



**UYDU GÜÇ KONTROL BİRİMİNİN GÜVENİLİRLİK TAHMİN ANALİZİ
VE GÜVENİLİRLİK İYİLEŞTİRMESİNE YÖNELİK ÇÖZÜMLER**

Nazım YAMAN

**YÜKSEK LİSANS TEZİ
ELEKTRİK ELEKTRONİK MÜHENDİSLİĞİ ANA BİLİM DALI**

**GAZİ ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ**

EYLÜL 2021

ETİK BEYAN

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

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

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

Nazım YAMAN

14/09/2021

UYDU GÜÇ KONTROL BİRİMİNİN GÜVENİLİRLİK TAHMİN ANALİZİ VE GÜVENİLİRLİK İYİLEŞTİRMESİNE YÖNELİK ÇÖZÜMLER

(Yüksek Lisans Tezi)

Nazım YAMAN

GAZİ ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

Eylül 2021

ÖZET

Uzay ortamının radyasyon ve sıcaklık gibi zorlu çevre koşullarında, görev kesintisine uğramadan çalışabilecek yüksek maliyetli ve kritik birimlerin, bakım zorlukları sebebiyle, yüksek güvenilirlikli ve yedekli şekilde tasarlanmaları gerekmektedir. Ekipman arızalarından dolayı uydu kaybını önlemek için tasarımın belli aşamalarında nitel ve nicel güvenilirlik analizleri yapılarak tasarım güvenilirlik açısından güçlendirilmelidir. Böylelikle ürünün ömrünü olumsuz etkileyebilecek riskler en aza indirilerek, kavramsal tasarım aşamasından başlanıp güvenilirlik hedefleri teminat altına alınır. Bu tez çalışmasında uzay sistemlerinde mevcut güvenilirlik yaklaşımları incelenmiş olup yeni güvenilirlik iyileştirme çözümleri sunulmuştur. PTC-WQS programı kullanılarak tasarıma paralel yürütülen güvenilirlik analizleri sayesinde, uydunun hayati birimlerden biri olan Güç Kontrol Birimi (GKB)'nin uzay kalifiye olarak geliştirilmesi sağlanmıştır. Sayısal güvenilirlik iyileştirmelerinin yanı sıra tekil nokta hatası ve hata yayılımının engellenmesi gibi niteliksel gereksinimler de göz önünde bulundurulmuştur. Önerilen üç güvenilirlik iyileştirme yönteminin detayları, DC/DC buck dönüştürücü topolojisiyle kurulan devre kartı üzerinde uygulamalı olarak gösterilmiş ve zorlu güvenilirlik hedeflerini sağlayan yedekli GKB tasarımı sunulmuştur. İlk olarak elektronik bileşenlerin ömrünü uzatmak ve ömür sonu performansını teminat altına almak için elektriksel ve ısı streslerinin kontrol altına alındığı Parça Stres Analizi uygulanmıştır. İkinci olarak maliyet etkin bir çözüm sunmak amacıyla, güvenilirlik blok diyagramları çizilerek yedeklilik yapısı belirlenmiş ve Güvenilirlik Tahmini Analizi ile tasarımın nicel güvenilirlik hedefini karşılaması sağlanmıştır. Son olarak potansiyel arızaları etkileriyle birlikte en aza indirmek, hataların tespit edilebilme oranını artırmak, tekil nokta hatalarını ve hata yayılımlarını önlemek için GKB tasarım sürecine paralel Hata Türü Etkileri ve Kritiklik Analizi (HTEKA) gerçekleştirilmiştir. Bunu sağlamak için çözünürlüğü ayarlanabilen, öznellikten arındırılmış, hem fonksiyonel hem donanımsal ve hem de ara yüz özelliklerine sahip yeni bir yaklaşım olan hibrit HTEKA modeli önerilmiş ve uygulamalı gösterilmiştir.

Bilim Kodu : 90517

Anahtar Kelimeler : Güvenilirlik, hata türü etkileri ve kritiklik analizi, parça stres analizi, uydu, güç kontrol birimi

Sayfa Adedi : 96

Danışman : Doç. Dr. Mustafa BURUNKAYA

RELIABILITY PREDICTION ANALYSIS AND RELIABILITY IMPROVEMENT OF THE SATELLITE POWER CONTROL UNIT

(M. Sc. Thesis)

Nazım YAMAN

GAZİ UNIVERSITY

GRADUATE SCHOOL OF NATURAL AND APPLIED SCIENCES

September 2021

ABSTRACT

Costly and critical equipment that can operate in harsh space condition such as radiation and temperature should be designed with high reliability and redundancy because of the maintenance difficulties. To prevent satellite loss due to equipment failure, the design should be developed by considering the results of qualitative and quantitative reliability analysis performed at design phases. In this way, the risks that will adversely effect the product life are eliminated or minimized and the reliability targets determined at the conceptual design phases are ensured. In this thesis, the current reliability approaches in space systems were researched and new reliability improvement solutions were presented. The space-qualified Power Control Unit (PCU), one of the most vital units in a satellite, was developed with reliability analysis parallel to the design by means of PTC-WQS software. In addition to numerical reliability improvements, qualitative requirements such as prevention of single point failure and failure propagation were also considered. The details of the three proposed reliability improvement methods have been demonstrated in practice on the circuit board based on the DC/DC buck converter topology and GKB design with internal redundancy is presented meeting rigorous reliability targets. First of all, part stress analysis, which controls the electrical and thermal stress levels on the electronic components, was performed to extend component life, increase reliability and enhance the end-of-life performance of equipment. Secondly, to provide a cost-effective solution, the structure of redundancy was determined by drawing reliability block diagrams and the design was ensured to meet the quantitative reliability target thanks to Reliability Prediction Analysis. Finally, Failure Mode, Effects and Criticality Analysis (FMECA) was carried out parallel with the PCU design process to eliminate or minimize potential failures and their effects, increase the rate of failure detection, and prevent single point failure and failure propagation. To achieve this, a new hybrid FMECA approach which is free from subjectivity and has functional, hardware and interface features with adjustable resolution, has been proposed and demonstrated in practice.

Science Code : 90517

Key Words : Reliability, failure mode effect and criticality analysis, derating, satellite, power control unit

Page Number : 96

Supervisor : Doç. Dr. Mustafa BURUNKAYA

TEŞEKKÜR

Çalışmalarım boyunca değerli yardım ve katkılarıyla beni yönlendiren, kıymetli tecrübelerinden faydalandığım danışmanım Doç. Dr. Mustafa BURUNKAYA'ya teşekkürü bir borç bilirim. TUSAŞ güç elektroniği donanım tasarım başmühendisi Sinan KAYA'ya batarya şarj düzenleyici güç katı devre tasarımı konusunda verdiği desteklerden dolayı ayrıca teşekkür ederim.



İÇİNDEKİLER

	Sayfa
ÖZET	iv
ABSTRACT	v
TEŞEKKÜR	vi
İÇİNDEKİLER	vii
ÇİZELGELERİN LİSTESİ	ix
ŞEKİLLERİN LİSTESİ.....	x
RESİMLERİN LİSTESİ.....	xii
SİMGELER VE KISALTMALAR	xiii
1. GİRİŞ	1
2. UZAY SİSTEMLERİ.....	5
2.1. Uzay Ürün Geliştirme.....	7
2.2. Yörüngeler ve Yörüngedeki Uydular	9
2.3. Güç Alt Sistemi.....	11
2.3.1. Güneş paneli	13
2.3.2. Güç kontrol birimi (GKB)	15
2.3.3. Güç dağıtım birimi.....	17
2.3.4. Batarya.....	18
3. UZAY SİSTEMLERİNDE GÜVENİLİRLİK YAKLAŞIMI	19
3.1. Güvenilirlik Teorisi	20
3.1.1. Küvet eğrisi.....	23
3.1.2. Komponent hata oranı.....	25
3.2. Güvenilirlik Modellemesi.....	26
3.2.1. Güvenilirlik blok diyagramları	26
3.2.2. Karmaşık sistemler	31
3.3. Hata Türü ve Etkileri Analizi	32

	Sayfa
3.3.1. Fonksiyonel HTEA.....	35
3.3.2. Donanımsal HTEA	36
3.3.3. HTEA metodu.....	37
3.3.4. Önerilen hibrit HTEKA metodu	40
3.4. Parça Stres Analizi.....	45
3.4.1. Parça stres analizi prensibi.....	45
3.4.2. Parça stres analizi metodu	47
4. GKB GÜVENİLİRLİK İYİLEŞTİRME ÇÖZÜMLERİ.....	49
4.1. Güvenilirlik Tahsisi ve Sayısal Güvenilirlik Hedefi	49
4.2. Ön Tasarım Uydu Güç Kontrol Birimi.....	50
4.2.1. Ön tasarım batarya şarj yönetimi modülü.....	53
4.3. GKB Modüllerinin Güvenilirlik İyileştirmeleri.....	56
4.3.1. Nihai versiyon batarya şarj yönetim modülü.....	57
4.3.2. S3R modülü (S3RM)	68
4.3.3. Güç yönetimi modülü (GYM)	69
4.3.4. Batarya deşarj yönetimi modülü (BDYM)	71
4.3.5. Uzölçüm/Uzkomut modülü (UUM)	73
4.4. Nihai Uydu Güç Kontrol Biriminin Güvenilirliği	75
5. SONUÇ VE ÖNERİLER	79
KAYNAKLAR	83
EKLER	89
EK-1. HTEA ve HTEKA tablo şablonları.....	90
EK-2. Nihai BŞYM güç katı HTEKA	91
EK-3. Ön tasarım BŞYM WQS güvenilirlik analizi çıktısı.....	93
EK-4. Nihai tasarım BŞYM WQS güvenilirlik analizi çıktısı.....	94
ÖZGEÇMİŞ.....	96

ÇİZELGELERİN LİSTESİ

Çizelge	Sayfa
Çizelge 3.1. Pasif durum hata oranı dönüştürme çarpanları	29
Çizelge 3.2. Hata türü etkileri analizi standartları	33
Çizelge 3.3. Hata sonuçlarının şiddeti	38
Çizelge 3.4. Özel durum göstergeleri	38
Çizelge 3.5. Olasılık seviyeleri, limitleri ve numaraları	39
Çizelge 3.6. Hata sonuçlarının şiddeti	39
Çizelge 3.7. Kritiklik matrisi	40
Çizelge 3.8. Literatürde kullanılan stres azaltma standartları.....	45
Çizelge 4.1. GKB tanımlı fonksiyon listesi	52
Çizelge 4.2. Ön tasarım BŞYM güç katı devresi parça stres analizi sonuçları	54
Çizelge 4.3. Diyot grubu parça stres azaltma sonuçları.....	58
Çizelge 4.4. Kondansatör grubu parça stres azaltma sonuçları	59
Çizelge 4.5. MOSFET grubu parça stres azaltma sonuçları	59
Çizelge 4.6. Direnç grubu parça stres azaltma sonuçları	60
Çizelge 4.7. Bobin grubu parça stres azaltma sonuçları	60
Çizelge 4.8. BŞYM güç katı devresi güvenilirlik tahmin analizi sonuçları	62
Çizelge 4.9. Mosfet uygulama faktörü (πA) çarpanları	63
Çizelge 4.10. BŞYM donanım entegre grupları hata oranları	64
Çizelge 4.11. Arayüz sinyal listesi	65
Çizelge 4.12. BŞYM fonksiyon listesi	66
Çizelge 4.13. S3RM özet fonksiyon listesi.....	68
Çizelge 4.14. GYM özet fonksiyon listesi.....	70
Çizelge 4.15. BDYM özet fonksiyon listesi	72
Çizelge 4.16. UUM özet fonksiyon listesi.....	73

ŞEKİLLERİN LİSTESİ

Şekil	Sayfa
Şekil 2.1. Sentinel-5P uydusunun açık gösterimli üç boyutlu mekanik çizimi	5
Şekil 2.2. Uydu tasarımında ürün geliştirme V diyagramı	7
Şekil 2.3. Uydu güvenilirlik analizi V modeli.....	8
Şekil 2.4. Türkiye'nin uydu sistemleri	10
Şekil 2.5. GEO yörüngedeki bir uyduda ekinoks zamanı.....	11
Şekil 2.6. Uydu güç sistemi genel blok şeması	12
Şekil 2.7. Güç kontrol birimi modüllerinin üç boyutlu çizimi	15
Şekil 2.8. Karakteristik güç kontrol birimi mimarisi.....	16
Şekil 2.9. Örnek güç dağıtım birimi ekipmanının üç boyutlu çizimi	17
Şekil 3.1. Olasılık dağılım fonksiyonu	20
Şekil 3.2. Birikimli dağılım fonksiyonunun türetilmesi	20
Şekil 3.3. Çalışan n adet onarılamayan ürünlerin sayısının zamana bağlı azalması.....	21
Şekil 3.4. Ömür dağılım örnekleri	22
Şekil 3.5. Küvet eğrisi (β weibull parametresi).....	24
Şekil 3.6. Seri bağlı sistem	27
Şekil 3.7. Paralel bağlı sistem.....	27
Şekil 3.8. Kombine konfigürasyon	28
Şekil 3.9. 1:2 soğuk yedekli sistem	29
Şekil 3.10. Örnek (2::3) çoğunluk oylaması yedeklilik yapısı	31
Şekil 3.11. Karmaşık bir sistemin blok diyagramı	32
Şekil 3.12. Bazı karmaşık sistemin basitleştirilmesi örneği	32
Şekil 3.13. HTEKA sistem hiyerarşi yapısı.....	41
Şekil 3.14. Ekipman seviyesi hibrit HTEKA süreci	42
Şekil 3.15. Örnek bir hata türünün incelenmesi	43
Şekil 3.16. Örnek bir hata türüne kritikliğin atanması.....	44

Şekil	Sayfa
Şekil 3.17. Stres-dayanım sınır ölçüleri ilişkisi	46
Şekil 3.18. Solid tantalyum kondansatör parça stres kabul seviyesi	47
Şekil 3.19. PTC-WQS örnek parça stres uyarı bildirimi	48
Şekil 4.1. GKB fonksiyonel blok diyagramı	50
Şekil 4.2. Ön tasarım GKB güvenilirlik blok diyagramı	51
Şekil 4.3. Ön tasarım GKB güvenilirlik-zaman grafiği	52
Şekil 4.4. Ön tasarım BŞYM güç katı devresi.....	53
Şekil 4.5. Çip seramik kondansatör kılıf sıcaklığına bağlı gerilim stresi limiti	55
Şekil 4.6. Metal film direnç ortam sıcaklığına bağlı güç stresi limiti.....	56
Şekil 4.7. BŞYM güç katı devresi nihai versiyon.....	57
Şekil 4.8. Doğrultmaç tipi diyotlarda gerilim-hata oranı grafiği	61
Şekil 4.9. BŞYM fonksiyonel blok diyagramı.....	64
Şekil 4.10. Olasılık çarpanı belirleme tablosu	67
Şekil 4.11. S3RM yedeklilik kurgusu.....	69
Şekil 4.12. GYM çoğunluk oylaması prosesi	70
Şekil 4.13. GYM yedeklilik kurgusu	71
Şekil 4.14. Sigorta korumalı besleme girişleri.....	72
Şekil 4.15. BDYM yedeklilik kurgusu	73
Şekil 4.16. UUM yedeklilik kurgusu	75
Şekil 4.17. Nihai yedeksiz tasarım GKB güvenilirlik blok diyagramı	76
Şekil 4.18. Nihai yedeksiz tasarım GKB güvenilirlik-zaman grafiği	76
Şekil 4.19. Nihai tasarım GKB güvenilirlik blok diyagramı	77
Şekil 4.20. Nihai tasarım GKB güvenilirlik-zaman grafiği	78

RESİMLERİN LİSTESİ

Resim	Sayfa
Resim 2.1. Uydu güneş paneli	14
Resim 2.2. Uydu güç sistemi batarya örneği resmi	18



SİMGELER VE KISALTMALAR

Bu çalışmada kullanılmış simgeler ve kısaltmalar, açıklamaları ile birlikte aşağıda sunulmuştur.

Simgeler

Açıklamalar

β

Weibull parametresi

λ

Hata oranı

(K::N) veya (KooN)

Yedeklilik sayısı

Kısaltmalar

Açıklamalar

AHY

Ana Hata Yükselticisi

BDYM

Batarya Deşarj Yönetimi Modülü

BŞYM

Batarya Şarj Yönetimi Modülü

ECSS

European Cooperation for Space Standardization

EEE

Elektronik, Elektrik ve Elektromekanik

FIT

Failure in Time

GEO

Geostationary Earth Orbit

GKB

Güç Kontrol Birimi

GYM

Güç Yönetimi Modülü

HTEA

Hata Türü ve Etkileri Analizi

HTEKA

Hata Türü, Etkileri ve Kritiklik Analizi

LCL

Latching Current Limiter

LEO

Low Earth Orbit

MUB

Merkezi Uydu Bilgisayarı

UVKS

Uydu veri komuta yönetim alt sistemi

UUM

Uzölçüm/Uzkomut Modülü

YYBKS

Yönelim, Yörünge Belirleme ve Kontrol Alt Sistemi

WQS

Windchill Quality Solutions

1. GİRİŞ

Güvenilirlik bir ürünün kendisinden beklenen tüm fonksiyonları belirli süre ve ortam koşullarında herhangi bir arıza yapmadan yerine getirebilme olasılığı olarak tanımlanır. Güvenilirlik, tasarımın doğasında göz önünde bulundurulmuş bir faktör olmasına rağmen ilk kez 1957 yılında AGREE (Advisory Group on Reliability of Electronic Equipment) tarafından yayınlanan bir raporla, tasarımdan ayrılıp Güvenilirlik Mühendisliği Disiplini olarak tanıtılmıştır. II. Dünya Savaşında anahtar rol oynayan vakum tüplerinin sık arızalanmasını minimuma indirmek için hata türlerinin kök sebepleri araştırılarak düzeltici önlemler alınması, güvenilirlik disiplinin ortaya çıkmasına vesile olmuştur [1].

Güvenilirlik Mühendisliğinin ortaya çıktığı tarihle Rusların ilk uzay aracı Sputnik'i fırlatma tarihleri kesişmektedir. Bu tarihten 5 yıl sonrasına kadar 6500 uzay aracı daha fırlatılmıştır. Bu sektöre günümüzde başta Amerika, Çin ve Rusya olmak üzere çoğu ülke fazlasıyla yatırım yapmakta olup, 1957'den 2019 yılına kadar kaba hesaplara ortalama her yıl 143 tane uzay aracının uzaya fırlatıldığını söyleyebiliriz [2]. Tasarım ve fırlatma maliyetleri yüz milyonlarca doları bulabilen sistemlerde, güvenilirlik temel bir kıstas olmaktadır. Uzay araçlarının zorlu ortam koşullarında uzaktan erişim ile görev ömrü boyunca, bakım yapılmaksızın sürekli çalışacak olması en yüksek güvenilirlikte tasarlanmasını zorunlu hale getirmiştir.

Günümüzde güvenilirlik mühendisliği uzay endüstrisi, sivil ve askeri alanda tasarlanan ürünlerin yanı sıra ticari ürünleri de kapsayan ürün geliştirme sürecinin içine yerleşmiş ayrı bir disiplin olarak yürütülmektedir. Temel hatları aynı kalmak koşulu ile yaklaşımı ve uyulması gereken standartlar, uygulama alanlarına göre çeşitlilik göstermektedir. Sivil ve askeri alanda yaygın kullanılan güvenilirlik standartlarına ve kullanım özelliklerine internetten kolayca erişilebilir [3]. Sivil ve askeri hava araçların emniyet değerlendirmesi için SAE-ARP4761 standardı kılavuz olarak kullanılırken, ticari alanda güvenilirlik tahmini için IEEE STD 1413 standardı kullanılır. Uzay uygulamalarında ise güvenilirlik analizleri ECSS-Q-ST-30C standardında tanımlanmıştır [4]. Lin ve Li (2009) uzaya özel yayınlanmış olan ECSS güvenilirlik standartları ile Çin uzay enstitüsünde kullanılan standartların bir karşılaştırmasını yapmışlardır [5]. Standartlara bağlı kalmanın ne kadar önemli olduğu Nisan 2021'de Çin'in uzay istasyonuna parça taşımak amacıyla fırlattığı

Long March 5B roketinin kontrolden çıkması ile tekrar gündeme gelmiştir. Düşmesi tahmin edilen bölgeler arasında Türkiye'nin de bulunduğu 5B roketi, neyse ki can ve mal kaybına yol açmadan 9 Mayıs 2021'de Hint Okyanusu'na düşmüştür. NASA Yöneticisi Bill Nelson, Twitter üzerinden Çin'in standartlarla ilgili sorumluluklarını yerine getirmediğini vurgulayarak standardizasyonun uzay uygulamalarında ne kadar önemli olduğunu hatırlatmıştır [6].

Güvenilirlik disiplini bazen entegre lojistik destek, bazen de kalite disiplinleri ile karıştırılmasına karşın gerçekte ürünün tasarımına ve üretimine yön veren, ürünün maliyet etkinliğinde önemli rol oynayan ayrı bir mühendislik disiplindir. Emniyet mühendisliği disiplini ve sistem emniyeti ile yakından ilgilidir. Güvenilirlik Mühendisliğinin temel işlevi, ürüne özel güvenilirlik gereksinimlerin projenin kavramsal tasarım aşamasında belirlenmeye başlanıp, kritik tasarım ve kalifikasyon aşamalarında da bu gereksinimlerin yerine getirildiğini göstererek ürünün güvenilirliğini teminat altına almaktır. Güvenilirlik projenin kavramsal aşamasından elden çıkarma aşamasına kadar ürün yaşam ömrü boyunca diğer disiplinler ile paralel yürütülür. Güvenilirlik çalışmaları kavramsal tasarım aşamasında yayımlanan Güvenilirlik Planı temelinde belirli standartlara ve şirket prosedürlerine uygun olarak yürütülür. Geliştirilen üründe güvenilirlik iyileştirmeleri yedeklilik yaklaşımları, güvenilirlik testleri, üretim kalitesinin artırılması, daha güvenilir tasarım topolojilerinin tercihi ve kaliteli elektrik, elektronik ve elektromekanik (EEE) bileşenlerin kullanımı gibi uygulamalarla yapılabilir. Güvenilirlik analizlerini gerçekleştirmek için birçok yazılım geliştirilmiş olup savunma ve uzay sanayinde sıkça tercih edilenler PTC-WQS (eski adı Relx), RAMS Commander, ReliaSoft, İtemsoft gibi yazılımlardır. Yapılacak güvenilirlik analizinin çeşidine ve ürün ihtiyaçlarına göre öne çıkan yazılım değişmektedir. PTC-WQS yazılımı EEE sınıflandırılması, parametrelerinin seçimi ve çoğu özelliğinin ayarlanabilmesi sayesinde ekipman seviyesi analizlerde diğerlerin bir adım önüne geçmektedir. Ayrıca Microsoft-Excel programı ile son derece uyumlu çalışarak ekipman parça listelerinin otomatik içe aktarılmasını sağlayarak çalışmaları hızlandırmaktadır. Diğer taraftan güvenilirlik tahmini, parça stres analizi, blok diyagramları ve hata türü analizleri arasındaki girdi ve çıktıların otomatik aktarılmasını sağlayarak hepsini eşzamanlı tutabilmektedir. Bu avantajlarından dolayı güvenilirlik analizlerinde ihtiyaç duyulan EEE hata oranı kaynaklarını, güvenilirlik teorisini ve modellerini de destekleyen PTC-WQS yazılımı tercih edilmiştir.

Bir uyduda güvenilirlik iyileştirmesine en çok ihtiyaç duyulan alt sistemlerden biri de güç alt sistemidir. Çünkü uzay araçlarının ilk 10 yıllık ömür grafikleri incelendiğinde hataların %29'unun güç alt sisteminden kaynaklandığı görülmüştür [7]. LEO ve GEO yörüngelerde güç alt sistemi arızalarının oluşumu farklılaşır. LEO yörüngedeki bir uydu daha uzun süre karanlık evrede kalmasından dolayı şarj/deşarj çevriminin daha fazla olmasına karşın GEO yörüngedeki uydu daha fazla radyasyon stresine maruz kalmaktadır. Bu farklılık LEO ve GEO yörüngelerde bulunan güç alt sistemi birimlerinin farklı arıza davranışları göstermesine sebep olmaktadır. Kim, Castet ve Saleh, GEO yörüngede bulunan uydu güç alt sistemlerinde oluşan başarısızlıkların, LEO'da bulunanlara kıyasla yaklaşık yedi kat fazla olduğunu göstermişlerdir [8]. Space-Track.org çevrimiçi veri tabanında tutulan 1990 ile 2008 arasında fırlatılmış 449 adet GEO haberleşme uydusunun saha verilerine göre, arızalanma oranında %31,3 ile güç alt sistemi birinci, %25,3 ile itki alt sistemi ikinci ve %16,9 ile görev yükü alt sistemi üçüncü sıradadır. Yukarıda verilen sebeplerden dolayı en zayıf halkayı güçlendirmek amaçlı güvenilirliğin ön plana çıktığı insansız GEO uydunun güç alt sistemi ekipmanlarından birinin bu tez kapsamında incelenmesine karar verilmiştir. Bu amaca yönelik alt sistemin en kritik ekipmanı olan Güç Kontrol Birimi (GKB) seçilmiş ve bu ekipmana yönelik güvenilirlik çözümleri ele alınmıştır. GKB'nin temel amacı, uydu ekipmanlarının tüm enerji ihtiyacının karşılamak ve ana güç barasını değişen görev fazlarından etkilenmeyecek şekilde düzenleyip fazla enerjinin bataryada depolanmasını sağlayarak kesintisiz güç beslemesini yönetmektir.

Uydu sistem ve alt sistem seviyesi güvenilirlik iyileştirme yaklaşımlarının ve metotlarının az da olsa literatürde ele alındığı görülmüştür [9,10]. Choudhary K., Kumar N., Monisha S., Sidharthan P. (2020), ECSS standartlarını temel alarak güvenilirlik merkezli tasarım çerçevesinde uzay uygulaması için bir kontrol devresi tasarımını ele alıp güvenilirlik değerlendirme ve HTEKA çalışması sunmuşlardır [11]. Uydu ekipman seviyesinde takip edilecek güvenilirlik iyileştirmeleri ise bu çalışmada ele alınarak literatürdeki boşluğun doldurulması hedeflenmektedir. Bu çalışma kapsamında GEO uydu mimarisinde güvenilirlik tahsisi yapılarak yukarıdan aşağıya doğru (sistem seviyesinden ekipman seviyesine) GKB'ye sayısal bir güvenilirlik hedefi atanmıştır. Daha sonra WQS güvenilirlik yazılımı kullanılarak güvenilirlik tahmin analizi yapılmış, güvenilirlik blok diyagram modeli ile yedeklilik kurgusu oluşturulmuştur. Güvenilirlik değerleri güvenilirlik blok diyagramında yerine yazılarak aşağıdan yukarıya doğru güvenilirlik tahmin analizi yapılarak hedef değerlerin sağlanması için tasarım değişiklikleri ele alınmıştır. Parça stres

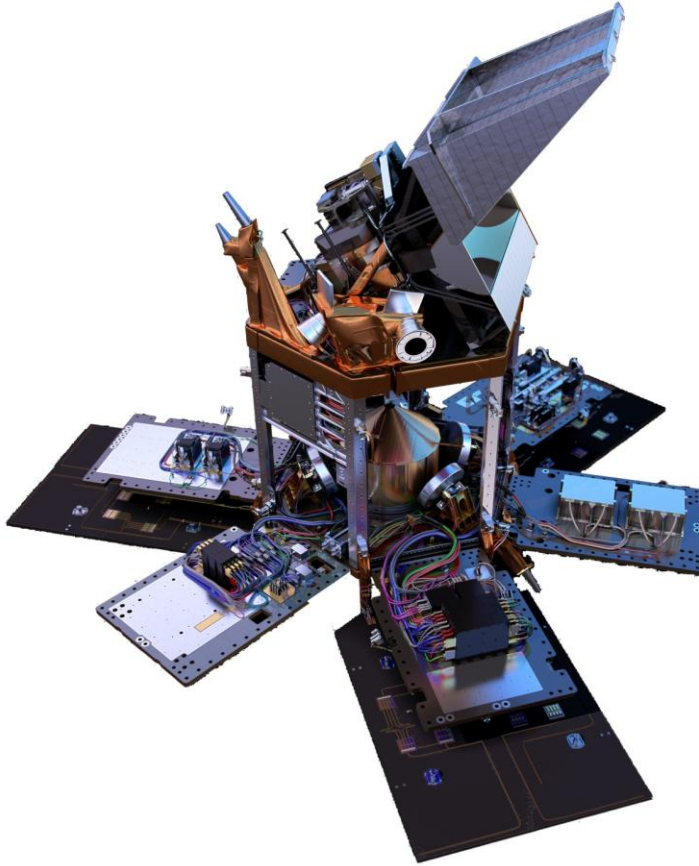
azaltma yönteminden elde edilen sonuçlar da tasarıma yansıtılarak güvenilirlik değeri artırılmış, geliştirilen ürünün yeterli emniyet marjlarında kalması sağlanarak ömür sonu performansı teminat altına alınmıştır. Son olarak tasarımın en zayıf noktalarını bulup iyileştirmek maksadıyla yeni bir yaklaşım olarak sunulan hibrit hata türü etkileri kritiklik analizi (HTEKA) uygulanmıştır [12]. Böylelikle olası tüm hata türleri incelenip, kritiklikleri doğru tespit edilerek ekipman hatasından dolayı uydunun kaybedilme ihtimali en aza indirilmiştir. Uygulanan güvenilirlik analizleri ile uydu güç kontrol birimi üzerinden uzay uygulamalarında kullanılabilecek güvenilirlik iyileştirme çözümleri bu tezin ilerleyen bölümlerinde sunulmuştur.



2. UZAY SİSTEMLERİ

Uydular alt sistemlerden oluşur ve bu alt sistemler uydunun görevine özel yazılan gereksinimleri karşılayabilmek için tasarlanırlar. Görevine bakılmaksızın, ortak bileşen seti üzerinden bir uydunun temel alt sistemlerini aşağıdaki gibi özetlenebilir [13].

- Görev Yüğü
- Yapısal Alt Sistem
- Güç Alt Sistemi
- Isıl Kontrol Alt Sistemi
- İtke Alt Sistemi
- Yönelim, Yörünge Belirleme ve Kontrol Alt Sistemi (YYBKS)
- Veri Komuta Yönetim Alt Sistemi
- Haberleşme Alt Sistemi



Şekil 2.1. Sentinel-5P uydusunun açık gösterimli üç boyutlu mekanik çizimi (ESA/ATG medialab)

Görev yükü alt sistemi uydunun uzayda yapacağı görevine ilişkin taşıdığı yük olarak tanımlanmaktadır. Buna göre uydular yer gözlem uyduları, haberleşme uyduları, meteoroloji uyduları gibi isimler alırlar. Örneğin bir yer gözlem uydusunun taşıdığı görev yükü optik kamera olmalıdır.

Yapısal alt sistemi adından da anlaşılacağı üzere diğer tüm alt sistemleri bir arada tutan, destekleyen; fırlatma, taşıma ve yer operasyonlarına uygun şekilde tasarlanmış sabit yapılar ve mekanizmalar bütünüdür. Güvenilirlik analizlerinde tasarımın, fırlatma sırasında oluşacak titreşim streslerine, görev ömrü sonunda bile gerekli tüm uzay ortamı koşullarına, görev süresi boyunca maruz kalınacak mekanik ve ısı streslere dayanacağı kabul edilir. Buna ilişkin gereksinimler takip edilir, yapısal dayanımın yeterli emniyet marjlarına sahip olmaları teminat altına alınır [14].

Güç alt sistemi, güneş enerjisini elektrik enerjisine çevirerek uydunun ihtiyaç duyduğu gücü diğer alt sistemlere dağıtır [15]. Bu çalışmada ele alınacak GKB birimi, güç alt sistemi içerisinde yer aldığından Bölüm 2.2’de ayrıntılı anlatılmıştır.

Isıl kontrol alt sistemi, belli aralıkta tutulması gereken birimlerin sıcaklık kontrolünü yönetir. Isıl dengeyi sağlanmak için ısı yalıtım battaniyesi, termal boya gibi termal izolasyon malzemeleri kullanılarak pasif kontrolün yanı sıra merkezi uydu bilgisayarının kontrolünde veya bağımsız çalışan sıcaklık sensörleri, termostat gibi malzemeler ile aktif kontrol de yapılabilmektedir.

İtki alt sistemi, uyduya hareket kabiliyeti sağlayan birimdir. Uydunun fırlatma roketinden ayrıldıktan sonra yörüngeye oturturulması ve manevra hareketleri için kullanılır. YYBKS ile koordineli çalışır. İnsanlı veya insansız uzay araçlarında kimyasal, elektriksel, radyoaktif gibi çeşitli itki alt sistemleri kullanılmaktadır.

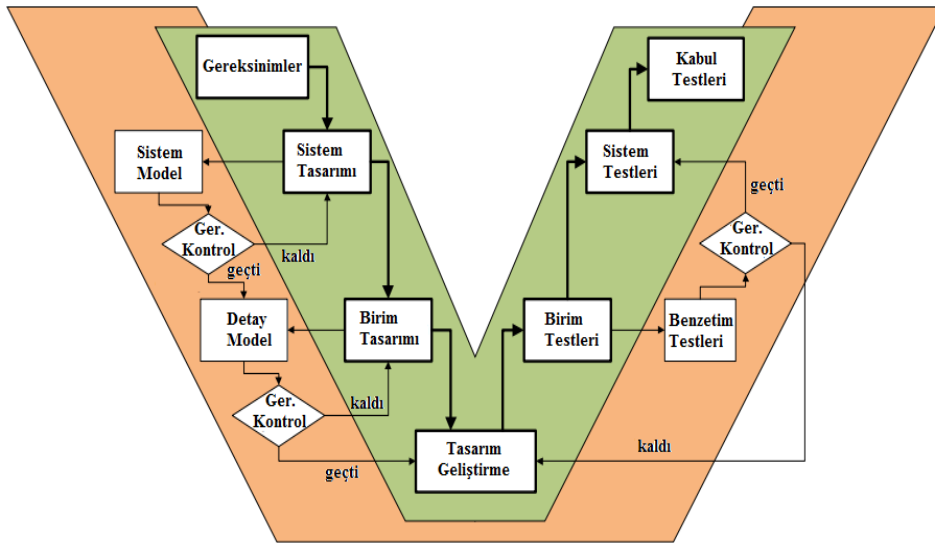
Yönelim, yörünge belirleme ve kontrol alt sistemi, uydunun uzayda konumu ile yörüngesini belirleyen ve yönelimini kontrol eden sistemdir. Yıldız algılayıcı, güneş sensörü, manyetometre, küresel konumlama sistemi (GPS), jiroskop gibi ekipmanlar ile uydunun dönüş hızı ve pozisyon algılaması yapılır. Momentum veya tepki tekeri gibi eyleyiciler hareketin sönümlenmesi ve momentumun boşaltılması için kullanılmaktadır.

Uydu veri komuta yönetim alt sistemi (UVKS), yer istasyonundan gönderilen komutları alan, diğer alt sistemlere gönderen, diğer alt sistemlerden topladığı sağlık ve durum bilgisi verilerini geri yer istasyonuna gönderen sistemdir. UVKS genellikle görev bilgisayarı, platform ara yüz birimi ve uçuş yazılımı bileşenlerini içerir. Uzölçüm ve uzkomutların işletildiği birimdir.

Haberleşme alt sistemi, yer istasyonu ile olan haberleşmeyi sağlayan birimdir. İhtiyaca göre kriptolama yapar. Yer istasyonu ve uydu üzerindeki antenler vasıtasıyla yer-uydu bağı (uplink) ve uydu-yer bağı (downlink) olmak üzere iki tip bağlantı kurulur. İlgili uzölçüm ve uzkomutların yer istasyonu ile uydu arasında transferi uydu kesimi haberleşme alt sistemi ve yer kesimi haberleşme alt sistemi aracılığıyla sağlanır.

2.1. Uzay Ürün Geliştirme

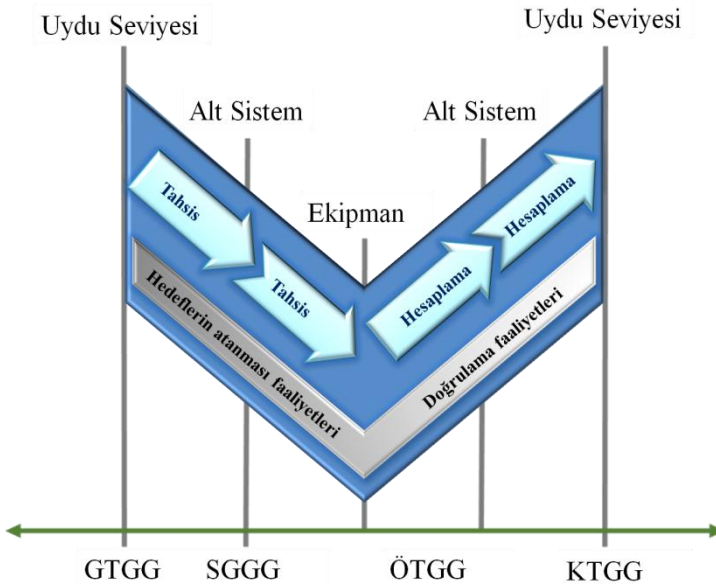
Proje yönetimi ve kontrol açısından ürün geliştirme projesinin planlanması ve gerçekleştirilmesi birbiri ile uyumlu süreçler dizisini kapsar. Düşük bütçeler, sıkışık takvimler ve zorlu teknik hedefler karşısında ürün geliştirme döngüsü boyunca gerçekleştirilecek faaliyetlerin ve üretilmesi gereken çıktıların eksiksiz olması için model tabanlı sağlam bir sistem mühendisliği süreci gereklidir [16]. En çok kullanılan tasarım geliştirme modeli olan V-Modelin uydu tasarımı için uyarlanmış hali Şekil 2.2.'de verilmiştir.



Şekil 2.2. Uydu tasarımında ürün geliştirme V diyagramı [17]

Uydu sistem gereksinimleri müşteri teknik şartnamesinden türetilip şekilde görüldüğü gibi aşağı seviyelere kırılır. Ürün geliştirme sürecinde ilgili değişiklikler yapıldıktan sonra ürün ağacı konfigürasyonu, V diyagramının en alt seviyesinde dondurulur. Bu süreçten sonra birim seviyesinden uydu seviyesine doğru doğrulama aşamalarına başlanır. Ürün geliştirme süreci boyunca, her bir aşama sonrasında, görev tanımlama gözden geçirme (GTGG), sistem gereksinimleri gözden geçirme (SGGG), ön tasarım gözden geçirme (ÖTGG), kritik tasarım gözden geçirme (KTGG), test hazırlık gözden geçirme (THGG), uçuş hazırlık gözden geçirme (UHGG) gibi kilometre taşları bulunmaktadır. Her gözden geçirmede tasarım farklı açılardan kontrol edilerek bir sonraki aşamaya geçilip geçilemeyeceğine karar verilir.

Kontrol edilmesi ve teminat altına alınması gereken önemli performans ölçütlerinden biri de güvenilirlik gereksinimlerinin karşılanmasıdır. Uydu seviyesinde nitel ve nicel güvenilirlik gereksinimleri yer alır. GKB'nin fazla güç tüketen bir haberleşme uydusu için tasarlandığını dikkate alınırsa, Kaplan-Meier grafiğine dayanarak uydu güvenilirlik hedefi 15 yıl sonunda 0,8 olacak şekilde atanabilir [18]. Yukarıda bahsedilen sistem mühendisliği V-modeline paralel olarak Şekil 2.3.'de uydu güvenilirlik süreci döngüsü gösterilmiştir.



Şekil 2.3. Uydu güvenilirlik analizi V modeli

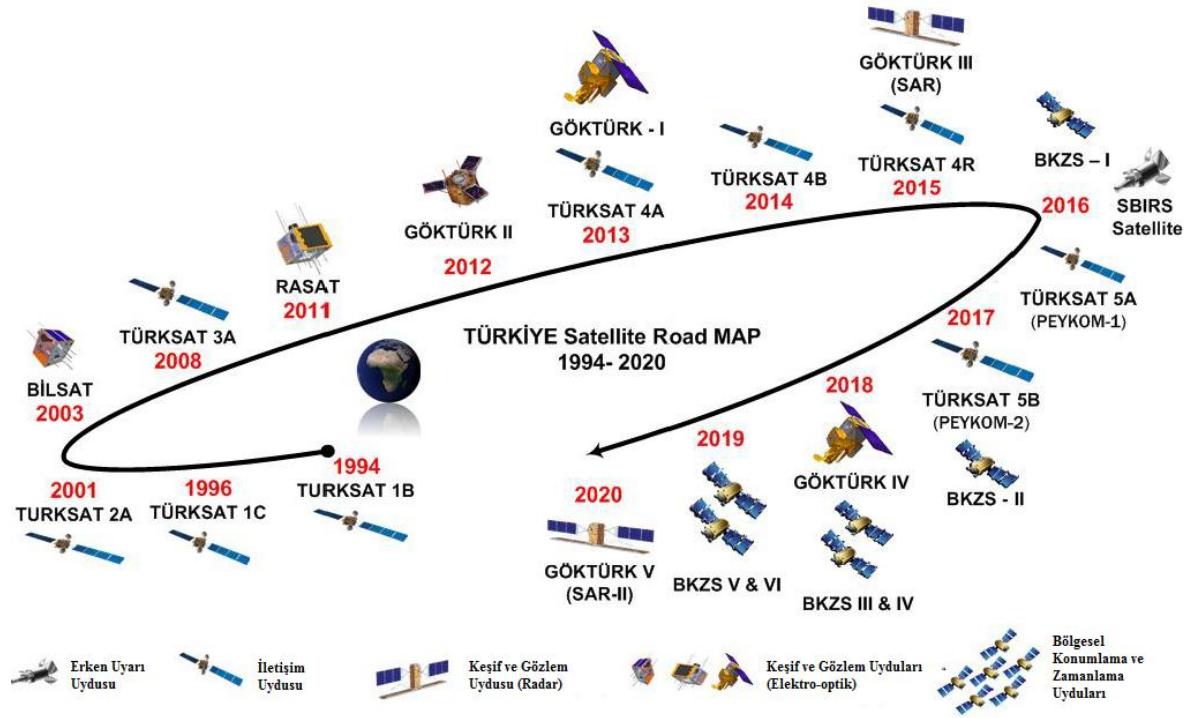
Sistem gereksinimleri oluşturma aşamasında uydu seviyesi güvenilirlik gereksinimi alt sistemlere kırılarak güç alt sistemine tahsis edilen hedef güvenilirlik değeri belirlenir. Ön

tasarım aşamasında ise güvenilirlik hedefi güç sisteminden GKB ekipmanına tahsis edilmektedir. Güvenilirlik analizi sonucunda hesaplanan değer ile atanan değer karşılaştırılarak doğrulama faaliyeti gerçekleştirilir. Pratikte güvenilirlik analizi sadece hesaplanmış bir sonuç değil, geliştirilen ürünün atanan sayısal güvenilirlik hedefini karşılayacak şekilde maliyet etkin optimize edilmesini sağlayan tasarım disiplindir.

2.2. Yörüngeler ve Yörüngedeki Uydular

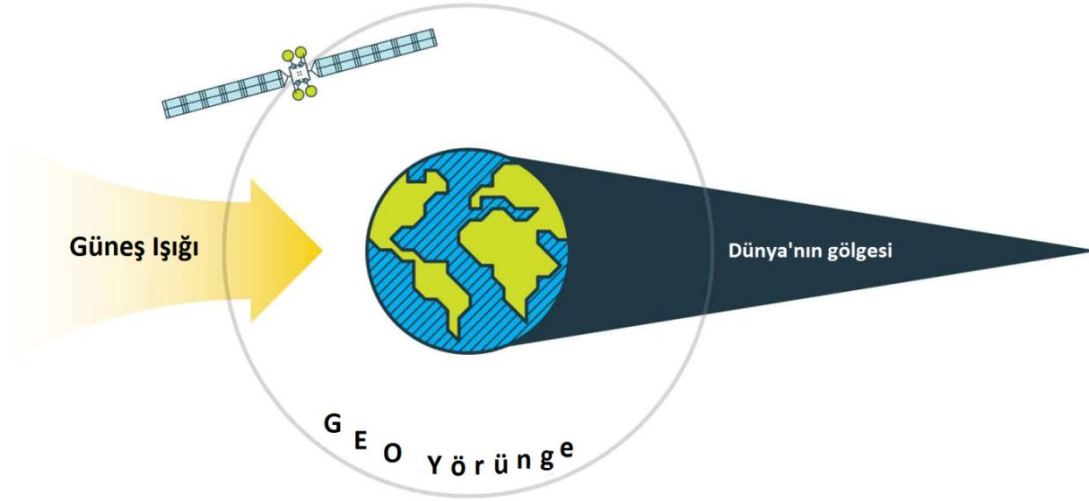
Ekim 1957 günü Sovyetler Birliği tarafından uzaya gönderilen ilk insan yapımı araç olan Sputnik'ten bu güne, uzayda çeşitli yörüngelere yerleştirilmiş olan yapay uyduların sayısı binli değerlere ulaşmıştır. Bunların arasında Hubble Teleskobu ve Uluslararası Uzay İstasyonu gibi insanlığın uzay bilgisinde ufuk açan çok önemli araçlar da bulunmaktadır. 1966 yılında uzayda sadece ABD, Sovyetler Birliği, Kanada, Fransa, İngiltere ve İtalya'ya ait uydular olmasına rağmen, bugün uzayda 58 ülkenin ve 20 organizasyonun farklı görevlere hizmet eden uyduları bulunmaktadır. Uydu fırlatma kapasitesine sahip kimi ülkeler, askeri ve istihbarat amaçlı bazı uydularını gizlediğinden dolayı yörüngedeki aktif uydu sayısı kesin olarak bilinmemektedir.

Türkiye'nin uzayda var olma düşüncesi 1960'lı yılların sonunda var olmaya başlamış ve son yıllarda bu alana ciddi yatırımlar yapılmıştır. 2018 sonunda kurulan Türkiye Uzay Ajansı tarafından Türkiye'nin uzay politikaları alanındaki 10 yıllık vizyon, strateji, hedef ve projelerinin belirlendiği Milli Uzay Programı hazırlanmış ve 9 Şubat 2021 tarihinde kamuoyuna tanıtılmıştır. Aşağıdaki şekil 2014 yılına kadar Türkiye'nin uzayda farklı yörüngelerde sahip olduğu uyduları ve devam eden uydu projelerini göstermektedir. Bunların haricinde yakın zamanda fırlatılarak GEO yörüngeye yerleştirilmesi planlanan TÜRK SAT 6A haberleşme uydusu ve LEO yörüngeye yerleştirilmesi planlanan İMECE yer gözlem uydusu projeleri de bulunmaktadır.



Şekil 2.4. Türkiye'nin uydu sistemleri (Ulutaş, 2014) [19]

Uydular yerleştirilecekleri yörünge uzaklığına göre alçak yörünge (LEO: 160km-2000km), orta yörünge (MEO: 2000km-35786km), yer eş zamanlı yörünge (GEO: 35786km) ve eliptik yörüngeler (HEO, Molniya gibi) olarak dört şekilde sınıflandırılır ve birbirinden farklı çevresel koşullara maruz kalırlar [20]. Yerleştirildikleri yörüngeden kaynaklı manevra ihtiyacı ve güneşten faydalanma derecesine göre gerekli güç bütçesi göz önüne alındığında güç alt sistemi tasarımları çeşitlilik göstermektedir. LEO ve MEO uydular dünya etrafında yer küreye yakınlığına bağlı hızla dönmesine karşın GEO uydular dünya ile beraber aynı açısal hızla dönmektedirler. Yer istasyonu ile devamlı iletişim kurma zorunluluğundan dolayı haberleşme uydularının hepsi GEO yörüngede bulunurlar. Dünya'daki bir gözlemciye göre haberleşme uydusunun göreceli açısal hızı sıfırdır ve eşzamanlı hareket eder. GEO yörüngedeki uydular yılın büyük bir bölümünde 7/24 güneş ışığı altındadırlar. Sadece ilkbahar ve sonbahar ekinoksları boyunca bir süre Dünya'nın gölgesine düşerler. Bu durumda uydunun ihtiyaç duyduğu güç bataryalardan sağlanır. Geri kalan zamanlarda ise ihtiyaç duyulan güç güneş panelleri tarafından karşılanır. Tüm bu güç bütçesi ve tüketim senaryoları dikkate alınarak uydu tasarlanmalıdır [21].

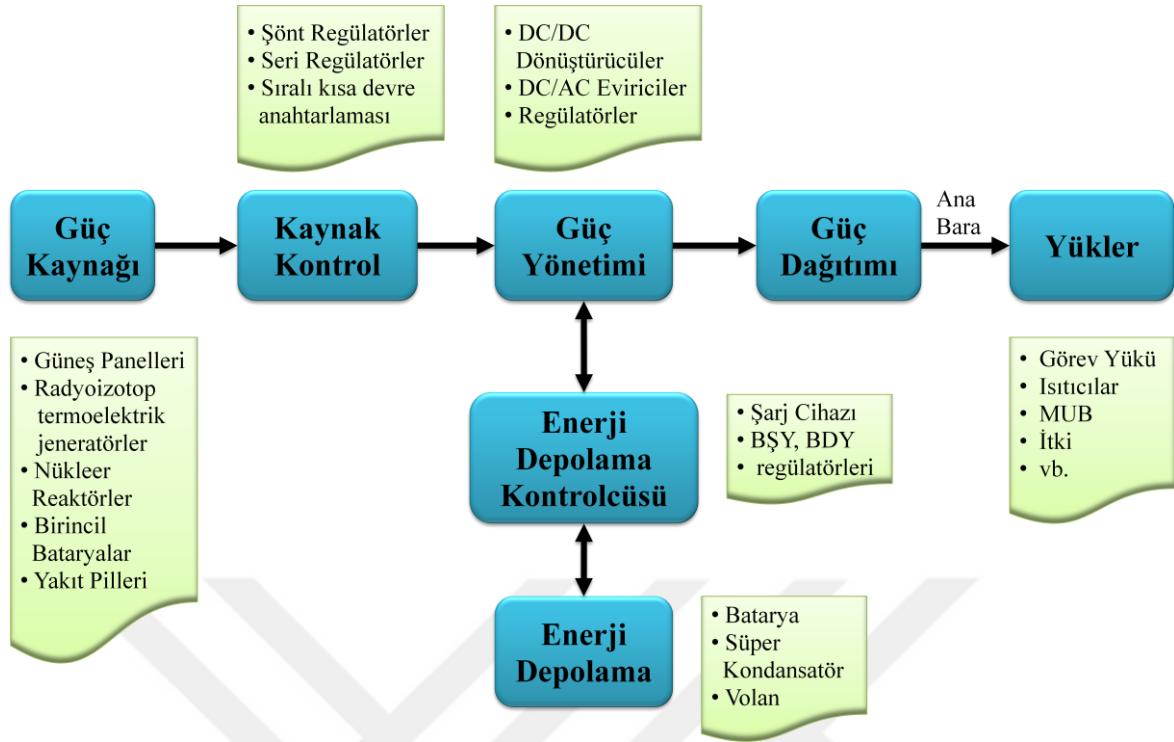


Şekil 2.5. GEO yörüngedeki bir uyduda ekinoks zamanı [22]

Bu çalışmada bir Radyo-TV iletişim uydusu için güvenilir güç kontrol birimi önerilmiş dolayısıyla GEO yörünge için bir GKB tasarımı ele alınmıştır.

2.3. Güç Alt Sistemi

Elektrik güç sistemi, ihtiyaç duyulan gerilim bandı içindeki gücü üretir, depolar, koşullandırır ve kontrol eder. Ana güç barasından beslenen tüm uydu aviyonikleri, alt sistemler ve görev yükü ekipmanlarına ihtiyaç duyulan gücü dağıtır. Güç bütçesi gereksinimleri uydunun yapacağı göreve, diğer alt sistemlerin güç ihtiyaçlarına, görev ömrüne ve uydunun toplam ağırlığına göre çeşitlilik gösterip yüzlerce kilovata çıkabilmektedir. Sistem seviyesi özelliklerine dayanarak uydu güç sistemi topolojilerinin karşılaştırılması literatürde ele alınmıştır [23]. Güç alt sisteminin temel bileşenleri güneş panelleri, güneş panelleri sürücüsü, batarya, batarya şarj-deşarj regülatörleri, bara voltaj regülatörü, yük anahtarları, sigortalar ve dağıtım kablo tesisatıdır [24]. Kablo tesisatı, çeşitli bileşenleri birbirine bağlayan iletken kablolar ve konektörlerden oluşur. Uzay araçları güç alt sisteminin temel fonksiyonel mimarisi Şekil 2.6.'da kullanılabilecek örnek birimler ile birlikte verilmiştir.



Şekil 2.6. Uydu güç sistemi genel blok şeması

Güneş panellerinin kontrolü için iki farklı yaklaşım vardır: maksimum güç izleme, doğrudan enerji transferi. Maksimum güç izleme güneş paneli boyutunu düşürürken doğrudan enerji transferi güç alt sisteminin karmaşıklığını azaltmaktadır. Enerji transfer sistemi düzenli bara veya düzensiz bara ile yapılmaktadır. Kontrol yaklaşımı ve bara türü seçimi tasarım sürecinin başlarında yapılan karmaşık bir süreçtir. Düzensiz bara daha basittir ancak yüklerde daha çok güç düzenlenmesine ihtiyaç duyar [25]. Düzenli bara ise uydu bileşenlerini basitleştirirken güç sisteminin tasarımını zorlaştırır. Mevcut donanımlar, beslenecek yüklerin özellikleri, EMI/EMC etkileri, görev profili, uydunun yerleştirileceği yörünge gibi çoklu parametreler zinciri bara türü seçiminde etkin rol oynamaktadır. Alçak yörünge uyduları Dünya etrafında günde birkaç kez döndüklerinden dolayı daha çok karanlık bölgede kalırlar. Dolayısıyla batarya gün içinde defalarca devreye girdiğinden güç alt sisteminde kararsız bir çalışma döngüsüne yol açar. Böyle durumlarda tasarımı, düzenli bara içermeye zorlamak maliyetli ve güvenilirlik açısından riskli olabilir. Bu çalışma kapsamında seçilen GEO yörüngeyi ele alacak olursak, ekinoks tarihleri haricinde güneşe doğru yönlendirilen güneş panelleri, gerekli gücü yüklerle devamlı aktarabilmektedir. Yüklerin yılda yalnızca birkaç defa bataryadan beslenmeye ihtiyaç duyduklarından genelde GEO yörüngeye yerleştirilecek uydunun GKB'si için düzenli bara tercih edilmektedir. Aviyonik tedarikinde çalışma gerilim aralığında sıkıntı yaşanmaması için uzay marketinde,

orta büyüklükte uydularda genelde 28V düzenli bara veya 23-32V düzensiz bara tercih edilir. Büyük uydularda ise 100 V düzenli bara tercih edilmektedir [26].

Güç alt sistemi bir uydudaki en kritik alt sistemlerden biri olmasının yanı sıra uyduların arızalarının yarısı güç alt sisteminden kaynaklanmaktadır [22]. Bu yüzden güvenilir bir güç alt sistemi tasarlamak önceliklidir. Elektrik Güç Sistemi ürün geliştirme sürecinde göz önünde bulundurulması gereken genel tasarım ilkeleri şunlardır:

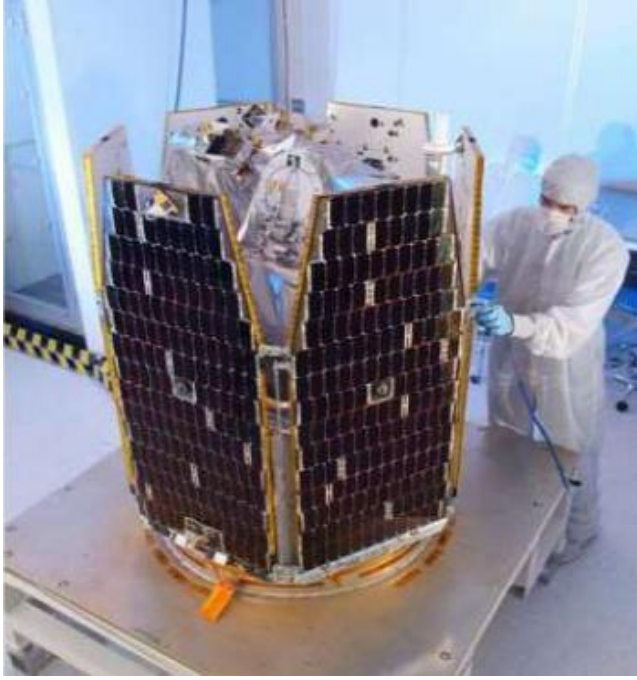
- a. Ömür, Güvenilirlik, İdame Edilebilirlik, Emniyet Gereksinimleri,
- b. Ana bara gerilim ve akım karakteristikleri açısından elektriksel güç kalitesi,
- c. Standartlaştırılmış ve serileştirilmiş modüler tasarıma uyumluluk,
- d. Kalifiye yazılım mühendisliği tasarım mühendisliği benimsenmesi,
- e. Modifikasyonlar ile sistem tasarım gereksinim analizi, optimizasyonu ve testi
- f. Görev Gereksinimleri:
 - Yörünge: Güneş ışığı-tutulma zamanı karşılaştırması,
 - Belirlenen yörünge için güneş ışığı geliş açısı,
 - Uydu ömrünün güneş pili tasarımına ve boyutuna etkisi,
 - Sıcaklığın güneş paneli bütçesine etkisi,
 - Deşarj derinliğinin batarya ömrüne etkisi,
 - Sıcaklığın batarya enerji bütçesine etkisi,
 - Şönt düzenleyici, deşarj ve şarj düzenleyicilerinin sistem topolojik yapısına etkisi.
- g. EMI/EMC Gereksinimleri, çevresel test gereksinimleri, yapısal dayanıklılık gereksinimleri,
- h. Kütle, hacim, maliyet.

Şekil 2.6’de verildiği üzere güç kaynağı olarak güneş paneli kullanan, depolama teknolojisi batarya olan bir GEO uydu elektrik güç sistemini 4 ana bileşen halinde inceleyebiliriz.

2.3.1. Güneş paneli

Güneş panelinin temel görevi uydunun ihtiyaç duyduğu elektrik enerjisinin üretilmesidir. ABD 1958’de ilk güneş enerjili uydusunu fırlatmasıyla başlayan güneş pilleri, altmış yılı aşkın süredir uzayda en çok tercih edilen güç kaynağı oldu. 1958’den günümüze hem

güneş pillerinin verimliliğini ve ömrünü belirleyen temel mekanizmaları, hem de hücre teknolojilerini anlamada büyük gelişmeler yaşanmıştır. Sharp Corporation indiyum ve galyum gibi malzemeler içeren iki veya daha fazla katmandan oluşan üçlü bağlantı hücreleri kullanarak %37,9 verimle çalışan güneş pilleri geliştirmiştir [27]. Ayrıca panellerin yapısal mekanizmaları, uzay ortamında maruz kalacağı streslerin yanında dış etkenlere de dayanması için daha güvenilir ve karmaşık hale getirilmiştir.



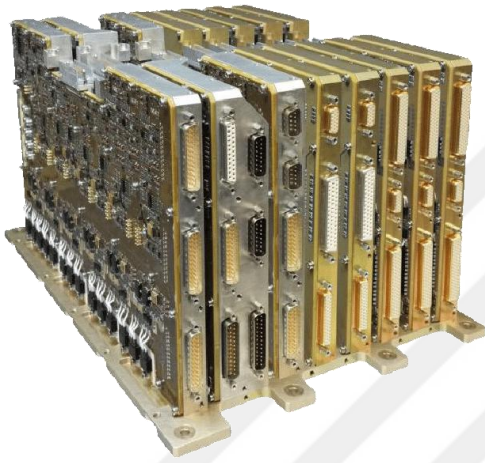
Resim 2.1. Uydu güneş paneli

İyi bir yarı iletken bileşimden yapılan güneş pilleri aşağıdaki özelliklere sahip olmalıdır:

- Yüksek fotoelektrik dönüşüm verimliliği,
- Radyasyonda yüksek performans,
- Sıcaklık stresi altında yüksek performans,
- Destek filmi veya süper ince güneş pili yapısı,
- Heterojen tabaka desteği ve çoklu seviye bağlantısı,

2.3.2. Güç kontrol birimi (GKB)

Üretilen gücün, uydu alt sitemlerindeki yüklerin güç ihtiyaçlarını karşılayacak şekilde yönetilmesi, düzenlenmesi, izlenmesi ve koşullandırılması gerekir. Güç kontrol birimlerinin konfigürasyonu, üreticiye ve güç sistemi tasarımının mimarisine bağlı olarak değişmektedir. Uzay araçları için geliştirilen güç düzenleme ekipmanları ile ilgili detaylı bilgi literatürde ele alınmıştır [28].



Şekil 2.7. Güç kontrol birimi modüllerinin üç boyutlu çizimi

GKB'nin temel fonksiyonlarını aşağıdaki gibi gruplayabiliriz [29]:

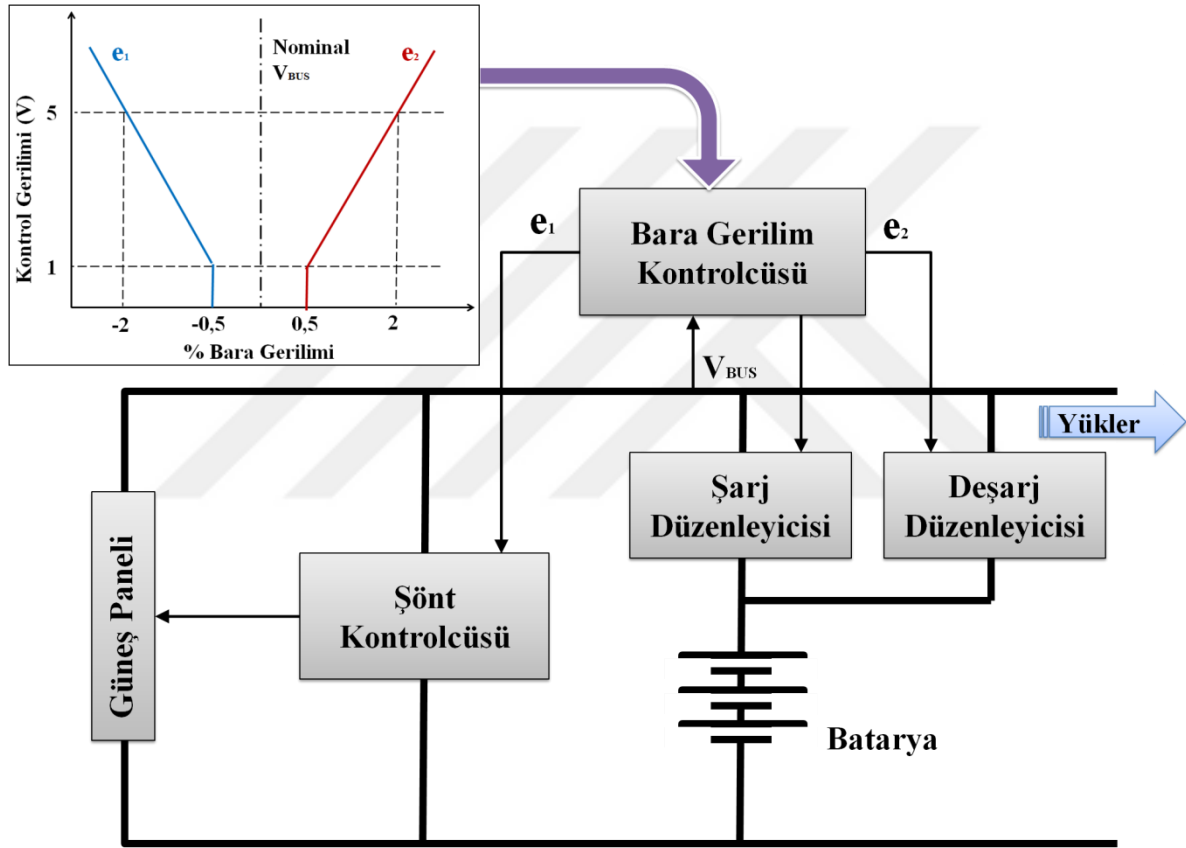
- Güç Şartlandırma
- Batarya Şarj/Deşarj Yönetimi
- Filtreleme
- Güç düzenleme

Bazı fonksiyonların uzkomut ile UVKS tarafından kontrol edilmesine rağmen kritik fonksiyonlar otonom olarak GKB içinde kontrol edilir. Ayrıca uzölçüm verileri, izlenmek üzere yine UVKS aracılığı ile yer istasyonuna iletilir. Düzenlenen güç gerekli aviyoniklere ısıtıcılara dağıtılması için GDB birimine iletilir. GKB temelde aşağıdaki alt birimden oluşmaktadır:

- Batarya şarj düzenleyici,
- Batarya deşarj düzenleyici,

- Güneş panelinde üretilen gerilimin düzenlenmesi sağlayan Sıralı Anahtarlama Şönt Düzenleyici (S3R),
- Ana baranın gerilimini düzenlemek için güvenilir bir Ana Hata Yükseltici sinyali,
- Aşırı gerilim akım korumaları,
- Uz ölçüm ve uz komut ara yüzleri

Şekil 2.8’de genel bir güç kontrol düzenleyicisinin fonksiyonel blok diyagramı verilmiştir.



Şekil 2.8. Karakteristik güç kontrol birimi mimarisi [25]

Bara Gerilim Kontrolcüsünün görevi şekilde sol üst köşede verilen kontrol gerilimi grafiğine göre ana bara gerilimini istenen seviyede tutulmaktır. Bara Gerilim Kontrolcüsü, Ana Hata Yükselticisi (AHY) olarak adlandırılan bir kontrol sinyali üreterek diğer blokların bu sinyale göre davranmalarını garanti altına alan senkronizasyonu kurmaktadır. Güneş paneli ve batarya olmak üzere yüklere enerji sağlayan iki kaynak mevcuttur. Bu kaynaklardan güneş panelini Şönt Kontrolcüsü aktif eder. Güneş panelinin yetersiz olduğu durumda ise bara geriliminde düşüşler algılanır ve Deşarj Düzenleyicisi'ne iletilen sinyal ile batarya devreye alınarak yükler bataryadan beslenmeye başlar. Eğer güneş paneli ana

baranın ihtiyacından daha fazla güç üretilabiliyor aynı zamanda bataryanın şarj ihtiyacı da varsa, Batarya Şarj Düzenleyici fazla gücü bataryaya aktararak şarj işlemini başlatır. Bu işlemler AHY sinyaline bağlı olarak gerçekleştirilmektedir.

2.3.3. Güç dağıtım birimi

Güç Kontrol Sistemi tarafından koşullandırılan gücün, güç alt sistemine bağlı tüm yüklere aktarılmasını sağlamak için gerekli fonksiyonları yerine getiren birim Güç Dağıtım Birimidir (GDB). Genelde bir GDB, seçilen yük grupları için mekanik ve/veya elektrik anahtarlama cihazları, sigortalar veya devre kesiciler, akım monitörleri ve ikincil DC-DC dönüştürücülerden meydana gelmektedir [30]. LEO uydularda genelde GKB ve GDB bütünleşik tasarlanarak Güç Kontrol ve Dağıtım Birimi (GKDB) olarak adlandırılırlar. Ana güç barası, güneş paneli ve bataryadan gelen birincil güç için bağlantı noktasıdır. Uzay araçlarındaki tüm yükler, Mandallı Akım Sınırlayıcı (LCL) korumalı MOSFET anahtarları tarafından kontrol edilir [31]. Bu anahtarların kontrolleri AÇMA / KAPAMA komutu ile merkezi uydu bilgisayarından gelir. Akım 10 ms'den fazla belirtilen eşikten yüksek sürerse LCL tetiklenir. LCL'ler ve MOSFET anahtarları sağlık verilerine girdi oluşturan AÇIK / KAPALI durum bilgilerini uçuş bilgisayarına gönderirler. Ayrıca LCL'ler akım izleme bilgilerini de merkezi uydu bilgisayarına gönderme kabiliyetine sahiptirler. Bir GDB'nin temel fonksiyonlarını aviyonik ekipmanlara güç dağıtımı yapılması, ısıtıcı hatlara güç dağıtımı yapılması, aşırı akım korumasının sağlanması ve düşük gerilim korumasının sağlanması olarak dört ana başlıkta gruplayabiliriz.



Şekil 2.9. Örnek güç dağıtım birimi ekipmanının üç boyutlu çizimi

2.3.4. Batarya

Güneş paneli tarafından üretilen elektrik enerjisi bataryada depolanır. Uydu karanlık evreye girdiği zaman (eclipse mode) güneş panelleri uydunun ihtiyaç duyduğu gücü üretemez. Bu durumda batarya GKB tarafından devreye alınarak yüklerin beslenmesinde enerjinin devamlılığı sağlanmış olur. Batarya uydunun kesintisiz çalışmasını sağladığı için en önemli bileşenlerden biridir.

Batarya seçerken ağırlık, boyut, güç bütçesi, maliyet gibi birkaç parametre ve kısıtlar karşımıza çıkar. Bu parametrelerin yanı sıra, pilin elektriksel, güvenilirlik ve emniyet özellikleri de (nominal gerilim, deşarj ve şarj akımları, şarj-deşarj döngü sayısı, kapasitesi, ömür, hata oranı, emniyet önlemleri, görev ömrü sonundaki performansı gibi) dikkate alınmalıdır [32]. Batarya teknolojisinde yıllar içinde yeni materyaller ve teknolojiler kullanılarak dikkate değer ilerleme kat edilmiştir. Uzay uygulamalarında Lityum İyon (Li-ion), Lityum Polimer (Li-Po), Nikel Kadmiyum (NiCd), Nikel Metal Hidrit (NiMH) ve Nikel Hidrojen (NiH₂) batarya teknolojileri en popüler olan kullanımlardır [33]. Ancak bunların içlerinden Li-Po ve Li-ion batarya teknolojileri sırasıyla 180 Wh / kg , 120 Wh / kg olan enerji yoğunlukları ve yüksek şarj-deşarj olabilme dayanımları sayesinde uzay uygulamalarında standart hale gelmişlerdir. En büyük dezavantajları ise aşırı şarj ve deşarja karşı olan düşük hata toleranslarıdır ki bu durumda bataryada kalıcı zararlar gözlemlenebilmektedir [34]. Bu yüzden tasarım sürecinde güvenilirlik çalışmaları ile kritik olarak işaretlenip öncelikli şekilde ele alınırlar. Başta HTEKA olmak üzere etkin güvenilirlik analizleri yapılarak gerekli önlemler ve korumalar gerek batarya tarafına gerekse GKB tarafında tasarıma eklenmelidir.



Resim 2.2. Uydu güç sistemi batarya örneği resmi

3. UZAY SİSTEMLERİNDE GÜVENİLİRLİK YAKLAŞIMI

Bu bölüm, daha sonraki bölümlerde sunulan temel ilkeleri ve tasarım tekniklerini daha iyi anlamak için gerekli olan güvenilirlik teorisinin uygulanmasına ilişkin bazı temel kavramları, formülleri ve basit örnekleri açıklar. Güvenilirlik uyduların görev ömrü boyunca, uzay koşullarında, önceden tanımlanmış performans hedefleri içerisinde herhangi bir görev kaybı veya sistem kaybı olmaksızın kendinden beklenen tüm fonksiyonları yerine getirebilecek şekilde sürdürmesini teminat altına alan sistematik bir mühendislik disiplini. Bunun sağlanması için projenin ürün geliştirme aşamasının belli fazlarında nitel ve nicel analizler yapılır. Bu analizler sayesinde;

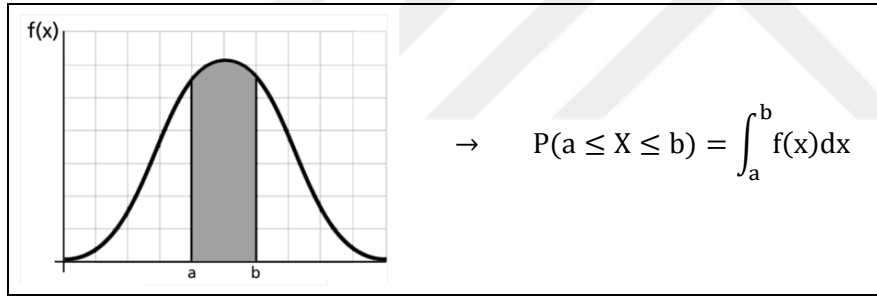
- Güvenilirlik gereksinimlerinden sapmalara neden olabilecek fonksiyonel ihtiyaçlara ilişkin tüm teknik riskler tanımlanır,
- Maliyet, kütle, boyut, performans gibi diğer parametreler ile beraber değerlendirilerek en iyi tasarım çözümü için getiri götürü analizine girdi sağlanır,
- Arıza yapma ihtimali en aza indirilip atanan sayısal güvenilirlik hedeflerine uygun ekipman geliştirmesi teminat altına alınır,
- Tasarımın hata tolerans seviyesi belirlenir,
- Ekipmanın arıza karakteristikleri analiz edilir, tasarımın zayıf noktaları belirlenir ve gerekli olan önleyici/düzeltici aksiyonlar alınır,
- Hata yayılımı olabilecek noktalar tespit edilir ve önlemler alınır,
- Tekil nokta hataları belirlenip kabul kriterleri veya yedeklilik yaklaşımları değerlendirilir,
- EEE üzerine düşecek olası elektriksel ve ısı stresler azaltılır,
- Arızanın tespiti, izolasyonu ve kurtarma süreci için gerekli önlemlerin tasarım sırasında alınmış olması ve bunları yerine getirebilecek teknik kabiliyetin tasarıma kazandırılması sağlanır.

Bu gerekliliklerin sistematik ve etkin bir şekilde yapılmasını sağlamak için Avrupa Uzay Ajansı tarafından yayınlanan standartlarda yapılması gereken analizler belirlenip tanımlanmıştır [4]. Bunlardan en önemlisi nicel analiz olan güvenilirlik tahmini analizi ve parça stres analizi ile nitel analiz olan hata türü ve etkileri analizidir.

3.1. Güvenilirlik Teorisi

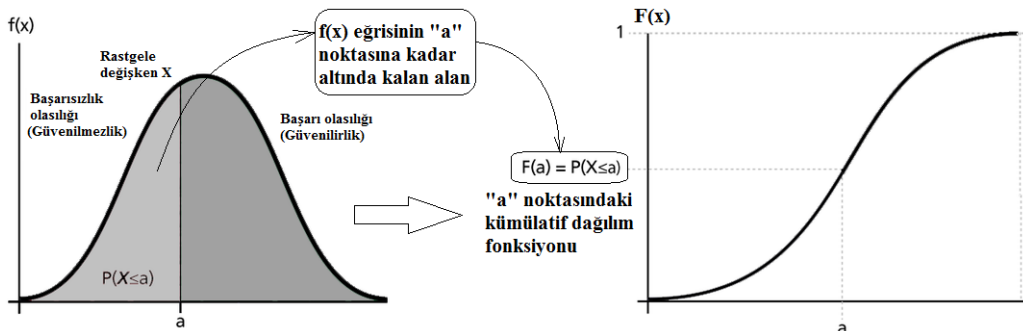
Mühendisliğin dili matematiktir dolayısıyla her bir mühendislik uzmanlığının arkasında bir dizi matematiksel teoriler ve yöntemler bulunmaktadır. Bu sayede karşılaşılan problemi giderecek ihtiyaçlara uygun çözümler üretilebilmektedir. Elektronik tasarımda bir performans ve kalite kriteri olan güvenilirlik tahmin analizi disiplini de matematiğin olasılık ve istatistik teorilerine dayanmaktadır. Güvenilirlik belirli bir süre içerisinde belirli ortam koşullarında belirli stres altında ekipmanın hata yapmadan kendinden beklenen fonksiyonları yerine getirebilme olasılığıdır [35]. Bu nedenle güvenilirlik zamanın bir fonksiyonu olmalı ve ürünün sıfır ile sonsuz arasında herhangi bir zamanda hata yapabilme olasılığını ölçmek için kullanılmalıdır. Arıza sonuçlarını temsil eden “x” rastgele değişkeni bu zaman aralığında olasılık yoğunluk fonksiyonuna göre rastgele bir değer alacaktır [36].

Bir x değişkeninin [a,b] aralığında olma olasılığı, bu aralıkta f(x) olasılık yoğunluk fonksiyonunun altında kalan alan ile ifade edilir.



Şekil 3.1. Olasılık dağılım fonksiyonu

Olasılık kuramında birikimli dağılım fonksiyonu, reel değer alabilen rassal “x” değişkeninin olasılık dağılımı ile tümüyle tanımlanabilmektedir. Her bir “x” reel sayısı için X'in birikimli dağılım fonksiyonu aşağıdaki şekilde gösterildiği gibi ifade edilir:

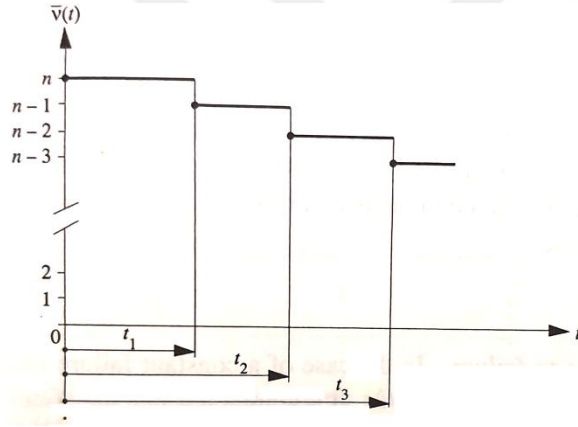


Şekil 3.2. Birikimli dağılım fonksiyonunun türetilmesi

Güvenilmezlik fonksiyonu $F(t)$ ve güvenilirlik fonksiyonu $R(t)$ olmak üzere ikisinin toplamı 1'e eşittir. Buradan bir t anında bir ürünün güvenilirlik fonksiyonu;

$$R(t) = 1 - F(t) = 1 - \int_0^t f(t)dt = \int_t^\infty f(t)dt \quad (3.1)$$

Uydu tasarımımda yörüngeye yerleştirilene kadar oluşabilecek fırlatma hataları dahil tüm olası hataların yanı sıra görev süresince ortaya çıkabilecek rastgele hatalar da önemlidir. Bu hataların oluşma sıklığının ölçümü için hata oranından faydalanılmaktadır. Şekil 3.3.'de Birolini'nin tanımladığı $V(t)$ fonksiyonu görülmektedir ve bu fonksiyon üzerinden tanımlanan hata oranı genel formülü Eş. 3.2 ile verilmiştir.



Şekil 3.3. Çalışan n adet onarılamayan ürünlerin sayısının zamana bağlı azalması [37]

$$\lambda(t) = \frac{\bar{V}(t) - \bar{V}(t + \Delta t)}{\bar{V}(t)\Delta t} \text{ eşitliğinden } \bar{V}(t) \sim R(t);$$

$$\lambda(t) = \frac{-dR(t)/dt}{R(t)} \quad (3.2)$$

Eş. 3.1'de her iki tarafın türevi alınıp, Eş. 3.2'de yerine yazılırsa;

$$\lambda(t) = \frac{f(t)}{R(t)} \text{ bulunur.} \quad (3.3)$$

Diğer taraftan Eş. 3.2 tekrar düzenlenir ve her iki tarafın integrali alınırsa,

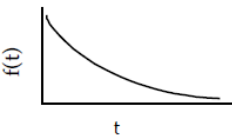
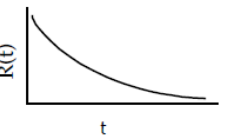
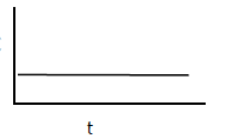
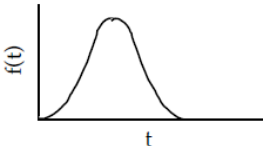
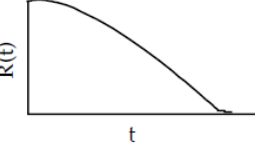
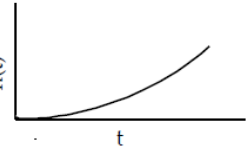
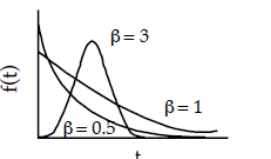
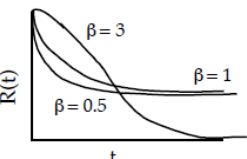
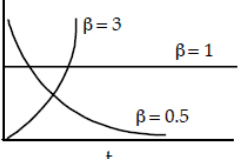
$$-\int_0^t \lambda(t) dt = \int_0^t \frac{dR(t)}{R(t)}$$

$$\ln R(t) - \ln R(0) = -\int_0^t \lambda(t) dt$$

Arızasız üründe $t=0$ 'da güvenilirlik $R(0)=1$ 'e eşit olur ve Eş. 3.4 ile elde edilir.

$$R(t) = e^{-\int_0^t \lambda(t) dt} \quad (3.4)$$

Eş. 3.3'den de görüldüğü gibi hata oranı, güvenilirlik fonksiyonu ve olasılık yoğunluk fonksiyonu ile belirlenmektedir. Literatürde, kullanım alanlarına özel $f(t)$ fonksiyonel yapısına sahip üstel, normal, weibull gibi ömür dağılımları bulunmaktadır. Şekil 3.4 'de zamana bağlı arıza davranışlarını tanımlamak için güvenilirlik mühendisliğinde yaygın olarak kullanılan ömür dağılımları verilmiştir. Literatürde çeşitli kaynaklarda bu dağılımların kullanım alanları detaylı şekilde incelenmiştir [38].

ÖMÜR DAĞILIMI TİPİ	OLASILIK YOĞUNLUK FONKSİYONU, $f(t)$	GÜVENİLİRLİK FOKSİYONU $R(t) = 1 - f(t)$	HATA ORANI $\lambda(t) = \frac{f(t)}{R(t)}$
ÜSTEL	 $f(t) = \lambda \cdot e^{-\lambda t}$	 $R(t) = e^{-\lambda t}$	 $\lambda(t) = \lambda = \theta^{-1}$
NORMAL	 $f(t) = \frac{1}{\sigma\sqrt{2\pi}} e^{-\frac{1}{2}\left(\frac{t-\mu}{\sigma}\right)^2}$	 $R(t) = 1 - \Phi\left(\frac{t-\mu}{\sigma}\right)$ See Note	 $\lambda(t) = \frac{f(t)}{1 - \Phi\left(\frac{t-\mu}{\sigma}\right)}$
WEIBULL	 $f(t) = \frac{\beta}{\eta} \left(\frac{t-\gamma}{\eta}\right)^{\beta-1} e^{-\left[\left(\frac{t-\gamma}{\eta}\right)^\beta\right]}$	 $R(t) = e^{-\left[\left(\frac{t-\gamma}{\eta}\right)^\beta\right]}$	 $\lambda(t) = \frac{\beta}{\eta} \left(\frac{t-\gamma}{\eta}\right)^{\beta-1}$

Şekil 3.4. Ömür dağılım örnekleri [25]

Uzay da dahil olmak üzere tüm endüstriyel sektörlerde elektrik/elektronik sistemlerin güvenilirlik tahmini için en yaygın kullanılan yöntem MIL-HDBK-217 tabanlı sabit hata oranına dayalı üstel dağılımdır. Avrupa Uzay Ajansı bu kapsamda teknik bir not yayınlamıştır [39]. Uzay uygulamalarında da bu el kitabının kullanımı uygun görülmüş ve kuvvet eğrisi ile açıklanmıştır [40]. Bu el kitabı pasif (örneğin Dirençler, indüktörler, kondansatörler vb.) ve aktif (transistorlar, diyotlar, entegre devreler vb.) EEE bileşenlerin arıza oranı verilerini içermekle beraber bunların sabit bir arıza oranı kullanılarak modellenebileceğini söylemektedir. Benzer bir şekilde bazı özel mekanik parçalar için güvenilirlik tahmini prosedürlerini sunan NSWC-11 el kitabı da sabit hata oranını temel almaktadır [41]. Eğer sabit hata oranı için $\lambda(t) = \lambda$ alınıp Eş. 3.4'de yerine koyarsak, üstel dağılım olarak adlandırılan Eş. 3.5 ile güvenilirlik değeri hesaplanabilir.

$$R(t) = e^{-\lambda t} \quad (3.5)$$

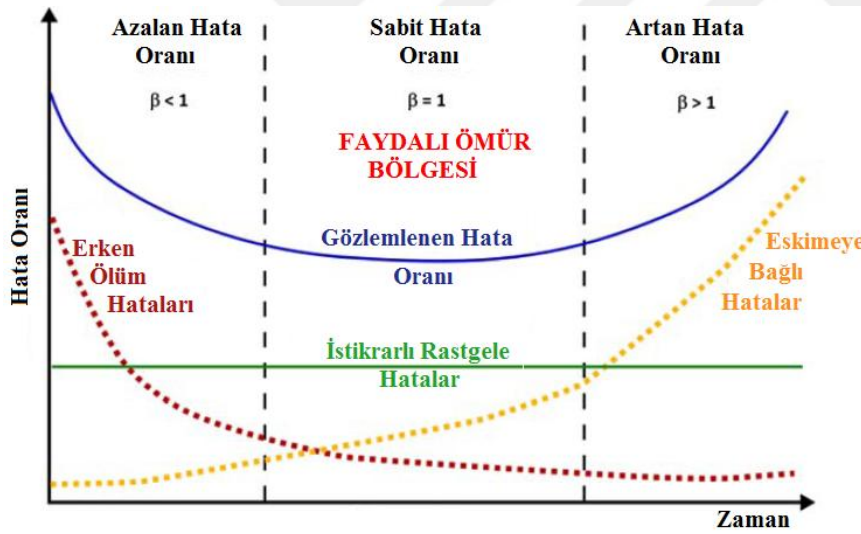
3.1.1. Kuvvet eğrisi

Güvenilirlik disiplinde bir ürünün ömrünü tanımlamak amacıyla kuvvet eğrisi adı verilen grafiksel gösterim kullanılır. Kuvvet eğrisi üç bölgeden oluşur:

- i. Erken Ölüm Bölgesi: Bu bölge, üründe kullanılan materyallerin veya bileşenlerin zayıflıklardan ya da üretim sürecindeki eksikliklerden kaynaklanan, rastgele olmayan erken arızaların ortaya çıkmasını temsil eder. Geliştirilen ürünlerin bu arızalardan arındırılması için çeşitli stres testleri veya ömür testleri (örneğin Yüksek Hızlandırılmış Ömür Testi) yapılır. Bu hatalar genelde ilk 1000 saatlik dönemde, çalışma veya faaliyete alma evrelerinden önce görülür.
- ii. Faydalı Ömür Bölgesi: Bu bölge, ürünlerin hata oranlarının zamanla değişmediği varsayılarak rastgele hataların gerçekleşeceği ve literatürde faydalı ömür diye adlandırdığımız genelde ürünün çalışma zamanı olarak hedeflenen bölgedir. Servis süresinin başlamasıyla aşınmaya başlayan bazı mekanik parçalar için sabit hata oranı anlamlı olmasa da birçok elektronik bileşen için rastgele başarısızlık potansiyeline dayalı faydalı ömür bölgesinin kullanımı geçerli kabul edilebilir. Çünkü ürünün kullanım süresi elektronik bileşenin aşınma fazına ulaşmak için geçen süreden önemli ölçüde kısadır. Böylelikle erken ölümden sonraki başarısızlıklar geniş bir zamana yayılırlar ki zaman içerisinde yaklaşık olarak rastgele kabul edilebilirler. Hibrit

entegreler gibi bazı elektronik bileşenler için sabit hata oranının kullanılamayacağı literatürde çok tartışılmaktadır [42]. Zaten pratikte bu tür bileşenlerin hata oranları üreticilerinden temin edilmektedir.

- iii. Eskime (Aşınma) Bölgesi: Hata oranının zaman içinde arttığı elektronik bir cihaz için onlarca yıl sonraki dönemi temsil eder. Ana ürünün servis ömrü dolmadan çoğu hareketli mekanik parçasının aşınma fazı başlayacaktır. Bunların erken arızalanmasını önlemeye yönelik planlı bakımlar uygulanır. Uçağın yıllarca güvenli bir şekilde çalışmasını teminat altına almak için röle, pil, anahtarlama cihazı, motor parçaları ve hidrolik bileşenler gibi ürünler, herhangi bir arıza riski oluşturmadan evvel periyodik olarak yenileri ile değiştirilir veya ihtiyaç duyulan planlı-plansız bakımları yapılır. Bu bakımların aralığı arıza oranı kullanılarak hesaplanır. Ancak insansız uzay araçlarında yer istasyonu haricinde planlı veya plansız bakım erişim kısıtından dolayı pek olanaklı değildir.



Şekil 3.5. Küvet eğrisi (β weibull parametresi) [43]

Şekil 3.5’ de yukarıda bahsedilen küvet eğrisi fazları gösterilmiştir. Ayrıca Şekil 3.4’de sunulan weibull dağılımının β parametresinin değişimine bağlı olarak hangi fazda hangi tür hatalara karşılık geldiği verilmiştir. Weibull dağılımı havacılık ve uzay uygulamalarında üstel dağılımdan sonra en çok kullanılan ikinci dağılımdır. Ayrıca yukarıdaki grafikten görüldüğü üzere $\beta=1$ alındığı durumda weibull dağılımı üstel dağılıma eşit olmaktadır.

3.1.2. Komponent hata oranı

Komponent hata yapmaz ise, ekipman hata yapmaz; ekipman hata yapmaz ise sistem hata yapmaz felsefesi ile sayısal güvenilirlik analizi aşağıdan yukarıya doğru yapılır ve komponent hata oranına dayandırılır. Güvenilirlik mühendisliğinde komponent hata oranının nasıl elde edileceği her zaman tartışma konusu olmuştur. Avrupa Uzay Standardizasyonu İşbirliği uzay uygulamalarında bu sorunun üstesinden gelmek için bir el kitabı yayınlamıştır [40]. Bu çalışmada hata oranı kaynağı ile ilgili aşağıdaki sıra takip edilmiştir:

- Üretici firmadan sağlayıp uyarlamak,
- Komponent test sonuçlarını kullanıp χ^2 (Chi-square) dağılımı ile hesaplamak,
- ECSS-Q-HB-30-08A önerilen güvenilirlik el kitaplarını kullanmak,

Bunların yerine ekipman saha verisinin kullanılması gerektiğine yönelik bir inanış olsa da, ilk kez tasarlanan bir ekipmanın saha verisinin olması pek mümkün görünmemektedir. Seri üretimi yapılabilen tüketim sektöründe ekipman hata oranlarının elde edilmesi için saha verisinin kullanılması önerilir. Diğer taraftan komponent seviyesinde saha verisinin toplanması ise son derece zor olduğundan sınırlı üretici tarafından gerçekleştirilebilmektedir. ECSS'in önerdiği güvenilirlik el kitaplarında sunulan hata oranı hesaplamaları zaten komponent saha verilerine dayanmaktadır. El kitapları içerisinde uzay ve askeri alanda en çok kullanılan MIL-HDBK-217–FN2 hata oranı kaynağı olarak tercih edilmiştir [44]. MIL-HDBK-217 eski bir standart olduğu için literatürde eleştirilere maruz kalmaktadır [42]. Çünkü kalite faktörü, teknoloji tipi gibi etmenler yetersiz kalmakta ve kötümser sonuç çıkartmaktadır. Amerika Ulusal Standartlar enstitüsü bu standardın günümüz teknolojisine uyumlandırılmasına yönelik ANSI/VITA 51.1 yayımlamıştır [45]. Bu çalışmada özellikle pasif komponentlerin hata oranlarını elde etmek için bu iki standart birlikte kullanılarak bahsi geçen sorun çözülmüştür. DC/DC dönüştürücü gibi özel üretim malzemelerin hata oranı ise üretici firmadan alınarak uyumlandırılmıştır. Uzay ortamında kullanılan çoğu mikroişlemci gibi aktif komponentlerin test verisi üretici internet sitesinde bulunmaktadır.

Hata oranı 10^9 saatteki hata sayısını temsil eder ve her komponente göre değişmekle beraber örnek olarak aşağıdaki gibi hesaplanmaktadır.

$$\lambda_{part} = \lambda_{base} \pi_T \cdot \pi_P \cdot \pi_S \cdot \pi_Q \cdot \pi_E \cdot \pi_A \cdot \pi_C \quad (3.6)$$

Komponent tipine göre atanan baz hata oranı (λ_{part}) ile sıcaklık (π_S), elektriksel stres (π_S), kalite (π_Q), çevresel (π_E) faktörler gibi parametreler de hata oranı hesabına katılmaktadır. Ayrıca görev sonu performans ve ömür açısından GKB tasarımında ECSS-Q-ST-30-11C [46] standardında müsaade edilen stres seviyelerinin aşılmaması sağlanmıştır.

3.2. Güvenilirlik Modellemesi

Güvenilirlik modelleme bir tasarımın değerlendirilmesinde kullanılan en temel işlevlerden biridir. Güvenilirlik tahmini sistem mimarisine ve alt seviyedeki bileşen veya modüllerin güvenilirliklerine bağlıdır [47]. Bileşenlerin güvenilirlik verilerinin elde edilmesine ilişkin bilgiler Bölüm 3.1’de verilmiştir. Yedeklilik konsepti ile kullanılacak matematiksel metodu içeren güvenilirlik modellemesi sayesinde ekipman mimarisi ile alt seviyelere dayalı hata oranlarını kombine eden bir çözüm sunulmaktadır. Bu modellemede ekipman mimarisine dayanan güvenilirlik blok diyagramları ve bileşen özelliklerine göre seçilen matematiksel metotlar ile güvenilirlik ilişkisi kurulmaktadır [48].

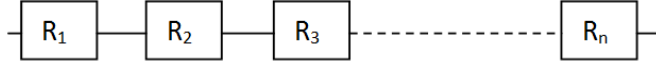
3.2.1. Güvenilirlik blok diyagramları

Güvenilirlik blok diyagramları sistem bileşenlerin yedeklilik yaklaşımı açısından mantıksal çalışmayı modellemek için kullanılır. Yedekli olmayan sistemler seri, yedekli olanlar ise paralel bağlanarak blok diyagramda gösterilmektedir. Paralel sistemlerde aktif ve pasif yedek olma durumları söz konusudur. Ayrıca ihtiyaç duyulan birim sayısı “k” iken “n” adet kullanılması (k,n) yedeklilik olarak adlandırılmaktadır. Ayrıca bu durumların dışında birbirine bağımlı, koşullu olasılık durumları veya tekrar eden blokların olduğu durumları da içeren karmaşık sistemler söz konusudur. Tüm bu sistem blok diyagramı konfigürasyonları olasılık teorisi prensipleri kullanılarak analiz edilmektedir [47].

Seri sistemler

Yedekli olmayan komponentler birbirine bağlı bir zincir gibi düşünülebilir. Bunlardan en zayıf olanın kopması sistem kaybına neden olabilir. Seri bağlı bir sistemin çalışması için

tüm birimlerin başarılı bir şekilde çalışması gerekir. Sistemden herhangi bir birimin kaybı sistemin kaybı anlamına gelmektedir. Şekil 3.6 'da gösterilen seri bir sistemin t anındaki güvenilirliği, Eş. 3.7'de verilen formül kullanılarak analitik metotla hesaplanabilir.



Şekil 3.6. Seri bağlı sistem

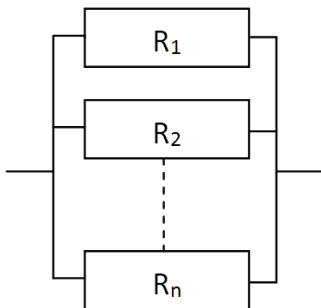
$$R_s(t) = \prod_{i=1}^n R_i(t) = R_1(t) \cdot R_2(t) \dots R_i(t) \quad (3.7)$$

Eğer Eş. 3.5'de verildiği gibi elektronik bileşenler için hata oranı (λ) sabit kabul edilir ve üstel dağılım yaklaşımı benimsenirse sistem güvenilirliği için Eş. 3.8 kullanılır.

$$R_s(t) = \prod_{i=1}^n R_i(t) = e^{\sum_{i=1}^n \lambda_i} = e^{\lambda_1 + \lambda_2 + \dots + \lambda_n} \quad (3.8)$$

Paralel sistemler

Güvenilirlik matematiksel modellemesinde karşılaşılan bir diğer konfigürasyon ise Şekil 3.7 'de gösterilen paralel konfigürasyondur. Bu yapıda sistemin başarısız olması için tüm paralel birimlerin başarısız olması gerekir. Bir başka deyişle ihtiyaç duyulan birim sayısı "1" iken toplam birim sayısı "n" olmaktadır. (1,n) veya 1::n şeklinde yedekliliği gösterilebilir.

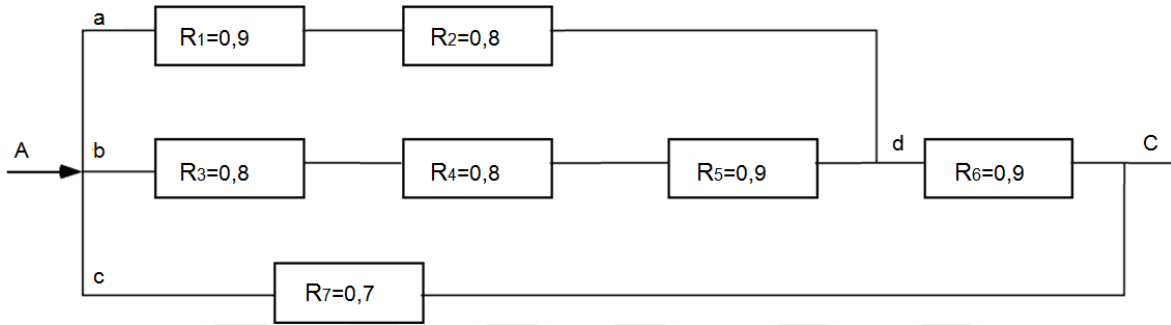


Şekil 3.7. Paralel bağlı sistem

$F_s(t)$ fonksiyonu sistemin “t” anında arızalanma olasılığını gösterir. Sistemin güvenilirliği Eş. 3.9’da gösterildiği gibi kesin olay yani 1 değerinden, her birimin arızalanma olasılıkları çarpımı çıkartılarak bulunur.

$$R_s(t) = 1 - F_s(t) = 1 - [(1 - R_1)(1 - R_2) \dots (1 - R_n)] = 1 - \prod_{i=1}^n (1 - R_i(t)) \quad (3.9)$$

Şekil 3.8’de bir örneği verildiği gibi sistem veya ekipman blok diyagramları seri ve paralel konfigürasyonların bir kombinesi olabilir.



Şekil 3.8. Kombine konfigürasyon [49]

Aktif ve pasif birimler

Aktif (sıcak) yedekli sistemler ana ve yedek birimlere enerji verilmiş, hepsinin aktif olarak çalıştığı durumdur. Blok diyagramda paralel bağlı gösterilen aktif yedek birim, ana birim arızalanır arızalanmaz dışarıdan herhangi bir komut almadan, gerekli fonksiyonu kesintisiz yerine getirmek için hazırda beklemektedir. Yedek aktif birim bekleme durumunda kesintisiz çalıştığı için kuvvet eğrisinde gösterilen faydalı ömür süreci başlamış olur.

Pasif (soğuk) yedekli birim ise sistemde enerji verilmemiş olarak pasif durumda bekler. Ana birim bozulduğu durumda devreye girerek fonksiyonu yerine getirme görevini üstlenir. Aktif olarak çalışmadıkları için daha güvenilir kabul edilir ancak bu durumda anahtarlama olasılığı ve durağan durumdaki hata oranını da ayrı hesaba katmak gerekir. EEE bileşenlerin pasif hata oranı, aktif durumdaki hata oranına beklediği ve çalıştığı ortama uygun dönüştürme çarpanı uygulanarak hesaplanır [50]. Uzay ortamı da dâhil

olmak üzere Çizelge 3.1’de elektronik birimler için aktiften pasif duruma hata oranı dönüştürme çarpanları verilmiştir.

Çizelge 3.1. Pasif durum hata oranı dönüştürme çarpanları [50]

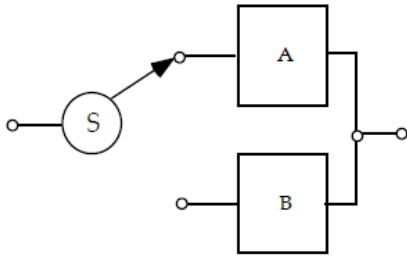
Parça Tipi	Yer (Aktif) ↓ Yer (Pasif)	Hava (Aktif) ↓ Hava (Pasif)	Hava (Aktif) ↓ Yer (Pasif)	Deniz (Aktif) ↓ Deniz (Pasif)	Deniz (Aktif) ↓ Yer (Pasif)	Uzay (Aktif) ↓ Uzay (Pasif)	Uzay (Aktif) ↓ Yer (Pasif)
Mikrodevre	0,08	0,06	0,04	0,06	0,05	0,1	0,3
Diyot	0,04	0,05	0,01	0,04	0,03	0,2	0,8
Transtistor	0,05	0,06	0,02	0,05	0,03	0,2	1,0
Kondansatör	0,1	0,1	0,03	0,1	0,04	0,2	0,4
Direnç	0,2	0,06	0,03	0,1	0,06	0,5	1,0
Anahtar	0,2	0,2	0,1	0,4	0,2	0,8	1,0
Röle	0,2	0,2	0,04	0,3	0,08	0,4	0,9
Konektör	0,005	0,005	0,003	0,008	0,003	0,02	0,03
Trafo	0,04	0,02	0,01	0,03	0,01	0,08	0,2
Devre Kartı	0,2	0,2	0,2	0,3	0,3	0,5	1,0

Örnek olarak Şekil 3.9’da 1::2 soğuk yedekli bir sistem gösterilmiştir. “A” ana birim arızalandığında anahtar vasıtası ile “B” soğuk yedek devreye alınacaktır.

Q_s : anahtarlamamanın çalışmama olasılığı,

Q'_s : istemsiz anahtarlama olasılığı,

olmak üzere 1::2 soğuk yedekli sistemin güvenilirliği Eş.3.10 yardımıyla hesaplanır.



Şekil 3.9. 1:2 soğuk yedekli sistem

$$R_s(t) = R_a(1 - R_b)Q'_s + (1 - R_a)R_bQ_s + (1 - R_a)(1 - R_b) \quad (3.10)$$

Pratikte anahtarlama hataları çok küçük olduğundan hesaplamayı kolaylaştırmak için genellikle ihmal edilir [51].

(k,n) yedeklilik konfigürasyonu

Mevcut birim sayısının “n” olduğu ve sistemin çalışması için en az “k” adet birime ihtiyaç duyulduğu sistem (k,n) konfigürasyonu ile ifade edilir. Örneğin bir uydu sistemi için güneş paneli bölümlerinden 22 tanesinin sağlayacağı enerji yeterli iken, 24 tane kullanılıp hepsinin aktif çalışıyor olma durumu “güneş panelleri (22,24), (22::24) veya (22oo24) sıcak yedeklidir” olarak adlandırılır. Birimler farklı hata dağılımlarına sahip olduğunda hesaplama karmaşık hale dönüşmektedir, ancak uygulamada pek bu durumla karşılaşmamaktadır. Eğer tüm yedek birimleri özdeş ve bağımsız kabul edip her birinin güvenilirliği $R(t)$ alınırsa sistem güvenilirliği binomikal dağılım kullanılarak Eş. 3.11 yardımıyla hesaplanır [52].

$$R_s(t) = \sum_{i=k}^n \frac{n!}{i!(n-i)!} R^i(t) (1 - R(t))^{n-i} \quad (3.11)$$

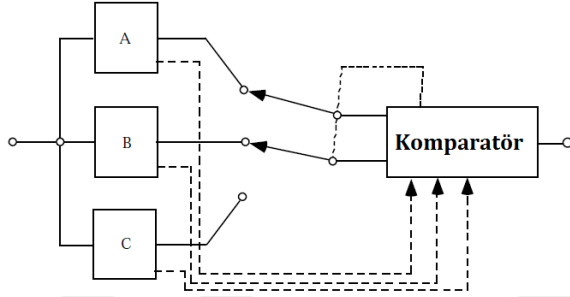
Soğuk yedekli bir (k,n) sistemde pasif durum hata oranı λ_{off} parametresinin Çizelge 3.1 kullanılarak elde edilebileceği ilgili bölümde açıklanmıştır. Aktif durum hata oranı λ_{on} ise, Bölüm 3.1’de anlatılan yöntemler ile uzay uygulamalarında kullanılan bileşenlerin güvenilirlik veri kaynakları ve onların kullanımını anlatan ECSS el kitabı rehber alınarak elde edilebilir [40]. $q = \lambda_{off} / \lambda_{on}$ olmak üzere tüm yedek birimleri özdeş ve bağımsız kabul edip her birinin güvenilirliği $R(t)$ alınırsa soğuk yedekli (k,n) sistemin güvenilirliği Eş.3.12 ile hesaplanır.

$$R_s(t) = R(t)^k \left[1 + \sum_{i=1}^{n-k} \frac{(1 - R(t)^q)^i}{i!} \prod_{j=1}^i \left(\frac{k}{q} + j - 1 \right) \right] \quad (3.12)$$

Çoğunluk oylaması

Çoğunluk oylaması (k,n) yedekliliğin özel bir durumudur ve genelde (n+1, 2n+1) şeklinde kurularak kullanılır [52]. Paralel yedeklilik modeli oluşturularak kurulan çoğunluk

oylamasında, her bir birimin ürettiği sinyal diğer birimlerin ürettiği sinyallerle karşılaştırılır. Çoğunluğun doğru çalıştığına dayalı oylama yapılıp seçilir, çoğunluktan sapan birim veya birimler ise elenir. Bu karar mekanizmasında doğru kararlar, arızasız birim sayısı arızalı olanlardan fazla ise alınabilmektedir.



Şekil 3.10. Örnek (2::3) çoğunluk oylaması yedeklilik yapısı

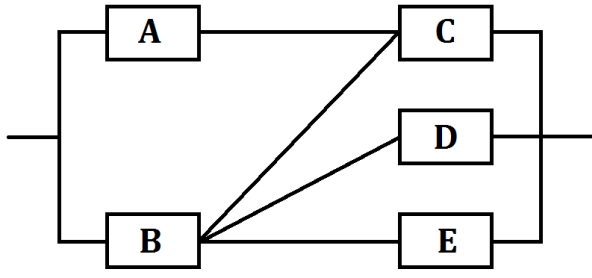
Şekil 3.10 'da A, B, C üç birimi çoğunluk oylamasına alıp birbirine en yakın ikisini karşılaştıran yedeklilik yapısı gösterilmiştir. Bu devrenin başarılı bir şekilde çalışması için en az iki iyi eleman gereklidir. $R_v(t)$ oylayıcı güvenilirliği olmak üzere (2::3) çoğunluk oylaması sisteminin güvenilirliği Eş.3.13 ile hesaplanır.

$$R_s(t) = [R_A(t) \cdot R_B(t) + R_A(t) \cdot R_C(t) + R_B(t) \cdot R_C(t) - 2R_A(t) \cdot R_B(t) \cdot R_C(t)]R_v(t) \quad (3.13)$$

Anahtarlama ve karşılaştırma kolay olduğundan genellikle dijital devrelerde hiçbir operasyonel kesinti yaşanmadan başarısızlığı otomatik olarak maskeleyerek çoğunluk oylaması yedekliliği tercih edilir.

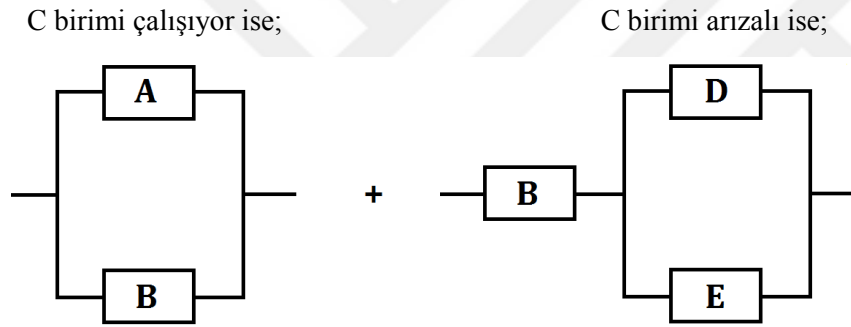
3.2.2. Karmaşık sistemler

Bazı karmaşık sistemler seri ve paralel yapılara ayrılamaz, fazla seviyede yedeklilik ya da bağımlı veya soğuk yedeklilik içerebilir. Böyle durumlarda yedeklilik hesabı için yukarıda verilen eşitlikler yetersiz kalmaktadır. Karmaşık sistemlerin modellenip çözülmesi için Markov Modellemesi, Boole Cebiri (doğruluk tablosu), Minimal Kesi Yöntemi (minimal cut-sets), Monte Carlo Simülasyonu gibi birçok yöntem kullanılmaktadır.



Şekil 3.11. Karmaşık bir sistemin blok diyagramı

Yukarıda verilen yöntemlere alternatif olarak, mümkün durumlarda, bazı karmaşık sistemler basit sistemlere dönüştürülerek de çözülebilir. Örneğin, Şekil 3.11’de verilen karmaşık bir sistem, C biriminin arızalı ve arızasız olduğu iki duruma koşullanıp ayrılırsa, Şekil 3.12’de gösterildiği gibi iki ayrı blok diyagrama dönüştürülüp çözülebilir.



Şekil 3.12. Bazı karmaşık sistemin basitleştirilmesi örneği

3.3. Hata Türü ve Etkileri Analizi

Hata Türü ve Etkileri Analizi (HTEA) bir ürünün veya sürecin olası tüm hata türlerinin tanımlanarak alt seviyeden üst seviyeye doğru etkilerinin değerlendirildiği, hata önleme yöntemlerinin belirlendiği ve hataların minimize edildiği bir mühendislik metodudur. Risk değerlendirmesi, üretim süreç değerlendirmesi, iş sağlığı ve güvenliği risklerin değerlendirilmesi, elektronik/mekanik ürün geliştirme gibi kullanım alanları olmakla beraber endüstride havacılık, uzay, tıp, gemi, askeri ve ticari birçok alanda da etkin bir biçimde kullanılmaktadır. En yaygın kullanılan türleri ise sistem HTEA, süreç HTEA ve tasarım HTEA’sıdır [53].

HTEA, 1949 yılında, ABD Savunma Bakanlığı Silahlı Kuvvetlerinin MIL-P-1629A'yı yayınlaması ile resmîyet kazanmıştır. İlerleyen dönemlerde Grumman Aircraft Corporation şirketi Birincil Uçuş Kontrol Sistem'lerini geliştirme sürecinde "Hata Modu ve Etki Analizi" adlı yöntemi güvenilirlik ve emniyet mühendislik disiplinlerinin ihtiyaçları doğrultusunda kullanmıştır. HTEA hakkındaki akademik tartışmalar 1960'da başlamış ve HTEA'nin nasıl yürütüleceğini tam olarak anlatan makale, 1964'te New York Bilimler Akademisi'nde Coutinho tarafından yayımlanmıştır [54]. 1966 yılında ABD Ulusal Havacılık ve Uzay Dairesi (NASA), HTEA'yı Apollo uzay aracı projesinde sistem ile ekipman hatalarının belirlenmesi için kullanmış ve sürecini yayımlamıştır [55]. Diğer taraftan 1974'de MIL-P-1629A revize edilerek askeri sistem ve ekipman HTEA süreçlerinin tanımlandığı MIL-STD-1629, "Procedures For Performing a Failure Mode, Effects and Criticality Analysis" [56] yayımlanmıştır. Diğer taraftan otomotiv sektörüne hizmet etmesi amaçlı 1967' de ilk sivil HTEA standardı yayımlanmıştır. Önceleri Otomotiv Mühendisleri Birliği olarak bilinen SAE International organizasyonunu tarafından 1996' da yayımlanan SAE-ARP4761 standardı sivil ve askeri havacılık platformlarında da güvenilirlik ve emniyet değerlendirilmesi için yaygın bir şekilde kullanılmaya başlanmıştır. Bu alanda yayımlanmış başka standartlar olmasına rağmen, 2001 yılında uzay endüstrisine özel geliştirilen ECSS-Q-ST-30-02A standardı en son 2009'da güncellenmiştir [57]. Uzay ürünleri için kullanılan standartların bir karşılaştırması daha literatürde incelenmiştir [5]. Uzay uygulamalarında tercih edilen bazı standartlar Çizelge 3.2' de verilmiştir.

Çizelge 3.2. Hata türü etkileri analizi standartları

No	Standart
1	ECSS-Q-ST-30-02C Failure modes, effects and criticality analysis , 2009.
2	MIL-STD-1629 Procedures for performing a failure mode effects and criticality, (İki kez revize edildi ve 1998' de kaldırıldı, yerine MIL-HDBK-338B Bölüm 7.8 FMEA kısmının kullanımı önerilmiştir).
3	SAE J1739, Potential Failure Mode and Effects Analysis in Design, 2009.
4	JPL. PD-AD-1307, Failure Modes, Effects, and Criticality Analysis (FMECA), NASA, 2010.
5	IEC 60812:2018 Failure modes and effects analysis (FMEA and FMECA), 2018.

Uzay ürün geliştirme projelerinde HTEA metodu, ürün geliştirme sürecinde aşağıdaki unsurları değerlendirmek için kullanılır [57];

- Olası hata türleri, seviyesi, nedeni, tespiti ve telafi etme yöntemlerini,
- Görev başarısı ve personel emniyeti için tekil nokta hatalarını,
- Ürün güvenilirliği ve başka sistemlere zarar vermemesi için hata yayılımlarını,
- Hata toleranslı tasarım önlemlerini (yedeklilik, korumalar, bariyerler gibi),
- Özel test gerekliliklerini,
- Planlı veya plansız bakım gerekliliklerini,
- Uzay aracının operasyonu sırasında arızanın tespiti, izole edilmesi ve sistem kurtarma faaliyetleri için kullanılacak sürece yapılacak teknik girdileri,
- Operasyonel kısıtları.

Analiz, ekipman seviyesi yapılacaksa ekipman fonksiyonlarının hata türlerinden veya elektronik parçaların hata türlerinden başlanarak ekipman seviyesi etkilere ulaşılır. Eğer sistem seviyesi yapılacaksa sistem fonksiyonlarının hata türleri veya ekipmanların hata türlerinden başlanarak sistem seviyesi etkilere ulaşılır. Ekipman seviyesi analizler sistem seviyesi analizlere girdi sağlar. HTEA’da belirlenen her arıza türüne, hatanın etkisinin sonucuna göre şiddet seviyesi atanır. Risk değerlendirmeleri şiddet seviyeleri göz önüne alınarak değerlendirilmelidir. Bu analizin amacı ürünün güvenilirliği ve kalitesini artırmaktır. Bunu sağlamak için potansiyel hatalar tespit edilir ve bunların önlenmesine yönelik tedbirler alınır. Bu sayede ürün performansına doğrudan, takvim ve bütçeye ise dolaylı katkıda bulunulur. Gerçekleştirilen bir HTEA benzer projelerde referans olarak kullanılarak daha kaliteli ve hatalara daha dayanıklı ürünler geliştirilmesine de katkı sağlar. HTEA’da bir hata türü, hatanın son etkisinin şiddet seviyesine göre kategorize edilip değerlendirilirken, Hata Türü Etkileri ve Kritiklik Analizi (HTEKA)’nda ek olarak hata türünün oluşma olasılığı da hesaba katılır [58]. Bu çalışmada ürün geliştirmede kullanılan tasarım HTEKA ele alınacaktır.

HTE(K)A temel prensiplerini aşağıdaki gibi sıralanabilir [4]:

- a. HTE(K)A farklı seviyelerde (sistem, ekipman, komponent gibi) belli standartlara ve şirket süreçlerine göre geçmiş tecrübelerden kazanılan bilgi birikimler de eklenerek aşağıdan yukarıya doğru yapılır,

- b. Tasarım bittikten sonra yapılması yüksek maliyet ve teknik riskler oluşturacağından ürün geliştirme sürecine paralel yapılır. Tekrarlayan döngüsünde tasarıma sürekli geri beslemede bulunarak güvenilirlik çözümleri çerçevesinde tasarımı şekillendirir,
- c. Analiz yapılacak ürün iyi tanımlanmalı hangi yaklaşım kullanılacak ise ona uygun girdiler (ara yüzleri, blok diyagramlar, fonksiyon ve parça listeleri gibi) detaylı ve analize akıcılık getirecek şekilde oluşturulmalıdır,
- d. Yapılan kabul ve varsayımlar açıkça belirtilmelidir, kısıtlar açıklanmalıdır,
- e. Belirlenen potansiyel hatanın öncelik sırasına göre ortadan kaldırılması, yapılamıyorsa etkisini azaltması bu da mümkün değilse hatanın kontrol altına alınması hedeflenir,
- f. Mümkün olduğunca potansiyel hataların tespit edilebilir ve izole edilebilir olması hedeflenir,
- g. Analizin sonuç bölümünde, önerilmiş olan düzeltici eylemlerin veya önlemlerin ürün tasarımına veya kullanımına nasıl yansıtılacağı açıklanmalıdır,
- h. Tanımlanan bir hata türü diğerlerinden bağımsız incelenir, başka bir deyişle hata kombinasyonları göz önünde bulundurulmaz, aynı anda tek bir hata durumu incelenir,
- i. Analizi etkileyecek tasarım değişiklikleri olduğunda analiz güncellenir, varsa yeni hata türleri değerlendirilir,
- j. Uzay uygulamalarında eklerde verilen HTEA ve HTEKA tablo şablonları (Bkz. Ek-1 HTEA ve HTEKA tablo şablonları) analizler için ihtiyaçlara uyumlu hale getirilerek kullanılabilir,

HTEA'yı genel olarak tasarım ve süreç HTEA'sı olarak ikiye ayırabiliriz. Süreç HTEA'sı süreç akış şeması ele alınarak sürecin işleyişindeki hataların veya insan hatalarının değerlendirilmesinde kullanılmakta olup bu tezin kapsamı dışındadır. Tasarım HTEA'sı için literatürde fonksiyonel ve donanımsal yaklaşım olmak üzere iki yaklaşım bulunmaktadır.

3.3.1. Fonksiyonel HTEA

Fonksiyonel yaklaşımda ürünün elektronik bileşenlerinin karakteristiklerinden ziyade ekipmandan beklenen fonksiyonların hata türleri incelenir [59]. Bu yüzden ekipmanın önce fonksiyonları tanımlanır ve bu fonksiyonların birbiri ile ilişkisinin kurulması için fonksiyonel blok diyagramı çizilir. Erken tasarım aşamasında, tasarımın mimarisi henüz net olmadığı durumlarda tercih edilen fonksiyonel yaklaşım, detay tasarım aşamasına

gelindiğinde ürün parça listesi belirlendikten sonra donanımsal HTEA yapılarak desteklenir.

Fonksiyonel HTEA yapılırken her bir alt fonksiyonun hata türü tespit edilir. Hatanın olası sebepleri, aşağıdan yukarı seviyelere doğru etkileri ve hata türü şiddeti belirlendikten sonra hata tespit yöntemi belirlenir. Bu sonuçlara göre önleyici veya telafi edici tasarım çözümleri ortaya konulur. Hata türünün şiddeti ve etkileri operasyon modu ile görev fazına göre çeşitlilik gösterebilmektedir. Bu durum sistem seviyesinde HTEA yapılırken de ele alınmalı ve bu fazlarda ayrı bir değerlendirmeye tabi tutulmalıdır. Ayrıca yazılımsal hata türleri sadece fonksiyonel yaklaşımla incelenebilir ve donanımsal hatalara etkisi Yazılım-Donanım Etkileşim Analizi'nde birlikte ele alınmaktadır [60].

3.3.2. Donanımsal HTEA

Donanımsal yaklaşım, parça listesi, kullanılan elektronik bileşenlerin özellikleri ve tasarım elektronik şematikler gibi detay tasarım girdilerinin olgun seviyeye gelmesi ile gerçekleştirilebilir. EEE bir bileşenin yapabileceği tüm hata türleri ele alınarak analize başlanır. Fonksiyonel yaklaşımının aksine hata türleri öznel değildir. Elektronik bileşenlerin hata türü dağılım listesi için FMD-2016 gibi çeşitli kaynaklardan faydalanılarak her parçanın yapabileceği olası hata türleri detaylı şekilde ortaya konulabilir [61]. Ayrıca bu kaynaklar toplam hata olasılığının tanımlanan hata türlerine dağıtılması sağlayan hata türü gerçekleşme yüzdelerini de içermektedir. Bu sayede her hata türünün gerçekleşme olasılığı hesaplanarak donanımsal HTEKA yapılabilir. Hata olasılığının önem arz ettiği insanlı hava veya uzay aracı projelerinde, hata durum ve kombinasyonlarının etkin bir şekilde değerlendirilmesi için hata ağacı gibi farklı analizlere girdi oluşturan HTEKA'nın sayısal sonuçları olabildiğince hassas hesaplanmalıdır. Böylelikle insan emniyeti açısından tasarımın yeterli olduğu doğrulanmış olacaktır.

Donanımsal HTEKA'da elektronik bileşen seviyesinde çözümler rahatlıkla alınabilmekte ve hatanın kaynağı bileşen seviyesinden ekipmana doğru incelenebilmektedir. Fonksiyonel yaklaşımda olduğu gibi hata nedenleri, hata tespiti, hatayı önleyici veya azaltıcı tedbirlerin alınmasına yönelik çalışmalar yapılmaktadır. Analiz sonucundaki bulgularla gerekli tasarım kontrolleri yapılarak güvenilirliği iyileştirici düzeltmeler gerçekleştirilir.

3.3.3. HTEA metodu

M.A. Fidan, U. Gürgül, Z.E. Akın (2020) geleneksel HTEA ve HTEKA'nın metodunu elektronik devre tasarımında kullanılmasına yönelik bir uygulamayı risk değerlendirmesine bağlı kalarak göstermişlerdir [62].Fonksiyonel veya donanımsal yaklaşım olması fark etmeksizin geleneksel bir HTEA analizinde izlenmesi gereken adımlar aşağıdaki gibi olmalıdır [63]:

- a. Analiz yapılacak ürün tanımlanır. Tanımlama yapılırken elektronik mimari, üründen beklenen fonksiyonlar, gereksinimler, fonksiyonel blok diyagramı ve güvenilirlik blok diyagramı kullanılır. Fonksiyonel yaklaşımda ürünün fonksiyonları detaylı, analize uygun şekilde tanımlanmalı ve listelenmelidir. Donanımsal yaklaşımda ise ürün ağacı ön plana çıkar Elektronik kartların fonksiyonları ve ara yüzleri analize uygun şekilde açıklanmalıdır. Ayrıca HTEA'nın geçerli olduğu görev fazı ve operasyonel mod belirtilmelidir.
- b. Mevcut tasarım detay bilgisi, elektronik şematikler, geçmiş tecrübeler ve elektronik bileşen hata türü kaynakları kullanılarak olası tüm hata türleri belirlenir.
- c. Belirlenen hata türlerinin olası hata sebepleri araştırılır.
- d. Hata türleri derinlemesine incelenerek alt seviyeden yukarı doğru hata etkileri değerlendirilir.
- e. Ekipman tasarımı öngörülen hataları en aza indirecek şekilde yönlendirilmelidir. Hatanın kritikliği dikkate alınarak hatanın ortadan kaldırılması, azaltılması, kontrol altına alınıp takip edilmesi ve/veya tespit edilebilirliği gibi telafi edici önlemler ile maliyet, takvim, performans gibi parametreler arasında getiri götürü değerlendirmesi yapılarak tasarımsal veya operasyonel çözümler belirlenir.
- f. Varsa hata yayılımları tanımlanıp etkileri araştırılır.
- g. Hatayı tespit etme yöntemleri ve/veya hata durumunda meydana gelecek belirtiler araştırılıp raporlanır. Hatanın tespiti kritikliği açısından önemli ise tasarımsal çözümler aranır.
- h. Hata etkileri dikkate alınarak derecelendirme tablosuna göre şiddet kategorisi atanır. ECSS-O-ST-30C standardında verilen derecelendirme tablosu Çizelge 3.3'de verilmiştir (Şiddet kategorileri belirlenirken yedeklilik gibi hatanın telafi edici veya önleyici provizyonları değerlendirmeye dâhil edilmez).

Çizelge 3.3. Hata sonuçlarının şiddeti

Şiddet Kategorisi	Şiddet Seviyesi	Hatanın Güvenilirlik Etkisi	Hatanın Emniyet Etkisi
ÖLÜMCÜL	1	Hatanın başka ekipman veya sistemlere yayılması,	Yaşam kaybı veya kalıcı sakatlanmalar, Yıkıcı çevresel zararlar, Fırlatma tesisinin veya roketin kaybı,
KRİTİK	2	Görev kaybı,	Geçici ciddi sakatlanmalar, Majör çevresel zararlar, Fırlatma tesisine veya rokete verilen majör zararlar,
MAJÖR	3	Majör görev indirgenmesi,	
MİNÖR	4	Minör görev indirgenmesi veya diğer hatalar,	

- i. Hata durumu ile ilgili olarak Çizelge 3.4’de belirtilen özel durumları belirtmek için şiddet seviyesi numarasının yanına ilgili göstergeler (3SP, 1SH, 2R gibi) sonek olarak eklenir [64].

Çizelge 3.4. Özel durum göstergeleri

Gösterge Eki	Tanım
SH	Emniyet tehlikesi olduğunu belirtir, bu hata türünde emniyet etkisine göre şiddet kategorisi atanır (Eğer güvenilirlik etkisi de söz konusu ise hangisi daha şiddetli ise o seviye atanır).
R	Yedeklilik olduğunu gösterir.
SP	Tekil nokta hatası olduğunu gösterir.

- j. Tekil nokta hataları ve emniyet etkileri analiz edilip ilgili göstergeler ile belirtilir, gerekli görülen yerlerde kaç hata toleranslı olduğu belirtilebilir.
- k. Etkisi ölümcül hata türleri ve minör hata türü olmayan tekil nokta hataları meydana getiren birimler belirlenerek kritik eleman listesine eklenir.
- l. HTE(K)A’nın sonuçları, “Hata Tespit, İzolasyon ve Kurtarma” (FDIR) sürecinin en önemli girdisi olduğundan bu sürece destek verecek detayda raporlanır. Eğer operasyonel olarak bir tavsiye veya operasyonel fazda dikkat edilmesi gereken bir husus var ise tavsiyeler kısmına yazılır.

Eğer kritiklik değerlendirmesi yapılacaksa Bölüm 3.3’de bahsedildiği gibi analiz ismi HTEKA olur ve yukarıda verilen maddelere ek aşağıdaki adımlar yerine getirilerek kritiklik numarası atanır:

- a. Kritiklik Numarası (KN) atanması için olasılık numarasına ve şiddet numarasına ihtiyaç vardır. Kritiklik numarası bu ikisinin çarpımı ile elde edilir.
- b. Hata oranı hesaplanmış hata türleri için olasılık hesabı Bölüm 3.1’de verilen formüller ile doğrudan yapılabilirken, belirli olmayanlar için bu atama mühendislik değerlendirilmesine bırakılmıştır. Literatürde nitel yaklaşım için projeye özel değerlendirme çizelgeleri uygulanarak EEE hata oranından bağımsız gerçekleşme olasılığı atanan çalışmalar bulunmaktadır [65] .Ancak uzay uygulamalarında genelde olasılık numaraları Çizelge 3.5’e göre hata türünün gerçekleşme ihtimali göz önünde bulundurularak tayin edilir. Olasılık numarası atanırken şiddet numarası tayininin aksine yedeklilik hesaplara dâhil edilmelidir.

Çizelge 3.5. Olasılık seviyeleri, limitleri ve numaraları

Seviye	Limitler	Olasılık Numarası
Olası	$\text{Olasılık} > 10^{-1}$	4
Nadir	$10^{-3} < \text{Olasılık} \leq 10^{-1}$	3
Düşük	$10^{-5} < \text{Olasılık} \leq 10^{-3}$	2
Çok Düşük	$\text{Olasılık} \leq 10^{-5}$	1

- c. Belirlenen şiddet seviyesine göre hata türünün alması gereken şiddet numarası Çizelge 3.6’ya göre belirlenir.

Çizelge 3.6. Hata sonuçlarının şiddeti

Şiddet Kategorisi	Şiddet Seviyesi	Şiddet Numarası (ŞN)
ÖLÜMCÜL	1	4
KRİTİK	2	3
MAJÖR	3	2
MİNÖR	4	1

- d. Olasılık numarası ve şiddet numarası çarpılarak elde edilen KN Çizelge 3.7'ye göre değerlendirilir. KN değeri yüksek çıkan hata türleri için telafi edici veya önleyici aksiyonların alınma durumu düşük çıkan değerlere kıyasla daha öncelikli olacak şekilde tasarimsal çözümler türetilir.
- e. Yüksek KN değerine sahip olanlar yüksek riski teşkil etmektedir. Hesaplanan değere göre risk kabul edilebilir veya riski ortadan kaldırmak, azaltmak veya kontrol altında tutulmak için tasarım çözümleri uygulanır. İlgili hata türü hesaplanan KN' ye göre kritik eleman listesine eklenmelidir.

Çizelge 3.7. Kritiklik matrisi

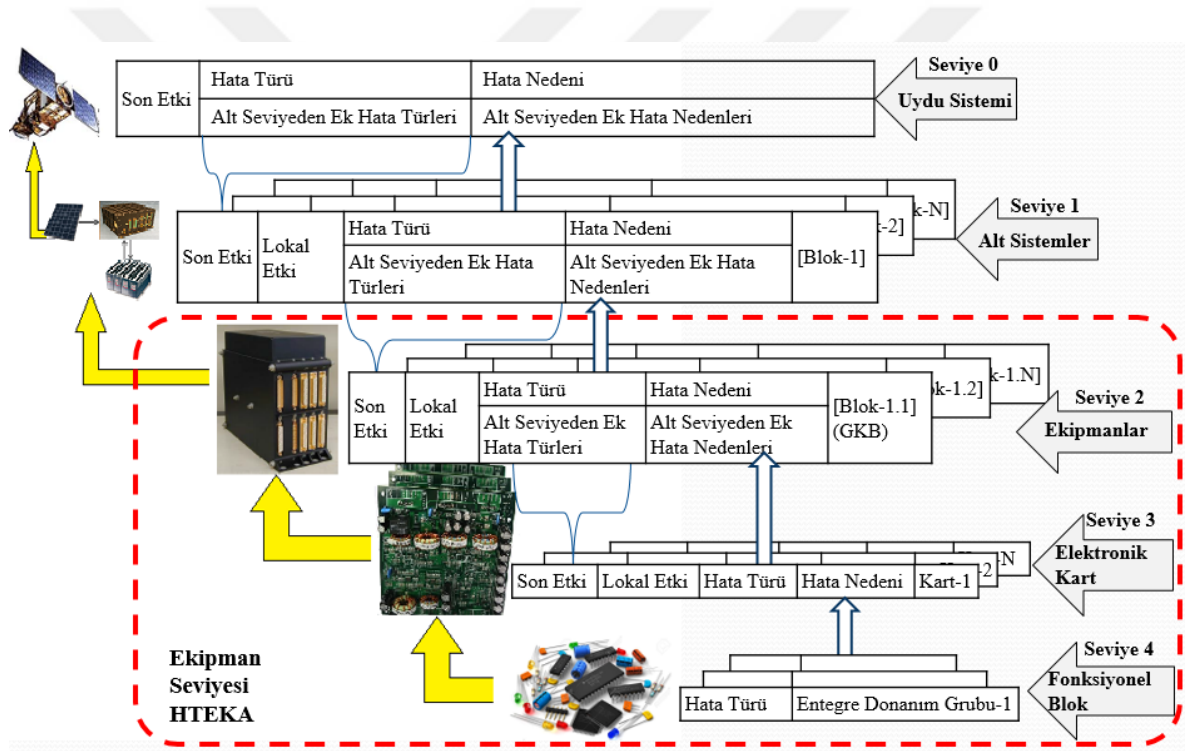
Kritiklik Kategorisi	Şiddet Numarası (ŞN)	Olasılık Limitleri			
		10^{-5}	10^{-3}	10^{-1}	1
		Olasılık Değeri			
		1	2	3	4
ÖLÜMCÜL	4	4	8	12	16
KRİTİK	3	3	6	9	12
MAJÖR	2	2	4	6	8
MİNÖR	1	1	2	3	4

3.3.4. Önerilen hibrit HTEKA metodu

Ekipman ve sistem tasarımı hata analizlerin önemi gün geçtikçe artmasına rağmen halen bazı eksik noktalar bulunmaktadır. Önceki bölümlerde işleyiş adımları verilen geleneksel HTE(K)A metodunun zayıf noktaları aşağıdaki maddeler ile özetlenebilir:

- a. Analizin çözünürlüğü ayarlanamamaktadır,
- b. Hata etkisinin şiddeti öznel değerlendirmeye tabidir,
- c. ECSS-Q-ST-30-02C de tanımlanan metotlar daha çok ekipmandan başlayıp sistem seviyesine giden analiz için uygulanabilir,
- d. Elektriksel ara yüzlerle analizin doğrudan bağlantısı kurulamamaktadır,
- e. Hata türlerin belirlenmesi daha çok geçmiş tecrübelerle dayanmakta olduğundan nesnel değildir.

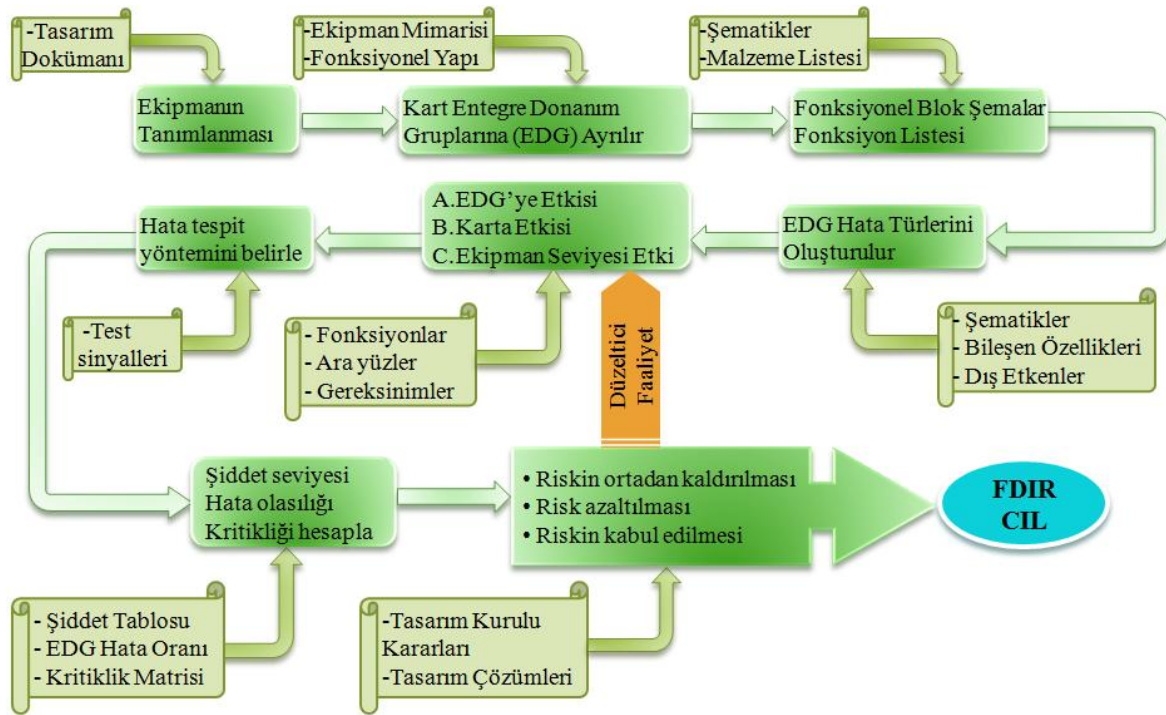
Bu bölümde çözünürlüğü ayarlanabilen, öznelikten arındırılmış, fonksiyonel, donanımsal ve arayüz özelliklerine sahip hibrit HTEKA sunulacaktır [12]. Sistem ve ekipman tasarımının bir parçası olan HTEKA ile elektronik parça seviyesinde meydana gelecek bir hatayı sistem seviyesinde takip edebilmek mümkündür. Alt seviyedeki her son etki üst seviyenin hata türü, alt seviyenin hata türü ise üst seviyedeki hatanın nedeni olarak tanımlanarak sistem hiyerarşisi kurulur. Şekil 3.13 'de bu hiyerarşi yaklaşımı, uydu sisteminde yer alan bir GKB ekipmanı üzerinde gösterilmiştir. Çalışmamızın ileriki bölümlerinde Seviye 4'e eşlenik gelen bir devre, gruplara ayrılarak hata oranı hesaplanacak ve kritikliği atanarak Seviye 2'de ekipman seviyesi HTEKA'sı incelenecektir.



Şekil 3.13. HTEKA sistem hiyerarşi yapısı

Bu hiyerarşi yapısı üzerine önceki bölümlerde bahsedilen donanımsal ve fonksiyonel yaklaşımlardan farklı olarak yeni bir hibrit HTEKA modeli kurulacaktır. Bu modelde entegre donanım gruplarının hem fonksiyonel hem de donanımsal etkiler bir arada değerlendirilebilmektedir. Ayrıca tasarım iyileştirmelerinin yanı sıra bu analizin çıktıları uydu sistemlerinde hata tespit, izolasyon ve kurtarma (FDIR: failure detection isolation and recovery) prosedürünün ve kritik elemanlar listesinin (CIL: critical items list) oluşturulmasına en önemli girdileri sağlamaktadırlar. Şekil 3.14'de ekipman seviyesi hibrit

HTEKA sürecinin adımları gösterilmiştir. Görüldüğü gibi kullanılan malzeme listesinden elektronik baskı devre kartı şematiklerine tasarımı oluşturan tüm bileşenler bu sürecin bir parçasıdır. HTEKA süreci tasarım girdilerini alıp değerlendirdikten sonra tasarıma geri bildirim vererek, onu olması gereken optimum güvenilirlik seviyesine çıkaran tekrarlı döngüye sahip bir süreçtir. Aşağıdaki şekilde kurulan akış ile bu döngü teminat altına alınmıştır.



Şekil 3.14. Ekipman seviyesi hibrit HTEKA süreci

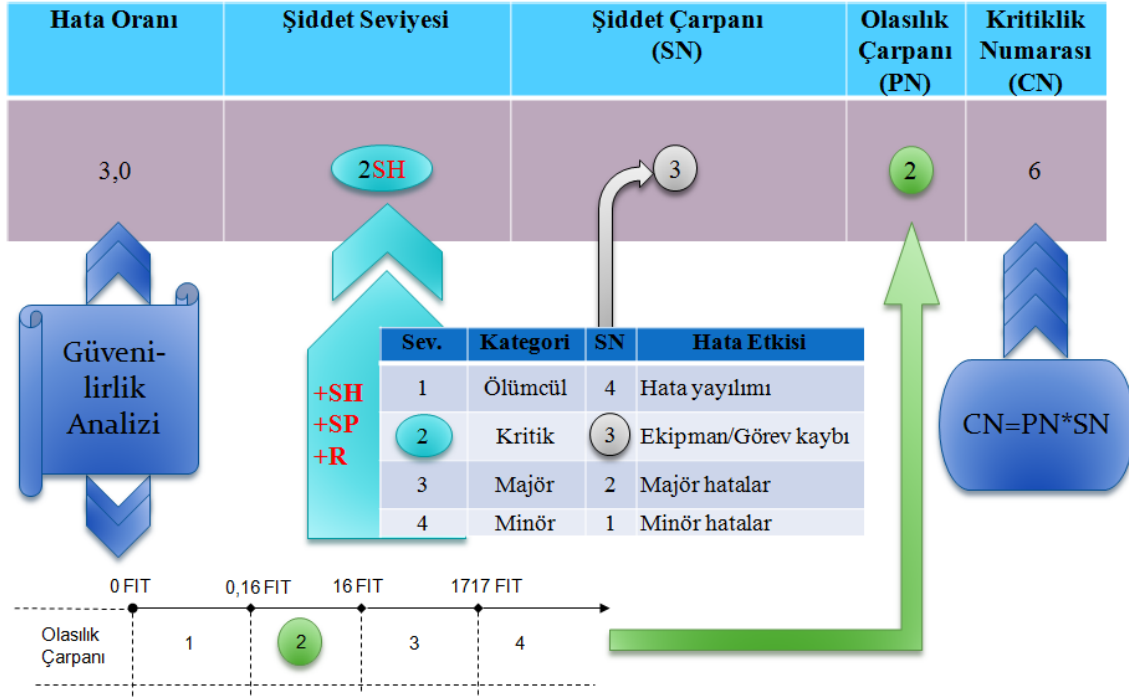
Sistem hiyerarşi yapısına göre entegre donanım grupları belirlendikten sonra Şekil 3.14 'de verilen akışta gösterildiği gibi bu grupların fonksiyonları listelenerek fonksiyonel blok diyagramı çizilir. Bu sayede donanımsal olarak ayrılmış entegre donanım grupları ile aralarındaki fonksiyonel bağ kurulmuş olur. Aynı zamanda bunlar ekipman fonksiyonlarının da bir alt fonksiyonlarıdır. Hibrit HTEKA'da fonksiyonlara hata türü tanımlanıp kart ara yüzleri üzerinden ekipman seviyesi etkilerde hangi ekipman fonksiyonlarının kaybedileceği ve/veya performans düşmesi yaşanacağı belirtildiğinden ekipman seviyesi fonksiyonel analiz de kapsanmış olur. Bunu sağlamak için belirlenen fonksiyonel listede her fonksiyona, ilgili hata türleri atanır ve her biri diğerinden bağımsız incelenir.

Şekil 3.15’de örnek bir hata türünde en temel inceleme tablosu verilmiştir. Bu tabloda hata türüne neden olan etmenler, hatanın etkileri, hatanın tespit yöntemi ve alınabilecek önlemler değerlendirilmektedir. Değerlendirilen kısımlar Bölüm 3.3.3’te bahsedilen süreci kapsamakta olup kritiklik analizini de içermektedir. Kritiklik hangi hatanın ne derece önemli olduğunu göstermesi açısından getiri-götürü değerlendirmesi yapılmasında önemli yer tutmaktadır. Hata türünün meydana gelme olasılığı ve hatanın etkisi, kritikliğin belirlenmesinde rol oynayan iki parametredir. Bu saptamanın öznellikten kurtarılması sayısal hesaplamalar dayandırılması önerilen hibrit HTEKA modeli sayesinde mümkün olmaktadır.

Blok	Hata Türü	Hata Sebebi	Hata Etkileri	Hata Tespit	Telafi Edici Önlem	Hata Oranı	Şiddet Seviyesi	Şiddet Çarpanı	Olasılık Çarpanı	Kritiklik Numarası
İzolasyon Bariyeri	İzolasyonun delinmesi	Komponent hatası Üretim Hatası	A. Bataryadan DC/DC dönüştürücüye doğru güç akışı olur B. Şarj işlemi yapılmadığı durumda batarya istemsiz boşaltılır.	BIT Iout	Şarj işlemi yapılmadığı durumlarda batarya ile BŞYM'nün elektriksel bağlantısı çıkış rölesi vasıtasıyla kesilerek tersine güç akışı engellenir.					
HTEA						Kritiklik				
HTEKA										

Şekil 3.15. Örnek bir hata türünün incelenmesi

Şiddet çarpanı ve olasılık çarpanının çarpımı ile hesaplanan kritiklik numarası kritiklik matrisinde değerlendirilmelidir. Çizelge 3.7’de 1:16 olarak sunulan kritiklik matrisinin değerlendirme çözünürlüğü ayarlanabilmektedir. Şiddet ve olasılık parametresi 1:10 çözünürlüğünde ölçeklendirilirse matrisin çözünürlüğü 1:1000 olur. Çözünürlüğün belirlenmesi proje için ayrılan zaman ve işçilik bütçesine bağlı olarak saptanabilir. Şekil 3.16’ da 1:16 çözünürlükteki kritiklik matrisinde değerlendirilecek bir kritiklik numarasının atanmasına dair akış diyagramı verilmiştir.



Şekil 3.16. Örnek hata türüne kritikliğin atanması

Standartların sunduğu tablolar kullanılarak şiddet seviyesi, hata etkisine göre kolaylıkla belirlenebilir. Her seviyeye bir şiddet çarpanı karşılık gelmektedir. Yukarıda verilen örnekte ekipmanın görevini yerine getiremeyecek şekilde bir arıza meydana gelmesi durumu “Kritik” seviye olarak belirlenmiş ve şiddet çarpanı “2” olarak atanmıştır. Kritiklik hesabı için gerekli olan diğer bir çarpan ise olasılık çarpanıdır. Eş. 3.5 “R(t)” üstel dağılımdan elde edilen Eş. 3.14 kullanılarak olasılık sınırları, “λ” hata oranına bağımlı hale getirilmiştir. Böylece hata oranına dayanan olasılık çarpanı hata türlerine atanarak kritiklik değerlendirmesinde daha hassas sonuçlara ulaşılması sağlanmıştır.

$$\lambda = - \frac{\ln R(t)}{t} \quad (3.14)$$

Hata türünün kritikliği, hataya karşı alınacak tedbirlerin öncelik sırasının belirlenmesinde ve getiri götürü hesaplarında önemli yer tutar. Kritik olarak belirlenen öğelerin kritik parça listesine eklenmesi ve izlenerek gerekli tedbirlerin alınması esastır [66]. Kritiklik numarası Eş. 3.15 kullanılarak hesaplanmıştır.

$$KN \text{ (Kritiklik Numarası)} = \text{Şiddet Çarpanı} \times \text{Olasılık Çarpanı} \quad (3.15)$$

Yukarıda anlatılan HTEKA metodu taslak versiyon güç kontrol birimi tasarımı üzerine uygulanarak güvenilirlik iyileştirmeleri paralelinde nihai versiyon tasarımın elde edildiği GKB HTEKA'sı ekler kısmında verilmiştir (Bkz. EK-2. Nihai BŞYM güç katı HTEKA).

3.4. Parça Stres Analizi

Bir elektronik ekipmanın bileşenleri üzerine uygulanan sıcaklık, akım, gerilim gibi stresler bileşenlerin görev ömürleri üzerinde önemli rol oynamaktadır. Bu streslerin belirli seviyeler altında tutulması ekipmanın görev ömrü boyunca kendinden beklenen fonksiyonu yerine getirme olasılığını teminat altına almak açısından önem arz etmektedir. Elektronik ekipman geliştirme sürecinde parça stres seviyelerinin belirli değerler altında kalması gerekmektedir. Bu değerlerin müsaade seviyeleri, EEE bileşen kategorisinde uzay ve havacılık projelerinde kullanılmak üzere Çizelge 3.8'de belirtildiği gibi çeşitli kaynaklarda verilmekte olup parça stres analizine ilişkin literatürde sınırlı sayıda araştırma vardır [67].

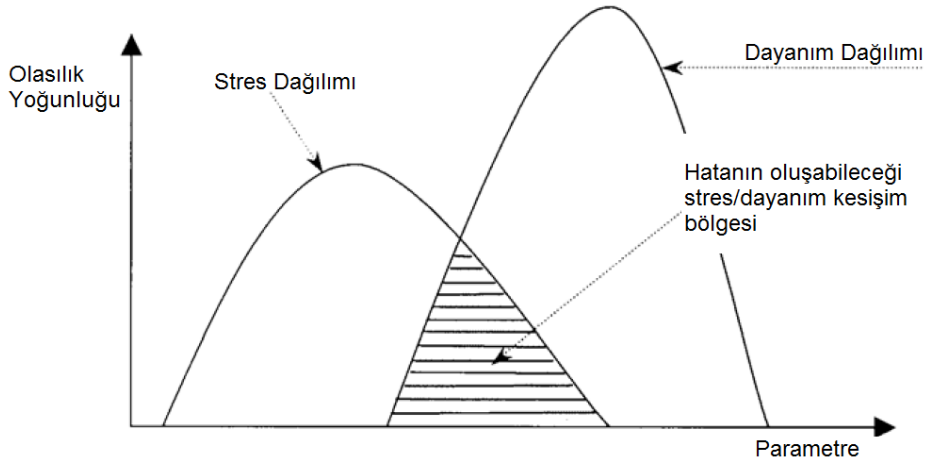
Çizelge 3.8. Literatürde kullanılan stres azaltma standartları

Standart No	Standart İsmi
AS-4613 Class A,B,C	Application and Derating Requirements for Electronic Components
MIL-HDBK-1547	Electronic Parts, Materials, and Process for Space and Launch Vehicles
MIL-STD-975M	NASA Standart Electrical, Electronic, and Electromechanical (EEE) Part List
TE000-AB-GTP-010	Parts Derating Requirements and Application Manual for Navy Electronic Equipment
ECSS-Q-ST-30-11C	Space Product Assurance Derating - EEE components

3.4.1. Parça stres analizi prensibi

Parça stres analizi EEE bileşen seviyesinde yapılan bir analizdir. Bu analiz EEE bileşenin ömrünü uzatmanın, güvenilirliği artırmanın ve ekipmanın ömür sonu performansını teminat altına almanın en etkin yoludur. Ayrıca beklenmedik uygulama anormalliklerine ve tasarım varyasyonlarına karşı emniyet toleransı da oluşturur. Bir EEE bileşenin çalışma aralıkları üretici firma tarafından belirlenir ve teknik tanımlama broşürlerinde sunulur. Bu seviyeler bileşenin kategorisi, paket yapısı, materyal özellikleri gibi çeşitli faktörlere bağlı

değişmektedir. EEE bileşene uygulanan stres, tanımlanmış dayanım seviyesini aşmadığı sürece bileşen güvenilir bir şekilde çalışmaya devam eder. Stresin makul sınırlar içerisinde tutulması Şekil 3.17’ de gösterildiği gibi stres ve dayanım sınırlarının iyi belirlenmesi ile mümkündür. Taralı alan arttıkça bileşenin hata yapma olasılığı da artacaktır, bileşen seçimi yapılırken bu etkiler göz önüne alınarak ekipmanın faydalı ömrü artırılmalıdır.



Şekil 3.17. Stres-dayanım sınır ölçüleri ilişkisi [46]

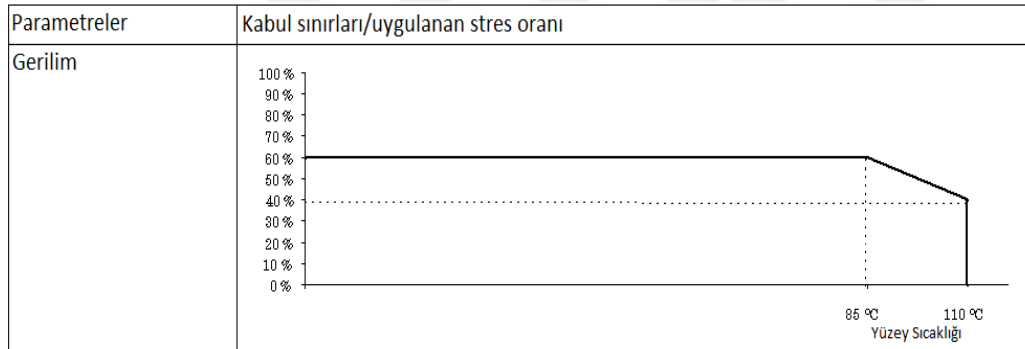
Parça stres analizinin temel prensiplerini aşağıdaki gibi sıralayabiliriz;

- Parça stresini düşürmenin iki yolu vardır. Birincisi bileşene uygulanan stresi azaltmak ikincisi ise dayanım parametreleri daha yüksek bileşen kullanmaktır.
- Azaltılacak stres parametreleri elektronik bileşenin kategorisine göre değişmektedir. Ancak bileşen eklem veya yüzey sıcaklıkları, güç, gerilim ve akım değerleri kontrol altına alınan ana parametrelerdir.
- Stres-Dayanım oranının minimize edilmesi esas alınarak bileşeni beklenmedik parametre dalgalanmalarından ve görev ömrü sonunda yaşlanma etkilerinden koruması hedeflenmektedir,
- Özel, hibrit ve karmaşık elektronik bileşenlerde üretici tarafından önerilen parça stres seviyeleri kullanılır,
- Parça stres analizi başarısızlık olasılığını düşürür, ekipmanın görev ömrü sonunda bile tasarım toleranslarının içerisinde kalmasını teminat altına alır.

3.4.2. Parça stres analizi metodu

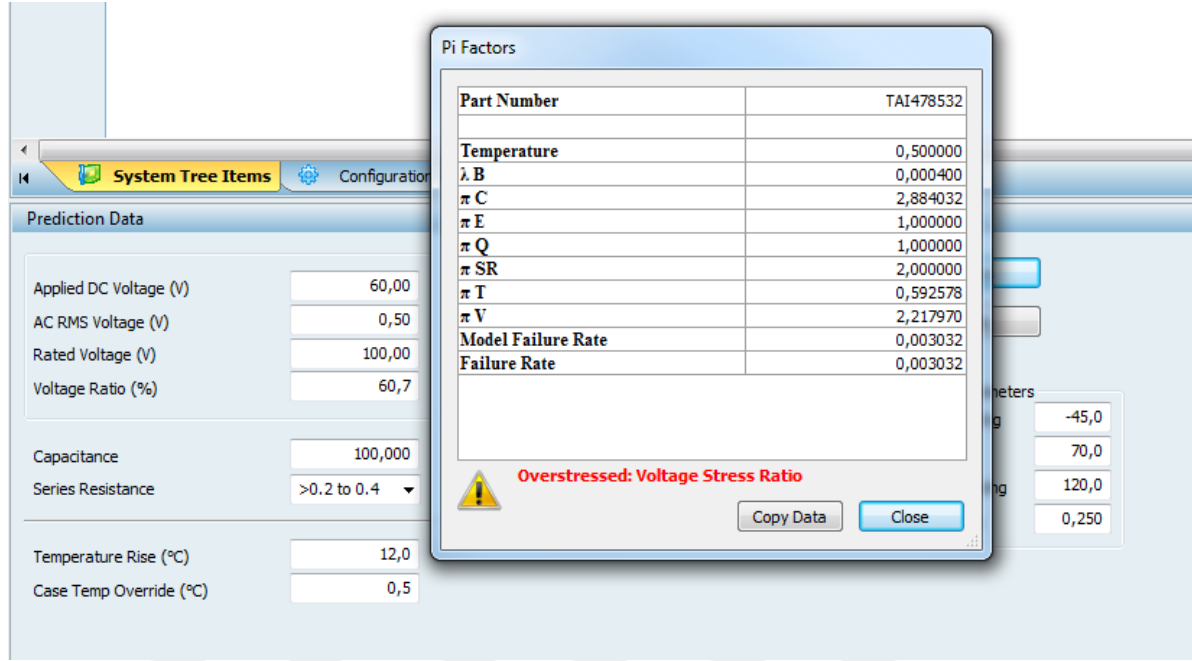
Parça stres analizi çalışmaları tasarımın erken aşamalarında başlatılmalı tasarım ile paralel yürütülüp tasarımın dondurulduğunda kontrol edilip uyumsuzluklar ortaya konulup kabul kriterleri tartışılmalıdır. Parça stres analizinde izlenmesi gereken adımlar aşağıdaki gibi olmalıdır;

- Tasarıma başlamadan önce kullanılacak her bir bileşen kategorisi için parça stres azaltma seviyeleri Çizelge 3.8’de verilen kaynaklar gibi standartlar referans alınarak belirlenir (Süreçleri oturmuş çoğu şirkette kendi parça stres seviyelerini belirledikleri talimat dokümanları bulunmalıdır). Uzay uygulamalarında rehber olarak ECSS-Q-30-11-C standardı kullanılmakla beraber ihtiyaca binaen uyumlandırma yapılabilir.
- Örneğin bir Solid-Tantalyum kondansatör için takip edilecek stres parametreleri Şekil 3.18’ de verildiği gibi yüzey sıcaklığına bağlı uygulanan gerilim oranıdır.



Şekil 3.18. Solid tantalyum kondansatör parça stres kabul seviyesi

- Bileşenin fiziksel ve stres parametreleri uyumluluğu için PTC-WQS yazılımı kullanılabilir. Bu yazılım ilave azaltma kuralı tanımlanmasını ve uyarılama yapılmasını desteklemektedir. Aynı zamanda hata oranını hesaplayan bu programın, örnek olarak bir 100V Solid-tantalyum kondansatörüne uygulanan gerilim değerinde bileşenin hata oranını hesaplayıp izin verilen gerilimin aşıldığı uyarısını nasıl verdiği Şekil 3.19’da gösterilmiştir. Tüm bileşenlerin azaltılmış stres oranları, fiziksel ve uygulanan stres parametreleri ile kontrol edilip uygunluğu tasarım sürecinde teminat altına alınır.



Şekil 3.19. PTC-WQS örnek parça stres uyarı bildirimi

- d. Dünya'nın manyetik alanında hapsolmuş yüklü parçacıklar (elektronlar ve protonlar), güneş patlamalarından oluşan yüklü parçacıklar veya ağır iyonlar içeren kozmik ışınlar, radyasyona hassas bileşenler üzerinde birikimli veya geçici-kalıcı tekil olay etkilerine sebep olabilir. Bu etkileri en aza indirmek için testleri yapılmış yeterli toplam iyonize doz seviyesine sahip radyasyon dayanımlı malzeme kullanılmalı ve bileşen teknik bilgi dokümanındaki radyasyonla ilgili uyarılar kart tasarımında dikkate alınmalıdır. Bunların yanı sıra kalkanlama gibi önlemler de alınarak uzay uygulamalarında müşteri gereksinimlerini karşılayacak tasarım yapılması sağlanır. Radyasyon kaynaklı hata oranı ile ilgili literatürde çalışmalar yapılmış olup uzay ortamı gibi yoğun radyasyona maruz kalan ürünlerde kalıcı hatalara sebep olan radyasyon etkileri toplam hata oranında hesaba katılabilir [68].
- e. Tasarımın başında belirlenen parça stres azaltma kurallarına göre yapılan tasarım mühendislik modeli üretimi öncesi kabul edilen sınırlar içinde olup olmadığı kontrol edilerek uyumsuzluklar veya aşımaların ortaya çıkardığı riskler değerlendirilir. Bu sayede geliştirilen ürünün güvenilirlik seviyesi nitel ve nicel bakımdan artırılmış olacaktır.

4. GKB GÜVENİLİRLİK İYİLEŞTİRME ÇÖZÜMLERİ

Bu bölümde uzay donanım geliştirme sürecinde kullanılabilecek güvenilirlik iyileştirme çözümleri tanıtılacaktır. Sunulan metot ve yöntemler TUSAŞ Uzay Grup Başkanlığı Donanım Geliştirme Müdürlüğü tarafından geliştirilmekte olan Güç Kontrol Birimi geliştirme sürecinde uygulanmıştır. Milli gizlilik kısıtlarından dolayı tasarım detayları çalışmada verilmemiş olup incelenecek şarj yönetim kartı devresinin literatürde yaygın bulunan benzer modeli incelenmiştir. Bir GKB ekipmanın ana görevleri ve bağlı olduğu sistem özellikleri Bölüm 2’de tanıtılmıştır. Geliştirilen GKB için kullanılacak güvenilirlik analiz metotları ile ilgili bilgiler ise Bölüm 3’de verilmiştir. İlerleyen bölümlerde ise bu analizler çerçevesinde güvenilirlik iyileştirme çözümleri sunulacaktır.

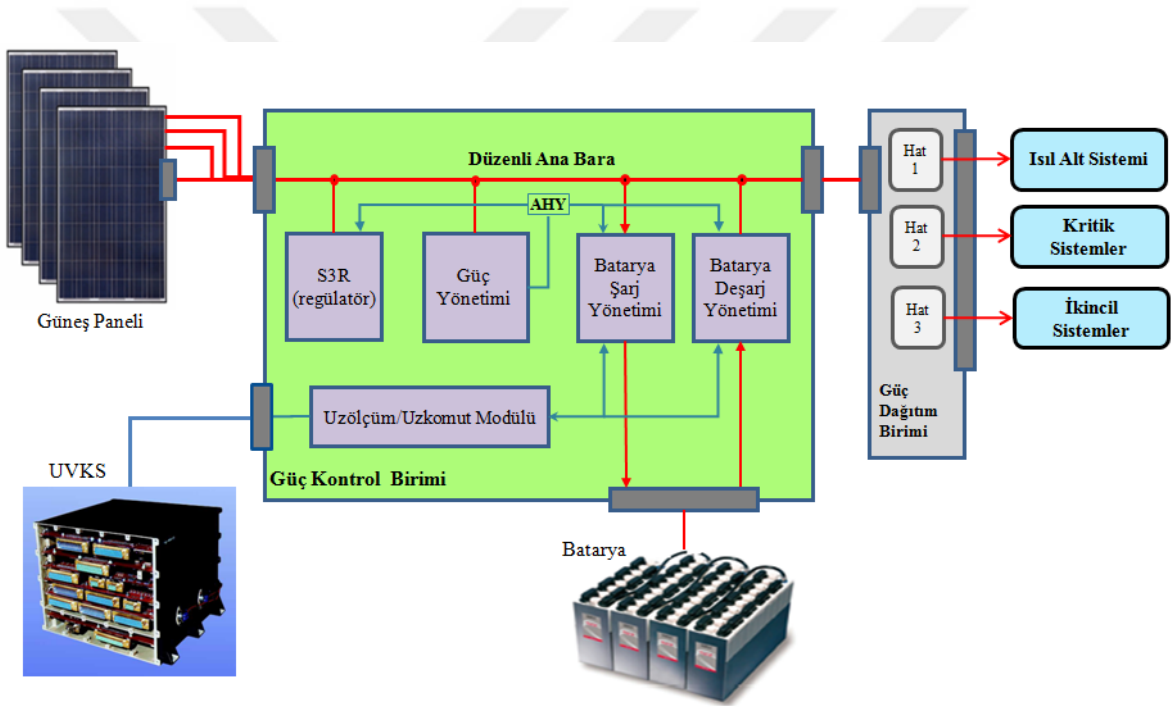
4.1. Güvenilirlik Tahsisi ve Sayısal Güvenilirlik Hedefi

Bir sistemin sayısal güvenilirlik hedefi, kavramsal tasarım aşamasında maliyet, kütle, servis ömrü gibi etkenler göz önüne alınarak müşteri tarafından belirlenir. Ardından ortam koşulları ile birlikte gereksinim olarak ana yükleniciye atanır. Ana yüklenici bu hedefi sağlayacak bir uydu tasarlanmasını teminat altına almak için gereksinimleri önce alt sistemlere, sonrasında konfigürasyon birimlerine, hatta ihtiyaç durumunda ekipman elektronik kartlarına kadar tahsis etmelidir. 15 yıl için tasarlanan bir haberleşme uydusunun güvenilirlik değerini, Bölüm 2.1’de verilen bilgiler ve referanslara dayanarak 0,8 olarak atayabiliriz. Bu üst hedef Bölüm 2’de bahsedilen uydu alt sistemlerine dağıtılmalıdır. Hedef değer alt birimlere tahsisi için literatürde çeşitli yöntemler bulunmaktadır. En sık kullanılanı ise MIL-HDBK-338B de tanımlı “Hedeflerin Uygulanabilirliği (Feasibility of Objective Technique)” tekniğidir [69]. GKB’nin alt sistem seviyesinde herhangi bir yedeği bulunmadığından güç alt sisteminde seri bağlı olarak ele alınmalıdır.

Bölüm 3.2.1’de açıklanan seri matematiksel model kullanılarak GKB’nin payına düşen güvenilirlik değeri hesaplanmış ve hedef hata oranı 400 FIT olarak belirlenmiştir. Bu değer karşılanması için GKB birimini oluşturan modüllerin yedekli olarak tasarlanması gerekecektir. İlerleyen bölümlerde bu yedeklilik konseptinin nasıl kurulduğu gösterilecektir.

4.2. Ön Tasarım Uydu Güç Kontrol Birimi

Güç alt sisteminin temel bileşenleri; güneş panelleri, güç kontrol birimi, batarya, güç dağıtım birimi, sigortalar ve dağıtım kablo tesisatıdır. Bölüm 2.2.2’de bir uydunun güç kontrol biriminin özellikleri verilmiştir. Uydunun en kritik ekipmanlarından biri olan GKB adından da anlaşılacağı üzere güç düzenleme işlevini yerine getirmektedir. Şekil 4.1’de uydu güç alt sistemi ve GKB’nin fonksiyonel blok diyagramı verilmiştir. Literatürde benzer topolojilerle kurulmuş GKB yapıları mevcuttur [70,71]. Güç kontrol biriminin Güneş Panelleri, Batarya ve Güç Dağıtım Birimi ile elektriksel ara yüzü, Uydu Veri Kotarma Sistemi (UVKS) ile haberleşme ara yüzü bulunmaktadır.



Şekil 4.1. GKB fonksiyonel blok diyagramı

Şekilde belirtildiği gibi GKB beş farklı modülden, modüller ise elektronik kartlardan oluşmaktadır.

1. S3RM: S3R Modülü
2. GYM: Güç Yönetimi Modülü
3. BŞYM: Batarya Şarj Yönetimi Modülü
4. BDYM: Batarya De-Şarj Yönetimi Modülü
5. UUM: Uz-ölçüm/Uz-komut Modülü

Bu tezde herhangi bir güvenilirlik değerlendirmesi yapılmayan ön tasarım GKB ile, güvenilirlik analizleri destekli yapılan iyileştirmeler sonucunda elde edilen nihai tasarım GKB karşılaştırılarak sonuçlar ortaya konulacaktır. Güvenilirlik tahmin analizleri, 60°C ortam sıcaklığında, uzay ortamı seçilerek (SF), %100 çevrim oranı ile 15 yıllık (131490 saat) görev süresi için, üstel dağılım ve Bölüm 3.1.2’de önerilen hata oranı elde etme yaklaşımları kullanılarak gerçekleştirilmiştir.

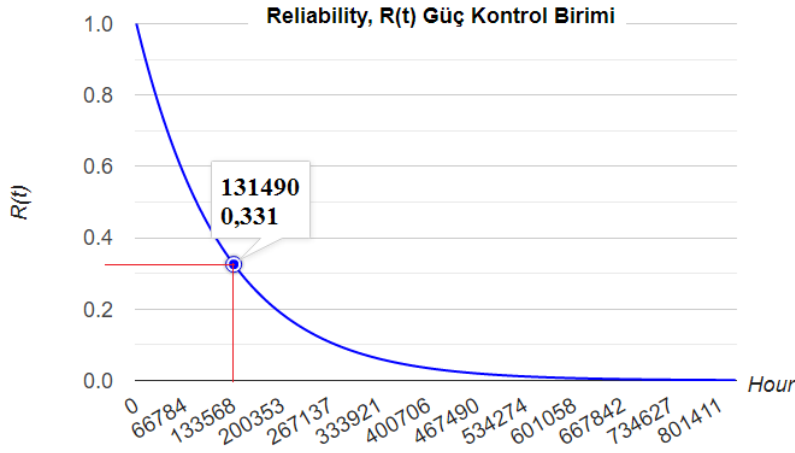
Güvenilirlik tahmini analizi komponent, modül, ekipman seviyesi sırasına göre aşağıdan yukarıya doğru yapılan bir analizdir. Uzunluğu ve karmaşıklığı göz önünde bulundurulduğunda, GKB gibi kompleks bir ekipmana yapılan analizin tamamını bu tez çalışmasında vermek mümkün değildir. Bu yüzden güvenilirlik analiz detayları sadece BŞYM güç katı devresi için yapılarak Bölüm 4.2.1’de ilk hali ve Bölüm 4.3.1’de nihai hali ile verilmiş ardından karşılaştırılmıştır. Diğer modüller için de aynı yaklaşımlar söz konusu olduğundan sadece sonuçları paylaşılmıştır. Bu doğrultuda GKB taslak tasarımına yapılan güvenilirlik tahmin analizi sonuçları güvenilirlik blok diyagramı ile aşağıdaki şekilde gösterilmiştir:



Şekil 4.2. Ön tasarım GKB güvenilirlik blok diyagramı

$$R = R_1 \cdot R_2 \cdot R_3 \cdot R_4 \cdot R_5 = 0,331$$

Hesaplanan değer Bölüm 3.2.1 Eş. 3.8 yardımı ile hata oranı değerine dönüştürüldüğünde 8404 FIT gibi çok yüksek bir değer ile karşılaşılmaktadır. Şekil 4.3’den görüldüğü üzere bu hata oranında GKB’nin 15 yıl sonra arıza verme olasılığı %33’lü seviyelere düşecektir. Bu kabul edilemez bir değer olduğundan nicel güvenilirlik analizleri ile desteklenen tasarım iyileştirmeleri yapılmasına karar verilmiştir.



Şekil 4.3. Ön tasarım GKB güvenilirlik-zaman grafiği

Tasarım nitel açıdan değerlendirildiğinde ise GKB'nin hatası uydunun kesin kaybına sebep olabileceğinden kritik ekipman olarak sınıflandırılmıştır. Kritik olarak sınıflandırılması, tasarlanan GKB'de tekil nokta hatasının kabul edilemeyeceği anlamına gelmektedir [57]. Bu yüzden modüller, elektronik kart seviyesi veya devre seviyesi iç yedekli olarak tasarlanmalı, eğer bu mümkün değil veya çok maliyetli ise fonksiyonel olarak yedeklenmelidir. Bu tezin çıktılarından biri de uygun kurulmuş uydu GKB'si yedeklilik konfigürasyonudur. Çizelge 3.3 yardımı ile fonksiyonlara uygun kritiklik seviyeleri atanmış ve GKB'nin ekipman seviyesi fonksiyon listesi Çizelge 4.1'de verilmiştir.

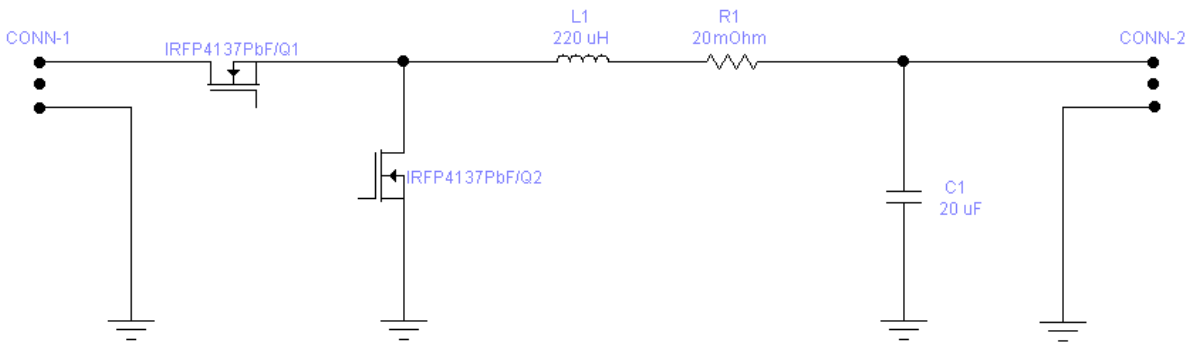
Çizelge 4.1. GKB tanımlı fonksiyon listesi

No:	Fonksiyon Tanımı	Kritiklik Derecesi
F _{GKB-1}	Güneş panellerinden üretilen enerjiyi alıp düzenlemek,	Kritik
F _{GKB-2}	100V'luk ana bara gerilimini oluşturmak,	Kritik
F _{GKB-3}	Güneş panellerinden alınan enerji, yüklerin güç ihtiyacını karşılamadığı durumda, bataryadan gerekli enerji ihtiyacını sağlamak,	Kritik
F _{GKB-4}	Güneş panellerinden alınan enerji yüklerin ihtiyacından fazla olduğu durumda, bataryanın doluluk oranını kontrol edilerek şarj edilmesini sağlanmak,	Kritik
F _{GKB-5}	UVKS'den gelen uz-komutları işletmek,	Majör
F _{GKB-6}	Gerekli uz-ölçümleri UVKS'ye göndermek,	Majör
F _{GKB-7}	Dışarıdan gelecek elektriksel hatalara karşı ekipmanı korumak,	Minör
F _{GKB-8}	Ekipmanda oluşacak hataların dışarı yayılmasını önlemek,	Ölümcül

Ekipman seviyesi fonksiyonlar göz önünde bulundurularak, modüllerin fonksiyonları ve onların kritiklikleri HTEKA’da tanımlanarak hata türünün son etkisini ve telafi edici aksiyonları değerlendirmek için kullanılmıştır. Tüm bunların sonucunda fonksiyonel kritiklikleri göz önünde bulundurularak olası hatalardan arındırılmış, tekil nokta hatasına toleranslı bir tasarım ortaya çıkarılması hedeflenmektedir. HTEKA ile BŞYM örneği üzerinden yapılan tasarım iyileştirmeleri gösterilecek ve ön tasarım ile nihai tasarımın karşılaştırılması sonraki bölümlerde sunulacaktır.

4.2.1. Ön tasarım batarya şarj yönetimi modülü

BŞYM, güneşten elde edilen enerjinin tüketilen enerjiden fazla olduğu koşulda uydu bataryasının şarj edilmesini sağlayan modüldür. Artık gücü depolayarak düzenli bara oluşumuna destek verir. Nicel ve nitel güvenilirlik iyileştirmeleri uygulanmadan önceki revizyonu olan BŞYM modülünün buck dönüştürücü tabanlı güç katı devre şeması Şekil 4.4’de verilmiştir.



Şekil 4.4. Ön tasarım BŞYM güç katı devresi

Dönüştürücü, batarya ve güneş paneli gibi güç alt sistemi birimleri uydu üzerinde farklı noktalarda konumlandırılmaktadır. Bu noktalardan alınan topraklama referansları, uydu yapısalında elektriksel olarak zorunlu ortalandığından dolayı birimler arasındaki güç akışı izolasyonu delinmektedir. İzole ihtiyacı olmayan yerlerde izole devre yapısı kurmak tasarım karmaşıklığına, maliyet artışına ve kart boyutunun artmasına neden olacağından dolayı BŞYM tasarımında tercih edilmemiştir. BŞYM yüksek gerilimi düşük gerilime dönüştürecek (step-down) şekilde çalışmalıdır. Literatürde izole olmayan buck ve weinberg gibi gerilim düşürücü dönüştürücü topolojileri göz önünde bulundurulduğunda kontrol kolaylığı ve daha az sayıda malzeme içermesi sebebiyle tasarım için daha güvenilir

olduğuna karar verilen buck dönüştürücü topolojisi tercih edilmiştir. BşYM güç katı tasarımımda, klasik buck dönüştürücü topolojisinde bulunan diyot yerine mosfet kullanılarak verim artırılmıştır. EEE parçalar ise sistem gereksinimlerine uygun akım/gerilim düzenlemesi yapabilecek şekilde seçilmiştir.

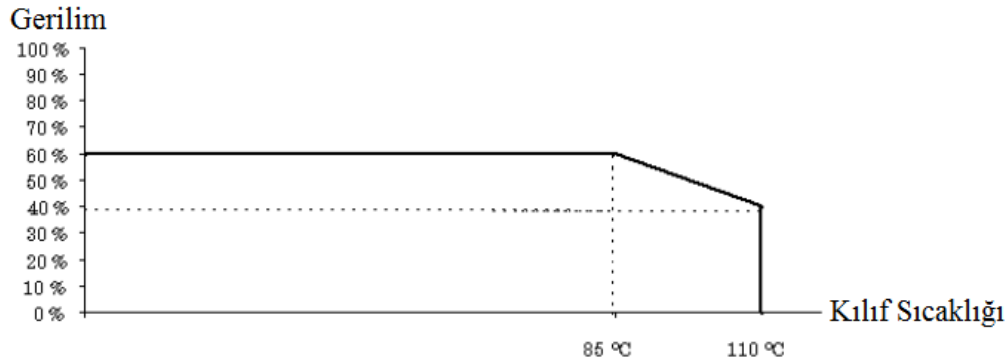
BşYM güç katı devresi taslak versiyon için güvenilirlik tahmin analizi PTC WQS yazılımı kullanılarak Bölüm 3.1’de bahsedildiğizerestel dağılım seçilerek MIL-HDBK-217 modeline göre yapılmış sonuçlar ekler kısmında verilmiştir (Bkz. EK-3. n Tasarım BşYM WQS Güvenilirlik Analizi ıktısı). Güç katı devresinin toplam hata oranı 175,6 FIT olduğu görülmektedir. BşYM’nin diğer parçası olan koruma ve kontrol devresinin hata oranı ise aynı şekilde 136,4 FIT olarak hesaplanmıştır. Bu iki devre ortak fonksiyonları veya birbirini yedekleyen fonksiyonları olmadığından güvenilirlik modelinde seri bağlanırlar. Bu yüzden BşYM hata oranı, bu iki değerin toplamı olan 312 FIT olarak hesaplanmış ve ön tasarım güvenilirlik blok diyagramında (şekil 4.2.) verilmiştir. Ancak hesaplanan hata olasılığının çok yüksek olduğu ve iyileştirme yapma ihtiyaı olduğu grlmştir. Bu doğrultuda Bölüm 4.3.1’de verilen güvenilirlik iyileştirmeleri yapılmıştır.

Parça stres azaltma analizi, Bölüm 3.4’de belirtilen ECSS-30-11C standardı referans alınarak yapılmış ve kullanılan EEE bileşenler uyumsuzlukları ile birlikte aşağıdaki çizelgede verilmiştir. Bu stresler nihai tasarımda azaltılarak müsaade edilen değerlerin altında kalacak şekilde tasarım değişikliğine gidilmiştir. zet tablosu aşağıda verilen n tasarımda kullanılan EEE bileşenlerin özellikleri ve PTC WQS programından elde edilen detay hesaplama sonuçlarının ıktısı EK-3’de sunulmuştur.

Çizelge 4.2. n tasarım BşYM güç katı devresi parça stres analizi sonuçları

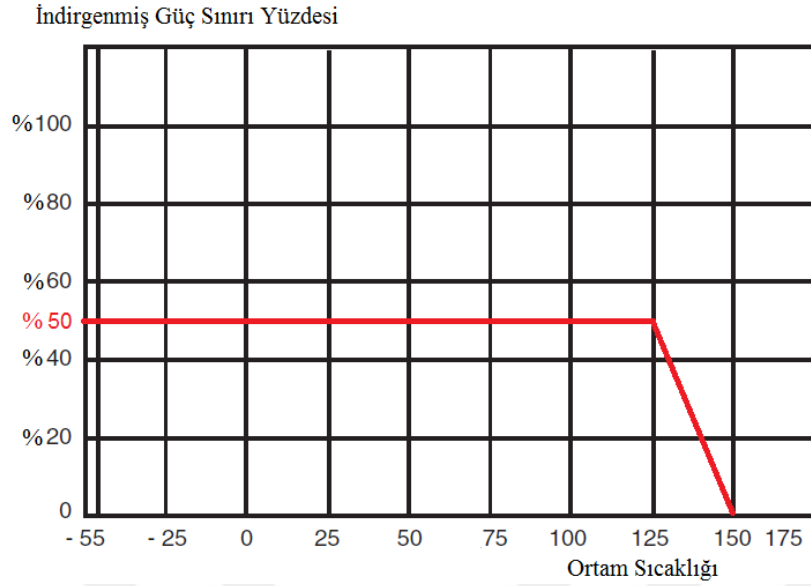
Ref No	Kategori	Alt Kategori	Kalite Faktör	Diğer Etkenler	Hata Oranı
Q1	Yarı İletken	Si-FET	JANTX	G, 20°C sıcaklık artışı, 150W	131,325
Q2	Yarı İletken	Si-FET	JANTX	Anahtarlama, 6°C sıcaklık artışı, 150W	9,173
L1	İndüktör	Bobin	Ticari	-	0,116
R1	Direnç	ip Film	Askeri	0,125W, Stres: %80 g	4,922
C1	Kondansatör	Seramik, ip	Askeri	20V; Stres: %80 gerilim	30,046

Yukarıdaki çizelgeye bakıldığında yüksek stres sınırlarında bir tasarım yapıldığı görülmektedir. Mosfetlerde güç tüketimi tanımlı maksimum değerin %65' inin altında olmalıdır. Maksimum tanımlı eklem sıcaklığı 175 °C olup müsaade edilen indirgenmiş sınır 135 °C'dir. 60 °C olan ortam sıcaklığına ilave 6°C ısınan mosfet, 66°C kılıf sıcaklığına ulaşarak indirgenmiş eklem sıcaklığın altında güvenli bölgededir. $P_D=341W$ güç tüketimi değeri 25 °C'deki değeridir ve P_D sınırı her 1°C'de 2,3 W azalır. Güç tüketimi tanımlı maksimum değerin %65 oranında indirgenmiş 160,3 W'ın altında kaldığından güvenli bölgededir. Ancak mosfetlerin V_{DS} savak-kaynak gerilimi %80, V_{GS} geçit-kaynak gerilimi ve I_D savak akımı %75 olacak şekilde tanımlı maksimum değerlerin uygun seviyelere indirgenmesi gerekmektedir. C1 kondansatörü için ise tanımlı maksimum gerilim değerinin Şekil 4.5'deki gibi indirgenmesi gerekmektedir. Buna göre gerilimin 85 °C'ye kadar %60'dan aşağıda tutulması, 110 °C'ye kadar ise doğrusal azalarak %40'ın altında kalması gerekmektedir.



Şekil 4.5. Çip seramik kondansatör kılıf sıcaklığına bağlı gerilim stresi limiti

0,125W'lık R1 direnci ise 0,1 W güç tüketerek %80'lik strete çalışmaktadır. Ancak Şekil 4.6' da belirtildiği gibi 60°C sıcaklık için ECSS'de tanımlı maksimum indirgenmiş değerin 0,0625W'ın altında olması gerekmektedir.



Şekil 4.6. Metal film direnç ortam sıcaklığına bağlı güç stresi limiti

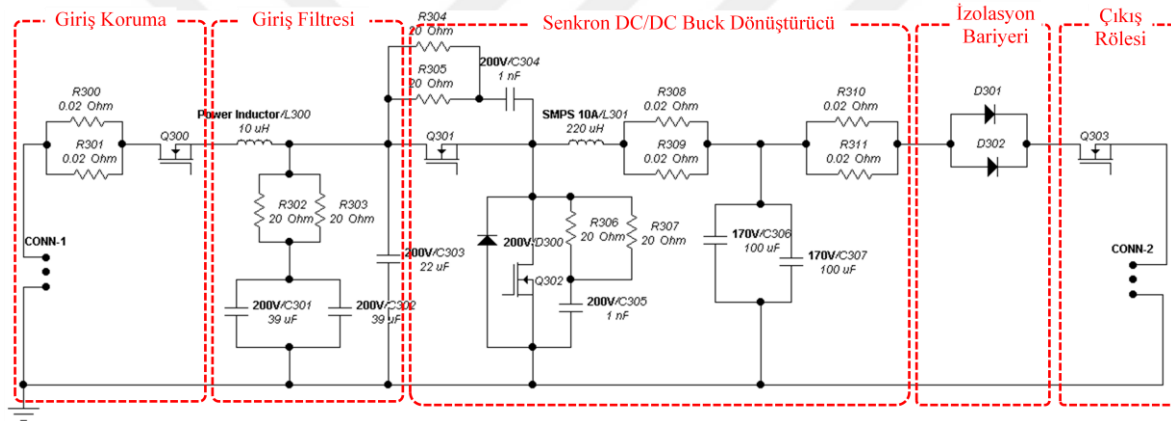
Ön tasarım BŞYM güç katı devresinde C1'in kısa devre, R1'in açık devre hatası gibi tekil nokta hata potansiyelleri bulunmaktadır. Ayrıca aşırı akım ve gerilim hatalarına karşı savunmasız bir tasarım yapılmış herhangi bir koruma devresi düşünülmemiştir. Diğer taraftan ana baranın kısa devre olması gibi etkilere neden olabilecek hata yayılımı riski teşkil eden hata türleri bulunmaktadır. Bu durumda hata, ekipmanın dışına çıkarak ana baraya bağlı olan batarya ve diğer aviyonik ekipmanları tehlikeye sokmaktadır. Kritik hata türlerinin ortadan kaldırması veya etkilerinin en aza indirmesi gerekmektedir. Potansiyel tüm donanımsal ve fonksiyonel hata türlerini ele almak, kritikliklerini sayısal olarak değerlendirmek ve etkin bir şekilde önleyici faaliyetleri ortaya koyabilmek için hibrit hata türü etkileri ve kritiklik analizi metodu geliştirilmiş ve nihai GKB tasarımında kullanılmıştır.

4.3. GKB Modüllerinin Güvenilirlik İyileştirmeleri

Modül modül güvenilirlik iyileştirmeleri aşağıdaki alt başlıklarda verilmiştir. Analiz detayları sadece BŞYM için paylaşılmış benzer çalışmalar diğer modüller kapsamında da yapılmıştır. Çalışmaların sonuçları ise Bölüm 4.4'de toparlanmış ve ekipman seviyesi güvenilirlik tahmin analiz sonucu hesaplanmıştır.

4.3.1. Nihai versiyon batarya şarj yönetim modülü

Güvenilirlik analizleri tasarımının fizibilite çalışmaları sürecinde başlar ve ekipman servis ömrü boyunca devam eder, donanım geliştirme sürecine paralel ilerleyerek tasarıma sürekli geri bildirimlerde bulunulur. Bölüm 4.2.1’de eksik noktaları vurgulanan ön tasarım BŞYM güç katı devresi yüksek streslere maruz kalmaktadır. Bu stresler nihai tasarımda azaltılarak müsaade edilen bölgede kalacak şekilde tasarım değişikliğine gidilmiştir. Ayrıca dışarıdan gelecek hata yayılımlarına karşı koruma amaçlı giriş akım koruması ve izolasyon bariyeri devreleri eklenmiştir. Bazı direnç, kondansatör ve diyotlar paralel yedeklenerek devre seviyesinde tekil nokta hatalarının önüne geçilmiştir. Belirtilen hata türlerini önlemek için yapılan tasarım iyileştirmeleri ile elde edilen devre Şekil 4.7’de verilmiştir.



Şekil 4.7. BŞYM güç katı devresi nihai versiyon

Diğer taraftan nitel güvenilirlik iyileştirmelerinin bir sonucu olarak eklenen her EEE bileşen devrenin toplam hata oranını artırmaktadır. Sayısal güvenilirlik açısından da iyileştirme sağlanabilmesinin tek yolu artıştan daha fazla oranda hata oranını azaltabilmektir. Dolayısıyla hata oranına etki eden faktörlerin de dikkate alması gerekmektedir. Bölüm 3.1.2’de bahsedildiği üzere bu faktörler gerilim stresi, güç stresi, sıcaklık stresi, uygulama alanı ve kalite faktörü gibi parametrelerdir. Bu yüzden nihai tasarım devresinde EEE bileşenler parça stres azaltma kurallarında müsaade edilen maksimum stres seviyeleri göz önünde bulundurularak seçilmiştir. Ayrıca hata oranını azaltmak için yüksek kalite seviyesine sahip uzay kalifiye EEE bileşen kullanılmıştır. Temel amaç tasarımı hem fonksiyonel yönden hem de donanımsal yönden güçlendirmektir. Bu iyileştirmeler aşağıda verilen parça stres analizi, güvenilirlik tahmin analizi ve HTEKA çalışmalarının sayesinde yapılabilmektedir. HTEKA ile tasarım

kaynaklı veya dışarıdan gelecek tehlikelere karşı önlemler alınarak hataların tespit edilip görevin kurtarılması sağlanırken diğer analizler ile EEE bileşenlerin aşınması ve yaşlanması azaltılarak ekipmanın dolayısıyla sistemin görev süresi artırılmaktadır.

BŞYM parça stres analizi

Bölüm 4.2.1’de ön tasarımın değerlendirildiği analiz sonuçları verilmişti. Ön tasarımda bazı EEE bileşenlerin stres seviyelerinin limitler üzerinde olduğu, hatta bazılarında maksimum seviyenin bile aşıldığı gözlemlenmiştir. Bölüm 3.4’de bahsedildiği üzere film dirençlerde %50 güç stresi, seramik kondansatörlerde %60 gerilim stresi gibi EEE bileşen tipine göre tanımlanmış müsaade edilen stres seviyeleri bulunmaktadır. Parça stresleri bu sınırlar içerisinde kalacak şekilde elektronik tasarımın ayarlanması gerekmektedir. Parça stres analizi gerilim veya akım dalgalanmalarında bileşenlerin üst limitlerinin aşılması önlemleri gibi hata oranını azaltarak kullanılan ekipmanın servis ömrünü de artırmaktadır.

Çizelge 4.2’de verilen EEE bileşenler yüksek güç ve gerilim stresine maruz kalmaktadır. Bu stresler nihai tasarımda azaltılarak müsaade edilen değerlerin altında kalacak şekilde tasarım değişikliğine gidilmiştir. Kategorilerine göre EEE bileşenlerin stres türleri ve müsaade edilen sınırları ECSS-Q-ST-11C standardında belirlenmiştir. Aşağıdaki çizelgelerde nihai tasarım BŞYM güç katı devresine ait parça stres azaltmaları için ayarlanan sonuçlar verilmiş ve tasarımın uygun sınırlar içinde kaldığı teminat altına alınmıştır. Bu çizelgelerle her kategoride en çok stres altında kalan EEE parçalar kolaylıkla görülmektedir.

Çizelge 4.3 Diyot grubu parça stres azaltma sonuçları

Kategori	Alt Kategori	Müsaade edilen sınır	BŞYM Ref. No	Uygulanan Stresler ve Yüzdeleri
Yarı İletken	Diyot	I_F (Çalışma Akımı): % 75 V_R (Ters Gerilim) : % 75 P_D (Güç Yitimi): % 50 Eklem Sıcaklığı: 110 °C veya $T_{j\max}$ - 40 °C (hangisi küçükse)	D300	Doğrultmaç, 200V, Stres: %5 gerilim, 5°C sıcaklık artışı
			D301, D302	200V, Stres: %10 gerilim, 2°C sıcaklık artışı

Çizelge 4.4 Kondansatör grubu parça stres azaltma sonuçları

Kategori	Alt Kategori	Müsaade edilen sınır	BŞYM Ref. No	Uygulanan Stresler ve Yüzdeleri
Kondansatör	Metalize Kâğıt/ Plastik	Gerilim: % 60 (85°C'den sonra doğrusal azalıp 100 °C'de %50 olur).	C301, C302	Gerilim Stresi: % 5
			C303	Gerilim Stresi: % 10
			C306, C307	Gerilim Stresi: % 5,9
	Chip Seramik	Gerilim: % 60 (85°C'den sonra doğrusal azalıp 110 °C'de %40 olur).	C304	Gerilim Stresi: % 8
			C305	Gerilim Stresi: % 8

Yarı iletkenlerde bağlantı noktası sıcaklığı, güç tüketimi ile termal direnç çarpımına ortam sıcaklığı eklenerek ($T_j = T_a + P_D \cdot R_{th}$) bulunur. Bileşenin dayandığı maksimum sıcaklık değeri parça stres azaltma kurallarına göre indirgenerek yeni bir sıcaklık üst limiti oluşturulmuştur. Her yarı iletken için hesaplanan bağlantı noktası sıcaklığının bu üst limitin altında kalması teminat altına alınarak güvenilirlik iyileştirmesine katkı sağlanmıştır. Tüm EEE bileşenlerin üzerine düşen sıcaklık stresleri ısı analizlerle tespit edilerek özellikle çok ısınan mosfet ve diyotların termal dirençlerini azaltmaya yönelik soğutucular (heat-sink) eklenmiş, mümkün olmadığı durumlarda ise ekipman yüzeyine yaslanarak ısı stresin azaltılması sağlanmıştır.

Çizelge 4.5 MOSFET grubu parça stres azaltma sonuçları

Kategori	Alt Kategori	Müsaade edilen sınır	BŞYM Ref. No	Uygulanan Stresler ve Yüzdeleri
Yarı İletken	Si-FET	V_{DS} (savak-kaynak): % 80 V_{GS} (geçit-kaynak): % 75 I_D savak akımı : % 75 P_D (Güç Yitimi): % 65 Eklem Sıcaklığı: 110 °C veya $T_{j\max} - 40$ °C (hangisi küçükse)	Q300	Güç, 250W, 7°C sıcaklık artışı
			Q301	Anahtarlama, 250W, 5°C sıcaklık artışı
			Q302	Lineer, 250W, 5 °C sıcaklık artışı
			Q303	Güç, 250W, 5 °C sıcaklık artışı

Çizelge 4.6 Direnç grubu parça stres azaltma sonuçları

Kategori	Alt Kategori	Müsaade edilen sınır	BŞYM Ref. No	Uygulanan Stresler ve Yüzdeleri
Direnç	Çip Film	Gerilim: % 80; Güç : % 50 (85°C'den sonra doğrusal azalıp, 125 °C'de %0 olur).	R302, R303	Gerilim Stresi: %50, Güç Stresi: %25
			R304, R305	Gerilim Stresi: %50, Güç Stresi: %25
			R306, R307	Gerilim Stresi: %35, Güç Stresi: %12,5
	Metal Film	Gerilim: % 80; Güç : % 50 (85°C'den sonra doğrusal azalıp 150°C'de %0 olur).	R300, R301	Gerilim Stresi: %50, Güç Stresi: %25
			R308, R309	Gerilim Stresi: %50, Güç Stresi: %25
			R310, R311	Gerilim Stresi: %54, Güç Stresi: %30

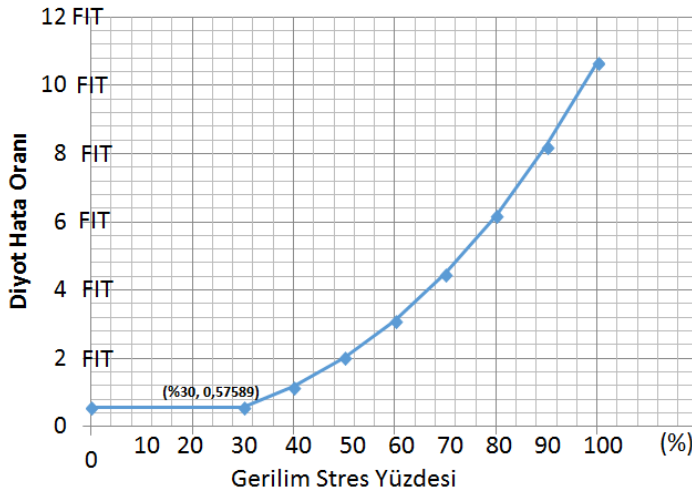
Çizelge 4.7 Bobin grubu parça stres azaltma sonuçları

Kategori	Alt Kategori	Müsaade edilen sınır	BŞYM Ref. No	Uygulanan Stresler ve Yüzdeleri
İndüktör	Bobin	Çalışma gerilimi: %50 En sıcak nokta: $T_{max}-20^{\circ}C$	L301	Güç Filtresi, 15°C sıcaklık artışı
			L300	-

Yukarıdaki çizelgelerde parça stres azaltma analizinin sonuçları verilmiştir. Bileşen kategorisine göre farklılık göstermekle beraber parça stres seviyesinin azaltılması hata oranını pozitif yönde etkilemektedir. Örnek olarak doğrultmaç tipi bileşende bu etkiyi göstermek için Bölüm 3.1.2'de detayları anlatıldığı gibi hata oranını etkileyen faktörleri dolayısıyla formülünü bilmemiz gerekir. Doğrultmaç diyotların hata oranı formülü λ_b temel hata oranı, π_T sıcaklık stresini, π_S gerilim stresini, π_C kontak yapısı, π_Q kalite faktörü ve π_E çevresel faktör parametrelerin çarpımıdır ve aşağıdaki gibi verilir.

$$\lambda = \lambda_b \pi_T \pi_S \pi_C \pi_Q \pi_E \quad hata/10^9 saat$$

Düşük hata oranı (λ) elde edebilmek için metalürjik bağlanmış yapıya sahip kontak yapılı ve yüksek kalite seviyesinde uzay kalifikasyonuna sahip JANS diyotlar tercih edilmiştir. Temel hata oranı ve çevresel faktör katsayıları tasarımın doğasından gelmektedir. Ancak sıcaklık ve gerilim stresleri, parça stres azaltma metotları ile uygun değerlere getirilerek hata oranını düşürülebilir. Gerekli soğutmalar sağlanarak 5 °C sıcaklık artışı ile 60 °C ortam sıcaklığında, kullanılan doğrultmaç tipi diyotun gerilim stres oranına bağlı hata oranının değişim grafiği Şekil 4.8’de verilmiştir. Görüldüğü gibi %30’dan fazla streste hata oranı artmaktadır. Diğer taraftan müsaade edilen sınır değeri %75 olduğu diyot çizelgesinde gösterilmektedir. Tasarımda gerilim stresi %5 hesaplanmış ve uygun olduğu değerlendirilmiştir.



Şekil 4.8. Doğrultmaç tipi diyotlarda gerilim-hata oranı grafiği

BŞYM güvenilirlik tahmin analizi

Tasarımda stres faktörlerinin azaltılması, radyasyon dayanıklılığı, bileşen türü, özellikleri ve kalitesi gibi parametrelere gereğinden fazla odaklanmak maliyet, kütle, hacim, zaman gibi bütçelerin aşılmasına sebep olabilir. Bu yüzden getiri götürü hesabı yapılması gerekir. Bu hassas ayarlamayı yapabilmek sayısal analizlerle mümkündür. Tasarım Bölüm 3.1’de detayları anlatıldığı gibi sayısal güvenilirlik tahmin analizleri ile atanan hedef değere getirilmelidir. Yukarıda bahsedilen güvenilirlik iyileştirmeleri yapıldıktan sonra nihai hale getirilen BŞYM güç katı devresinin güvenilirlik tahmin analizi sonuçları Çizelge 4.8’de verilmiştir. PTC-WQS programı ile elde edilen bu sonuçların detaylarına EK-4’den erişilebilir. BŞYM bu Güç Katı Devresi ve Koruma ve Kontrol Devresi’nden oluşmaktadır.

Çizelge 4.8. BŞYM güç katı devresi güvenilirlik tahmin analizi sonuçları

Ref No	Kategori	Alt Kategori	Kalite Faktör	Diğer Etkenler	Hata Oranı (FIT)
R300	Direnç	Film, Güç	Otomotiv	2W, Stres: %25 güç	0,6598
R301	Direnç	Film, Güç	Otomotiv	2W, Stres: %25 güç	0,6598
Q300	Yarı İletken	Si-FET	JANS	Güç, 250W, 7°C sıcaklık artışı	33,3153
L300	İndüktör	Bobin	M	-	0,0263
R302	Direnç	Chip Film	S	0,25 W, Stres: %20 güç	0,0212
R303	Direnç	Chip Film	S	0,25 W, Stres: %20 güç	0,0212
C301	Kondansatör	Metalize Kâğıt	S,B	200V, Stres: %5 gerilim	0,0196
C302	Kondansatör	Metalize Kâğıt	S,B	200V, Stres: %5 gerilim	0,0196
C303	Kondansatör	Metalize Kâğıt	S,B	200V, Stres: %10 gerilim	0,0186
R304	Direnç	Chip Film	S	0,8W, Stres: %25 güç	0,0384
R305	Direnç	Chip Film	S	0,8W, Stres: %25 güç	0,0384
C304	Kondansatör	Chip Seramik	S, B	200V, Stres: %8 gerilim	0,0676
Q301	Yarı İletken	Si-FET	JANS	Anahtarlama, 250W, 5°C sıcaklık artışı	2,2552
Q302	Yarı İletken	Si-FET	JANS	Lineer, 250W, 5°C sıcaklık artışı	4,8326
R306	Direnç	Chip Film	S	0,8W, Stres: %12,5 güç	0,0255
R307	Direnç	Chip Film	S	0,8W, Stres: %12,5 güç	0,0255
C305	Kondansatör	Chip Seramik	S, B	200V, Stres: %8 gerilim	0,0676
D300	Yarı İletken	Diyot	JANS	Doğrultmaç, 200V, Stres: %5 gerilim, 5°C sıcaklık artışı	0,5759
L301	İndüktör	Bobin	M	Güç Filtresi, 15°C sıcaklık artışı	0,0748
R308	Direnç	Film, Güç	Otomotiv	2W, Stres: %25 güç	0,6598
R309	Direnç	Film, Güç	Otomotiv	2W, Stres: %25 güç	0,6598
C306	Kondansatör	Metalize Kâğıt	S, B	170V, Stres: %5,9 gerilim	0,0214
C307	Kondansatör	Metalize Kâğıt	S, B	170V, Stres: %5,9 gerilim	0,0214
R310	Direnç	Film, Güç	Otomotiv	2W, Stres: %30 güç	0,7485
R311	Direnç	Film, Güç	Otomotiv	2W, Stres: %30 güç	0,7485
D301	Yarı İletken	Diyot	JANS	200V, Stres: %10 gerilim, 2°C sıcaklık artışı	0,5306
D302	Yarı İletken	Diyot	JANS	200V, Stres: %10 gerilim, 2°C sıcaklık artışı	0,5306
Q303	Yarı İletken	Si-FET	JANS	Güç, 250W, 5°C sıcaklık artışı	32,2176

Güç katı devresinde farklı türlerde EEE bileşen bulunmaktadır ve bunların içinde güvenilirlik açısından en dikkat edilmesi gerekenler, yukarıdaki çizelgede görüldüğü gibi Si-FET kategorisinde olanlardır. Bunun sebebi mosfetlerin hata oranı formülünde kullanılan uygulama faktörünün getirdiği yüksek çarpandır.

Çizelge 4.9. Mosfet uygulama faktörü (π_A) çarpanları

Uygulama Türü	π_A
Lineer Yükseltici (Güç < 2W)	1,5
Anahtarlama	0,7
Güç FET'leri (Lineer Olmayan > 2W) :	
$2 \leq \text{Güç} < 5W$	2,0
$2 \leq \text{Güç} < 5W$	4,0
$2 \leq \text{Güç} < 5W$	8,0
Güç $\geq 5W$	10,0

Tasarımda uzay kalifiye 100 kRads(Si) radyasyon seviyesine sahip, 200V, 250W, P-Kanal JANSR2N7426 güç mosfetleri kullanılmıştır. Güç oranı büyük olduğundan en büyük π_A çarpanı kullanılmış ve hata oranı diğer EEE bileşenlere oranla yüksek hesaplanmıştır. 400 MHz'den küçük Si-FET'lerin hata oranı aşağıdaki formülle hesaplanır.

$$\lambda = \lambda_b \pi_T \pi_A \pi_Q \pi_E \quad \text{hata}/10^9 \text{ saat}$$

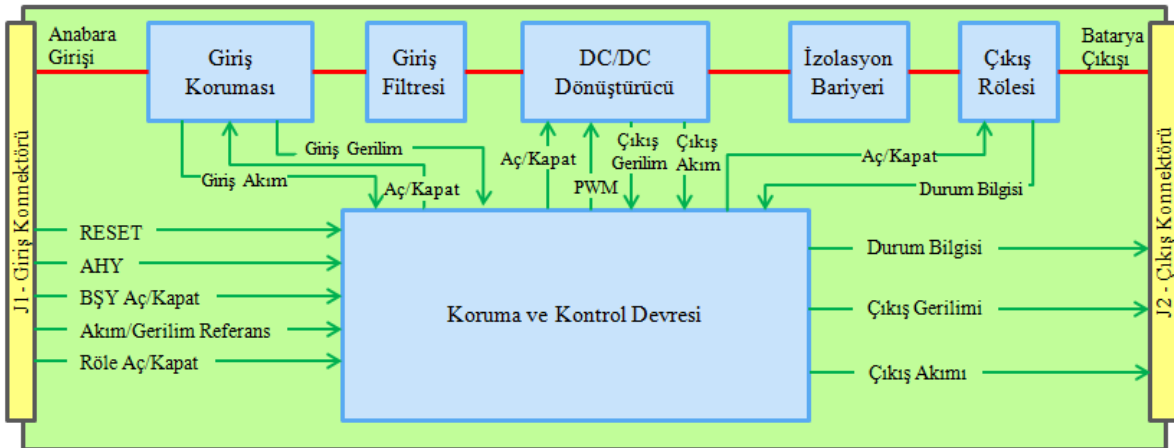
Tasarımda hata oranı yüksek olan EEE bileşenler daha dikkatli incelenmeli ve kalite, sıcaklık gibi diğer faktörlerden taviz verilmemelidir. Yukarıda formülde verilen λ_b temel hata oranı ve π_E çevresel faktör parametreleri tasarım doğasından gelen sabit değerlerdir. Uygulama faktörü ise tasarımdan dolayı yüksek çarpan getireceğinden en üst kalite seviyesine sahip JANS bileşenler kullanılarak ve sıcaklık stresi mümkün mertebe indirilerek hata oranının 32 FIT'te tutulması sağlanmıştır. Gerekli ve yeterli tüm güvenilirlik iyileştirmeleri yapılarak tasarlanan güç katı devresinin hata oranı 78,9 FIT olarak hesaplanmış EEE bileşen seviyesi sonuçları yukarıdaki çizelgede verilmiştir. Benzer işlemler koruma ve kontrol devresi için de uygulanarak hata oranı 53,2 FIT olarak hesaplanmıştır. Çizelge 4.10'da BŞYM'nin hata oranının 132,1 FIT olarak hesaplandığı gösterilmiş ve tüm entegre donanım gruplarına göre hata oranının dağılımı verilmiştir. Bu entegre donanım grubu hata oranları HTEKA'ne girdi olarak kullanılacaktır.

Çizelge 4.10. BŞYM donanım entegre grupları hata oranları

Birim Adı	Hata Oranı (FIT)
Batarya Şarj Yönetim Kartı	132,1039 FIT
-Giriş Koruma Devresi	34,6350
-Giriş Filtresi Devresi	0,1267
-DC/DC Dönüştürücü Devresi	10,8612
-İzolasyon Bariyeri Devresi	1,0612
-Çıkış Rölesi (SSR) Devresi	32,2177
-Koruma ve Kontrol Devresi	53,2021

BŞYM HTEKA

Şekil 4.7’de verilen nihai tasarım devresi, iç fonksiyonlarına göre entegre gruplara ayrılmıştır. Ekipman seviyesinde verilen fonksiyonlar (Bkz. Çizelge 4.1) modül seviyesine kırıldıktan sonra, ayrılan her bir entegre donanım grubuna atanmıştır. Fonksiyonel entegre gruplarını birbirine bağlayan modül seviyesi Fonksiyonel Blok Diyagramı (Şekil 4.9.) çizilerek konektör giriş-çıkış ara yüzleri verilmiştir. Kartların blok diyagram giriş ve çıkışlarının konektör ara yüzleri ile aynı alınması, kart seviyesindeki etkinin ekipman seviyesine taşınmasında kolaylık ve nesnellik sağlamıştır. BŞYM HTEKA’yı gerçekleştirmek için Bölüm 3.3.4’de önerilmiş olan hibrit model kullanılmıştır.



Şekil 4.9. BŞYM fonksiyonel blok diyagramı

Hibrit HTEKA’ da yazılacak bölgesel etki kartın çıkış konektöründe gösterilen sinyal ile ilişkilendirilmelidir. Kartlar arası ilişkinin daha kolay kurulup, son etkilerin detaylı ve öznellikten uzak yazılmasını sağlayacak olan BŞYM ara yüz sinyal listesi Çizelge 4.11’de verilmiştir. Bu sayede bu sinyallerin kaybında ekipman seviyesindeki etki kolaylıkla incelenebilecektir. Ayrıca UVKS üzerinden yer istasyonuna gönderilen uz-ölçüm sinyalleri ile ilişkili olduğundan hata tespit yönteminin belirlenmesine de katkı sağlayarak ekipmanın test edilebilirlik yüzdesini artırmaktadır.

Çizelge 4.11. Ara yüz sinyal listesi

Sinyaller	İşlevleri
Akım/Gerilim Referansı	Uydu Bilgisayarı tarafından gönderilen şarj Akım/Gerilim Referansı bilgilerine göre bataryanın şarj sınırları belirlenir.
Ana Hata Yükseltici (AHY)	GKB Güç Yönetimi modülünde üretilen ve GKB de bulunan güç kartlarının senkronizasyonunu sağlayan sinyaldir.
RESET	BŞYM’nin koruma devrelerinin yanlışlıkla devre dışı kalması durumunda koruma devresini tekrar devreye alan sinyaldir.
BŞYM Aç/Kapat	BŞYM de bulunan DC/DC dönüştürücü modülünün devreye alınması ve devreden çıkartılmasını sağlayan sinyaldir.
Röle Aç/Kapat	BŞYM ile batarya arasındaki elektriksel bağlantının devreye alınması ve devreden çıkartılması için kullanılan sinyaldir.
Durum Bilgisi Çıkış Gerilimi Çıkış Akımı	UVKS sistemine gönderilmek üzere ilgili ölçüm sinyalleridir.

BŞYM fonksiyonel blok diyagramında ayrılmış olan her bir entegre donanım grubunun fonksiyonel işlevleri aşağıdaki çizelgede tanımlanmıştır. Ayrılan entegre donanım gruplarına potansiyel hata türleri atanarak Hibrit HTEKA modeli ile değerlendirilmiştir. Çizelge 4.12’de altı fonksiyonel gruba ayırdığımız BŞYM için türetilen örnek hata türleri verilmiştir. Devre şemaları ve fonksiyon listesi birlikte kullanılarak, her entegre donanım grubu için tespit edilen olası hata türleri belirlenmiş ve bu hata türleri donanım gruplarının fonksiyonları ile ilişkilendirilerek aşağıdaki çizelgede sunulmuştur.

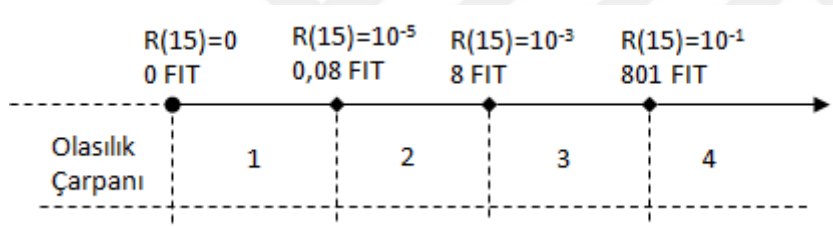
Çizelge 4.12. BŞYM fonksiyon listesi

Entegre Donanım Grubu	Fonksiyonel İşlevleri	Hata Türü
Giriş Koruma Devresi	Ana bara ile DC/DC dönüştürücü arasındaki kısa devreyi engellemek,	Giriş Koruma Kaybı
Giriş Filtresi Devresi	DC/DC dönüştürücü tarafından çekilen darbeli akımın ana baraya yansımalarını ve EMC sorunlarını engellemek,	Dönüştürücü Kaybı
DC/DC Dönüştürücü Devresi	Ana baradan çekilen gücün batarya için uygun akım ve gerilim değerine dönüştürmek,	Filtre Hatası
İzolasyon Bariyeri Devresi	Bataryadan DC/DC dönüştürücüye tersine akışı engellemek,	İzolasyonun delinmesi
Çıkış Rölesi (SSR) Devresi	Batarya ile BŞYM arasındaki elektriksel bağlantıyı ayırmak,	Anahtarlama Hatası
Koruma ve Kontrol Devresi	i. Bataryanın uygun akım ve uygun gerilim değerinde şarj edilmesini sağlamak,	PWM sinyali hatası
	ii. Aşırı akım aşırı gerilim gibi bozucu etkilere karşı BŞYM'yi korumak,	Giriş Korumanın Devreden Çıkarılması
	iii. Uydu bilgisayarının gönderdiği komutların BŞYM tarafından alınmasını ve işletilmesini sağlamak,	▪ AHY Hatası ▪ RESET Hatası ▪ Referans Hatası ▪ Çıkış Gerilim Hatası ▪ Çıkış Akım Hatası ▪ Aç/Kapat Hatası
	iv. BŞY'nin çalışma bilgilerinin uydu bilgisayarına gönderilmesini sağlamak,	Durum Bilgisi Hatası

Entegre donanım gruplarının fonksiyonları için yukarıdaki gibi türetilen hata türleri ele alınmıştır. Bu hata türlerinin sebepleri ortaya konularak hatanın kök nedenine erişilmiş, önleyici faaliyetlerin alınmasında olunmuştur. Daha sonra hatanın etkileri donanım entegre grubu seviyesinden elektronik kart seviyesine taşınmış, kart ara yüzleri üzerinden ekipman seviyesi etkilere ulaşılmıştır. Ayrıca fonksiyonel blok diyagramlar üzerinden bu bağlantılar takip edilebilmektedir. Ana amaç olası hataların tespit edilip gerekli görülenlerin

indirgenmesidir. Gerekli olanların filtrelenmesi için olasılık çarpanı ve şiddet çarpanına bağlı hesaplanan kritiklik numarası atanmıştır.

İhtiyaç duyulan olasılık çarpanı ile gerçekleşme hata oranı arasında doğrudan ilişkisi kurularak önerilen hibrit HTEKA'ya özgü, hata oranına bağlı nicel bir değerlendirme sağlanmıştır. Bu amaçla ECSS-Q-ST-30-02C' de 1, 2, 3, 4 kritiklik numaralarına karşılık gelen 0 , 10^{-5} , 10^{-3} , 10^{-1} olasılık değerlerinin FIT birimine dönüştürülmek üzere uyarlanması gerekmektedir. EEE bileşenlerin hata oranı kuvvet eğrisinde verilen faydalı ömür bölgesinde bulunduğundan dolayı sabit kabul edilerek üstel dağılım ile arızalanma olasılıkları hesaplanabilir [37]. GKB'nin kullanılacağı uydunun görev ömrü 15 yıl (131490 saat) olarak tanımlanmış ve üstel dağılım Eş. 3.14' de tersine hesaplama yapılarak olasılık dağılımı belirleme tablosu oluşturulmuştur (Şekil 4.10). Bu tablo kullanılarak hata türü hata oranının bulunduğu aralığa göre bir olasılık çarpanı atanmıştır.



Şekil 4.10. Olasılık çarpanı belirleme tablosu

Elde edilen çarpanlar Eş. 3.15'de yerine konularak hata türlerinin kritiklik numaraları belirlenmiş ve hata türlerinin değerlendirilmesi bu önceliklendirmeye göre yapılmıştır. Çizelge 3.7' de verilen kritiklik matrisi hata türünün kritikliğinin belirlenip kabul edilebilir seviye getirilip getirilemediğinin kontrolü için kullanılmıştır. Bu çizelgeye göre şiddet kategorisi ölümcül olan ve kritiklik numarası 6 ve üstü hesaplanan tüm hata türleri kritik olarak değerlendirilmiştir. Hesaplanan kritiklik numaraları önceliklendirmesine göre kritikliği yüksek olan hata türlerine daha katı telafi edici önlem alınırken proje bütçeleri göz önüne alınarak düşük kritiklikteki hata türleri kabul edilebilir. Diğer taraftan hata tespit sinyallerinin hangilerinin daha kritik olduğu yine kritiklik numarasına bakılarak önceliklendirilmiştir. Bu kapsamda değerlendirilen hata türleri BŞYM HTEKA formunda ekler kısmında verilmiştir (Bkz. EK-2. Nihai BŞYM güç katı HTEA).

4.3.2. S3R modülü (S3RM)

Literatürde çeşitli güç seviyelerinde 28V, 50V, 100V, 120V gibi farklı bara gerilimleri bulunmaktadır ve 5kW'ın üstünde güç isteyen bir güç sisteminde 100V düzenli bara gerilimi uygulaması yaygındır [24]. S3R modülünün temel görevi, uydunun anlık güç ihtiyacına göre belirlenen güneş paneli hücrelerinden bir kısmından ana baraya güç transferi yapıp diğerlerini şöntlemek ve $100\pm 1V$ regülasyon kompanzasyonu için 1 adet güneş paneli hücresini de anahtarlayarak gerilim dengeleme unsuru olarak kullanmaktır. Bu devre topolojisi sabit akım kaynaklarını (güneş paneli) sabit gerilimli baraya dönüştürmek için kullanılır [72]. GKB, her biri 500W kapasiteli güneş panellerinden aldığı enerji ile 9kW güç sağlayabilmektedir.

Çizelge 4.13. S3RM özet fonksiyon listesi

No:	Fonksiyon Tanımı	Kritiklik
F _{S3R-1}	Güç yönetim modülünden alınan AHY sinyaline göre güneş panellerini anahtarlamak,	Kritik
F _{S3R-2}	AHY sinyaline göre kontrol ederek ihtiyaç fazlası enerjinin şöntenerek uydu üzerinde harcanmasını sağlamak,	Ölümçül
F _{S3R-3}	İletilen ve kesilen gücün ölçülerek UÖ/UK Modülüne göndermek,	Majör

Yukarıdaki fonksiyon listesine göre belirlenen hata türleri HTEKA formlarında incelenmiştir. HTEKA değerlendirmeleri aşağıda özetlenmiştir:

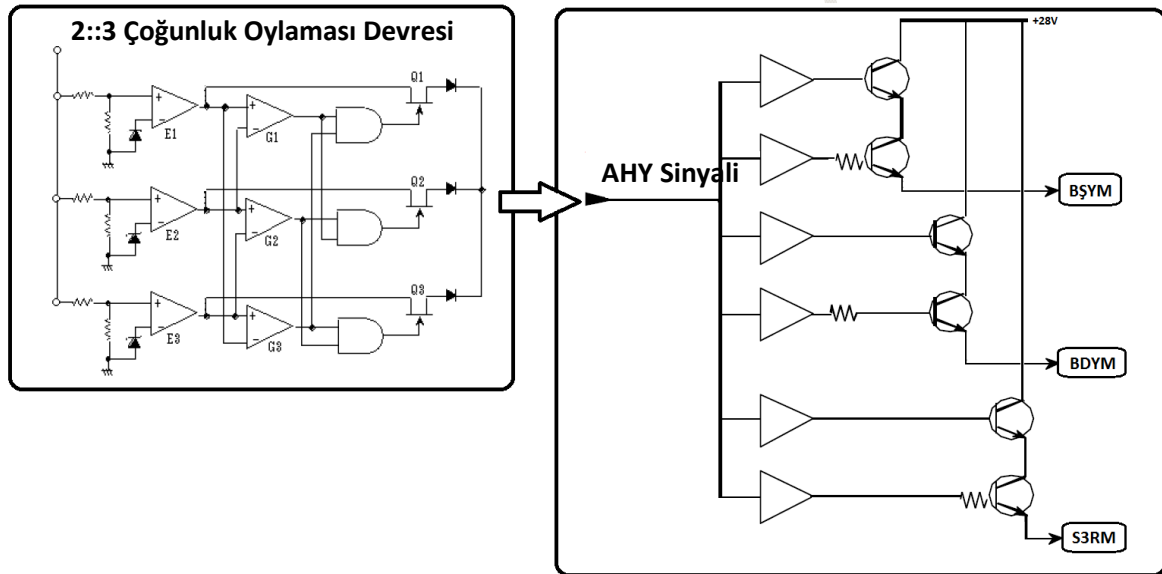
- Gücün istemsiz şönt edilmesi durumunda performans azalması olduğu gözlenmiş ve bu tekil nokta hatasının giderilmesi gerektiği ortaya çıkmıştır. Ekipmanın görev kaybına sebep olacak bu ve benzer hatalardan dolayı yedek eklenmesi kararlaştırılmıştır.
- Şönt operasyonu sırasında meydana gelebilecek akım sıçramalarının bastırılması için her modüle akım limitleme devresi kurulmuştur.
- Bir modülün güç çıkışının istemsiz azalma hatasının telafi edici yöntemi olarak S3RM ve yedek modül yük paylaşımı mantığı ile çalışacak şekilde tasarlanmıştır. Böylece olası güç kaybı otonom telafi edilerek bara regülasyonu sağlanabilecektir.
- Güneş panelleri ile S3RM arasına yedekli diyot koruması konularak ters akımdan kaynaklanabilecek olası hata yayılımları engellenmiştir.

Çizelge 4.14. GYM özet fonksiyon listesi

No:	Fonksiyon Tanımı	Kritiklik
F _{GY-1}	Ana bara gerilimi ölçülerek üç hata sinyali oluşturmak,	Kritik
F _{GY-2}	Üç hata sinyalini karşılaştırarak çoğunluk oylaması sonucunda yüksek güvenilirlikli AHY sinyali elde edip ilgili modüllere göndermek,	Kritik
F _{GY-3}	Ana baradan oluşabilecek yüksek gerilim ve akım koruması sağlamak,	Majör

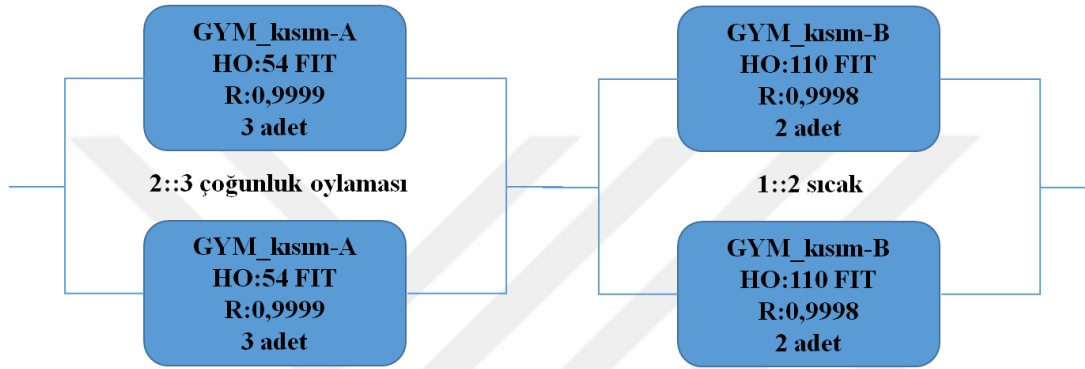
Yukarıdaki fonksiyon listesine göre belirlenen hata türleri HTEKA formlarında incelenmiştir. HTEKA değerlendirmeleri aşağıda özetlenmiştir:

- AHY sinyalinin kaybı kritik olacağından ana baranın üç farklı noktasından ölçülür ve çoğunluk oylamasından geçirilerek üretilir. Böylelikle sinyallerden birinin hatalı üretilmesi durumunda oylama dışına çıkarılarak doğru değer gönderilir.
- Üretilen AHY sinyali Şekil 4.12’de görüldüğü yedekli transistör grubundan geçirilerek BŞYM, BDYM ve S3RM modüllerine baranın gerilimine göre değişen referans kontrol sinyali olarak gönderilir.
- Ana barada oluşabilecek aşırı gerilime karşı anahtarlanabilen koruma devresi kurularak fazla güç direnç üzerinden şaseye boşaltılarak koruma önlemi alınmıştır.
- Tekil nokta hatasına karşı telafi edici önlem olarak ölçme, koruma ve AHY sinyal dağıtma devreleri yedekli olarak kurulmuştur.



Şekil 4.12. GYM çoğunluk oylaması prosesi

GYM'in hata oranı, EEE bileşen seviyesinde uygulanan fiziksel ve stres parametreleri de göz önünde bulundurularak, güvenilirlik iyileştirmelerinden sonra yaklaşık 164FIT olarak hesaplanmıştır. Ancak yukarıda belirtilen HTEKA'de çıkan tekil nokta hataları telafi edici işlem maddelerinden dolayı devrede iki farklı yedeklilik kurgusu yapılmıştır. Üç AHY sinyalinin çoğunluk oylamasından geçirildiği kısım-A ve fazladan bir yedek eklenerek kurulan diğer devre elemanları ise kısım-B olarak Şekil 4.13'de gösterildiği gibi iki kısma ayrılmıştır. Bu yedeklilik kurgusu sayesinde GYM'nin hata oranı 2,7 FIT'e düşürülmüştür.



Şekil 4.13. GYM yedeklilik kurgusu

4.3.4. Batarya deşarj yönetimi modülü (BDYM)

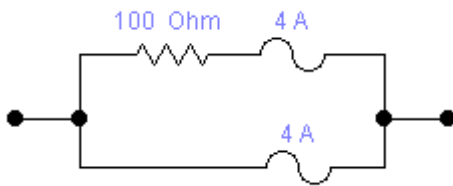
BDYM, BŞYM'nin aksine güneşten elde edilen enerjinin tüketilen enerjiyi karşılamadığı durumlarda uydu bataryasının deşarj edilerek görevin kesintisiz idame edilmesini sağlar. GYM'den aldığı AHY sinyaline göre bataryadan ana baraya gücün regüleli olarak aktarılmasından sorumludur. BDYM'ler bataryadan elde ettikleri gücü düzenleyerek $100\pm 1V$ çıkış ile ana baraya iletirler. Her biri 2250 watt güç kapasitesine sahip 4 adet BŞYM toplamda 9kW güç aktarımı yapabilmektedir. Düşük gerilimi yüksek gerilime çeviren (step-up) BDYM'de, izole olmayan weinberg veya boost tipi bir dönüştürücü kullanılması gerekmektedir. Weinberg dönüştürücü standart boost dönüştürücüye göre daha düşük çıkış akım dalgalanmasına sahiptir. Eşit derecede çıkış güç kalitesini sağlayabilmek için boost dönüştürücüyü weinberg dönüştürücüden daha yüksek frekansta çalıştırmak gerekmektedir. Frekansın yükselmesi anahtarlama kayıpları artıracağından dolayı BDYM tasarımında weinberg tip dönüştürücü tercih edilmiştir.

Çizelge 4.15. BDYM özet fonksiyon listesi

No:	Fonksiyon Tanımı	Kritiklik
F _{BDY-1}	AHY sinyalinin yorumlayarakdeşarj işlemi için güç katı devresini aktive etmek,	Kritik
F _{BDY-2}	Güç katı devresi ile batarya gücünü düzenleyerek ana baraya bağlamak,	Kritik
F _{BDY-3}	UUM'den gelen uzkomutlar iledeşarj işlemi başlatıp durdurmak,	Minör
F _{BDY-4}	Bataryayadeşarj akım uzölçümünü UUM'ye aktarmak,	Minör
F _{BDY-5}	Ana baraya yüksek gerilim ve akım koruması sağlamak,	Majör

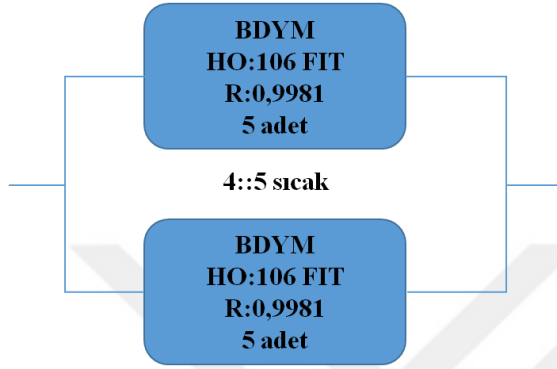
Yukarıdaki fonksiyon listesine göre belirlenen hata türleri HTEKA formlarında incelenmiştir. HTEKA değerlendirmeleri aşağıda özetlenmiştir:

- “Bataryanın aşırıdeşarj olması” hata türü kapsamında batarya gerilimi 60V olduğundadeşarj işlemi kesilecek tekrar 80V'ye ulaşana kadardeşarjı kapalı tutacak şekilde bataryayı ve sistemi koruma amaçlı devreler eklenerek telafi edici önlem alınmıştır.
- “Aşırı akım ve gerilim” hata türü kapsamında akım ve gerilim anlık ölçülerek devrenin girişindeki mosfet anahtarı ve sürücü devresi ile modülün bağlantısı kesilerek hata yayılımı önlenerek yedek modüle geçiş sağlanır.
- Olası hata tespiti için modülün anlık açık kapalı durum bilgisi ve bataryadeşarj akımı bilgisi ölçülerek UUM'ne gönderilir.
- Yer istasyonundan herhangi bir müdahale ihtiyacına yönelik pil izolasyon devresi kurularak BDYM çıkışında mosfet anahtarlanarak modülün kapatılabilmesine imkan tanınmıştır.
- Modül besleme hatlarında olası kısa devre hatalarının diğer modüllerden izole edilmesi için besleme devreleri girişleri yedekli sigorta hattı ile izole edilerek hata yayılımı önlenmiştir. Sigortanın birinin yanına yerleştirilen direnç sayesinde her iki sigortanın aynı anda atması önlenmiştir.



Şekil 4.14 Sigorta korumalı besleme girişleri

Bir adet BDYM'in hata oranı bileşen seviyesinde uygulanan fiziksel ve stres parametrelerinde göz önünde bulundurulmuş güvenilirlik iyileştirmelerinden sonra 106 FIT olarak hesaplanmıştır. Yedeksiz konfigürasyon durumunda 4 adet BDYM seri bağlandığından toplam hata oranı 424 FIT olmaktadır. Diğer tüm önlemler alındığından hata oranı uygun yedeklilik kurgusu ile azaltılacaktır.



Şekil 4.15. BDYM yedeklilik kurgusu

Yukarıda görüldüğü gibi 4 BDYM'ye bir adet sıcak yedek eklenerek hata oranı 14,2 FIT'e indirilmiştir.

4.3.5. Uzölçüm/Uzkomut modülü (UUM)

UUM adından da anlaşılacağı üzere Şekil 4.1'de gösterildiği gibi UVKS ile haberleşmeyi sağlar. UVKS'ye topladığı uzölçümleri gönderir ve UVKS'den gelen komutları ise ilgili GKB modüllerine iletir. UVKS ise Bölüm 2.1'de belirtildiği gibi uydunun kontrolünü sağlayan birimdir.

Çizelge 4.16. UUM özet fonksiyon listesi

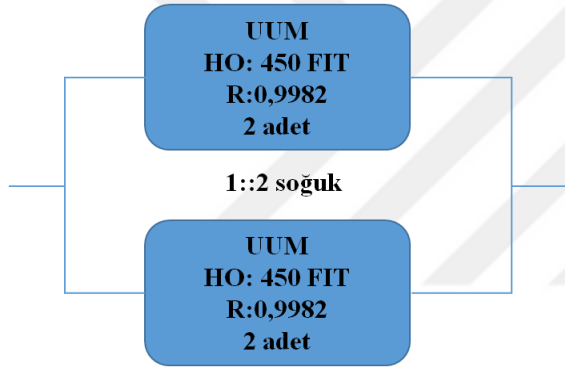
No	Fonksiyon Tanımı	Kritiklik
F _{UUM-1}	Analog-Sayısal Sinyal dönüşümlerinin yapılması	Kritik
F _{UUM-2}	Şarj başlat/bitir komutlarının işletilmesi	Major
F _{UUM-3}	Deşarj başlat/bitir komutlarının işletilmesi	Major
F _{UUM-4}	Telemetri verilerinin modüllerden alınıp UVKS'ye gönderilmesi	Minör
F _{UUM-5}	Bataryanın aşırı şarj veya deşarj olmasını önlemek için ölçülen akım ve gerilim değerlerine göre karar vererek ilgili BDYM veya BŞYM devrelerinin kapatılması	Kritik

Yukarıdaki fonksiyon listesine göre belirlenen hata türleri HTEKA formlarında incelenmiştir. HTEKA değerlendirmeleri aşağıda özetlenmiştir:

- Bataryanın aşırı şarj veya deşarj olması emniyet kritik bir hatadır. Bu hata türünde BŞYM ve BDYM modüllerinin kendilerini kapatmaları yeterli görülmeyle ikinci bariyer eklenmesine karar verilmiştir.
- Bataryanın aşırı şarj veya deşarj olması hata türü kapsamında ikinci bariyer olarak çalışacak FUUM-5 fonksiyonu türetilmiş gereksinim niteliğinde eklenmiştir. Diğer modüller tarafından bataryaya bağlantı noktasından ve baradan ölçülerek UUM'ye gönderilen sinyal bilgileri, içerisinde bulunan akıl sayesinde kıyaslayıp aç/kapat komutları çalıştırılmaktadır. Bu şekilde olası hata türünün meydana gelmesi durumunda hat kapatılarak bataryayı ve sistemi koruyacak gerekli tasarım önlemleri alınmıştır.
- Tekil nokta hatasını önlemek adına yedek GKB tasarımına UUM içerisindeki FPGA'lerin senkronize olabildiği birbirinin eşleniği yedek modül eklenmiştir.
- UUM yedek geçişleri yer istasyonundan UVKS aracılığı ile kontrol edilir. Bu kontrol tek aç/kapat sinyali yerine ayrı iki komut ile sağlanmış ve yalnızca doğru kombinasyonda çalışmasına imkân veren mantık devresi kurulmuştur. Bu sayede istemsiz ve yanlış anahtarlama hata türü olasılıkları minimize edilmiştir.
- HTEKA'inde hata sebebi olarak radyasyon etkisi en çok bu modülde görülmektedir. Çünkü FPGA, ADC, DAC ve MRAM gibi radyasyona hassas komponentler en fazla UUM'de kullanılmaktadır. Olası hata türlerinin etkisinin azaltılması için bu komponentler için kalkanlama çalışması yapılmış ve 100krad seviyesinin üstünde radyasyona dayanıklı komponentler seçilmiştir. Kullanılan FPGA üçlü modüler yedeklilik (TMR: triple modular redundancy) teknolojisine sahiptir.
- Uzay radyasyon etkisinde ağır iyonlar bellek alt sistemlerinde geçici veya hafif hatalar yedek sisteme geçmeden çözülebilmektedir. Bellek birimlerinde oluşacak bu hata türünde telafi edici önlem olarak hata tespit ve düzeltme (error detection and correction: EDAC) mekanizması yedekli bitler kullanılarak kurulmuştur.
- UUM modülünün arızalanması durumunda diğer modüller otonom olarak çalışabilecek şekilde tasarlanmıştır. Bu sayede yer istasyonundan uyduya erişilemediği evrede bile diğer bir ifade ile hatanın tespit edilip ve düzeltilmesine kadar geçen sürede uyduda güç kesintisine bağlı GKB kaynaklı herhangi bir görev kesintisi yaşanmasının önüne geçilmiştir.

UUM aynı zamanda diğer modüllerden hata sinyallerini toplayıp UVKS üzerinden yere iletilmesi görevini üstlenmektedir. Bu hata sinyalleri her modülün HTEKA formunda hata tespiti sütununda incelenmiştir. Ancak UUM içinde bulunan FPGA giriş/çıkış pin sayısından dolayı kısıt bulunmaktadır. Bu hata sinyalleri üzerinden eleme yapılması için kritiklik numarası kullanılmış, bu önceliklendirmeye göre hangi hataların tespit edilmesi gerektiği belirlenmiştir.

Bir adet UUM'in hata oranı komponent seviyesinde uygulanan fiziksel ve stres parametrelerinde göz önünde bulundurulan güvenilirlik iyileştirmelerinden sonra 450 FIT olarak hesaplanmıştır. Diğer tüm önlemler alındığından hata oranı uygun yedeklilik kurgusu ile azaltılacaktır.



Şekil 4.16 UUM yedeklilik kurgusu

Yukarıda görüldüğü gibi UUM'ye bir adet soğuk yedek eklenerek hata oranı 14,1 FIT'e indirilmiştir. UUM yedeklilik geçiş kontrolü UVKS üzerinden gelen aç ve kapat komutları ile yapılabildiğinden güvenilirliğin artırılması için soğuk yedekli olarak kurulmuştur.

4.4. Nihai Uydu Güç Kontrol Biriminin Güvenilirliği

Uydunun kontrolü UVKS sistemi üzerinden sağlanmaktadır ancak güç beslemesi kontrole bırakılacak bir nitelik olmadığından UUM'nin fonksiyonları kısıtlanarak, AHY sinyalleri sayesinde GKB'nin çalışması otonom hale getirilmiştir. HTEKA'nın bir çıktısı olarak, UVKS sisteminin veya UUM'nin kaybı veya hatası durumunda GKB otonom çalışmaya devam edebilecek şekilde tasarlanarak olası görev kesinti süresi azaltılmış, elverişlilik açısından iyileştirilmesi sağlanmıştır.

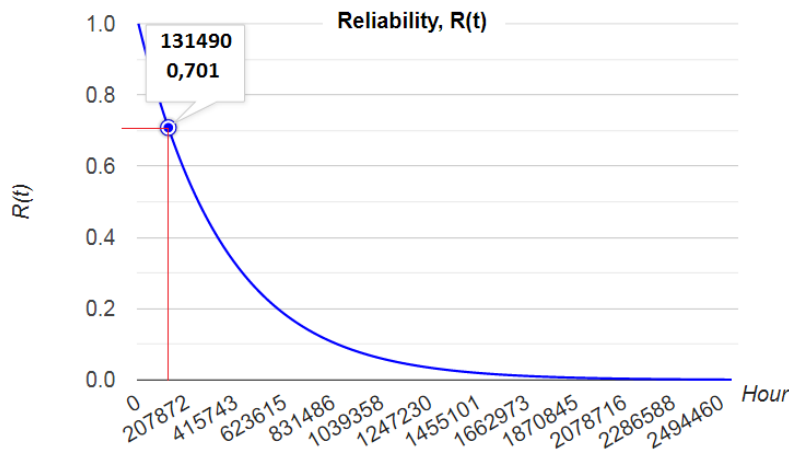
Bölüm 4.3.1’de BŞYM kartına yapılan iyileştirmelere benzer adımlar diğer GKB modüllerine de uygulanmıştır. Fakat bu işlemler uzun ve tekrar olduğundan çalışmamızda yalnızca elde edilen sonuçlara yer verilmiştir. Bütün modüllerinin hata oranları aynı sıcaklık ve ortam koşullarında (60 °C, uzay ortamı, %100 çevrim oranı) hesaplanmıştır. Yapılan sayısal güvenilirlik iyileştirmeleri iki ana adımdan oluşmaktadır. İlki EEE bileşen seviyesinde fiziksel ve stres parametrelerin kontrol altına alınması ile sayısal güvenilirliğin artırılmasıdır. İkincisi ise yedeklilik konseptinin oluşturulmasıdır. Bu iyileştirmelerin karşılaştırmasını ekipman seviyesinde yapabilmek ve güvenilirlik kazancını görebilmek için yedekli kurgu bulunmayan modüllerin oluşturduğu GKB’nin güvenilirlik blok diyagramı Şekil 4.17’deki gibi seri konfigürasyonda çizilmiştir.



Şekil 4.17. Nihai yedeksiz tasarım GKB güvenilirlik blok diyagramı

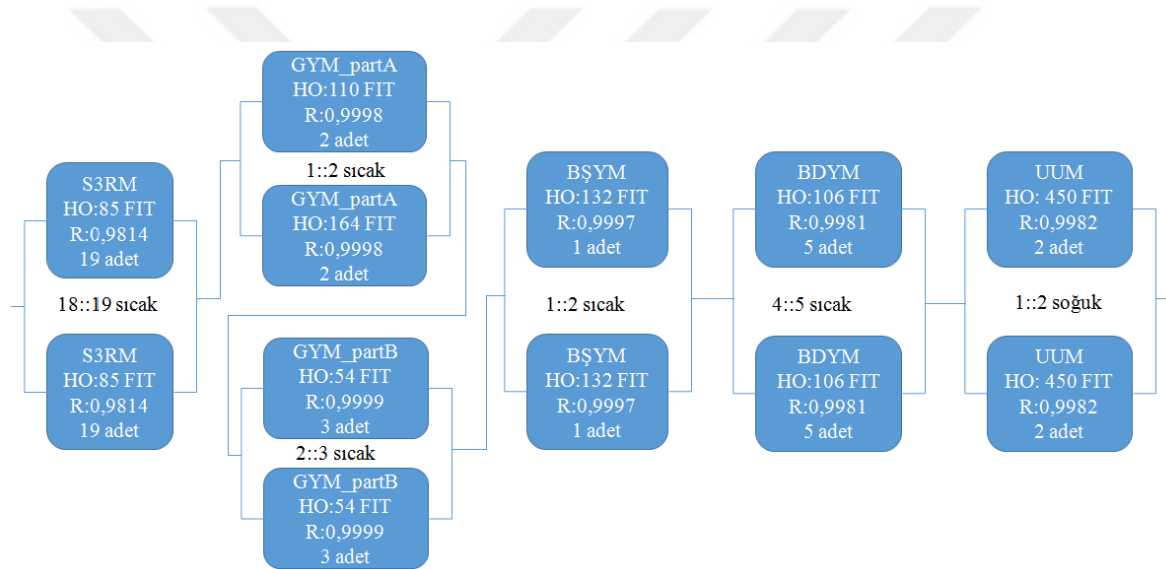
Bloklar seri bağlı olduğundan, hata oranı tüm blokların toplamı olan 2700 FIT’dir. Güvenilirlik değeri ise üstel dağılım ile oluşturulan güvenilirlik modellemesi kullanılarak aşağıdaki gibi hesaplanmış, 15 yılın (131490 saat) sonundaki güvenilirliği Şekil 4.18’de gösterilmiştir.

$$R = R_1 \cdot R_2 \cdot R_3 \cdot R_4 \cdot R_5 = 0,701$$



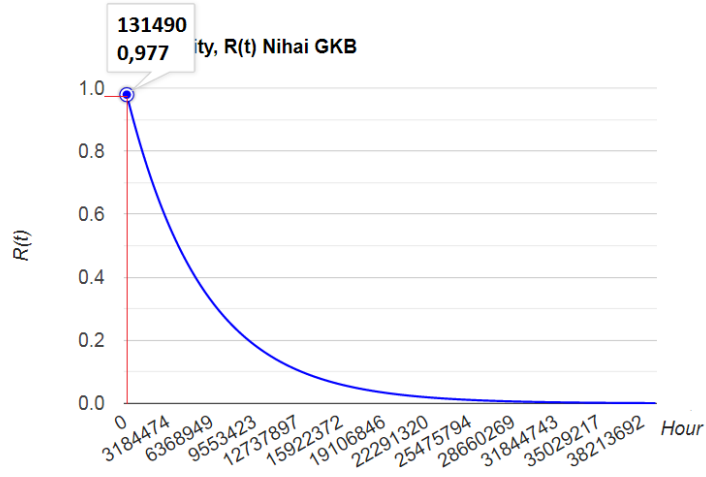
Şekil 4.18. Nihai yedeksiz tasarım GKB güvenilirlik-zaman grafiği

Görüldüğü üzere ön tasarım GKB' sinde hesaplanan değere oranla iki kat fazla güvenilirlik artışı sağlanmıştır. Saleh ve Castet (2011) GEO uydularda 15 yılın sonundaki güvenilirlik değerinin %80 civarında olması gerektiğini belirtmiş olduğunu ve buradan alınan referanslara göre güvenilirlik değeri atandığı önceki bölümlerde bahsedilmiştir. Bu ekipman tek başına bile bu değeri henüz sağlayamamaktadır. Hem bu sebepten hem de modül seviyesi tekil nokta hatalarından kurtulmak için yedeklilik konsepti kurulmalıdır. Her bir modül için kurulan yedeklilik konsepti Bölüm 4.3'de modüllerin alt başlıklarında altında verilmişti. Bu güvenilirlik iyileştirmelerinin ekipman seviyesindeki etkisini görebilmek ve ön tasarım GKB ile karşılaştırabilmek için Şekil 4.19'daki gibi nihai GKB ekipmanının güvenilirlik blok diyagramı çizilmiştir.



Şekil 4.19. Nihai tasarım GKB güvenilirlik blok diyagramı

Üstel dağılım matematiksel metodu ve yukarıda verilen güvenilirlik blok diyagramı ile güvenilirlik modellemesi kurulan GKB'nin sayısal güvenilirlik değeri 15 yılın sonunda 0,977 olarak bulunmuştur. Bu değere karşılık gelen eşdeğer hata oranı 176,24 FIT olarak hesaplanmış ve hesaplama sonucunda ulaşılan güvenilirliğin zamana göre değişimi Şekil 4.20'de verilmiştir.



Şekil 4.20. Nihai tasarım GKB güvenilirlik-zaman grafiği

5. SONUÇ VE ÖNERİLER

Radyasyon ve sıcaklık gibi uzayın zorlu ortam koşulları elektronik ekipmanların arızalanma ihtimalini artırmaktadır. Diğer taraftan arızaların tamiri için uzay ortamına erişim kısıtları bulunmaktadır. Ancak uzay araçlarının kendinden beklenen fonksiyonları arıza veya performans kaybı yaşamadan belirlenmiş görev süresi boyunca yerine getirmesi beklenir. Kesintisiz görev süresi için tasarlanan bir uydunun üretim ve fırlatma maliyetleri de göz önüne alındığında, güvenilirlik en önemli tasarım hedeflerinden biri olmaktadır. Bu çalışmada güvenilirlik analizlerindeki mevcut durum araştırılmış, görülen eksiklikler, kısıtlar ve zayıf noktalar ele alınmıştır. Açık bir uygulama stratejisi ile GKB ekipmanına dair güvenilirlik analiz ihtiyaçları belirlenmiş ve iyileştirme önerileri ortaya konulmuştur. Ürün kalitesini artırmak için uydu ekipman geliştirme projelerinde maliyet etkin şekilde kullanılmak üzere, güçlü bir tasarım aracı olan güvenilirlik metodolojilerine yönelik öneriler verilmiştir. Temelde parça stres analizi, güvenilirlik tahmin analizi ve HTEKA olmak üzere üç güvenilirlik analizi uygulanarak GKB ekipmanında nicel ve nitel güvenilirlik iyileştirmeleri sunulmuştur. Yapılan analizlerin sonuçları ve tasarıma yansımalarından da anlaşılabileceği üzere en etkilisi HTEKA'dır. Ardından ise parça stres analizi gelir. Çünkü etkin uygulanan parça stres analizi neticesinde, kalite faktörü haricinde hata oranına etki eden parametrelerin getirisi doğrudan azalmaktadır. HTEKA ise tekil nokta hatasından kaçınmak için zaten en az bir yedek birim ihtiyacı ortaya koyduğundan dolayı, yedeklilik kurgusunun dolayısıyla güvenilirlik tahmin analizinin önüne geçmektedir. Parça stres analizinde ekipmanın görev süresi artırılıp, beklenmedik anormal arızaların önüne geçilirken HTEKA'da olası tüm potansiyel hata türleri ele alınmaktadır.

Tasarım süreci boyunca güvenilirlik-zaman grafikleri kullanarak etkili ve doğru yapılmış güvenilirlik tahmin analizleri ile güvenilirlik hedefi teminat altına alınır. Arıza olasılığının maliyet etkin şekilde yeterli seviyeye nasıl getirildiği bu çalışma kapsamında grafiksel olarak gösterilmiştir. Başlangıçta tasarlanan ön tasarım GKB için güvenilirlik 0,331; hata oranı ise 8404 FIT hesaplanmıştır. Bu oran hedef değerin yaklaşık üçte biridir. Diğer taraftan nitel değerlendirmelerin sonucunda saptanan hata türleri için alınan tasarım önlemlerinden dolayı EEE bileşen kullanımı artmaktadır. Bu artışa bağlı olarak ekipmanın hata oranı yükselir. Bu etkiyi minimize etmek için fiziksel ve stres parametreleri düşürülerek EEE bileşen seviyesinde hata oranının azaltılması sağlanmıştır. Yapılan GKB

tasarımında, Avrupa Uzay Ajansının önerdiği uzay kalifiye bileşenler kullanarak kalite faktörünü artırmak, güvenilirlik tarama testlerinden geçmiş bileşenler kullanmak, içsel hata oranı daha düşük bileşen sınıfı tercih ederek fiziksel stresler düşürülmüştür. Ayrıca EEE bileşenler ile elektronik kartların çevrim oranları ve çalışma sıcaklıkları da düşürülerek toplam hata oranı azaltılmıştır. Daha kesin hata oranına ulaşmak için MIL-HDBK-217'den elde edilen değerler ANSI/VITA 51.1 kullanımı ile uyumlandırılmıştır. Bu iyileştirmeler sonucunda yedeksiz GKB'nin güvenilirliği 0,701 hata oranı ise 2700 FIT olarak hesaplanmıştır. Ancak ister sayısal güvenilirlik değeri açısından isterse tekil nokta hatası açısından tasarım halen yeterli güvenilirlik seviyesine getirilememiştir. Diğer tüm iyileştirmeler yapıldığından dolayı hedeflenen güvenilirlik değerine yalnızca yedeklilik kurgusu ayarlanarak ulaşılabilir. Gerek proje bütçesi gerekse güç ve ağırlık bütçeleri göz önüne alınarak optimum seviyede yedeklilik kurgusu yapılmış ve Şekil 4.19'da güvenilirlik blok diyagramı ile verilmiştir. Başka çalışmalar kapsamında daha katı gereksinimleri sağlayabilmek için daha çok yedeklilik kurgusu yapılma ihtiyacı unutulmamalıdır. Fakat geliştirilen tasarımda ulaşılan 0,977 güvenilirlik seviyesi, bütçeler açısından yeterli görülmüştür. Bu şekilde 15 yıl görev süresi için geliştirilen bir GKB tasarımının eşdeğer hata oranının 176 FIT olması gerektiği ortaya konmuştur.

Nicel güvenilirlik tahmini ve parça stres analizlerinin paralelinde potansiyel arıza türlerinin tasarım aşamasında öngörülüp ortadan kaldırılması, etkisinin azaltılması veya kontrol altına alınması gerekir. Ayrıca hatanın tespiti, izolasyonu ve giderilmesi için gereken kabiliyetler tasarıma kazandırılmalıdır. HTEKA ile sağlanan bu kazanımların ekipman kalitesine, proje maliyetine ve takvime katkısı büyüktür. Bu yüzden ekipman geliştirme projelerinde yaygın olarak kullanılan en önemli güvenilirlik aracıdır. Uzay projelerinde kullanılmak üzere hata türü kritikliği değerlendirme yöntemini de içeren bir süreç ECSS-Q-ST-30-02C' de tanımlamıştır. Ancak bu süreç ekipman seviyesinden çok sistem ve alt sistem seviyesine uygulanabilir. Bu çalışmada söz konusu ihtiyaca yönelik hibrit HTEKA olarak adlandırılan yeni bir analiz yaklaşım metodu önerilmiş ve uygulamalı gösterilmiştir. Hibrit HTEKA yaklaşımı GKB üzerinde uygulaması yapılarak gerçekleştirilmiş ve sonuçları verilmiştir. Son etkilerin kritikliği hesaplanarak hibrit HTEKA çizelgesinde belirtilmiş ve analiz sonucunda ortaya çıkan geri bildirimler göz önünde bulundurularak ekipman tasarımı şekillendirilmiştir. Hibrit HTEKA metodu ile tasarımda üç temel iyileştirme sunulmuştur. Birincisi, potansiyel hata türlerinin belirlenmesinde öznellikten çok tasarım özelliklerini girdi olarak kullanarak daha nesnel

değerlendirme yapılabilmesidir. Ekipmanı fonksiyonel elektronik kartlara, kartları da en küçük ortak fonksiyonel gruplara ayırıp donanım grupları arasında ilişki kurularak hata türleri belirlenmiştir. Daha sonra hatanın etkisi en alt seviye olan tümleşik donanım gruplarından başlayarak kartlar arası ara yüzler üzerinden ekipman seviyesine çıkartılmış ve aşağıdan yukarıya doğru incelenmiştir. İkincisi, şiddet seviyesi fonksiyonel kritiklere göre belirlendiğinden daha nesnel atama yapılabilmiştir. Üçüncüsü ise gerçekleşme olasılığı hata oranına bağlı olarak hesaplanmış bu sayısal derecelendirme sayesinde daha doğru sonuçlar elde edilmiştir. Nitel değerlendirme açısından GKB kartlardan bazılarında iç yedeklilik, bazılarında ise kart seviyesinde yedeklilik kurulması sağlanarak tekil nokta hatasına karşı önlemler alınmıştır. Öngörülen hatalar tasarımın erken aşamasında ele alınarak daha güvenilir bir ekipman tasarlanması sağlanmıştır.

Önerilen güvenilirlik iyileştirme süreci insanlı veya insansız uzay aracı elektronik ekipman geliştirme projelerine uygulanabilir. İncelenen hata türü sayısı artırılarak hibrit HTEKA'nın çözünürlüğünü artırmak mümkündür. İleriki çalışmalarda hibrit HTEKA yaklaşımı ihtiyaçlara göre uyarlanarak askeri ve ticari ekipman geliştirme süreçleri için de kullanılabilir. Süreçler arasındaki en temel farklılık bakım yapılabilirlik olacaktır. Uzay uygulamalarında telafi edici önlemler genellikle koruma devreleri ve yedeklikle sağlanmaktadır. İlaveten HTEKA sonuçları uzay uygulamalarında kritik elemanlar listesi ile hata tespiti, izolasyon ve kurtarma sürecine önemli girdiler oluşturmaktadır. Askeri veya ticari uygulamalarda da hibrit HTEKA sayesinde ortaya konulan telafi edici ve önleyici aksiyonlar çerçevesinde planlı/plansız bakım faaliyetleri ekipmanın kullanıcı kılavuzuna eklenerek hata yapma olasılığı azalabilir, kritik elemanlar belirlenebilir, hata tespit yöntemleri iyileştirilebilir. İleriki çalışmalarda ele alınabilecek bir diğer konu ise etkisi olmayan hata türlerinin değerlendirilmesidir. Yedeklilik göz önünde bulunmaksızın ekipman seviyesi hiçbir etkisi bulunmayan hatalar herhangi bir fonksiyon kaybına veya azalmasına sebep vermezler. Bu tür hatalar, hibrit HTEKA sürecinde etkisi yoktur olarak işaretlenmektedir. Bu hata türlerinin ekipmanın sayısal güvenilirlik değerine etkisi olmadığından ekipmanın iki hata arası ortalama süresi (MTBF: Mean time between failure) hesaplanırken bu hatalardan kaynaklanan hata oranları kapsam dışı bırakılabilir. Böylelikle kötümser yaklaşımdan uzaklaşıp saha verisine daha yakın MTBF değeri tahmin etmek mümkün olacağından daha doğru kritiklik değerlendirme durumu, bakım aralıklarının artırılması, depolanacak parça sayısında azalma gibi birçok alanda ekipman tasarımına kalite ve maliyet açısından katkı sağlanabilir.



KAYNAKLAR

1. Denson, W.(1998). The history of reliability prediction. *IEEE Transactions on Reliability*, 47(3), 321-328.
2. Harrison T., Johnson K. and Roberts T. G. (2019). *Space Threat Assessment 2019*. Washington: Center for Strategic and International Studies Aerospace Security Project, 7-24.
3. İnternet: List of Reliability Standards. URL: <https://elsmar.com/elsmarqualityforum/threads/list-of-reliability-standards.14852/>, Son Erişim Tarihi : 18.04.2021.
4. European Space Agency. (2017). *Space Product Assurance-Dependability*. ECSS-Q-ST-30C (Revision 1), Netherlands: ESA Requirements and Standards Division, 14-31.
5. Li, L., Wan, C. and Lin, Y. (2009). *Compare of the reliability standards used for space electronic products in ECSS and CAST*. 8th International Conference on Reliability, Maintainability and Safety, Chengdu, China, 1340-1344.
6. İnternet: Long March 5B falls into Indian Ocean after world follows rocket reentry. URL: <https://spacenews.com/long-march-5b-falls-into-indian-ocean-after-world-follows-rocket-reentry/>, Son Erişim Tarihi : 13.05.2021.
7. Castet J.F. and Saleh J.H., (2009). Satellite and satellite subsystems reliability: Statistical data analysis and modeling, *Reliability Engineering and System Safety*, 94 (11), 1718-1728.
8. Kim, Y., Castet J. and Saleh J. H. (2011). *Satellite Electrical Power Subsystem: Statistical Analysis of On-Orbit Anomalies and Failures*. 2011 Aerospace Conference, Big Sky, MT, USA, 1-12.
9. Engelen S., Gill E. and Verhoeven C. (2014). On the reliability, availability, and throughput of satellite swarms. *Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, 50(2), 1027-1037.
10. Nicol E. F. and Robison J. M. (2018). TWTA On-Orbit Reliability for Satellite Industry. *Transactions on Electron Devices*, 65(6), 2366-2370.
11. Choudhary K., Kumar N., Monisha S. and Sidharthan P.(2020). *Integration of DfR in Design of Control Circuit of Space Transmitter*. 2020 Annual Reliability and Maintainability Symposium (RAMS), Palm Springs, CA, USA, 1-6.
12. Yaman, N. ve Burunkaya, M . (2021). Uydu Ekipman Tasarımında Yeni Bir Hibrit Hata Türü Etkileri ve Kritiklik Analizi (HTEKA) Yaklaşımı. *Politeknik Dergisi*, 24(2), 733-743.
13. Ley, W., Wittmann, K. and Hallmann, W. (2009). *Handbook of Space Technology*. (First Edition). Singapore: Wiley & Sons Ltd, 200-398.

14. European Space Agency. (2019). *Space Engineering - Structural Factors of Safety for Spaceflight Hardware*. ECSS-E-ST-32-10C (Revision 2), Netherlands: ESA Requirements and Standards Division, 11-20.
15. Brown, C. D. (2002). *Elements of Spacecraft Design*. (First Edition). USA, Virginia: American Institute of Aeronautics and Astronautics Inc., 315-369.
16. Phelan P. T. and Walls B. J. (2014). *A practical application of a systems engineering process in space avionics design and development*. 2014 IEEE Aerospace Conference, Big Sky, MT, USA, 1-9.
17. Deckert, A., Raschke, C., Nicolai, A. and Eberwein, R. (2015). *Development of Small Satellites, Satellite Subsystems and Components using Dynamic Simulation and Hardware-In-The-Loop Tests*. Simulation and Electrical Ground Support Equipment for Space Programmes, Keplerlaan, Hollanda, Poster 14.
18. Homer, S. J. and Castet J. F. (2011). *Spacecraft Reliability and Multi-State Failures: A Statistical Approach*. United Kingdom: Wiley, 43-60.
19. Ulutaş, S. (2014). *Uydu sistemleri alt yapı projesi*. Yer GözlemUydu Teknolojileri ve Veri Kıymetlendirme Çalıştayı, Ankara, Türkiye, 14-18.
20. Lu Y., Shao Q., Yue H. and Yang F. (2019). A Review of the Space Environment Effects on Spacecraft in Different Orbits. *IEEE Access*, 7, 93473-93488.
21. İnternet: How satellites are affected by the spring and autumn equinoxes. URL: <https://www.viasat.com/about/newsroom/blog/how-satellites-are-affected-by-the-spring-and-autumn-equinoxes/>, Son Erişim Tarihi:18.04.2021.
22. Kabaca, E., Çelik, K., Keskin, E., Merzifonluoglu, A., Cakmakci, Ş., Ozyurt, C., and Cumhuri, M.T. (2015). *TUGES, satellite power and energy simulation tool*. 2015 7th International Conference on Recent Advances in Space Technologies (RAST), Istanbul, Turkey, 443-448.
23. Shekoofa, O. and Kosari, E.(2013). *Comparing the topologies of satellite electrical power subsystem based on system level specifications*. 2013 6th International Conference on Recent Advances in Space Technologies (RAST), Istanbul, Turkey, 671-675.
24. Patel, M. R. (2004). *Spacecraft Power Systems*. Boca Raton: CRC Press, 62-83.
25. Pisacane, V. L. (2005). *Fundamentals of Space Systems* (2nd edition). England, Oxford: Oxford University Press, 402-425, 662-720.
26. Aguirre, M.A. (2013). *Introduction to Space Systems: Design and Synthesis* (1st edition). New York: Springer-Verlag, 395-410.
27. İnternet: Sharp Develops Solar Cell with World's Highest. URL: <https://global.sharp/corporate/news/130424.html>, Son Erişim Tarihi:18.04.2021.
28. Castiaux J. P., Lecomte E. and Labille J. M., (2002). *Modular high power conditioning unit*. Sixth European Space Power Conference, Porto, Portugal, 363-368.

29. Magalhaes, R. O. (2009). *Power conditioning and distribution unit of China-Brazil satellite CBERS3*. Brazilian Power Electronics Conference, Bonito-Mato Grosso do Sul, Brazil, 1104-1107.
30. Lenertz, B. A. (2005). *Electrical Power Systems, Direct Current, Space Vehicle Design Requirements*. California, El Segundo: Systems Planning and Engineering Group - Aerospace Corporation, 10, 20-25.
31. Huang, C. C. and Yeh, J. J. (2018). *Power Distribution Design of MicroSat Power Control Unit Elegant Bread Board (EBB)*. 3rd International Conference on Power and Renewable Energy, Environment, Energy and Earth Sciences Web Conferences, 64-07006.
32. Ramos, N. L. (2018). *Satellite Electrical Power System*, M.Sc. Thesis, Universidade de Lisboa, Electronics Engineering, Portugal, 24,38,78.
33. Clark, C. S., Hill, A. D. and Day, M. (1998). *Commercial Nickel Cadmium Batteries for Space Use: A Proven Alternative for LEO Satellite Power Storage*. Fifth European Space Power Conference (ESPC), Tarragona, Spain, 715-720.
34. Clark, C. and Simon, E. (2007). *Evaluation of Lithium Polymer Technology for Small Satellite Applications*. 21st Annual American Institute of Aeronautics and Astronautics and Utah State University Conference on Small Satellites, Logan, Utah, USA, 66-76.
35. Wasserman, G. S. (2002). *Reliability Verification, Testing, and Analysis in Engineering Design*. USA: CRC Press, 2-6.
36. İnternet: Reliability Basics. URL: <https://weibull.com/hotwire/issue7/relbasics7.htm>, Son Erişim Tarihi:18.04.2021.
37. Birolini, A. (2017). *Reliability Engineering: Theory and Practice (Eight Edition)*. Berlin, Heidelberg: Springer-Verlag, 27-75, 158-235.
38. Türkan, A. H. (2007). *Güvenilirlik Analizinde Kullanılan İstatistiksel Dağılım Modelleri*, Yüksek Lisans Tezi, Çukurova Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü, Adana, 37-108.
39. European Space Agency. (2016). *Effective reliability prediction for space applications (Revision 3)*. ESA-TECQD-WP-0969, Netherlands: ESA Standard Document, 9-13.
40. European Space Agency. (2011). *Space Product Assurance- Component Reliability Data Sources and Their Use*. ECSS-Q-HB-30-08A, Netherlands: ESA Requirements and Standards Division, 13, 21-28.
41. Naval Surface Warfare Center. (2011). *Handbook of Reliability Prediction Procedures for Mechanical Equipment*. NSWC-11, Maryland: Carderock Division, 1-17.
42. Francesco E., Francesco R. and Petritoli E. (2017). *Obsolescence of the MIL-HDBK-217: A critical review*. IEEE International Workshop on Metrology for AeroSpace (MetroAeroSpace), Padua, Italy, 282-286.

43. Wyrwas, E., Condra, L. and Hava, A. (2011). *Accurate Quantitative Physics-of-Failure Approach to Integrated Circuit Reliability*. Institute of Printed Circuits APEX EXPO Technical Conference, Las Vegas, Nevada, USA, 1776-1815.
44. U.S.A. Department of Defense. (1995). *Reliability Prediction of Electronic Equipment*. MIL-HDBK-217F (Notice 2), Washington: Military Handbook, 23-29, 57-126.
45. Versa Module Europa Bus International Trade Association. (2018). *Reliability Predictions MIL-HDBK-217 Subsidiary Specification* (13th Edition). American National Standards Institute / Versa Module Europa International Trade Association 51.1, USA: Versa Module Europa Bus International Trade Association Standards Organization, 6-18.
46. European Space Agency. (2020). *Space Product Assurance – Derating - EEE Components* (Revision 2). ECSS-Q-HB-30-11C, Netherlands: ESA Requirements and Standards Division, 13-54.
47. IEEE Reliability Society (2010). *Standard Framework for Reliability Prediction of Hardware*. IEEE 1413-2010, New York: Reliability Standards Committee, 1-8.
48. Durmaz, B. and Demirkaya, Ö. B. (2011). *Reliability considerations for design of space systems*. 5th International Conference on Recent Advances in Space Technologies, İstanbul, Turkey, 424-429.
49. U.S.A. Department of Defense. (2012). *Electronic Reliability Design Handbook*. MIL-HDBK-338B (Notice-2), Washington: Military Handbook, 83-244.
50. Rome Laboratory. (1993). *Reliability Engineer's Toolkit*. New York: Griffiss Air Force Base, Systems Reliability Division, 67-69, 80-92.
51. Alghamdi, S. M. and Percy, D. F. (2017). Reliability equivalence factors for a series–parallel system of components with exponentiated Weibull lifetimes. *IMA Journal of Management Mathematics*, 28(3), 339-358.
52. Pashazadeh, S. and Tazeh-Kand, L. N. (2021). A Simple Sum of Products Formula to Compute the Reliability of the KooN System. *IEEE Access*, 9, 31161-31169.
53. Carslon C.S. (2015). *Understanding and Applying the Fundamentals of FMEAs*. 2014 Annual Reliability and Maintainability Symposium, Colorado, USA, 12-110.
54. Chen, Y., Ye, C., Liu, B. and Kang, R. (2012). *Status of FMECA Research and Engineering Application*. Prognostics and System Health Management Conference, Beijing, China, 1–9.
55. İnternet: FMEA Intro. URL: <https://fmealibrary.com/index.php/home/>, Son Erişim Tarihi:19.04.2021.
56. U.S.A. Department of Defense. (1998). *Procedures for Performing a Failure Mode, Effects and Criticality Analysis*. MIL-STD-1629 (Notice 3), Washington: Military Handbook, 3-11, 101-105.

57. European Space Agency. (2009). *Space Product Assurance- Failure Mode Effects (and Criticality) Analysis (FMEA/FMECA)*. ECSS-Q-ST-30-02C, Netherlands: ESA Requirements and Standards Division, 14-33, 42-51.
58. National Aeronautics and Space Administration. (1966). *Apollo Program - Procedure for Failure Mode, Effects, and Criticality Analysis (FMECA)*. Washington: Apollo Reliability and Quality Assurance Office, 9-31.
59. SAE International. (1996). *Guidelines and Methods for Conducting the Safety Assessment Process on Civil Airborne Systems and Equipment*. SAE-ARP4761, Warrendale: SAE International, 4-22.
60. Kopp, E., Mueller, S., Greif, F. and Boerner, A. (2020). *Towards an H/W-S/W Interface description for a comprehensive space systems simulation environment*. 2020 IEEE Aerospace Conference, Big Sky, MT, USA, 1-14.
61. Mahar, D., Fields W. and Reade J. (2016). *Failure Mode Mechanism Distribution*. FMD-2016, New York: Quanterion Solutions Incorporated, 14-89, 110-223.
62. Fidan M. A., Gürgül U. and Akin Z. E. (2020). *FMEA - FMECA the Application of Analysis on Electronic Circuit*. 2020 7th International Conference on Electrical and Electronics Engineering (ICEEE), Antalya, Turkey, 17-22.
63. Mozaffari, F., Eidi, A., Mohammadi, L. and Alavi, Z. (2013). *Implementation of FMEA to improve the reliability of GEO satellite payload*. 2013 Proceedings Annual Reliability and Maintainability Symposium (RAMS), Orlando, Florida, USA, 1-6.
64. European Space Agency. (2008). *Space Product Assurance - Hazard analysis (FMEA/FMECA)*. ECSS-Q-ST-40-02C, Netherlands: ESA Requirements and Standards Division, 12-31.
65. Neagoe B.S., Deaky B., Martinescu I. (2012). *Failure Mode and Effects Analysis of a new telemonitoring system*. 9th International Conference on Remote Engineering and Virtual Instrumentation (REV), Bilbao, Spain, 1-4.
66. European Space Agency. (2008). *Space Product Assurance - Critical Item Control*. ECSS-Q-ST-10-04C, Netherlands: ESA Requirements and Standards Division, 10-28.
67. Caldwell B., Bechtold L., Douty B. and Murray J. (2020). *Optimized Derating to Support Reliable System Design*. 2020 Annual Reliability and Maintainability Symposium (RAMS), California, USA, 1-5.
68. Wang, Q., Chen, D. and Bai, H. (2016). *A method of space radiation environment reliability prediction*. Reliability and Maintainability Symposium (RAMS), Tucson, Arizona, USA, 1-6.
69. Güreş, S. D., Ulusoy, İ. and Durmaz, B. (2019). *Satellite Failure Estimation vs. Reliability Prediction Analysis*. Reliability and Maintainability Symposium (RAMS), Orlando, Florida, USA, 1-5.

70. Xuan Z., Qing K., Wentao Y., Jie X., Feng L., Xiangnan Y. (2019). *Power Assessment Indices of Solar Arrays under MPPT and DET methods for Spacecraft*. 2019 European Space Power Conference (ESPC), Juan-les-Pins, France, 1-4.
71. Gabriele A., Centonze V., Lobifaro D., Attanasio C., Maiullari G., and Costa A. (2019). *A Power Control and Distribution Unit for Small Satellite Platforms*. 2019 European Space Power Conference (ESPC), Juan-les-Pins, France, 1-7.
72. Capel A., O'Sullivan D. and Marpinard J. C. (1988). High-power conditioning for space applications. *Proceedings of the IEEE*, 76(4), 391-0408.





EKLER

EK-2. Nihai BŞYM güç katı HTEKA

BŞYM Hata Türü ve Etkileri Kritiklik Analizi (HTEKA)									
Ürün: GKB			Ekipman: GKB			Tarih:			
Blok	Hata Türü	Hata Sebebi	Hata Etkileri	Hata Tespit Yöntemi	Telafi Edici Önlem	Hata Oranı (FIT)	Şiddet Seviyesi	Şiddet Çarpanı	Olasılık Çarpanı
Giriş Koruma	Giriş Koruması Kaybı	Giriş akımı hatası, Komponent hatası (mosfet analarılama kaybı gibi), Güç katında aşırı ısınma	A. Giriş Koruması Aç/Kapat komutunu çalıştıramaz. B. BŞYM RESET komutunu işletemez ana bara korumasız kalır. C. GKB iç hatalara karşı korumasız çalışır.	Giriş Akımı Ölçülemez.	Yedek BŞYM devreye alınır.	5,0	3R	2	2
									Kritiklik Numarası
Giriş Filtresi	Filtre Hatası	Komponent Hatası	A. Filtreleme fonksiyonu kaybedilir. B. Filtre kesim frekansının kayması. C. Ana baradan darbeli akım çekilir, ekipman çalışmaya devam eder.	Giriş akımı ölçülerek tespit edilir.	-	2,4	4	1	2
DC/DC	Kısa Devre Hatası	Yarı iletken kısa devre hatası Radyasyon	A. Dönüştürme fonksiyonu kaybı. B. BŞYM'de kalıcı hasar. C. GKB'nin ana barası BŞYM üzerinden kısa devre olur, ekipman kaybedilir.	Girişten kısa devre akımı ölçülerek tespit edilir.	Giriş koruma devresinin BŞYM - Ana Bara bağlantısını keser.	25	2R	3	3
İzolasyon Bariyeri	İzolasyonun delinmesi	Komponent hatası Üretim Hatası	A. İzolasyon bariyeri kaybedilir. B. Bataryadan DC/DC dönüştürücüye doğru güç akışı olur, Durum Bilgisi Sinyali kaybedilir. C. Şarj işlemi yapılmadığı durumda batarya istemsiz boşaltılır. Ekipman Durum Bilgisi okunamaz.	Çıkış Akımı ölçülerek tespit edilir.	Şarj işlemi yapılmadığında Batarya - BŞYM bağlantısı çıkış rölesi ile kesilip tersine güç akışı engellenir.	3,0	2S H	3	2

EK-3. Ön tasarım BŞYM WQS güvenilirlik analizi çıktısı

PTC Windchill®
Quality Solutions®

Product Name : Güç Kontrol Birimi
Assembly : Batarya Şarj Yönetim Modülü
Ref Des : BŞYM
Description : bkz. Bölüm 3.1

Reliability Prediction Summary

Failure Rate: 175,582696
MTBF (hrs): 5.695.322
Temperature: 60
Environment: SF, SC - Space Flight, Commercial

Part Number	Ref Des	Description	Category	Sub-Category	Manufacture	217 Quality	Qty	All Pi Factors	Failure Rate
IRFP4137PBF	Q1	300V; 38A, N-Channel Power MOSFET, TO-247AC	Semiconductor	Si FET	Microsemi Corporation	JANTX	1	π A: 8,000000, π E: 0,500000, π Q: 1,000000, π T: 2,735936, λ B: 0,012000, Model Failure Rate: 131,324947	131,324947
IRFP4137PBF	Q2	300V; 38A, N-Channel Power MOSFET, TO-247AC	Semiconductor	Si FET	Microsemi Corporation	JANTX	1	π A: 0,700000, π E: 0,500000, π Q: 1,000000, π T: 2,184235, λ B: 0,012000, Model Failure Rate: 9,173785	9,173785
74437529203221	L1	HCF High Current Ind, 220 uH $\pm$ 20%, 8,8A, SMD	Inductor	Coil	WÜRTH ELEKTRONIK	Commercial	1	π E: 0,500000, π Q: 3,000000, π T: 2,587503, λ B: 0,000030, Model Failure Rate: 0,116438	0,116438
CRCW080520K0F KEA	R1	Thick Film, Rectangular Chip Resistors, 0805	Resistor	Film (RL, RLR, RN, RNR, RM)	Vishay	Mil-Spec	1	π E: 0,500000, π P: 0,373426, π Q: 3,000000, π S: 1,711739, π T: 1,387422, λ B: 0,003700, Model Failure Rate: 4,922029	4,922029
EZPE50206LPA	C1	Film Capacitors, 500VDC, 20uF, 10%, MPP	Capacitor	Chip, Ceramic (CDR)	Panasonic	Mil-Spec	1	π C: 0,709281, π E: 0,500000, π Q: 3,000000, π SR: 1,000000, π T: 4,189503, π V: 3,370370, λ B: 0,002000, Model Failure Rate: 30,045497	30,045497

Page #: 1

Print Date: 21.05.2021
Print Time: 16:49

EK-4. Nihai tasarım BŞYM WQS güvenilirlik analizi çıktısı

Reliability Prediction
Summary

PTC Windchill
Quality Solutions

NAME : GKB

Failure Rate: 78,901753

Assembly: BATARYA ŞARJ YÖNETİMİ MODÜLÜ

Temperature: 60

Ref Des: BŞYM

Part Number	Category	Sub-Category	Manufacturer	Ref. Des	Qty	Pi Factor	Failure Rate
WSL2816R0200FEA	Resistor	Film, Power (RD)	Vishay	R300	1	π E: 0,500000, π P: 0,763130, π Q: 0,500000, π S: 0,934737, π T: 1,000000, λ B: 0,003700, Model Failure Rate: 0,659826	0,659826
WSL2816R0200FEA	Resistor	Film, Power (RD)	Vishay	R301	1	π E: 0,500000, π P: 0,763130, π Q: 0,500000, π S: 0,934737, π T: 1,000000, λ B: 0,003700, Model Failure Rate: 0,659826	0,659826
JANSR2N7433	Semiconductor	Si FET	International Rectifier	Q300	1	π A: 10,000000, π E: 0,500000, π Q: 0,250000, π T: 2,221021, λ B: 0,012000, Model Failure Rate: 33,315310	33,315310
AE611PYA103MSH	Inductor	Coil	Cilcraft	L300	1	π E: 0,500000, π Q: 1,000000, π T: 1,754183, λ B: 0,000030, Model Failure Rate: 0,026313	0,026313
CHPR1206K20R0FBT	Resistor	Film (RL, RLR, RN, RNR, RM)	Vishay	R302	1	π E: 0,500000, π P: 0,310884, π Q: 0,030000, π S: 0,884714, π T: 1,387422, λ B: 0,003700, Model Failure Rate: 0,021179	0,021179
CHPR1206K20R0FBT	Resistor	Film (RL, RLR, RN, RNR, RM)	Vishay	R303	1	π E: 0,500000, π P: 0,310884, π Q: 0,030000, π S: 0,884714, π T: 1,387422, λ B: 0,003700, Model Failure Rate: 0,021179	0,021179
PM907S-R2-39uF-200V	Capacitor	Metallized Paper-Plastic (CH, CHR)	Exxelia	C301	1	π C: 1,390579, π E: 0,500000, π Q: 0,030000, π SR: 1,000000, π T: 1,847741, π V: 1,000004, λ B: 0,000510, Model Failure Rate: 0,019656	0,019656
PM907S-R2-39uF-200V	Capacitor	Metallized Paper-Plastic (CH, CHR)	Exxelia	C302	1	π C: 1,390579, π E: 0,500000, π Q: 0,030000, π SR: 1,000000, π T: 1,847741, π V: 1,000004, λ B: 0,000510, Model Failure Rate: 0,019656	0,019656
PM907S-R2-22uF-200V	Capacitor	Metallized Paper-Plastic (CH, CHR)	Exxelia	C303	1	π C: 1,320742, π E: 0,500000, π Q: 0,030000, π SR: 1,000000, π T: 1,847741, π V: 1,000129, λ B: 0,000510, Model Failure Rate: 0,018671	0,018671
CHPR2512K20R0FBT	Resistor	Film (RL, RLR, RN, RNR, RM)	Vishay	R304	1	π E: 0,500000, π P: 0,533828, π Q: 0,030000, π S: 0,934737, π T: 1,387422, λ B: 0,003700, Model Failure Rate: 0,038423	0,038423
CHPR2512K20R0FBT	Resistor	Film (RL, RLR, RN, RNR, RM)	Vishay	R305	1	π E: 0,500000, π P: 0,533828, π Q: 0,030000, π S: 0,934737, π T: 1,387422, λ B: 0,003700, Model Failure Rate: 0,038423	0,038423
3009-023-07-102-M-G	Capacitor	Chip, Ceramic (CDR)	AVX Corporation	C304	1	π C: 0,537032, π E: 0,500000, π Q: 0,030000, π SR: 1,000000, π T: 4,189503, π V: 1,002370, λ B: 0,002000, Model Failure Rate: 0,067657	0,067657
JANSR2N7426	Semiconductor	Si FET	International Rectifier	Q301	1	π A: 0,700000, π E: 0,500000, π Q: 0,250000, π T: 2,147846, λ B: 0,012000, Model Failure Rate: 2,255238	2,255238
JANSR2N7426	Semiconductor	Si FET	International Rectifier	Q302	1	π A: 1,500000, π E: 0,500000, π Q: 0,250000, π T: 2,147846, λ B: 0,012000, Model Failure Rate: 4,832652	4,832652

EK-4. (devam) Nihai tasarım BŞYM WQS güvenilirlik analizi çıktısı

Part Number	Category	Sub-Category	Manufacturer	Ref. Des.	Qty	Pi Factor	Failure Rate
CHPR2512K20 R0FBT	Resistor	Film (RL, RLR, RN, RNR, RM)	Vishay	R306	1	π E: 0,500000, π P: 0,407380, π Q: 0,030000, π S: 0,814655, π T: 1,387422, λ B: 0,003700, Model Failure Rate: 0,025555	0,025555
CHPR2512K20 R0FBT	Resistor	Film (RL, RLR, RN, RNR, RM)	Vishay	R307	1	π E: 0,500000, π P: 0,407380, π Q: 0,030000, π S: 0,814655, π T: 1,387422, λ B: 0,003700, Model Failure Rate: 0,025555	0,025555
3009-023-07-102-M-G	Capacitor	Chip, Ceramic (CDR)	AVX Corporation	C305	1	π C: 0,537032, π E: 0,500000, π Q: 0,030000, π SR: 1,000000, π T: 4,189503, π V: 1,002370, λ B: 0,002000, Model Failure Rate: 0,067657	0,067657
HFB60HF20SCS	Semiconductor	Diode	International Rectifier	D300	1	π C: 1,000000, π E: 0,500000, π Q: 0,250000, π S: 0,054000, π T: 3,412731, λ B: 0,025000, Model Failure Rate: 0,575898	0,575898
PL4268	Inductor	Coil	Pulser	L301	1	π E: 0,500000, π Q: 3,000000, π T: 1,660217, λ B: 0,000030, Model Failure Rate: 0,074710	0,074710
WSL2816R0200 FEA	Resistor	Film, Power (RD)	Vishay	R308	1	π E: 0,500000, π P: 0,763130, π Q: 0,500000, π S: 0,934737, π T: 1,000000, λ B: 0,003700, Model Failure Rate: 0,659826	0,659826
WSL2816R0200 FEA	Resistor	Film, Power (RD)	Vishay	R309	1	π E: 0,500000, π P: 0,763130, π Q: 0,500000, π S: 0,934737, π T: 1,000000, λ B: 0,003700, Model Failure Rate: 0,659826	0,659826
PM907S	Capacitor	Metallized Paper-Plastic (CH, CHR)	Exxelia	C306	1	π C: 1,513561, π E: 0,500000, π Q: 0,030000, π SR: 1,000000, π T: 1,847741, π V: 1,000009, λ B: 0,000510, Model Failure Rate: 0,021395	0,021395
PM907S	Capacitor	Metallized Paper-Plastic (CH, CHR)	Exxelia	C306	1	π C: 1,513561, π E: 0,500000, π Q: 0,030000, π SR: 1,000000, π T: 1,847741, π V: 1,000009, λ B: 0,000510, Model Failure Rate: 0,021395	0,021395
WSL2816R0200 FEA	Resistor	Film, Power (RD)	Vishay	R310	1	π E: 0,500000, π P: 0,819368, π Q: 0,500000, π S: 0,987587, π T: 1,000000, λ B: 0,003700, Model Failure Rate: 0,748508	0,748508
WSL2816R0200 FEA	Resistor	Film, Power (RD)	Vishay	R311	1	π E: 0,500000, π P: 0,819368, π Q: 0,500000, π S: 0,987587, π T: 1,000000, λ B: 0,003700, Model Failure Rate: 0,748508	0,748508
HFB35HB20SCS	Semiconductor	Diode	International Rectifier	D301	1	π C: 1,000000, π E: 0,500000, π Q: 0,250000, π S: 0,054000, π T: 3,144383, λ B: 0,025000, Model Failure Rate: 0,530615	0,530615
HFB35HB20SCS	Semiconductor	Diode	International Rectifier	D302	1	π C: 1,000000, π E: 0,500000, π Q: 0,250000, π S: 0,054000, π T: 3,144383, λ B: 0,025000, Model Failure Rate: 0,530615	0,530615
JANSR2N7426	Semiconductor	Si FET	International Rectifier	Q303	1	π A: 10,000000, π E: 0,500000, π Q: 0,250000, π T: 2,147846, λ B: 0,012000, Model Failure Rate: 32,217683	32,217683



GAZİ GELECEKTİR..