

Güvenilirlik Tabanlı Bakım (RCM), en etkili bakım yaklaşımını belirleme sürecidir. RCM felsefesi, önleyici/planlı bakım (PM), kestirimci bakım, gerçek zamanlı izleme, çalışmadan arıza (RTF- aynı zamanda reaktif bakım olarak da adlandırılır) ve proaktif bakım tekniklerini minimum bakımla bir makinenin veya bileşenin tasarım ömrü boyunca gerekli şekilde çalışma olasılığını artırmak için entegre bir şekilde kullanılır. Felsefenin amacı, tesisin belirtilen işlevini gerekli güvenilirlik ve kullanılabilirlik ile en düşük maliyetle sağlamaktır. RCM, bakım kararlarının sağlam teknik ve ekonomik gerekçelerle desteklenen bakım gereksinimlerine dayanmasını gerektirir [58].

RCM felsefesi, operasyonel ve bakım politikalarını ve stratejilerini belirleyip tasarlarlarken uygun maliyetli bir görünüm sağlayan bir sistem geliştirme yöntemine dayanır. Bu, bir sistemin işlevsel başarısızlığının risklerini ekonomik olarak etkili bir şekilde yönetmek için yapılır ve özellikle düşük veya kısıtlı mali kaynakların olduğu durumlar için geçerlidir.

RCM felsefesi, diğer bakım stratejilerinden temelde, ekipmanların sistemle ilişkileriyle izole halde tutulması yerine, sistem işlevselliğini istenen düzeyde koruyarak farklılık gösterir. Özetle, RCM, kritik tesis işlevlerini korurken uygun maliyetli görevlerden oluşan planlı bir bakım programını tanımlamaya yönelik sistematik bir yaklaşımdır.

Bu felsefenin önemli bir yönü, başarısızlığın sonuçlarına göre kritiklik seviyeleri atayarak sistemlere öncelik vermektir. Bu durum özellikle, kaynakları yüksek öncelikli görevlere kanallı ederek verimlilikle maliyet etkinliği olma temel hedefiyle uyumludur. Bu, öncelik seviyelerine göre gerekli tasarım ve operasyonel değişiklikler ve gerekçelendirilmiş bakım stratejileri belirlenerek yapılır. Örnek olarak, tesis için kritik olmayan ekipman arızaya bırakılabilirken, kritik işlevlere hizmet eden ekipman her ne pahasına olursa olsun korunur. Bakım görevleri, bakım yoluyla önlenabilir arızaları ele alan baskın arıza nedenlerini ele almak için seçilir. RCM, geleneksel önleyici tedbirlerin yanı sıra kestirimci bakım kullanımının altını çizir.

RCM'nin açık amacı, bakım faaliyetlerinin güvenilirliğini artırmak ve maliyet etkinliğini optimize etmektir. Etkili bir şekilde uygulandığında, gereksiz bakım görevlerinin ortadan kaldırılmasına ve bakım programlarındaki eksiklikleri gidermek için önlemlerin alınmasına neden olacaktır.

Mevcut Güvenilirlik Tabanlı Bakım (RCM) analizi çalışmalarında kritik hata modlarını belirlemek için Kritiklik İndeks formülünün kullanıldığı, literatür taraması bölümünde bahsedilen çalışmalarda belirtilmiştir [50, 51]. Bu çalışmalarda kullanılan Kritiklik İndeks formülü kullanılarak hata modlarının kritiklik değerlendirilmesi RCM kapsamında yapılmaktadır.

Afey [50] ile Vishnu ve Regikumar [51]'ın çalışmalarında kritiklik analizi sınıflandırma ölçeği olarak Tablo 4.1.1. kullanılmıştır.

Tablo 4.1.1. Ekipman Kritikliğinin Hesaplanması için Kritik Sınıflandırma Ölçeği [50, 51]

Alınan Değer	Atanan Kritiklik Sınıfı
$EK < 45$	D Sınıfı
$EK < 60$	C Sınıfı
$EK < 74$	B Sınıfı
$EK > 74$	A Sınıfı

4.2. Hata Modlarının Kritikliğinin Belirlenmesinde Analitik Hiyerarşi Prosesi Kullanımı

AHP, karmaşık problemlerin bir hedef doğrultusunda kriterler (alt kriterler) ve alternatifler olarak hiyerarşik bir yapıya ayrılarak değerlendirilebildiği birçok kriterli karar verme tekniğidir.

AHP yöntemi uygulaması dört basit adımda açıklanabilir:

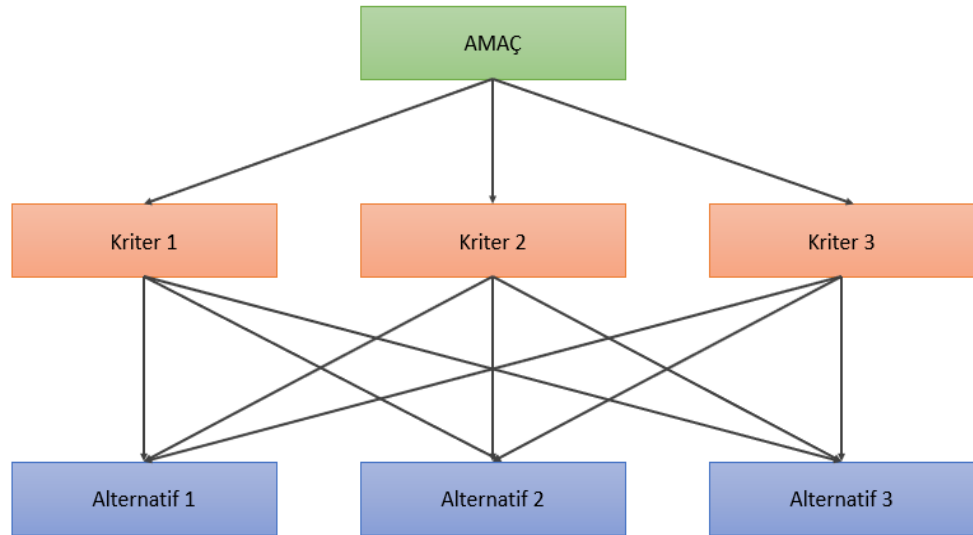
1. Karar vermemiz gereken hiyerarşik bir problem modeli geliştirirken hedef hiyerarşinin en üstünde yer alır, kriterler ve alt kriterler alt seviyelere konur ve alternatifler modelin en alt kısmındadır.

2. Her hiyerarşi seviyesinde, karar vericinin tercihlerinin göreceli önem seviyeleri ikili karşılaştırmaları Saaty tarafından geliştirilen ölçek kullanılarak yapılır. (Tablo 4.2.1).

3. Hiyerarşik yapının her seviyesindeki unsurların birbirlerine göre göreceli önemleri belirlenir ve her bir alternatifin toplam önceliği, daha yüksek seviyelerdeki öğelerin ağırlıkları ile ilişkilendirilerek hesaplanır.

4. Duyarlılık analizi yapılır [59].

İlk aşama, karar verme konusu ve/veya amacıyla bağlantılı olarak ilgili karar kriterlerinin yapısını hiyerarşik olarak belirlemektir. Şekil 4.2.1.'de örnek bir hiyerarşik yapı gösterilmektedir.



Şekil 4.2.1. Örnek Hiyerarşik Yapı

İkinci adımda kriterler arasında ikili karşılaştırma yapmak için yöneticilerin, uzmanların veya ilişkili diğer kullanıcıların görüşlerini toplamak gerekir. Her bir karar vericinin ikili karşılaştırmalara ait bireysel yargıların sayısal değerlerinin (Tablo 4.2.1. kullanarak) geometrik ortalamaları alınarak grup yargısına ulaşılabilir.

Tablo 4.2.1. Saaty'nin 1-9 Ölçeği [60]

Önem	Tanım	Açıklama
1	Eşit Önem	Her iki unsur da hedefe eşit katkı sağlar.
3	Orta derecede önemli	Bir elemanın diğerine göre orta derecede avantajlıdır.
5	Güçlü önemli	Bir elementin diğerine göre güçlü bir şekilde tercih edilmesidir.
7	Çok güçlü ve kanıtlanmış önemi	Bir öge güçlü bir şekilde tercih edilir ve diğer ögeye kıyasla pratikte egemenliğe sahiptir.
9	Aşırı Önemli	Güçlü kanıtlara ve gerçeklere dayalı olarak bir unsur diğerine göre tercih edilmektedir.
2,4,6,8	Ara değerler	

AHP için uygulama prosedürü aşağıdaki adımları içerir. Görüşmelerden toplanan verilerden öncelikle A matrisi olarak adlandırılan ikili karşılaştırma matrisi belirlenir. A matrisinin öz özvektörü "w" olarak hesaplanır [61]:

$$A w = \lambda_{max} w \quad (2)$$

$$A w^{-1} = \lambda_{max} w w^{-1} \quad (3)$$

$$(A w^{-1})/w = \lambda_{max} I \quad (4)$$

$$(A \)/w = \lambda_{max} \quad (5)$$

Eşitliklerde;

A : ikili karşılaştırma matrisini,

w : normalize edilmiş ağırlık vektörünü

λ_{max} : A matrisinin öz değerini

I : Birim matrisi ifade eder [61].

Bir sonraki adım, AHP'nin ikili karşılaştırma matrisinin tutarlılık oranını (CR) hesaplamaktır. Tutarlılık oranı (CR), tutarlılık indeksi (CI) (Eşitlik (6) ve (7)) kullanılarak hesaplanır. Rastgele İndeks (RI) değeri, matrisin boyutuyla ilgilidir (Tablo 4.2.2.).

Tutarlılık İndeksinin (CI) değeri aşağıdaki formül kullanılarak belirlenmektedir.

$$CI = \frac{\lambda_{max} - n}{n - 1} \quad (6)$$

$$CR = CI / RI \quad (7)$$

RI değeri matrisin boyutuyla ilgilidir ve Tablo 4.2.2. matris boyutuna göre belirlenmiş RI değerlerini göstermektedir [61].

Tablo 4.2.2. RI Değerleri [62]

Boyut	RI
1	0
2	0
3	0.5799
4	0.8921
5	1.1159
6	1.2358
7	1.3322

8	1.3952
9	1.4537
10	1.4882

AHP’de Tutarlılık Oranı, her ikili karşılaştırma matrisi için hesaplanmaktadır ve oranın 0.10 değerinden küçük olması gerekir. Eğer bu oran 0.10’un üzerinde ise değerlerin tutarsız olarak belirlendiği ve yeniden değerlendirme yapılması gerektiği anlaşılır [63].

Bu tez kapsamında örnek alınan sistem için Güvenilirlik Tabanlı Bakım Analizi yapılırken ilgili sistemin (EMA) sahip olduğu hata modları arasında, her bir hata modunun birbiriyle ikili karşılaştırmaları Tablo 4.2.1 kullanılarak, var olan deneyim ve mühendislik bilgisi ile belirlenmiştir. Bu çalışma kapsamında her bir hata modu için atanan ağırlık değerleri ile her bir hata modunun AHP yöntemi sonucundaki kritiklik sınıflandırılması; MINITAB programı/betitleyici istatistikler aracı kullanılarak ağırlık verilerinin çeyrek değerleri (Quartiles) belirlenmiş ve bu değerlere göre gerçekleştirilmiştir.

5. UYGULAMA

RCM analizindeki adımlardan biri olan hata modlarının kritiklik durumunu değerlendirmek ve kritik hata modunu seçebilmek için mevcutta kullanılan ve önceki bölümde verilen kritiklik indeksi formülü yerine, bu tez kapsamında önerilen yeni yöntem olarak her bir hata modu için Analitik Hiyerarşi Prosesi (AHP) yöntemi kullanılarak kritiklik sınıflandırılmasının yapılması hedeflenmiştir. Bu sayede her bir hata modunun kendi içerisinde değerlendirilmesinin yerine, her bir hata modunun sisteme verdiği etki göz önünde bulundurularak hata modlarının sistem üzerindeki etkisi üzerinden kritiklik sınıflandırılması yapılabilecektir. Bu yöntem ile daha doğru, daha efektif, etkili ve maliyeti düşük bakım planlamasının yapılması hedeflenmektedir.

Uygulama çalışması kapsamında Balaban v.d. [57] çalışmalarında yer alan Elektro-Mekanik Aktüatörlerin verdiği hata modlarından motor ve elektrik/elektronik hata modları ele alınarak AHP yöntemi ile kritiklik sınıflandırılması yapılmıştır.

5.1. EMA Motor Arızaları

Motor arızaları EMA arızalarının en önemli kategorilerinden biridir. Motorlar genellikle yüksek dönme hızlarında çalıştırılır. Bu durum ise yuvalarında artan sıcaklıklara ve önemli mekanik gerilimlere yol açar. Sonuçta sargı kısa devreleri, rotor mili eksantriklikleri ve diğer sorunlara eğilimler artar.

Tablo 5.1.1.'de motor hata modları ve her bir hata modunun oluşma olasılığı ile kritiklik değerleri verilmiştir. Aynı zamanda diğer tablolarda tablo kullanımı elverişliliği açısından hata modlarının kodlamaları verilmiştir.

Tablo 5.1.1. Motor Hata Modları [57]

PARÇA	HATA	ARIZA	Göreceli Kritiklik (1-10, düşükten yükseğe)	Göreceli Olasılık (1-10, düşükten yükseğe)	KODLAMA
Konektörler (stator bobinleri, çözücü, RTD, fren bobini ve toprak için)	bozulmuş operasyon (artan direnç olarak kendini gösterebilir)	bağlantıyı kesmek	6	5	X1
	aralıklı temas	bağlantıyı kesmek	7	3	X2
Stator, sabit bobin	stator bobini açılmıyor (düşük EMA (Elektro-Mekanik Aktüatörler) performansına neden olur)	benzer	4	4	X3
	izolasyon bozulması / tel sürtünmesi (kendini stator bobini veya kesintili kısa devreler yoluyla azalmış veya kesintili akımla gösterir)	kısa devre	5	5	X4
Çözücüler	bobin açılmıyor (bu ve diğer çözücü arızaları yanlış konum raporlarına, EMA	aynı	10	4	X5

	performansının düşmesine neden olabilir)				
	aralıklı bobin arızaları	kalıcı bobin arızası	7	5	X6
	yalıtım bozulması/tel sürtünmesi	kısa devre	7	5	X7
Rotor(pervane) ve mıknatıslar	rotor-mıknatıslar kimyasal bağın bozulması	tam mıknatıs ayrımı, muhtemelen motor arızasına yol açar	10	2	X8
	rotor eksantrikliği	destek yatağı arızası	6	3	X9

5.2. EMA Elektrik/Elektronik Arızaları

EMA'ların güç ve kontrol sistemlerindeki elektrik ve elektronik arızaların özellikleri, diğer havacılık sistemlerindeki aynı tür arızalardan önemli ölçüde farklı değildir.

Tablo 5.2.1.'de elektrik/elektronik hata modları ve her bir hata modunun oluşma olasılığı ile kritiklik değerleri verilmiştir. Aynı zamanda diğer tablolarda tablo kullanımı elverişliliği açısından hata modlarının kodlamaları verilmiştir.

Tablo 5.2.1. Elektrik/Elektronik Hata Modları [57]

PARÇA	HATA	ARIZA	Göreceli Kritiklik (1-10, düşükten yükseğe)	Göreceli Olasılık (1-10, düşükten yükseğe)	KODLAMA
Güç Kaynağı	kısa devre	aynı	10	5	Y1
	açık devre	aynı	10	5	Y2
	aralıklı performans	kısa devre veya açık devre	8	5	Y3
	termal kaçak	bileşenlerin dielektrik bozulması, açık veya kısa devrelere neden olur	10	6	Y4
Kontrolör Kapasitörleri	yalıtkan madde arızası	kısa devre veya açık devre	8	4	Y5
Denetleyici Transistörleri	yalıtkan madde arızası	kısa devre veya açık devre	8	4	Y6
Kablolama	kısa devre	aynı	10	5	Y7
	açık devre	aynı	10	5	Y8
	yalıtım bozulması/tel sürtünmesi	kısa devre veya açık devre	8	5	Y9
Lehim Bağlantıları	aralıklı temas	bağlantıyı kesmek	8	5	Y10

5.3. Motor Hataları için AHP Uygulaması

Tablo 5.1.1.'de verilen hata modları için olasılık ve kritiklik değerleri var olan deneyim ve mühendislik bilgisi ile alandaki uzmanların görüşleri ile yorumlanarak hata modlarının ikili karşılaştırmaları ve hesaplanan ağırlık değerleri Tablo 5.3.1. ve Tablo

5.3.2.'de verilmiştir. Bu yorumlama yapılırken Tablo 5.1.1.'deki her bir hatanın kritiklik ve olasılık göreceleri de dikkate alınmıştır. Bu göreceler ile birlikte mevcut kullanılan savaş uçaklarında görevli uzman bakım mühendisleri ile birlikte değerlendirmeler gerçekleştirilmiştir. Burada mühendis görüşleri alınarak tek bir ikili karşılaştırma tablosu doldurulmuştur.

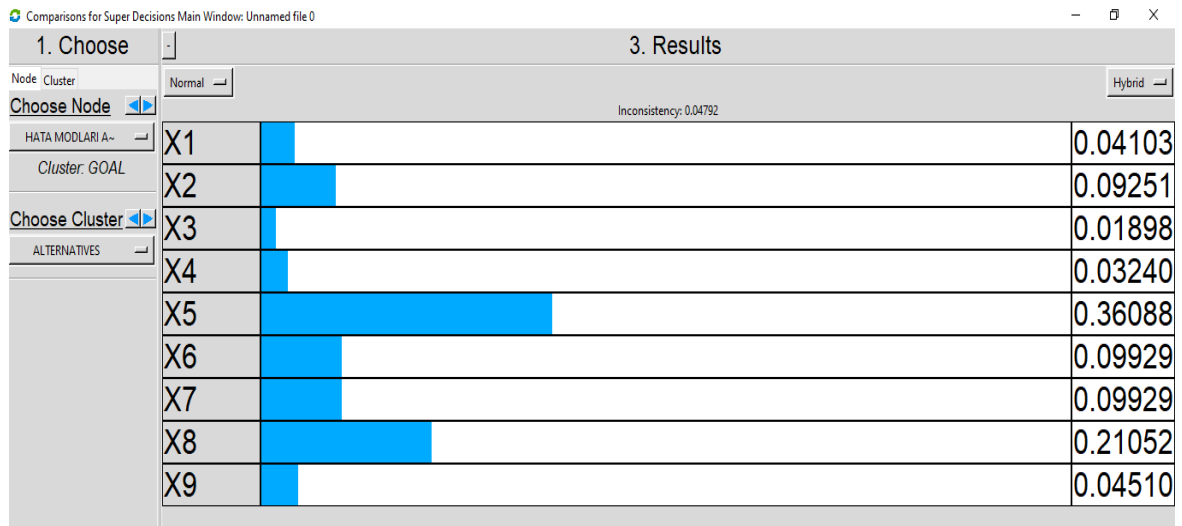
Tablo 5.3.1. Motor Hataları İçin İkili Karşılaştırma Matrisi

	X1	X2	X3	X4	X5	X6	X7	X8	X9
X1	1	1/3	5	1	1/7	1/3	1/3	1/7	1
X2	3	1	5	3	1/5	1	1	1/3	3
X3	1/5	1/5	1	1/3	1/9	1/5	1/5	1/7	1/3
X4	1	1/3	3	1	1/7	1/5	1/5	1/5	1/3
X5	7	5	9	7	1	5	5	3	7
X6	3	1	5	5	1/5	1	1	1/3	3
X7	3	1	5	5	1/5	1	1	1/3	3
X8	7	3	7	5	1/3	3	3	1	5
X9	1	1/3	3	3	1/7	1/3	1/3	1/5	1

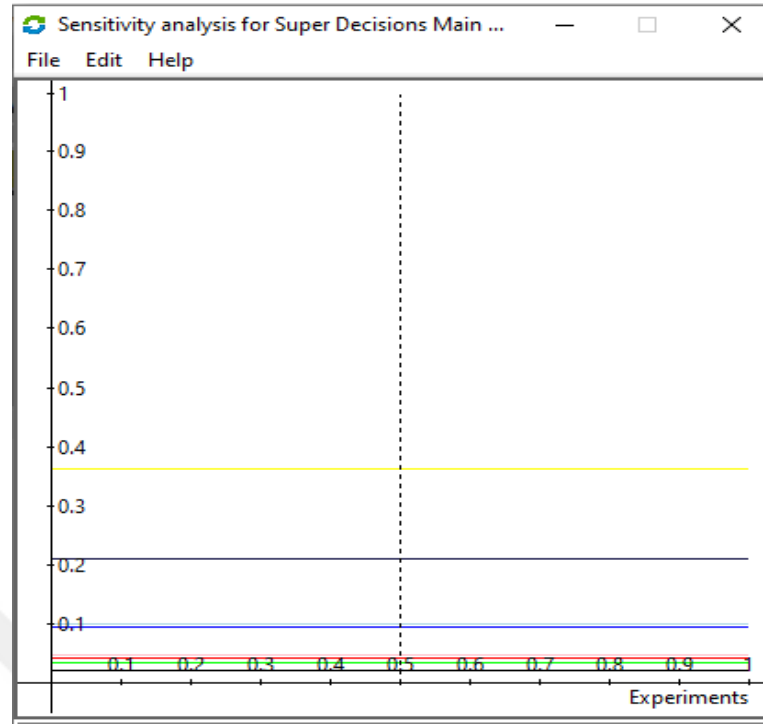
Tablo 5.3.2. Motor Hataları İçin Önem Değerlerinin Hesaplanması

	X1	X2	X3	X4	X5	X6	X7	X8	X9	Nm	W
X1	1	1/3	5	1	1/7	1/3	1/3	1/7	1	0,3951	0,041
X2	3	1	5	3	1/5	1	1	1/3	3	0,8437	0,092
X3	1/5	1/5	1	1/3	1/9	1/5	1/5	1/7	1/3	0,1756	0,018
X4	1	1/3	3	1	1/7	1/5	1/5	1/5	1/3	0,3084	0,032
X5	7	5	9	7	1	5	5	3	7	3,1736	0,360
X6	3	1	5	5	1/5	1	1	1/3	3	0,9096	0,099
X7	3	1	5	5	1/5	1	1	1/3	3	0,9096	0,099
X8	7	3	7	5	1/3	3	3	1	5	1,8599	0,210
X9	1	1/3	3	3	1/7	1/3	1/3	1/5	1	0,4246	0,045
Toplam	26,20	12,20	43,00	30,33	2,47	12,07	12,07	5,69	23,67	9,00	1,00

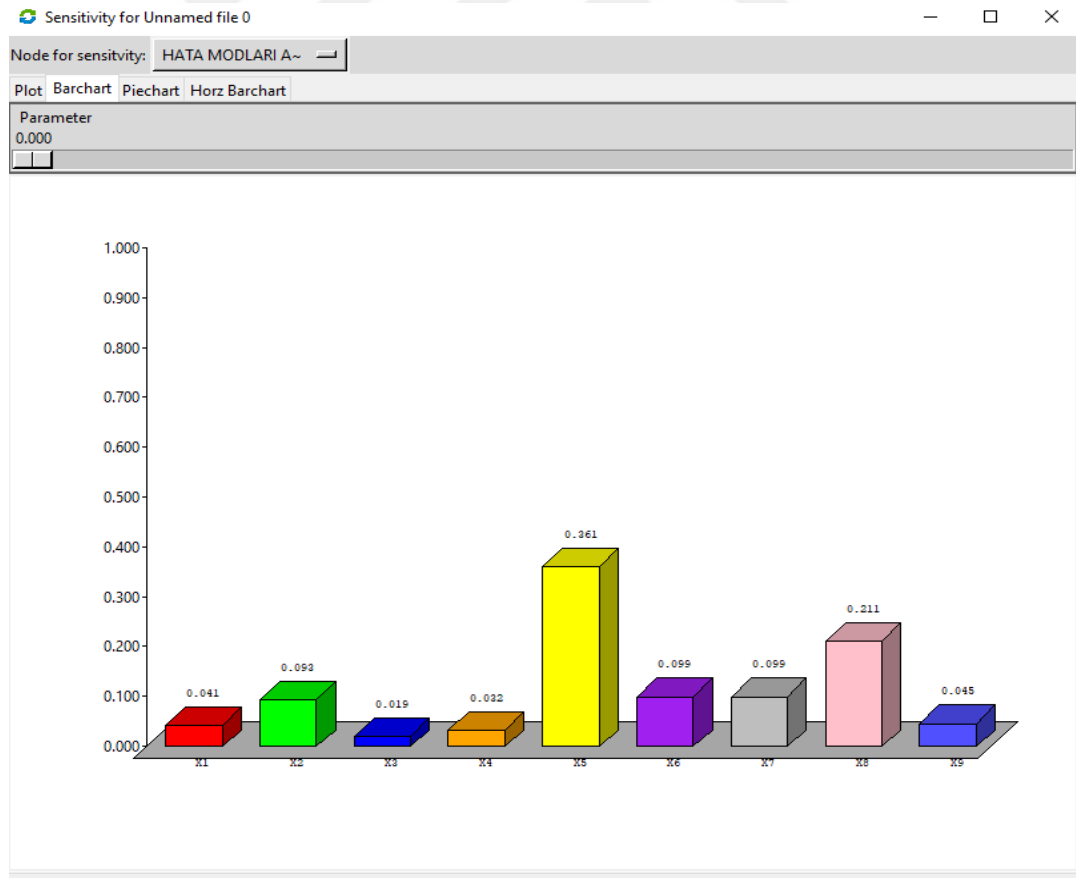
AHP yöntemiyle belirlenen önem değerleri için tutarlılık oranları (her biri 0,1'den küçüktür) belirlenmiş (Şekil 5.3.1.) ve SuperDecision programı ile duyarlılık analizi de gerçekleştirilmiştir (Şekil 5.3.2. ve Şekil 5.3.3.).



Şekil 5.3.1. Motor Hataları için Tutarlılık Oranı



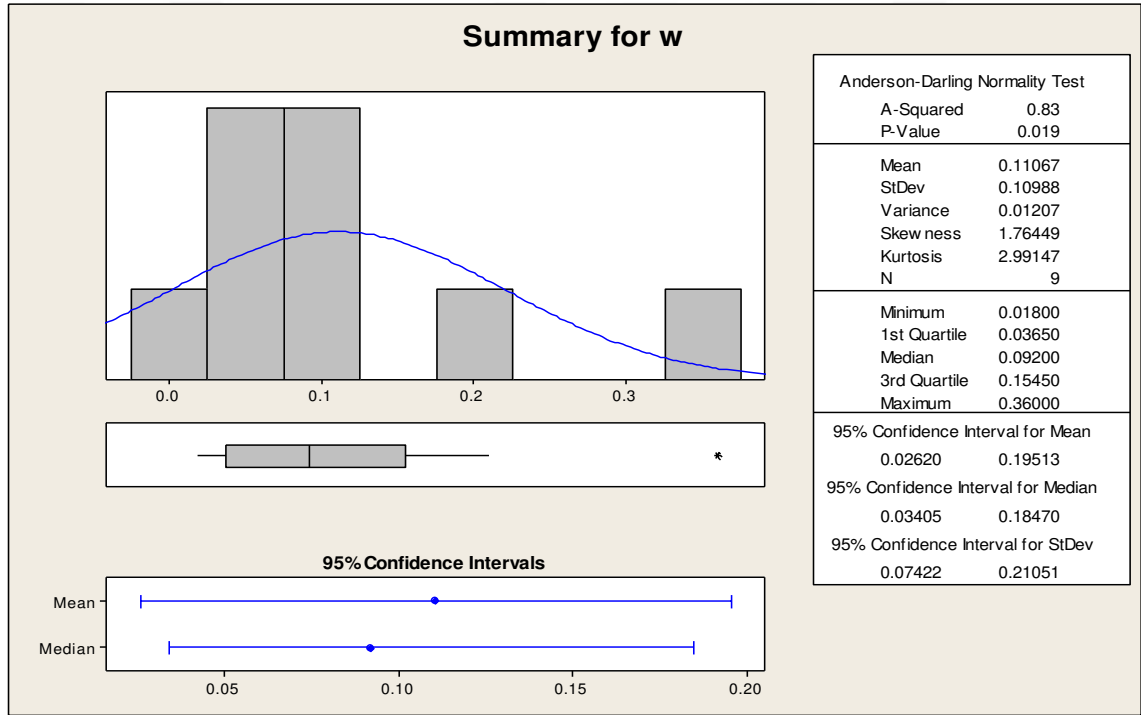
Şekil 5.3.2. Motor Hataları Duyarlılık Analizi 1



Şekil 5.3.3. Motor Hataları Duyarlılık Analizi 2

Motor hataları için duyarlılık analizi şekillerinde (Şekil 5.3.2. ve Şekil 5.3.3.) en duyarlı hata modunun X5 kodlu hata modu olduğu ve bunu X8 kodlu hata modunun izlediği gözlemlenmiştir.

Motor hataları için hesaplanan ağırlık değerlerinin sıralanması sonucu Şekil 5.3.4.'te görüldüğü gibi MINITAB programı/betitleyici istatistikler aracı kullanılarak ağırlık verilerinin çeyrek değerleri (Quartiles) belirlenmiştir. Bu değerler kullanılarak her bir hata modunun aldığı değere göre hangi sınıfta yer alması gerektiği tespit edilebilmiştir. Tablo 5.3.3.'te motor hataları için hesaplanan ağırlık değerlerinin kritiklik sınıflandırma ölçeği verilmektedir.



Şekil 5.3.4. Motor Hataları için MINITAB Programı ile Belirlenmiş Çeyrek Değerler

Tablo 5.3.3. Motor Hatarı için Belirlenmiş Kritiklik Sınıflandırma Ölçeği

Atanan Ağırlık Faktörü	AHP Kritiklik Sınıfı
$w < 0,0365$	D Sınıfı
$0,0365 \leq w < 0,092$	C Sınıfı
$0,092 \leq w < 0,154$	B Sınıfı
$0,154 \leq w \leq 0,36$	A Sınıfı

Tablo 5.3.3.'teki aralık değerleri kullanılarak motor hataları için AHP gruplaması sonuçları Tablo 5.3.4.'te verilmektedir.

Tablo 5.3.4. Motor Hata Modları için AHP Gruplaması

	W	AHP Gruplaması
X1	0,041	C
X2	0,092	B
X3	0,018	D
X4	0,032	D
X5	0,360	A
X6	0,099	B
X7	0,099	B
X8	0,210	A
X9	0,045	C
	1,00	

5.4. Motor Hataları için Kritiklik İndeks Analizi

Elektro – Mekanik Aktüatörler için verilen hata modları arasında kritiklik belirlemek için kritiklik genel formülü olan aşağıdaki formül uygulanmıştır.

$$EK = (30*\ddot{U} + 30*E + 25*K + 15*M)/3 \quad (8)$$

Tablo 5.1.1.'de verilen hata modları için verilen olasılık ve kritiklik değerleri var olan deneyim ve mühendislik bilgisi ile yukarıdaki formüldeki (Eşitlik (8)) kriterlere dönüşüm Tablo 3.1. kullanılarak sağlanmıştır. Bu dönüşüm sağlanırken kendi geçmiş deneyimim ile mevcut kullanılan savaş uçaklarında görevli uzman bakım mühendislerinin görüşleri kullanılmıştır. Bu dönüşüm değerleri ve bu değerler üzerinden yukarıdaki Kritiklik İndeks formülü kullanılarak hesaplanan Kritiklik İndeks değerleri Tablo 5.4.1.'de verilmektedir.

Tablo 5.4.1. Motor Hata Modları için Kritiklik İndeks Hesaplaması

KODLAMA	Üretim	Emniyet	Kullanılabilirlik	Maliyet	Kritiklik İndeks
X1	2	3	1	2	68,33
X2	3	3	1	2	78,33
X3	2	1	1	1	43,33
X4	2	2	1	2	58,33
X5	3	3	3	2	95,00
X6	3	3	1	2	78,33
X7	3	3	1	2	78,33
X8	3	3	3	1	90,00
X9	2	3	1	2	68,33

Tablo 4.1.1.'de olduğu gibi her bir hata modu için hesaplanan Kritiklik İndeks değerlerine atanması gereken bakım için önemli parçalar sınıflandırılması sonuçları Tablo 5.4.2.'de verilmektedir.

Tablo 5.4.2. Motor Hata Modları için Kritiklik İndeks Sınıflandırılması

Kodlama	Kritiklik İndeks Değeri	Kritiklik İndeks Gruplaması
X1	68,33	B
X2	78,33	A
X3	43,33	D
X4	58,33	C
X5	95,00	A
X6	78,33	A
X7	78,33	A
X8	90,00	A
X9	68,33	B

Hem AHP, hem de Kritiklik İndeks yöntemleriyle hesaplanan Bakım için Önemli Parçalar sınıflandırılmasının karşılaştırılması Tablo 5.4.3.'te verilmektedir.

Tablo 5.4.3. Motor Hataları için AHP Gruplandırılması ile Kritiklik İndeks Grubu Karşılaştırılması 1

Kodlama	AHP'ye göre Kritiklik Gruplandırılması	Kritiklik İndeks Gruplaması
X1	C	B
X2	B	A
X3	D	D
X4	D	C
X5	A	A

X6	B	A
X7	B	A
X8	A	A
X9	C	B
Kodlama: {X1,....., X9}	A: {X5, X8} B: {X2, X6, X7} C: {X1, X9} D: {X3, X4}	A: {X2, X5, X6, X7, X8} B: {X1, X9} C: {X4} D: {X3}



Şekil 5.4.1. Motor Hataları için AHP Gruplandırılması ile Kritiklik İndeks Grubu Karşılaştırılması 2

Şekil 5.4.1.'de görüldüğü gibi AHP ve kritiklik indeks gruplamaları karşılaştırıldığında Elektro-Mekanik Aktüatörlerin Motor hatalarının kritiklik durumunun belirlenmesi üzerine yapılan analizde AHP yöntemi ile çok kritik olan A sınıfı ve kritik olan B sınıfı bakım için önemli parçalar (MSI)'ın miktarı kritiklik indeks gruplamasından elde edilen sonuçlara göre 2 hata modu daha azdır. A sınıfı için AHP yöntemi kritiklik indeks gruplamasına göre 3 hata modu az durumundayken, B sınıfı için AHP yöntemi gruplandırması, kritiklik indeks gruplamasına göre 1 hata modu fazla durumundadır. AHP

yöntemi ile belirlenen A ve B sınıfı hata modları ile birlikte kritiklik indeks gruplamasına göre planlı bakım maliyetinin azalacağı, elektro-mekanik aktüatörlerin motor hataları yüzünden yerde çalışmaz faaliyette kalma süresinde azalma öngörülmektedir. Planlı bakıma girecek hata mod sayılarındaki azalma ile bakım ve yedek parça maliyetinde azalma olması sadece öngörülebilmektedir. Maliyet hesabı yapılabilmesi için EMA'lar için literatürde mevcut bakım maliyetlerine yönelik bilgi bulunmamaktadır. Daha sonraki çalışmalarda EMA kullanıcıları tarafından mevcut bakım maliyeti bilgileri toplanarak, AHP yöntemi ile belirlenen kritik sınıflar için atanacak bakım maliyeti karşılaştırılması yapılabilir.

AHP yöntemi ile birlikte her bir hata modunun kendi içerisinde değil elektrik/elektronik hataları arasında her bir hatanın birbiriyle olan ilişkisi ile sisteme vereceği etki üzerinden analiz yapılarak, EMA'lar için daha doğru bir planlı bakım yapılması sağlanabilmektedir. Belirlenen A ve B sınıfı kritik hata modları için uygun bir planlı bakım stratejisi sağlanarak bakım maliyetinde azalma ve parçanın yerde kalış süresinde de azalma beklenebilir. Düzeltici bakım planlamasında artış olması beklense de düzeltici bakım planlaması için belirlenen C ve D sınıfı kritik sınıflandırmasına girmediği için parçanın görev yapabilme süresine olumsuz etkisinin A ve B sınıfları hata modlarına göre daha az olacağı söylenebilir.

5.5. Elektrik/Elektronik Hatalar için AHP Uygulaması

Tablo 5.2.1.'de verilen hata modları için verilen olasılık ve kritiklik değerleri var olan deneyim ve mühendislik bilgisi ile birlikte yorumlanarak AHP yöntemini uygulayabilmek için hata modlarının ikili karşılaştırmaları ve önem puanlarının hesaplama sonuçları Tablo 5.5.1. ve Tablo 5.5.2.'de verilmiştir. Bu yorumlama yapılırken Tablo 5.2.1.'deki her bir hatanın kritiklik ve olasılık göreceleri de dikkate alınmıştır. Bu göreceler ile birlikte mevcut kullanılan savaş uçaklarında görevli uzman bakım mühendisleri ile birlikte değerlendirmeler gerçekleştirilmiştir. Burada mühendis görüşleri alınarak tek bir ikili karşılaştırma tablosu doldurulmuştur.

Tablo 5.5.1. Elektrik/Elektronik Hatalar İçin İkili Karşılaştırma Matrisi

	Y1	Y2	Y3	Y4	Y5	Y6	Y7	Y8	Y9	Y10
Y1	1	1	5	1/3	7	7	1	1	5	5
Y2	1	1	5	1/3	7	7	1	1	5	5
Y3	1/5	1/5	1	1/7	3	3	1/5	1/5	1	1
Y4	3	3	7	1	9	9	3	3	7	7
Y5	1/7	1/7	1/3	1/9	1	1	1/7	1/7	1/3	1/3
Y6	1/7	1/7	1/3	1/9	1	1	1/7	1/7	1/3	1/3
Y7	1	1	5	1/3	7	7	1	1	5	5
Y8	1	1	5	1/3	7	7	1	1	5	5
Y9	1/5	1/5	1	1/7	3	3	1/5	1/5	1	1
Y10	1/5	1/5	1	1/7	3	3	1/5	1/5	1	1

Tablo 5.5.2. Elektrik/Elektronik Hatalar için Önem Değerlerinin Hesaplanması

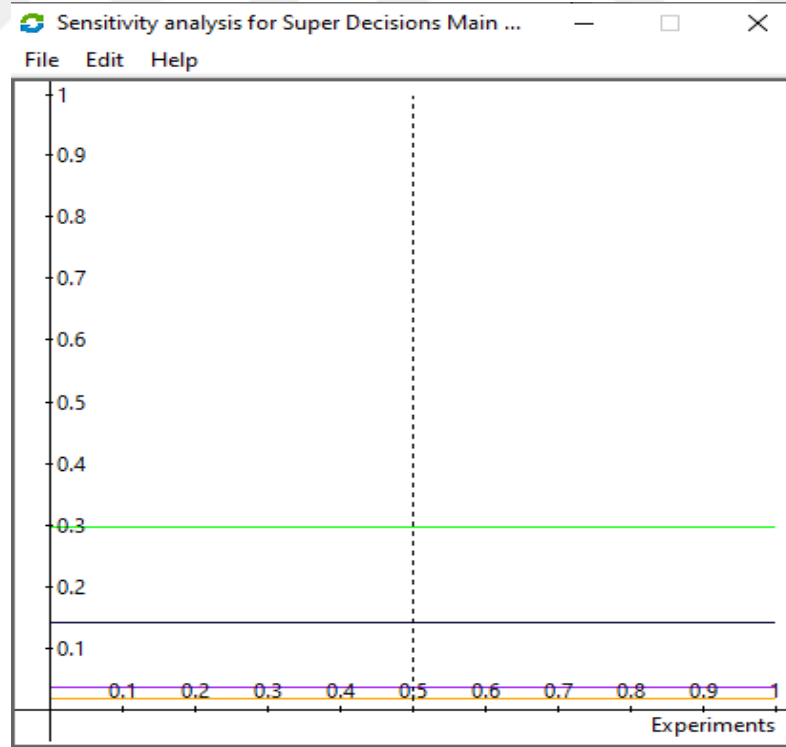
	Y1	Y2	Y3	Y4	Y5	Y6	Y7	Y8	Y9	Y10	Nm	W
Y1	1	1	5	1/3	7	7	1	1	5	5	1,400	0,140
Y2	1	1	5	1/3	7	7	1	1	5	5	1,400	0,140
Y3	1/5	1/5	1	1/7	3	3	1/5	1/5	1	1	0,372	0,036
Y4	3	3	7	1	9	9	3	3	7	7	2,917	0,296
Y5	1/7	1/7	1/3	1/9	1	1	1/7	1/7	1/3	1/3	0,184	0,018
Y6	1/7	1/7	1/3	1/9	1	1	1/7	1/7	1/3	1/3	0,184	0,018
Y7	1	1	5	1/3	7	7	1	1	5	5	1,400	0,140
Y8	1	1	5	1/3	7	7	1	1	5	5	1,400	0,140
Y9	1/5	1/5	1	1/7	3	3	1/5	1/5	1	1	0,372	0,036
Y10	1/5	1/5	1	1/7	3	3	1/5	1/5	1	1	0,372	0,036
Toplam	7,89	7,89	30,6	2,98	48,0	48,0	7,89	7,89	30,6	30,6	10,00	1,00

AHP yönteminde hesaplanan ağırlıklar için tutarlılık oranları (her biri 0,1'den küçüktür) belirlenmiş (Şekil 5.5.1.) ve SuperDecision programı ile duyarlılık analizi de gerçekleştirilmiştir (Şekil 5.5.2. ve Şekil 5.5.3.).

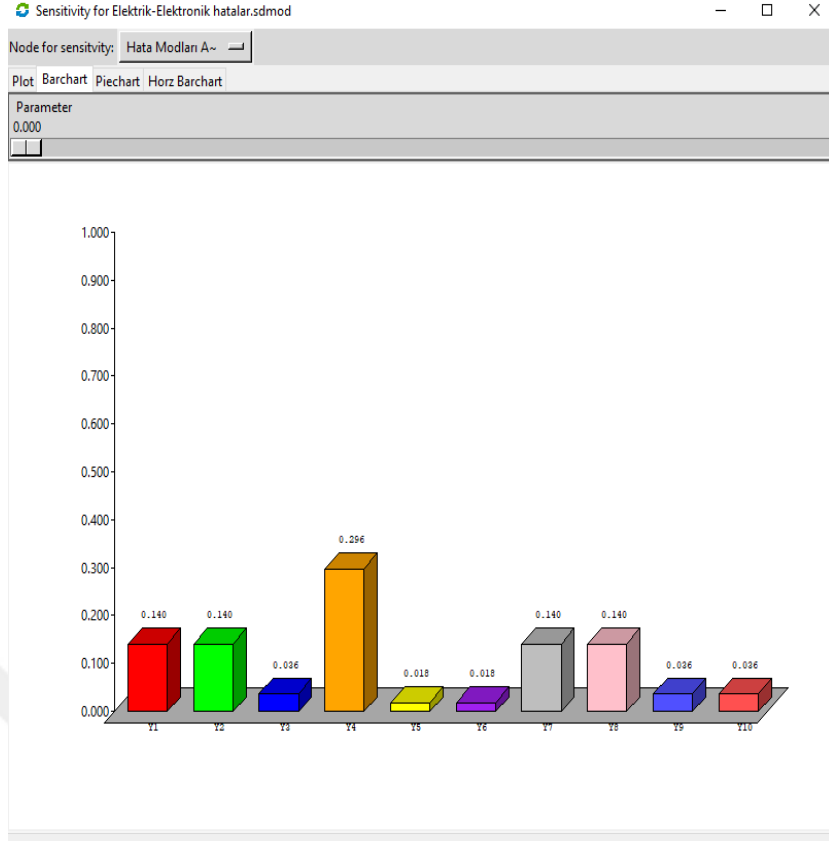
Comparisons for Super Decisions Main Window: Elektrik-Elektronik hatalar.sdm

1. Choose		3. Results	
Node / Cluster	Normal	Hybrid	
Choose Node			Inconsistency: 0.02360
Hata Modları A~			
Cluster: Amaç			
Choose Cluster			
Alternatives			
Y1			0.14025
Y2			0.14025
Y3			0.03578
Y4			0.29587
Y5			0.01789
Y6			0.01789
Y7			0.14025
Y8			0.14025
Y9			0.03578
Y10			0.03578

Şekil 5.5.1. Elektrik/Elektronik Hataları için Tutarlılık Oranı



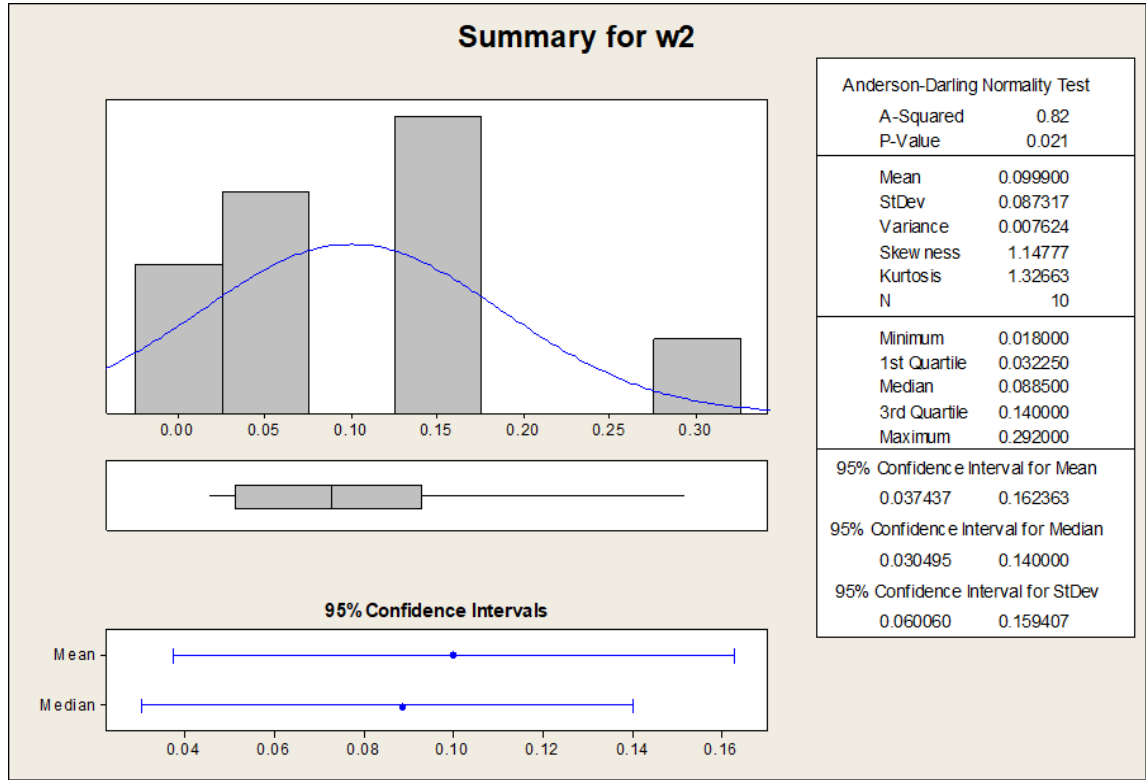
Şekil 5.5.2. Elektrik/Elektronik Hataları Duyarlılık Analizi 1



Şekil 5.5.3. Elektrik/Elektronik Hataları Duyarlılık Analizi 2

Elektrik/elektronik hataları için duyarlılık analizi şekillerinde (Şekil 5.5.2. ve 5.5.3.) en duyarlı hata modunun Y4 kodlu hata modu olduğu ve bunu Y1, Y2, Y7 ve Y8 kodlu hata modlarının izlediği, aynı zamanda bu hata modları arasında en az duyarlı hata modunun ise Y5 ve Y6 kodlu hata modlarının olduğu gözlemlenmiştir.

Elektrik/Elektronik hataları için hesaplanan ağırlık değerlerinin sıralanması sonucu Şekil 5.5.4.'te görüldüğü gibi MINITAB programı/betimleyici istatistikler aracı kullanılarak ağırlık verilerinin çeyrek değerleri (Quartiles) belirlenmiştir. Bu değerler kullanılarak her bir hata modunun aldığı değere göre hangi sınıfta yer alması gerektiği tespit edilebilmiştir. Tablo 5.5.3.'te elektrik/elektronik hataları için hesaplanan ağırlık değerlerinin kritiklik sınıflandırma tablosu verilmektedir.



Şekil 5.5.4. Elektrik/Elektronik Hataları için MINITAB Programı ile Belirlenmiş Çeyrek Değerler

Tablo 5.5.3. Elektrik/Elektronik Hataları için Belirlenmiş Kritiklik Sınıflandırma Ölçeği

Atanan Ağırlık Faktörü	AHP Kritiklik Sınıfı
$w < 0,03225$	D Sınıfı
$0,03225 \leq w < 0,0885$	C Sınıfı
$0,0885 \leq w < 0,14$	B Sınıfı
$0,14 \leq w \leq 0,292$	A Sınıfı

Tablo 5.5.3.’teki aralık değerleri kullanılarak elektrik/elektronik hataları için AHP gruplaması sonuçları Tablo 5.5.4.’te verilmektedir.

Tablo 5.5.4. Elektrik/Elektronik Hata Modları için AHP Gruplaması

	W	AHP'ye göre Kritiklik Gruplandırılması
Y1	0,140	B
Y2	0,140	B
Y3	0,037	C
Y4	0,292	A
Y5	0,018	D
Y6	0,018	D
Y7	0,140	B
Y8	0,140	B
Y9	0,037	C
Y10	0,037	C
	1,00	

5.6. Elektrik/Elektronik Hata Modları için Kritiklik İndeks Analizi

Elektro – Mekanik Aktüatörler için verilen hata modları arasında kritiklik belirlemek için kritiklik genel formülü olan aşağıdaki formül uygulanmıştır:

$$EK = (30*\ddot{U} + 30*E + 25*K + 15*M)/3 \quad (9)$$

Tablo 5.2.1.'de verilen hata modları için verilen olasılık ve kritiklik değerleri var olan deneyim ve mühendislik bilgisi ile yukarıdaki formüldeki (Eşitlik (9)) kriterlere dönüşüm Tablo 3.1. kullanılarak sağlanmıştır. Bu dönüşüm sağlanırken kendi geçmiş deneyimim ile mevcut kullanılan savaş uçaklarında görevli uzman bakım mühendislerinin

görüşleri kullanılmıştır. Bu dönüşüm değerleri ve bu değerler üzerinden yukarıdaki Kritiklik İndeks formülü kullanılarak hesaplanan kritiklik indeks değerleri Tablo 5.6.1.'de verilmektedir.

Tablo 5.6.1. Elektrik/Elektronik Hata Modları için Kritiklik İndeks Hesaplaması

Kodlama	Üretim	Emniyet	Kullanılabilirlik	Maliyet	Kritiklik İndeks
Y1	3	3	2	2	86,67
Y2	3	3	2	2	86,67
Y3	3	2	2	1	71,67
Y4	3	3	3	3	100,00
Y5	2	2	1	1	53,33
Y6	2	2	1	1	53,33
Y7	3	3	2	2	86,67
Y8	3	3	2	2	86,67
Y9	3	2	2	1	71,67
Y10	3	2	2	1	71,67

Tablo 4.1.1.'de olduğu gibi her bir hata modu için hesaplanan kritiklik indeks değerlerine atanması gereken bakım için önemli parçalar sınıflandırılması Tablo 5.6.2.'de verilmektedir.

Tablo 5.6.2. Elektrik/Elektronik Hata Modları için Kritiklik İndeks Sınıflandırılması

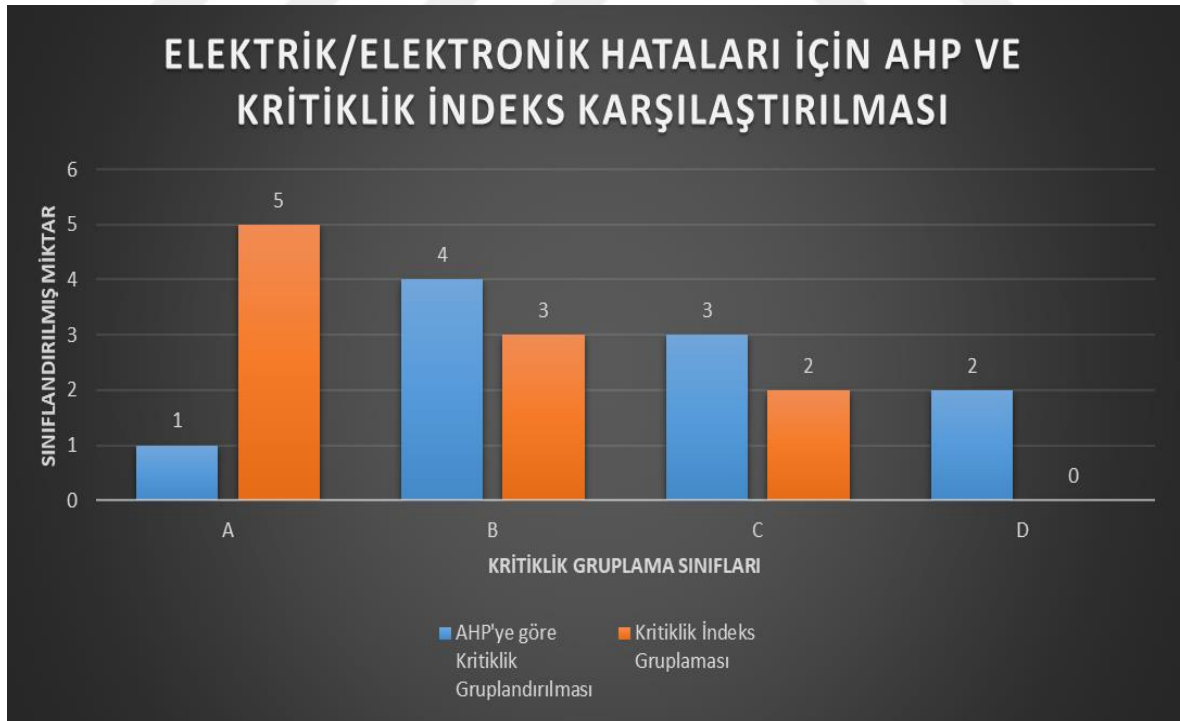
Kodlama	Kritiklik İndeks Değeri	Kritiklik İndeks Gruplaması
Y1	86,67	A
Y2	86,67	A
Y3	71,67	B
Y4	100,00	A
Y5	53,33	C
Y6	53,33	C
Y7	86,67	A
Y8	86,67	A
Y9	71,67	B
Y10	71,67	B

Hem AHP hem de Kritiklik İndeks yöntemleriyle belirlenen Bakım için Önemli Parçalar sınıflandırılmasının karşılaştırılması Tablo 5.6.3.'te verilmektedir.

Tablo 5.6.3. Elektrik/Elektronik Hataları için AHP Gruplandırılması ile Kritiklik İndeks Grubu Karşılaştırılması 1

Kodlama	AHP'ye göre Kritiklik Gruplandırılması	Kritiklik İndeks Gruplaması
Y1	B	A
Y2	B	A
Y3	C	B
Y4	A	A

Y5	D	C
Y6	D	C
Y7	B	A
Y8	B	A
Y9	C	B
Y10	C	B
Kodlama: {Y1,....., Y10}	A: {Y4} B: {Y1, Y2, Y7, Y8} C: {Y3, Y9, Y10} D: {Y5, Y6}	A: {Y1, Y2, Y4, Y7, Y8} B: {Y3, Y9, Y10} C: {Y5, Y6} D: {}



Şekil 5.6.1. Elektrik/Elektronik Hataları için AHP Gruplandırılması ile Kritiklik İndeks Grubu Karşılaştırılması 2

Şekil 5.6.1.'de görüldüğü gibi AHP ve kritiklik indeks gruplamaları karşılaştırıldığında EMA'ların elektrik/elektronik hatalarının kritiklik durumunun belirlenmesi üzerine yapılan analizde AHP yöntemi ile çok kritik olan A sınıfı ve kritik olan B sınıfı bakım için önemli parçalar (MSI)'ın miktarı kritiklik indeks gruplamasından elde edilen sonuçlara göre 3 hata modu daha azdır. A sınıfı için AHP yöntemi kritiklik indeks gruplamasına göre 4 hata modu az durumundayken, B sınıfı için AHP yöntemi gruplandırması, kritiklik indeks gruplamasına göre 1 hata modu fazla durumundadır. AHP yöntemi ile belirlenen A ve B sınıfı hata modları ile birlikte kritiklik indeks gruplamasına göre planlı bakım maliyetinin azalacağı, elektro-mekanik aktüatörlerin elektrik/elektronik hataları yüzünden yerde çalışmaz faaliyette kalma süresinde azalma öngörülmektedir. Planlı bakıma girecek hata mod sayılarındaki azalma ile bakım ve yedek parça maliyetinde azalma olması sadece öngörülebilmektedir. Maliyet hesabı yapılabilmesi için EMA'lar için literatürde mevcut bakım maliyetlerine yönelik bilgi bulunmamaktadır. Daha sonraki çalışmalarda EMA kullanıcıları tarafından mevcut bakım maliyeti bilgileri toplanarak, AHP yöntemi ile belirlenen kritik sınıflar için atanacak bakım maliyeti karşılaştırılması yapılabilir.

AHP ile her bir hata modunun kendi içerisinde değil de elektrik/elektronik hataları arasında her bir hatanın birbiriyle olan ilişkisi değerlendirilerek sistem üzerindeki olası etkileri değerlendirilerek, EMA'lar için daha doğru bir planlı bakım yapılması öngörülebilir. Belirlenen A ve B sınıfı kritik hata modları için uygun bir planlı bakım stratejisi sağlanarak, bakım maliyetinde azalma ve parçanın yerde kalış süresinde de azalma beklenmektedir. Düzeltici bakım planlamasında artış olması beklense de düzeltici bakım planlaması için belirlenen C ve D sınıfı kritik sınıflandırmasına girmediği için parçanın görev yapabilme süresine olumsuz etkisinin A ve B sınıfları hata modlarına göre daha az olacağı söylenebilir.

6. SONUÇ

Günümüz dünyasında özellikle havacılık ve uzay sanayiinde çalışır halde bulunan bir sistemin sahip olduğu alt sistemler veya ekipmanlardaki beklenmedik bir anda oluşabilecek hatalar yüzünden bu sistemlerin çalışmaz haldeki sürelerinin uzunluğu istenmeyen bir durumdur. Çünkü burada parçanın çalışmaz haldeki süresinin doğrudan karşılığı maliyettir. Bu çalışmaz haldeki parça yerde kaldığı sürede düzeltici bakıma tabi olacaktır. Ancak yedek parça planlamasının yapılmadığını düşünürsek bu parçaların yerde çalışmaz haldeki kalış süreleri uzayacaktır. Bu sistemlerin bu şekilde beklenmedik bir anda hata vermemesi, sistemlerin çalışmaz halde yerde kalmamaları için sistemdeki tüm parçalar incelenerek parçaların güvenilirlik değerlerine göre bakım planlaması yapılarak bu sorun çözülmek istenir. Sistemdeki parçalar kullanıcıya teslim edilmeden önce belli testlere tabi tutularak parçaların sahip olduğu hata modları hakkında bilgi edinilir. Bu hata modları ile doğrudan ilişkili olan parçaların güvenilirlik değerleri kullanılarak bu sistemlere güvenilirlik tabanlı bakım analizi yapılır. Çeşitli analizler yapılarak bu hata modları arasından kritik olan, sistemi beklenmedik hataya sürükleyen, sistemin çalışmaz halde yerde kalış süresini uzun tutabilen ve hatanın sisteme verdiği zarardan ötürü oluşabilecek yüksek maliyet değerleri yaratabilen kritik hata modları seçilerek, bu hata modları üzerinden bakım planlanmasının yapılması gerekmektedir.

Mevcutta güvenilirlik tabanlı bakım analizi yapılırken sistemlerin/alt sistemlerin/ekipmanların sahip oldukları hata modları arasından kritik hata modlarını belirlemek için kritiklik indeks formülü kullanılarak her bir hata modu üzerinden hesaplamalar yapılır ve belli bir sınıflandırma değerleri neticesinden hata modlarının kritiklik sınıflandırılması yapılmaktadır.

Bu tezde ise havacılık ve uzay sanayiinde kritik bir sistem olan Elektro-Mekanik Aktüatörler (EMA) için güvenilirlik tabanlı bakım analizi uygulaması gerçekleştirilmiştir. Bu sistem özellikle havacılık sanayisinde maliyet etkinlik ve görev performansı açısından savaş uçaklarında iniş takımı, havadan yakıt ikmali kapıları ve silah bölmesi kapıları gibi kritik öneme sahip fonksiyonlar da kullanılmaktadır ve gelecek nesil savaş uçaklarında ise kullanılması öngörülen bir sistem olarak savunma sanayisinde yerini almıştır. Bu elektro-mekanik aktüatörler sisteminin sahip olduğu fonksiyona yönelik görev aldığı sistemler için

kendi performansı kritiktir ve bu yüzden güvenilirlik tabanlı bakım analizini tabi tutulması öngörülmüştür.

Mevcutta kullanılan güvenilirlik tabanlı bakım analizlerinde parçaların sahip olduğu hata modları arasından kritik hata modlarını seçebilmek için kritiklik indeks formülü kullanılarak kritik hata modu sınıflandırılması yapılabilmektedir. Bu tez çalışmasında ise; elektro-mekanik aktüatörler için güvenilirlik tabanlı bakım analizi uygulanırken, hata modlarından kritiklik sınıflandırılması yapılabilmesi için yeni bir yöntem olarak Analitik Hiyerarşi Prosesinin (AHP) uygulanması önerilmektedir.

Elektro-mekanik aktüatörlerin sahip olduğu motor hataları ve elektrik/elektronik hataları arasından her biri için ayrı ayrı olarak AHP yöntemi uygulanarak sistemin sahip olduğu hatalar arasından kritik hataların belirlenmesi gerçekleştirilmiş ve mevcutta kullanılan kritiklik indeks formülü ile yapılan analiz sonuçlarıyla karşılaştırılmıştır.

Kritiklik İndeks formülü ile belirlenen kritik sınıflandırılmasına yeni bir alternatif olarak sunulan AHP yöntemi ile kritik sınıflandırılmasının yapılması gelecekteki çalışmalarda daha gerçekçi, daha doğru, daha etkin/etkili ve maliyeti düşük bakım planlamalarının yapılmasını sağlayabilir. Kritiklik İndeks formülü kullanılırken her bir hata modu kendi içinde değerlendirilerek sisteme verdiği zarar tespiti üzerinden kritiklik sınıflandırılması yapılırken, AHP ile her bir hata modunun sistem üzerindeki etkisi hata modlarının birbiriyle ikili karşılaştırmaları ile gerçekleştirilen değerlendirme sonrasında kritiklik sınıflandırması yapılabilmektedir.

Motor ve elektrik/elektronik hatalar üzerinden tespit edilen A ve B sınıfı çok kritik ve kritik sınıftaki hata modları ve miktarları AHP yöntemi uygulama sonuçları incelendiğinde kritiklik indeks yönteminden elde edilen sonuçlara göre farklılık göstermiştir. AHP yöntemi ile, sistem üzerinde tespit edilen kritik hatalar üzerine planlı bakım atanarak, planlı bakım maliyetinin azalması ve sistem planlı bakımdayken çalışmaz halde yerde kalış süresindeki azalmasına yönelik kullanışlı bir yöntem önerisi yapılabilmektedir.

Planlı bakım maliyetinde azalma beklentisi sistemin güvenilirlik değerlerinde azalma şeklinde bir etkiye sahip olabilir. Bu tez kapsamındaki amaç güvenilirlik tabanlı bakım analizi kapsamında sistemlerin kritik hata modlarının belirlenmesi için daha gerçekçi bir kritiklik sınıflandırma yöntemi sunmaktır. Bu sayede gereksiz olarak planlı bakıma tabi tutulacak parçaların sayısında azalma ile planlı bakım maliyetinde azalma

sağlamak temel yaklaşımı oluşturmaktadır. AHP yöntemi ile belirlenmiş A ve B kritik sınıfları için atanacak planlı bakım programları ile birlikte, sahadan gelecek verilerle birlikte sistemin güvenilirlik değerlerinde olacak değişim izlenebilir. Bu tez çalışmasında bu yönde bir analiz gerçekleştirilmemiş olmakla birlikte, güvenilirlik değerlerinde meydana gelecek azalmanın sistemin ömür devrindeki mali kazançlar ile karşılaştırılması durumunda kabul edilebilir seviyede gerçekleşebileceği öngörülebilmektedir.

Çalışmada önerilen yeni metodoloji Hata Modu, Etki ve Kritiklik Analizi (FMECA) çalışma kağıtlarının oluşturulmasında kullanılabilir. Mevcut çalışmalarda RCM analizinin sonucunda her bir hata modu için bir FMECA çalışma kağıdı hazırlanarak, yapılan çalışma sonucunda elde edilen bilgiler kayıt altında tutulmaktadır. Bu tez kapsamında incelenen EMA'ların sahip olduğu motor ve elektrik/elektronik hata modları için yapılan analizler sonucunda belirlenen motor hata modları arasından A ve B kritik sınıfı için AHP analiz sonuçlarına göre güncellenmiş FMECA çalışma kağıdı Tablo 6.1.'de verildiği gibi hazırlanmıştır.

AHP yöntemi uygulamasında dikkat edilmesi gereken önemli hususlar bulunmaktadır. Bunlardan en önemlisi kritiklik unsurlarının ikili karşılaştırmalarının yapılmasında atanan değerlerin uzman görüşüne dayanması ve bir uzmandan diğerine farklılık gösterebileceğidir. Bu nedenle alanında uzman kişilerce ikili karşılaştırma matrislerinin oluşturulması sonuçların elverişli olması açısından çok önemlidir. Ayrıca belirlenen ağırlık değerlerinin duyarlılık analizlerinin yapılması da önemlidir. Bu analizler kritiklik seviyelerinin sınıflandırılması açısından yol gösterici olabilir.

İleriki çalışmalarda havacılık endüstrisinde veya diğer sektörler üzerinde AHP yöntemi ile yeni çalışmalar gerçekleştirilebilir. Bir diğer çalışma alanı ise kritiklik seviye (sınıf) belirlemesine yönelik daha objektif yöntemlerin geliştirilmesi üzerine şekillendirilebilir.

Tablo 6.1. EMA-MOTOR HATALARI-RCM-FMECA Çalışma Kağıdı

Birim Tanımı		Hata Modu	Hatanın Etkisi				AHP Ağırlıklandırma	Hata Sebebi	Kritiklik	Hata karakteristikliği	Bakım görevi	Önerilen bakım aralığı
SI	Parça		Önem									
			Sınıflandırılması									
			Ü	E	K	M						
1	Konnektör	Aralıklı Temas	3	3	1	2	0,092	Bağlantı Kesilmesi	B Sınıfı	Yaşlanma Hatası	Planlı Muayene	200 Uçuş Saati
2	Çözücüler	Bobin Açılmaması	3	3	3	2	0,360	Aynı	A Sınıfı	Yaşlanma Hatası	Planlı Değiştirme	200 Uçuş Saati

KAYNAKLAR

- [1] Garcia, I. Cusido, J.A. Rosero, J.A. Ortega, L. Romeral, Reliable Electro-Mechanical Actuators in Aircraft, AUGUST 2008, AUGUST 2008, pp 19- 25.
- [2] P. Jinker and F. Claeysen, New Actuators for Aircraft and Space Applications, in Conf. ACTUATOR 2006, 10' International Conference on New Actuators, June 2006, Bremen, Germany, pp. 14-16.
- [3] S.L. Botten, C.R. Whitley and A.D. King, Flight Control Actuation Technology for Next-Generation All-Electric Aircraft, Technology Review Journal – Millennium Issue, pp. 55-68, Fall/Winter 2000.
- [4] Thompson, K., Notes on The electric control of large aeroplanes, IEEE AES Systemts Magazine, Vol. 3, Issue 12, December 1988, pp. 19-24.
- [5] D. van den Bossche, The evolution of the Airbus flight control actuation systems, in Proc. of Third International Fluid Power Conference, March 6, 2002, Aachen, Germany.
- [6] Guan Qiao, Geng Liu, Zhenghong Shi, Yawen Wang, Shangjun Ma and Teik C Lim, A review of electromechanical actuators for More/All Electric aircraft systems, 2017, Journal of Mechanical Engineering Science, pp 4128-4151.
- [7] Janker P, Claeysen F, Grohmann B, et al. New actuators for aircraft and space applications. In: Eleventh international conference on new actuators, Bremen, Germany, 9–11 June 2008, pp.346–354.
- [8] Rosero JA, Ortega JA, Aldabas E, et al. Moving towards a more electric aircraft, IEEE Aero El Syst Mag 2007; 22: 3–9.

- [9] Garcia A, Cusido I, Rosero JA, et al. Reliable electromechanical actuators in aircraft. *IEEE Aero El Syst Mag* 2008; 23: 19–25.
- [10] AbdElhafez A and Forsyth A. A review of more-electric aircraft. In: Thirteenth international conference on aerospace science & aviation technology (ASAT-13), 26–28 May 2009, paper no. ASAT-13-EP-01. Piscataway, NJ, USA: IEEE.
- [11] Botten SL, Whitley CR and King AD. Flight control actuation technology for next-generation all-electric aircraft. *Technol Rev J* 2000; 23: 55–68.
- [12] Liscouët J, Mare' JC and Budinger M. An integrated methodology for the preliminary design of highly reliable electromechanical actuators: search for architecture solutions. *Aerosp Sci Technol* 2012; 22: 9–18.
- [13] Chakraborty I, Mavris DN, Emeneth M, et al. An integrated approach to vehicle and subsystem sizing and analysis for novel subsystem architectures. *Proc IMechE, Part G: J Aerospace Engineering* 2015; 230: 496–514.
- [14] Blanding D. Subsystem design and integration for the more electric aircraft. In: 5th international energy conversion engineering conference and exhibit (IECEC), St. Louis, Missouri, 2007, pp.31–38. Reston, VA, USA: American Institute of Aeronautics and Astronautics.
- [15] Croke S and Herrenschmidt J. More electric initiative power- by-wire actuation alternatives. In: Aerospace and electronics conference, proceedings of the IEEE 1994 National, Dayton, OH, USA, 23–27 May 1994, pp.1338–1346. Piscataway, NJ, USA: IEEE.
- [16] Nelson T. 787 systems and performance, [http://myhres.com/Boeing-787- Systems-and-Performance.pdf](http://myhres.com/Boeing-787-Systems-and-Performance.pdf) (2005, accessed).

- [17] Fu J, Mare JC and Fu YL. Modelling and simulation of flight control electromechanical actuators with special focus on model architecting, multidisciplinary effects and power flows. *Chin J Aeronaut* 2017; 30: 47–65.
- [18] Sitz JR. F-18 systems research aircraft facility. In: 1992 aerotech conference, Anaheim, CA, USA, 5–8 October 1992, pp.1–27. Anaheim, CA, USA: National Aeronautics and Space Administration.
- [19] Williams K and Brown D. Milestone achieved for allelectric airplane technology, www.nasa.gov/home/hqnews/1997/97-274.txt (1997, accessed 20 November).
- [20] Navarro R. Performance of an electro-hydrostatic actuator on the F-18 systems research aircraft. Report for NASA. Report no. TM-97-206224, October 1997. Anaheim, CA, USA: National Aeronautics and Space Administration.
- [21] Charrier JJ and Kulshreshtha A. Electric actuation for flight and engine control; evolution and current trend. In: Forty-fifth AIAA aerospace sciences meeting and exhibit, Reno, Nevada, 8–11 January 2007, pp.1–20. Reston, VA, USA: American Institute of Aeronautics and Astronautics.
- [22] Wang ZL, Qiu LH and Li J. Actuation systems used for power-by-wire, www.paper.edu.cn/releasepaper/content/200408-25 (2004, accessed).
- [23] Van den Bossche D. The evolution of the airbus flight control actuation systems. In: Proceedings of the 3rd international fluid power conference, Aachen, Germany, 2002.
- [24] Chakraborty I, Trawick DR, Jackson D, et al. Electric control surface actuator design optimization and allocation for the more electric aircraft. In: 2013 aviation technology, integration, and operations conference, Los Angeles, CA, 12–14 August 2013, pp.1–17. Reston, VA, USA: American Institute of Aeronautics and Astronautics.

- [25] Antonelli MG, Bucci G, Ciancetta F, et al. Automatic test equipment for avionics Electro-Mechanical Actuators (EMAs). *Measurement* 2014; 57: 71– 84.
- [26] Emadi, A. and Ehsani, M., Aircraft Power Systems: Technology, State of the Art, and Future Trends, *IEEE AES Systems Magazine*, Vol. 15, Issue 1, January 2000, pp. 28-32.
- [27] Elbuluk, M.E. and Kankam, M.D., Motor drive technologies for the power-by- wire (PBW) program: options, trends and tradeoffs, *Proceedings of the IEEE National Aerospace and Electronics Conference*, 1995. NAECON 1995, Vol., 22 May 1995, pp. 511-522.
- [28] Alstrom, K. and Torin, J., Future architecture for flight control systems, 7th Conference Digital Avionics Systems, DASC, Vol. 1, pp. I1B5/1 - I B5/10, 14-18 October 2001.
- [29] Todeschi M and Baxerres L. Health monitoring for the flight control EMAs. *IFAC-PapersOnLine* 2015; 48: 186–193.
- [30] Rubertus DP, Hunter LD and Cecere GJ. Electromechanical actuation technology for the all-electric aircraft. *IEEE T Aero El Syst* 1984; AES-20: 243–249.
- [31] Derrien JC and Se'curite' SD. Electromechanical actuator (EMA) advanced technologies for flight controls. In: 28th international congress of the aeronautical sciences, Brisbane, Australia, 23–28 September 2012, pp.1–10. Bonn, Germany: International Council of the Aeronautical Sciences.
- [32] Van der Linden FL, Schlegel C, Christmann M, et al. Implementation of a modelica library for simulation of electromechanical actuators for aircraft and helicopters. In: *Proceedings of the 10th international modelica conference*, Lund, Sweden, 10–12 March 2014, pp.757–766. Linköping, Sweden: LiU Electronic Press.

- [33] Bennett JW. Fault tolerant electromechanical actuators for aircraft. PhD Thesis, Newcastle University, UK, 2010.
- [34] Todeschi M and Baxerres L. Airbus-health monitoring for the flight control EMAs: 2014 status and perspectives. In: Proceedings of the 6th international conference on recent advances in aerospace actuation systems and components, Toulouse, France, 2–3 April 2014, pp.73–83. Toulouse, France: R3ASC.
- [35] Yameen M. Hussain, Stephen Burrow, Leigh Henson, Patrick Keogh, A Review of Techniques to Mitigate Jamming in Electromechanical Actuators for Safety Critical Applications, 2018, International Journal of Prognostics and Health Management, vol. 9, no. 9, pp. 1-11
- [36] Mare JC. Combining hydraulics and electrics for innovation and performance improvement in aerospace actuation. In: Proceedings of the 12th Scandinavian international conference on fluid power, Tampere, Finland, 18–20 May 2011, pp.255–270.
- [37] Chevalier PY, Grac S and Liegeois PY. More electrical landing gear actuation systems. In: Proceedings of the 4th international conference on recent advances in aerospace actuation systems and components, Toulouse, France, 5–7 May 2010, pp.9–16. Toulouse, France: R3ASC.
- [38] Iordanidis G, Bagnall L, Morris J, et al. An overview of modelling and simulation activities for an all-electric nose wheel electric system. In: Proceedings of the 4th international conference on recent advances in aerospace actuation systems and components, Toulouse, France, 5–7 May 2010, pp.137–144. Toulouse, France: R3ASC.
- [39] Chico P. Electric brake. In: Proceedings of the 6th international conference on recent advances in aerospace actuation systems and components, Toulouse, France, 2–3 April 2014, pp.25–28. Toulouse, France: R3ASC.

- [40] Mare JC and Fu J. Review on signal-by-wire and power-by-wire actuation for more electric aircraft. *Chin J Aeronaut* 2017; 30: 857–870.
- [41] Lemor PC. The roller screw, an efficient and reliable mechanical component of electro-mechanical actuators. In: *Proceedings of the 31st intersociety energy conversion engineering conference*, Washington, DC, USA, 11–16 August 1996, pp.215–220. Piscataway, NJ, USA: IEEE.
- [42] Alle N, Hiremath SS, Makaram S, et al. Review on electro hydrostatic actuator for flight control. *Int J Fluid Power* 2016; 17: 125–145.
- [43] Budinger M, Liscouët J, Orioux S, et al. Automated preliminary sizing of electromechanical actuator architectures. In: *ELECTRIMACS 2008 conference*, Québec, Canada, June 2008.
- [44] Budinger M. Preliminary design and sizing of actuation systems, https://hal.archives-ouvertes.fr/tel-01112448/file/HDR_Budinger_global_final_72dpi.pdf, UPS Toulouse (2014, accessed 3 February 2015).
- [45] Bennett JW, Mecrow BC, Atkinson DJ, et al. Safetycritical design of electromechanical actuation systems in commercial aircraft. *IET Electr Power Appl* 2011; 5: 37–47.
- [46] Wachendorf N, Thielecke F, Carl U, et al. Multivariable controller design for a trimmable horizontal stabilizer actuator with two primary load paths. In: *26th international congress of the aeronautical sciences*, Anchorage, Alaska, USA, 14–19 September 2008, pp.1–12. Bonn, Germany: International Council of the Aeronautical Sciences.
- [47] Gerada C, Bradley K, Whitley C, et al. Integrated machine design for electro-mechanical actuation. In: *2007 IEEE international symposium on industrial*

- electronics, Vigo, Spain, 4–7 June 2007, pp.1305–1310. Piscataway, NJ, USA: IEEE.
- [48] Fu YL, Zhou WX, Zhang Y, et al. Robust and perfect tracking control for direct drive EMA system. In: Intelligent control and information processing (ICICIP), Dalian, China, 13–15 August 2010, pp.738–743. Piscataway, NJ, USA: Institute of Electrical and Electronics Engineers.
 - [49] Hong G and Wei X. Development of electromechanical actuators, *ActaAeronautAstronaut Sin*2007; 28:620–627.
 - [50] Islam H. Afefy, Reliability-Centered Maintenance Methodology and Application: A Case Study, November 2010, Scientific Research, Engineering, 2010, 2, 863-873.
 - [51] Vishnu C. R., Regikumar V., Reliability Based Maintenance Strategy Selection in Process Plants: A Case Study, *Procedia Technology* 25 (2016) 1080 – 1087.
 - [52] Torabzadeh-Tari M. Dimensioning tools of MEA actuator systems, including modeling, analysis and technology comparison. PhD Dissertation, KTH Electrical Engineering, Sweden, 2008
 - [53] J. Totali, Stability, Maneuverability, and Safe Landing in the Presence of Adverse Conditions, Integrated Resilient Aircraft Control (TRAC), Aviation Safety Program of the National Aeronautics and Space Administration, April 13, 2007, pp. 22.
 - [54] Bolognani, S., Zordan, M. and Zigliotto, M., Experimental Fault-Tolerant Control of a PMSM Drive, *IEEE Transactions on Industrial Electronics*, Vol. 47, No. 5, October 2000, pp. 1134-1141.
 - [55] Balaban, E., Bansal, P., Stoelting, P., Saxena, A., Goebel, K., & Curran, S. (2009). A Diagnostic Approach for Electro-Mechanical Actuators in Aerospace Systems. *IEEE Aerospace*.

- [56] El-Refaie AM. Fault-tolerant permanent magnet machines: a review. IET Electr Power Appl 2011; 5: 59–74.
- [57] Edward Balaban, Prasun Bansal, Paul Stoelting, Abhinav Saxena, Kai F. Goebel, Simon Curran, A Diagnostic Approach for Electro-Mechanical Actuators in Aerospace Systems, April 2009, ResearchGate, DOI: 10.1109/AERO.2009.4839661.
- [58] Reliability Centered Maintenance, Guide for Facilities and Collateral Equipment, published February 2000, by The National, Aeronautics and Space Administration, Washington D.C.
- [59] Tatjana Atanasova–Pachemska, Martin Lapevski, Riste Timovski, Analytical Hierarchical Process (Ahp) Method Application In The Process Of Selection And Evaluation, International Scientific Conference 21 – 22november 2014, Gabrovo
- [60] Jalaliyoon, N., Bakar, N. A., Taherdoost, H. (2012). Accomplishment of Critical Success Factor in Organization; Using Analytic Hierarchy Process. International Journal of Academic Research in Management, Helvetic Editions Ltd, 1(1); 1-9.
- [61] Hamed Taherdoost, Decision Making Using the Analytic Hierarchy Process (AHP); A Step by Step Approach, January 2017, International Journal of Economics and Management Systems, 244-246, ISSN: 2367-8925
- [62] Golden, B. L. & Wang, Q. (1990). An Alternative Measure of Consistency. In: B. L. Golden, A. Wasil & P.T. Harker (eds.) Analytic Hierarchy Process: Applications and Studies, 68-81, New-York: Springer Verlag.
- [63] Ekin Akdeniz, AHP YÖNTEMİ İLE BİR İŞLETMEDE EN İYİ ÇALIŞANIN SEÇİLMESİ: BT Sektöründe Bir Organizasyon İncelemesi, Süleyman Demirel Üniversitesi Sosyal Bilimler Enstitüsü Dergisi Yıl: 2018/2, Sayı:31, s. 61-90

