



**UZAY UYDULARINDA KULLANILAN LI-ION
BATARYALARIN ENERJİ GEREKSİNİMLERİ**

Yüksek Lisans Tezi

Zarifa GULİYEVA

Eskişehir 2023

**UZAY UYDULARINDA KULLANILAN LI-ION BATARYALARIN ENERJİ
GEREKSİNİMLERİ**

Zarifa GULİYEVA

Yüksek Lisans Tezi

Sivil Havacılık Anabilim Dalı

Danışman: Prof. Dr. Tahir Hikmet KARAKOÇ

(İkinci Danışman: Doç. Dr. Özge YETİK)

Eskişehir

Eskişehir Teknik Üniversitesi

Lisansüstü Eğitim Enstitüsü

Kasım 2023

Bu tez çalışması BAP Komisyonu tarafından kabul edilen 23löt156 no.lu proje kapsamında desteklenmiştir.

JÜRİ VE ENSTİTÜ ONAYI

Zarifa GULİYEVA'nın UZAY UYDULARINDA KULLANILAN LI-ION BATARYALARIN ENERJİ GEREKSİNİMLERİ başlıklı çalışması 17/11/2023 tarihinde aşağıdaki jüri tarafından değerlendirilerek "Eskişehir Teknik Üniversitesi Lisansüstü Eğitim-Öğretim ve Sınav Yönetmeliği"nin ilgili maddeleri uyarınca, Sivil Havacılık Anabilim dalında Yüksek Lisans Tezi olarak kabul edilmiştir.

Jüri Üyeleri

Unvan Adı Soyadı

İmza

Üye

: Prof. Dr. Tahir Hikmet KARAKOÇ

Üye

: Doç. Dr. Özge YETİK

Üye

: Prof. Dr. Mehmet Ziya SÖĞÜT

Üye

: Doç. Dr. Selçuk EKİCİ

Üye

: Dr. Öğr. Üyesi Utku KALE

Prof. Dr. Semra KURAMA

Lisansüstü Eğitim Enstitüsü Müdürü

17/11/2023

DANIşMAN ONAYI

Danişmanlığını yürüttüğüm Yüksek Lisans ğrencisi Zarifa GULİYEVA, UZAY UYDULARINDA KULLANILAN LI-ION BATARYALARIN ENERJİ GEREKSİNİMLERİ başlıklı tez çalışmasını tamamlamıştır. Hazırlamış olduğu tez tarafımca incelenmiş ve öğrencinin tez savunma sınavına alınması bilimsel ve etik açıdan uygun grlmştir.

Tez Danişmanı

Prof. Dr. Tahir Hikmet KARAKOÇ

ÖZET

UZAY UYDULARINDA KULLANILAN LI-ION BATARYALARIN ENERJİ GEREKSİNİMLERİ

Zarifa GULİYEVA

Sivil Havacılık Anabilim Dalı

Eskişehir Teknik Üniversitesi, Lisansüstü Eğitim Enstitüsü, Kasım 2023

Danışman: Prof. Dr. Tahir Hikmet KARAKOÇ

(İkinci Danışman: Doç. Dr. Özge YETİK)

Teknoloji her geçen gün bütün alanlarda olduğu gibi havacılık ve uzay alanında da ilerlemektedir. Uzay araştırmaları geniş bir alanı kapsayarak yaşamımızı en iyi düzeye getirmeyi amaçlamaktadır. İnsana hep ilginç gelen uzay konusu 1900'lü yılların ortalarında teknoloji ile birleştirilerek insanlığa daha faydalı olmaya başlamıştır. Uzaya fırlatılan ve belirlenmiş bir amaçla herhangi bir gezegenin yörüngesinde veya üzerinde hareket ederek insanoğlunun çeşitli bilgiler edinmesine yardım eden uydular telekomünikasyon, TV yayımı, meteoroloji, savunma, optik gözlem, haritacılık ve diğer amaçlara ulaşmayı hedefler. İnsanoğlunun en büyük başarısı olmasının yanı sıra farklı alanlar hakkında daha derin bilgilere hızlı şekilde ulaşmaya yardımcı olur. Bu çalışmada uyduların önemli bileşenlerinden olan elektrik-güç sistemi ve sistemler arası enerji dağılımları sağlayan bataryalar ile ilgili enerji gereksinimleri ele alınmıştır.

Uzayda uydular için en önemli faktör düşük ağırlık, yüksek kapasite ve uzun yaşam ömrüdür. Bu nedenle elektrik sistemlerinin ağırlığını en aza indirerek, maksimum enerji yoğunluğuna ulaşmak amaçlanır. Uyduların amaçlarına ve yörüngelerine (LEO, MEO, GEO, HEO yörüngeleri) uyacak şekilde bataryaların tasarım ve seçiminin önemi, en verimli bağlanma modelleri araştırılmıştır. Uydular için batarya tasarımları ile ilgili literatür taraması yapılmıştır. Uzay araçlarında kullanımı mevcut olan en iyi batarya üretici firmaları ve onların üretmiş olduğu Li-ion bataryalarının özellikleri incelenmiş ve sunulmuştur.

Yeni nesil Li-ion bataryaların ve Ticari Kullanıma Hazır (COTS) bataryaların özellikleri ve uzay uydularında kullanımı incelenmiş, uzayda tüm sisteme etki edebilecek faktörler araştırılmıştır.

Anahtar Sözcükler: Elektrik-güç sistemi, Li-ion batarya, Ticari kullanıma hazır bataryalar, Uzay uyduları.

ABSTRACT
ENERGY REQUIREMENTS OF LI-ION BATTERIES USED IN SPACE
SATELLITES

Zarifa GULİYEVA

Department of Civil Aviation

Eskişehir Technical University, Institute of Graduate Programs, November 2023

Supervisor: Prof. Dr. Tahir Hikmet KARAKOÇ

(Co-Supervisor: Assoc. Prof. Dr. Özge YETİK)

Technology is advancing in all areas, including aviation and space. Space research aims to improve our lives in many aspects. The subject of space has always been interesting to humans and it began to be more beneficial to humanity when it was combined with technology in the mid-1900s. Satellites launched into space and moving in the orbit or on the surface of any planet with a predetermined purpose help humans acquire various information, aiming to achieve telecommunications, TV broadcasting, meteorology, defense, optical observation, cartography, and etc. In addition to being one of humanity's greatest achievements, it has also helped us quickly access deeper knowledge in different fields. This study focuses on the important components of satellites, such the electrical power system and batteries that provide inter-system energy distribution.

For satellites, the important factors are low weight, high capacity and long lifespan. Therefore, main aim is to minimize weight of electrical systems and achieve maximum energy density. The importance of battery design and selection according to the objectives and orbits of satellites (LEO, MEO, GEO, HEO orbits) has been investigated, along with the most efficient connection models. A literature review on battery designs for satellites has been conducted. The characteristics of the best battery manufacturers currently used in space vehicles and their Li-ion batteries have been examined and presented.

The features and usage of next-generation Li-ion batteries and Commercial Off-The-Shelf (COTS) batteries in space satellites have been explored, and factors that can impact the entire system in space have been investigated.

Keywords: Electric Power System, Li-ion battery, Commercial Off-the Shelf battery, Spece satellite.

TEŞEKKÜR

Öncelikle, hayatım boyunca eğitimin önemini bana anlatan ve üzerimde büyük emeği olan ve haklarını asla ödeyemeyeceğim aileme, sonrasında eğitim hayatım boyunca tanımış olduğum, bu yolda başarılı olmam için bana ışık tutan tüm hocalarıma minnettarım.

Yüksek lisans sürecinde tanışma fırsatı bulduğum, 2 yıl boyunca değerli bilgilerini benimle paylaşan, kıymetli zamanını bana ayırıp sorularıma sabırla cevap veren, bana her fırsatta yardımcı olan saygıdeğer danışman hocam Prof. Dr. Tahir Hikmet KARAKOÇ'a sonsuz teşekkürlerimi sunarım.

Tez sürecinde bana yardımcı olan ikinci danışmanım Doç. Dr. Özge YETİK hocama ve tezin tamamlanması doğrultusunda bana ışık tutan Prof. Dr. Mehmet Ziya SÖĞÜT hocama minnettarım.

Zarifa GULİYEVA

ETİK İLKE VE KURALLARA UYGUNLUK BEYANNAMESİ

Bu tezin bana ait, özgün bir çalışma olduğunu; çalışmamın hazırlık, veri toplama, analiz ve bilgilerin sunumu olmak üzere tüm aşamalarında bilimsel etik ve kurallara uygun davrandığımı; bu çalışma kapsamında elde edilen tüm veri ve bilgiler için kaynak gösterdiğimi ve bu kaynaklara kaynakçada yer verdiğimi; bu çalışmanın Eskişehir Teknik Üniversitesi tarafından kullanılan “bilimsel intihal tespit programı”yla tarandığını ve hiçbir şekilde “intihal içermediğini” beyan ederim. Herhangi bir zamanda, çalışmamla ilgili yaptığım bu beyana aykırı bir durumun saptanması durumunda, ortaya çıkacak tüm ahlaki ve hukuki sonuçları kabul ettiğimi bildiririm.

Zarifa GULİYEVA

İÇİNDEKİLER

Sayfa

BAŞLIK SAYFASI	I
JÜRİ VE ENSTİTÜ ONAYI.....	II
DANIŞMAN ONAYI	III
ÖZET	IV
ABSTRACT.....	V
TEŞEKKÜR	VI
ETİK İLKE VE KURALLARA UYGUNLUK BEYANNAMESİ.....	VII
İÇİNDEKİLER	VIII
TABLolar DİZİNİ	X
ŞEKİLLER DİZİNİ	XI
GÖRSELLER DİZİNİ	XII
SİMGELER VE KISALTMALAR DİZİNİ.....	XIII
1. GİRİŞ.....	1
2. LİTERATÜR TARAMASI.....	3
2.1. Uzay Uydularında Kullanılan Batarya ve Güç Sisteminin Performans Parametreleri.....	3
2.2. Uzay Uydularında Batarya Kullanımı	5
3. METODOLOJİ.....	8
4. UYDULAR VE UYDU ÖZELLİKLERİ	10
4.1. GEO uyduları	10
4.2. LEO uyduları.....	12
4.3. MEO HEO uyduları.....	13
5. UZAY ORTAMINDA BATARYAYA ETKİ EDEN FAKTÖRLER.....	16
5.1. Uzay Ortamına Uygunluk	16
5.2. Yaşlanma.....	17

5.3. Radyasyon.....	18
5.4. Titreşim ve Şoklar	22
5.5. Sıcaklık Dağılımı	25
6. UYDU BATARYA TEDARİKÇİLERİ VE TEKNOLOJİLERİ	27
6.1. ABSL	27
6.1.1. Ticari kullanıma hazır hücre (COTS) teknolojisi.....	28
6.1.2. Uydu Bataryalarında Pil Konfigurasyonları.....	29
6.2. Mitsubishi Electric Corporation – MELCO.....	32
6.3. Quallion.....	34
6.3.1. Sıfır Volt teknolojisi (Zero-Volt™).....	35
6.4. SAFT	36
7. BATARYA TASARIMININ İNCELEMESİ	38
8. BULGULAR VE DEĞERLENDİRMELER.....	42
8.1. Uydularda Enerji Tüketimi Analizi:	42
8.2. Sahada Araştırma Sonuçları.....	44
8.3. Sezgisel yöntem ile AHP Analizi Sonuçları.....	45
9. SONUÇ	47
KAYNAKÇA.....	48
ÖZGEÇMİŞ	

TABLÖLAR DİZİNİ

Sayfa

Tablo 2.1. Klasik uydular için batarya gereksinimleri (Knap, 2020).....	7
Tablo 5.1. ABSL 8s52p 28V 78Ah Li-ion bataryanın SRS testi değerleri (http-6)....	24
Tablo 6.1. ABSL 18650HCM batarya özellikleri (http-7)	27



ŞEKİLLER DİZİNİ

Sayfa

Şekil 3.1. Metodolojide kullanılmış metotlar	8
Şekil 5.1. Yapay Sinir Ağı ile batarya voltaj değişimi tahmini (Rodrigues,2021)....	18
Şekil 5.2. 21 C, 250 mA 1.5 V aralığında farklı radyasyonlarda deşarj.Farklı Li bileşenli (Li/CFXMnO ₂ D) bataryalarınradyasyon altında değişiklikleri (Jones, 2020)	22
Şekil 5.3. 6S2P UNION/Lian-Hé uydu bataryasının izometrik görünümü (López, 2019)	23
Şekil 5.4. <i>Y ekseninde (a) sinüzoidal yükün ve Z ekseninde (b) rastgele yükün sonucu 2D elemanlarda Von Mises geriliminin dağılımı (López, 2019)</i>	24
Şekil 6.1. Uzay uyduları bataryalarında kullanılan S-P (a) ve P-S (b) topolojileri (Borthomieu,2014).....	31
Şekil 6.2. Ticari Sony 18650 hücre ve Quallion Zero- Volt hücre, sıfır volt depolamadan sonra kapasite koruma (Visco, 2012)	36
Şekil 7.1. Açık devre şarj durumunda eski kimya ve yeni nesil hücrelerin kendi kendine deşarj oranının karşılaştırılması (Gitzenanner, 2012)	41
Şekil 8.1. Telekomünikasyon uydularının ana sistemlerinin ortalama enerjidağıtımı (%).....	43
Şekil 8.2. 78 Ah (2276 Wh) bataryalı telekomünikasyon uydusunun ana sistemlerinin ortalama enerji dağıtımı (Wh).....	43
Şekil 8.3. Uydu bataryaları için kriterlerin dağılımı.....	44
Şekil 8.4. Kriterlerin AHP analizi sonucu	45

GÖRSELLER DİZİNİ

Sayfa

Görsel 4.1. LEO,MEO,GEO yörüngeli uyduların yerleşkesi (http-1)	10
Görsel 4.2. Azerspace-1 GEO yörünge telekomünikasyon uydusu (http-2).....	12
Görsel 4.3. ScanSat Leo yörünge gözlem uydusu (http-3)	12
Görsel 4.4. Glonass MEO yörünge uydusu (http-4)	14
Görsel 5.1. Mikro meteoridin çarpması sonucu batarya üzerinde test görüntüsü (http-5)	17
Görsel 6.1. DS-2000 platformu için tasarlanmış MELCO Li-ion Batarya Yeterlilik Modeli (Seko, 2003)	32
Görsel 6.2. LIBM100A24SB model batarya (Borthomieu,2014).....	34
Görsel 6.3. Quallion 72Ah hücreli batarya (QL075KA) (Borthomieu,2014).....	35

SİMGELER VE KISALTMALAR DİZİNİ

AHP	: Analytic Hierarchy Process (Analitik Hiyerarşi Süreci)
BCS	: Battery Control System (Batarya Kontrol Sistemi)
BCHC	: Battery Charge and Heating Controller (Batarya Şarj ve Isı Kontrol)
CEA	: Alternative Energies and Atomic Energy Comission (Alternatif Enerjiler ve Atom enerjisi Komisyonu)
COTS	: Commercial Off-The-Shelf (Ticari Kullanıma Hazır)
DDD	: Displacement Damage Dose (Yerdeğiştirme Hasar Dozu)
ESA	: European Space Agency
ELDRS	: Enhanced Low Dose Rate Sensitivity (Geliştirilmiş Düşük Doz Hızı Hassasiyeti)
EPS	: Electrical Power System (Elektrik Güç Sistemi)
EOL	: End of Life (Batarya Ömrü)
FDIR	: Fault Detection,İsolation and Recovery (Hata Tespiti,İzasyon ve Kurtarma)
FPGA	: Field Programmable Gate Arrayda Programlanabilir Koruma Dizinleri)
GEO	: Geostationary Earth Orbit (Jeostatik Dünya Yörüngesi)
HEO	: High Earth Orbit (Yüksek Dünya Yörüngesi)
MEO	: Medium Earth Orbit (Orta Dünya Yörüngesi)
NASA	: National Aeronautics and Space Adminstration (Ulusal Havacılık ve Uzay Dairesi)
MLI	Multi-Layer İnsulation (Çok Katmanlı Yalıtım)
LEO	: Low Earth Orbit (Düşük Dünya Yörüngesi)
PV	: Photovoltaic (Fotovoltaik)
SEE	: Single Event Effects (Tek Olay Etkileri)
SBS	: Simplified Balancing System (Basitleştirilmiş Dengeleme Sistemi)
SOH	: State of Charge (Şarj Durumu)
SRS	: Shock Response Spectrum (Şok Tepki Spektrumu)
TID	: Total Ionizing Dose (Toplam İyonlaştırıcı Doz)
THEOS	: Thai Earth Observation System (Thai Yer Gözlem Sistemi)

YSA	: Yapay Sinir Ağı
P _l	: Yüklerin gerektirdiği güç
T	: Tutulma süresi
DOD	: Deep of Discharge (Deşarj derinliği)
η	: Cihazlar ve bataryalar arasındaki verimlilik



1. GİRİŞ

Uzayın derinliklerine gönderilen uydular, bilimsel araştırmalardan iletişim sistemlerine kadar pek çok farklı görev için kritik bir rol üstlenmektedir. Uzaya gönderilen uyduların çeşitli görevler için enerji ihtiyacı vardır ve bu enerjiyi sağlayan en önemli bileşenlerden biri bataryalardır.

1957 yılında fırlatılan ilk Rus uydusu Sputnik, gümüş-çinko bataryalar ile techiz edilmiştir. 1960'lı yılların başında uydu ihtiyaçlarının ve dolayısıyla sistemlerinin artmasıyla birlikte şarj edilebilir sistemler uydu görevleri için geliştirilmiştir. İlk telekomünikasyon uydusu olan Telstar 1, Ni-Cd batarya kullanılarak 1962 yılında fırlatılmış ve ABD'den Avrupa'ya TV yayınına izin veren ilk uydu olarak tarihe geçmiştir (Borthomieu, Y., 2012).

Diğer bataryalara göre lityum bataryalarının genel performans özellikleri arasında yüksek özgül enerji yoğunluğu ($>300 \text{ Wh/l}$, $>150 \text{ Wh/kg}$), güç kapasitesi ($>6000 \text{ W/kg}$), çok iyi takvim/ döngü ömrü ($>10 \text{ yıl}$, $>50.000 \text{ döngü}$, %40 deşarj derinliği) ve geniş sıcaklık çalışma aralığı (-40°C , $+70^\circ\text{C}$) gibi özellikler bulunmaktadır (Scott, W.R.C., 1979).

Avrupa'nın önde gelen uydularından biri olan CNES'in Diapason 1 uydusu, ilk silindirik Ni-Cd Saft bataryasıyla Şubat 1966'da fırlatılmıştır. Ni-Cd teknolojisinin dayanıklılığı ve güvenilirliği nedeniyle bu teknoloji uzun süre bu uydularda kullanılmıştır. Bu bataryalar hala belirli "Düşük Dünya Yörüngesi (LEO)" ve sabit "Jeostatik Dünya Yörüngesi (GEO)" platformlarında kullanılmaktadır. Örneğin, Eylül 2012'de fırlatılan Spot 6 uydusu, Saft tarafından üretilen 40 Ah Ni-Cd bataryasıyla çalışmaktadır (Borthomieu, Y., 2014).

Hafıza etkisinden, çevresel olarak zararlı kadmiyum içermesinden ve düşük özgül enerji kapasitesinden dolayı ($\approx 30 \text{ Wh/kg}$), Ni-Cd bataryaları 1980'lerin başlarında kısmen Ni-MH teknolojisi ile değiştirilmiştir. Bu değişim özellikle Dünya ile eşzamanlı hızda hareket eden jeosenkron uydular için önemli bir ağırlık tasarrufu sağlamıştır. Çünkü Ni-MH hücreleri, Ni-Cd'ye kıyasla iki katı özgül enerjiye sahiptir. Dolayısıyla, bu teknoloji özellikle 1990'ların başında yüksek güçlü telekomünikasyon uydularında geniş çapta kullanılmaya başlamıştır.

Uydu güç sistemleri, 2000'li yılların başından itibaren aşamalı bir şekilde lityum iyon (Li-ion) teknolojisine geçiş yapmıştır. Uzay çağının başlangıcından itibaren uydu batarya sistemleri, şarj edilemeyen sistemlerden şarj edilebilir sistemlere kadar çeşitli

teknolojiler kullanmıştır. Uydunun ömrünün artmasıyla birlikte, uzayda kullanılmak üzere şarj edilebilir sistemlere olan gereksinim ortaya çıkmıştır.

Uyduların yönetilebilirliği ve kontrol sistemlerinde önemli değişimler, teknolojik ilerlemelerle birlikte meydana gelmiştir. Bu yapılar arasında batarya teknolojileri, kapasite ve kullanım avantajları açısından daha güçlü hale gelmiştir. Örneğin, Li-ion teknolojisinin sağladığı yüksek özgül enerji (120-140 Wh/kg) sonuçları, batarya gelişimini hızlandırmıştır. Li-ion teknolojisinin sayısız avantajları sayesinde (örneğin; düşük termal dağılım, minimum kendi kendine deşarj ve yüksek enerji yoğunluğu vs.) Jeostatik Dünya Yörüngesi, Düşük Dünya Yörüngesi ve Orta Dünya Yörüngesi (MEO) uyduları için bu bataryalara geçiş çok hızlı bir şekilde gerçekleşmiştir.

Uydu endüstrisi, enerji yoğunluğu yüksek lityum içerikli batarya teknolojisini kullanan ilk sektör olmaktadır. Kayıtlara göre, 2012 yılının sonunda dünya genelinde 200'den fazla uydunun lityum iyon bataryalarla fırlatıldığı tespit edilmiştir ([http-5](http://5)).

Uydu teknolojileri, kullanıldıkları alana göre işlevsel farklılıklar sergilemektedir. Bu durum, uyduların kullanım amaçlarıyla tanımlandıkları işlevlerle uyumlu olarak sürdürülebilir, etkin ve dinamik kontrol yapılarını gerektirmektedir. Bu kapsamda, enerjinin sürdürülebilirliğini desteklemeye yönelik olası çalışmalar vasıtasıyla bilgi yönteminin geliştirilmesi veya tanımlanması gerekmektedir. Günümüzde literatürde oldukça sınırlı olan enerji gereksinimi ve bu gereksinimi etkileyen faktörlerin tanımlanması, bu tezin odak noktasını oluşturmaktadır. Bu amaçla aşağıdaki sorular üzerinde durulmuştur;

1. Öncelikle, bir uydunun enerji gereksinimi ve kullanım davranışları nelerdir?

2. Uydunun enerji gereksinimlerinde kullanılan bataryaların teknik yeterliliklerini geliştirmek için buna etki eden parametreler tanımlanabilir mi?

Bu çalışma, ABSL, Mitsubishi Electric Corporation, Quallion, SAFT gibi farklı tedarikçiler tarafından üretilen ve önerilen belirli uydu uygulamalarını, farklı hücre ve batarya kavramlarını ve tasarım özelliklerini açıklamaktadır. Uydularda kullanılmakta olan Li-ion bataryalar, 6 kriter göz önünde bulundurularak değerlendirilmiş ve uzay alanında çalışan mühendisler tarafından bu kriterlerin öncelik sıralaması belirlenmiştir. Alanın özgünlüğünü gösteren ilgili nitelik gereksinimleri de tartışılmıştır.

2. LİTERATÜR TARAMASI

2.1. Uzak Uydularında Kullanılan Batarya ve Güç Sisteminin Performans Parametreleri

Uydu performansını doğrudan etkileyen batarya özellikleri hakkında yapılan literatür taramasının özeti aşağıda sunulmaktadır. İncelenen performans parametrelerine dayalı olarak çalışmanın temelini oluşturan faktörler belirlenmiştir.

Lee vd. (1988), “EASY5” yazılımı kullanarak oluşturdukları dinamik sistem modellerini analiz etmek etmişlerdir. Tek yörünge simülasyonları için yörünge döngüsü boyunca şarj ve deşarj cihazlarının modellerini kullanarak gözlem sonuçlarını paylaşmışlardır.

Broussely vd. (1999), tarafından çeşitli ürünler üzerine yapılan araştırmalardan elde edilen sonuçlara göre, lityum iyon sistemlerinin küçük taşınabilir bataryalarda kullanılmasının yanı sıra diğer uygulamalara da katkı sağladığı belirlenmiştir. Elde edilen verilere dayanarak, kurşun asitli bataryaların kontrolsüz kullanım sırasında çevresel koşullardan olumsuz etkilendiği gözlemlenmiştir. Bu araştırmanın, geleneksel bataryaların yüksek bakım maliyetinden ve entegresinin zorluğundan uzaklaşmak için gelecek araştırmalara katkı sağladığı söylenebilmektedir.

Marsh vd. (2001), yerli üreticiler tarafından farklı boyutlarda prototip hücreler yapılmış ve NASA ile Hava Kuvvetleri tarafından değerlendirilen lityum iyon bataryaların geliştirilmesine yönelik farklı bir yaklaşım sergilemişlerdir.

Tancredi vd. (2002), mikro uyduların güneş bataryaları konfigürasyonları, mikro uydu sistemleri ve bataryaları için gerekli enerji temini konularında kapsamlı bilgi sunan araştırma gerçekleştirmişlerdir.

Gave vd. (2003), yaptıkları elektrokimyasal tasarım testi sonucunda bataryaların çalışma sıcaklık aralığının -10°C ile $+40^{\circ}\text{C}$ 'ye kadar genişletilebildiğini ve deşarj sıcaklık aralığının ise -40 ile $+40^{\circ}\text{C}$ 'ye kadar kabul edilebilir olduğunu göstermişlerdir. Bu araştırma, bu bataryaların %97'den daha fazla enerji verimliliğine sahip olduğunu ortaya koymaktadır ve gelecek araştırmalara yön verebilecek bulgular içermektedir.

Ulrich vd. (2009), GaAs güneş bataryaları ve lityum iyon ikincil bataryaya sahip ESMO uydusunun elektrik sistemi tasarımıyla ilgili araştırmalar sunmuşlardır.

Morozov vd. (2011), güneş panelleri üzerine yapılan tasarım araştırmalarını inceleyerek, uydular için önemli bir enerji kaynağı olan bu panellerin özelliklerini sergilemişlerdir.

Gitzendanner vd. (2012), tarafından Yardney Teknik Ürünleri'nin üretmiş olduğu yeni nesil lityum iyon bataryalar üzerine araştırmalar gerçekleştirmiştir. Batarya testlerinin sonuçlarına göre, batarya kapasitesinin (sabit bir hücre hacmi için) %20'ye kadar arttığı, hız ve performansın uzun vadeli iyileştiği belirlenmiştir. Bu yeni nesil kimyanın, insanlı veya insansız uzay uygulamalarına uygunluğunu göstermektedir.

Williard vd. (2013), çalışmalarında, batarya arızaları yaşanan Dreamliner Boeing 787'den yola çıkarak, lityum iyon batarya kalifikasyonu ve güvenilirlik değerlendirmesi yapmış ve bu alandaki zorluklar tartışmışlardır.

Duman vd. (2014), fotovoltaik etkiyle çalışan güneş panellerinin sıcaklık, nem ve ısı gibi faktörlere dair özellikleri inceledikleri bir çalışma yapmışlardır. Elde ettikleri sonuçlar, bu alandaki çalışmalara katkı sağlamaktadır.

Yayathi vd. (2016), uzay uydularında uydu ömrüne etki edebilecek faktörlerden birisi olan termal kaçaklar ile ilgili çalışma yapmış ve hızlandırılmış kalorimetri ile termal kaçak enerji salınımının deneysel karakterizasyonunu sunarak, daha güvenli termal yönetim sistemlerini destekleyen çözümleri ele alarak batarya ömrü ile ilgili araştırmalar sunmuşlardır.

Miller vd. (2017), bataryaların korunacak hücre tipine, tipik arıza modlarına ve batarya hücrelerinin kaybının kabul edilebilirliğine göre seçim imkanları üzerinde çalışma yapmışlar ve lityum iyon bataryalar için hücre duvarının delinmesine izin vermeden hayatta kalma gereksinimlerinin öneminden bahsetmişlerdir.

Bonneau E. ve Remy S. (2017), "Saft" batarya kategorisine ait "Ves16" bataryasını incelemişlerdir. Bir uydu bataryasının GEO yörüngede hangi gereksinimlere sahip olması gerektiğini açıklayan derin bir çalışma sunmuşlardır.

Buckle R. ve Roberts S. (2017) tarafından yapılan araştırmada, 4 farklı Ticari Kullanıma Hazır (COTS-Commercial Off-The-Shelf) lityum iyon hücreleri incelenmiştir. HCM ve NL hücrelerine göre daha düşük değişkenliğe sahip olan hücre tiplerinin sonuçları tartışılmıştır. Bu araştırma literatüre önemli katkıda bulunmuş, ABSL batarya sınıfının daha yüksek enerji yoğunluğuna, diğer bataryalarla kıyasta daha iyi döngü ömrüne ve hız kapasitesine sahip çeşitli türlerin mevcut olduğunu göstermektedir.

Remy vd. (2017), 3 farklı kalifikasyon bataryada karakteristik ve çevresel testler gerçekleştirmişlerdir. Uzay ortamının zor koşullarına uygun olacak şekilde GEO ve LEO yörüngeleri için kullanılabilir bir batarya tasarlamışlardır.

Zoppi vd. (2018), uyduların elektrik güç sistemine (EPS-Electrical Power System) uygulanmış olan çapraz modellere dayanan bir doğrulama yaklaşımı sunarak, uzay projeleri için elektrik gücünün üretilmesi, depolanması, düzenlenmesi ve aktarılmasından sorumlu elektrik bileşenleri ağına odaklanan bir çalışma sunmuşlardır.

Xiong vd. (2018), tarafından yapılan çalışmada lityum iyon bataryaların sağlık durumunun tahmin edilmesi için farklı yöntemler incelemişlerdir. Bu çalışmada, doğru çevirim içi kapasite tahmini ile kalan kullanım ömrü tahminine yönelik düşük hesaplama yüküyle batarya kapasitesini ve tahmin etmekle ilgili çeşitli yöntemler incelenmiştir.

Hermoso vd. (2018), çalışmalarında sıcaklık değişimleri veya deşarj/şarj döngülerinin sayısı dikkate alınmadan, deşarj seviyesine göre performans üzerine araştırma yapmışlardır.

Mostacciuolo vd. (2019), LEO uydusunun elektrik güç sistemi için bir arıza analizi önermişlerdir. Analiz, uydü ömrü üzerindeki etkileri ve hata dedektörüne atanacak uygun eşikler açısından hata hiyerarşisini belirlemeye olanak sağlamaktadır.

Gonzalez vd. (2020), Dünya gözlemlene ve uzaktan algılama uydusu olan Diwata-2nin batarya sistemi ve bütçesiyle ilgili testler yapmışlardır. Çalışma doğrultusunda, lityum iyon bataryaların Ni-MH bataryalarla yapılan kıyaslanması literatüre katkı sağlamaktadır ve batayların değişiminin nedenlerini açıklamaktadır.

Yörüngede görevlerini tamamlayan veya halen devam eden farklı nano, mikro ve mini uydular, Kopacz vd. (2020) tarafından sunulan araştırmada bir araya getirilmiştir.

Knap vd. (2020), 16 farklı CubeSat batarya üreticilerinin pazar araştırmasını yaparak, en sık kullanılan teknolojilerin 1,5 Ah'lık lityum polimer hücreleri ve 2,6–3,15 Ah arasında değere sahip silindirik lityum iyon bataryalar olduğunu gözlemlemişlerdir. Bu bataryaların enerji yoğunluğu ve diğer özellikleri açısından çok büyük farklılıklar gösterdiği sonucuna varmışlardır.

Rodrigues vd. (2021), faaliyette olan ve güneşle senkronize hareket eden uzaktan algılama uydusu olan CBERS-4 uydusunun batarya voltajı davranışı için nöral model araştırması yaparak kapsamlı analizlere olanak tanıyan bir operasyonel simülatör için yüksek doğrulukta bir model elde etme fizibilitesini incelemişlerdir.

2.2. Uzay Uydularında Batarya Kullanımı

Uzay uyduları, yapısal olarak amaçlarına , bulundukları yörüngelere (Bkz. Tablo 2.1) ve üretici şirkete göre değişiklik gösterebilirler de, oluşturduğu sistemler hemen hemen aynıdır. Bunlar içerisinde elektrik güç sistemi, termal kontrol sistemi, haberleşme sistemi,

yörünge belirleme sistemi gibi değişmez sistemler bulunmaktadır ve bu sistemler birbirileri ile sürekli iletişim halindedirler.

Elektrik güç sistemi, uzay aracını 7/24 enerji ile temin etmek üzere görevlendirilmiştir. Bu sistemin temel bileşenleri bataryalar ve güneş panelleridir. Güneş panelleri, güneşe 90 derece açı ile odaklanarak çalışmaktadır. Panellerin regülatörü maksimum 5A kesim akımına sahip olmaktadır. Yörüngeye yerleşmenin ilk yıllarında güneş panellerinin verdiği maksimum akım %97'nin üzerinde olmaktadır (Morozov, 2011).

Uydunun Güneş'i tam gördüğü dönemlerde uydunun tüm sistemlerine elektrik enerjisi ve tam uydu gücü sağlayan ana bileşenler, güneş dizileri veya güneş bataryalarıdır. Fotovoltaik güneş dizileri, uydu için en yaygın güç kaynağıdır ve güneş ışınlarını elektrik enerjisine dönüştürmektedir.

Yıl içerisinde ilkbahar ve sonbahar dönemlerinin her birinde yılda iki defa 44 günlük bir dönem içerisinde uydu, gün içerisinde Güneş'i kısmen görmekte, bazı günlerde ise hiç görememektedir. Ortalama 70 dakika süren bu süre zarfında tam uydu gücünü bataryalar temin etmektedir. Uydu bu dönemlerde şarja ayarlanmaktadır. Tutulma başladığı zaman depolanan enerji tüm sisteme bataryalar vasıtasıyla iletilmektedir. Kısmen tutulma dönemi yaklaştığında GEO uydular için bataryaların sağlık durumu sürekli denetlenmektedir. Her tutulma döneminde uydu enerji kullanımını seçilmiş amaca göre bir bataryadan sağlamaktadır. Gelecek tutulmada, tüm sistem enerjisiyi diğer bataryadan temin etmek üzere kullanıma hazırlanmaktadır. Batarya ömrünü uzatmak ve aşırı şarj etkisini önlemek amaçlanmaktadır. Bu sayede batarya ömrü ve kullanım durumu kolayca kontrol altına alınabilmektedir. İlk şarj etme sırasında bataryalar yüksek enerji yoğunluğu ile şarja başlamaktadır. Gerekli voltaja ulaşıldıktan sonra düşük enerji ile enerji depolanması temin edilmektedir.

Yapılan açık literatür taramasında uzay araçlarında kullanılan bataryalardan en verimli ve az riskli olarak bilinen lityum iyon bataryaların oldukça yaygın olarak uygulandığı görülmüştür. Bu nedenle çalışmada lityum iyon bataryaların uzay araçlarında kullanımı ile ilgili farklı alanlardaki araştırmalar incelenmiştir.

Tablo 2.1. *Klasik uydular için batarya gereksinimleri (Knap, 2020)*

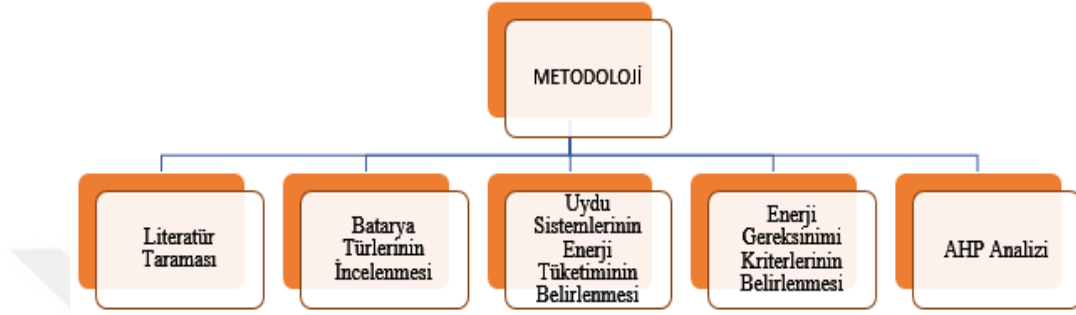
Gereksinimler	LEO	MEO/HEO	GEO
Yaşam ömrü (yıl)	2-15	18 ve üzeri	14 ve üzeri
Döngü (yıllık)	5500	90	180
Şarj akımı (C)	0.33	0.07-0.1	0.05-0.1
Deşarj derinliği (DOD, %)	10-40	60-80	60-80
DOD döngüye bağlı deşarj akımı	0.5-0.7	0.5-0.7	0.5-0.7
Sıcaklık aralığı (°C)	0-40	10-30 (tam tutulma) 0-30 (kısmen tutulma)	10-30 (tam tutulma) 0-30 (kısmen tutulma)
Radyasyona direnç	Düşük	Yüksek (Van Allen)	Yüksek (Van Allen)
Gravimetrik enerji yoğunluğunun önemi	Düşük	Yüksek	Yüksek

Bu çalışmada farklı batarya üreticilerinin uzay uyduları için tasarladığı bataryaların özellikleri ve gereksinimleri ele alınmıştır.

Geleceğin teknolojisi olan yapay zekâ üzerine yapılmış olan çalışmalar uzay uydularının elektron bileşenlerinin kısa sürede test edilebilmesini amaçlamaktadır.

3. METODOLOJİ

Bu tez çalışması, uydularda kullanılan Li-ion bataryaların enerji gereksinimlerini belirlemeyi amaçlamaktadır. Bu amaç doğrultusunda aşağıdaki metodlar ve yöntemler izlenmiştir (Bkz. Şekil 3.1):



Şekil 3.1. Metodolojide kullanılmış metotlar

1. Literatür Taraması: Çalışmanın başlangıcı, öncelikle mevcut literatürün derinlemesine bir taraması ile yapılmıştır. Bu tarama, Li-ion bataryaların uzay uydularındaki geçmiş ve mevcut kullanımı, enerji gereksinimleri ve performansı hakkında mevcut bilgilere ulaşmak için kullanılmıştır. Ayrıca, farklı uyduların çeşitli görevler için hangi batarya türlerini tercih ettiğini ve bu tercihlerin arkasındaki nedenleri anlamaya yardımcı olmaktadır.

2. Batarya Türlerinin İncelenmesi: Literatür taramasının ardından, farklı uzay uydularında kullanılan Li-ion batarya üreticilerinin batarya türleri belirlenmiştir. Bu aşamada, farklı batarya türlerinin teknik özellikleri, avantajları ve dezavantajları incelenmiştir.

3. Uydu sistemlerindeki enerji tüketiminin belirlenmesi: Yörünge sürecinde uyduların enerji gereksinimlerini temel alan bölümler belirlenmiştir. Bir telekomünikasyon uydusunda enerji tüketen bölümler “İletişim ekipmanları”, “Bilgisayar kontrol”, “İklim kontrol”, “Enerji dağıtımı ve yönetimi” ve “Yedekleme güç” sistemleri olmak üzere 5 bölümden oluşmaktadır. Gerçek uydu tasarım koşulları göz önüne alınarak gerçekleştirilen saha analizleri ile uydunun enerji dağıtım değerleri tespit edilmiştir .

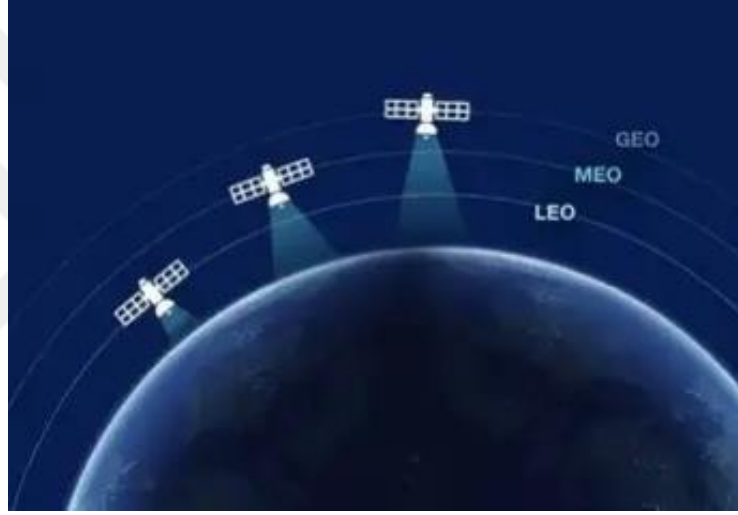
4. Bataryada enerji gereksinimine ilişkin kriterlerinin belirlenmesi: Örnek uyduların enerji gereksinimlerinin belirlenmesi için saha araştırması ve uydu teknolojileri alanında profesyonel mühendislerin yorumları sonucunda analiz verileri kullanılmaktadır. Bu aşamada, özellikle farklı uyduların farklı görevlerinin gerektirdiği enerji tüketim paternlerinin ve zirve enerji ihtiyaçlarının analizi yapılmıştır. Yapılan etütte 6 temel kriter belirlenmiştir. Bu 6 temel kritere uygun olarak soru anketi geliştirilmiştir.

5. AHP (Analytic Hierarchy Process - Analitik Hiyerarşi Süreci) Analizi: Toplanan anket verileri, Analitik Hiyerarşi Süreci (AHP) analizi kullanılarak değerlendirilmiştir. AHP, karmaşık karar verme süreçlerini daha objektif ve sistematik bir şekilde ele almayı sağlamaktadır. Bu analiz oldukça karmaşık karar verme sorunlarını sistematik ve yapıli bir şekilde ele almak için kullanılan birçok ölçüte sahip karar verme yöntemidir (Saaty, 2008). Ayrıca AHP örnek Li-ion batarya kullanan uyduların enerji gereksinimlerini karşılama kabiliyetini öncelikli duruma getirmek için geliştirilmiştir. Uydu teknolojileri alanında profesyonel mühendislerin yorumları sonucunda elde edilen analiz verileri kullanılarak AHP yöntemi ile öne çıkan “Ağırlık”, “Sürdürülebilirlik”, “Yaşlanma”, “Radyasyona direnç”, “Titreşime dayanıklılık” ve “Sıcaklık dağılımı” kriterleri önem sırasına göre incelenmiştir .

4. UYDULAR VE UYDU ÖZELLİKLERİ

Uyduların özellikleri, görev gereksinimlerine ve uzay yerleşimine göre belirlenmektedir. Uydu yerleşimi genellikle Görsel 4.1’de gösterildiği üzere LEO, MEO/HEO, GEO yörüngeleri ve derin uzaya bölünebilmektedir.

Örneğin, Dünya yüzeyinin ayrıntılı ve yüksek çözünürlüklü resimlerini kaydetmeğe adanmış uydular, genellikle Dünya’ya çok yakın Düşük Dünya Yörüngesine (LEO) yerleştirilir. Bu uyduların bulundukları yörüngeye ve özelliklerine göre; büyük (>1000 kg), orta (500-1000 kg), mini (100-500kg), mikro (10-100 kg) ve nano (1-10 kg) boyutları mevcuttur.



Görsel 4.1. LEO,MEO,GEO yörüngeli uyduların yerleşkesi ([http-1](http://1))

4.1. GEO uyduları

GEO uyduları, Dünya'nın ekvator planında dairesel yörüngeye yerleştirilmiştir. Bu uydular, yer durağan yörünge olarak adlandırılan ekvator düzleminde 24 saatlik bir dönüş periyoduna sahip dairesel ilerleme yörüngesinde yerleştirilmiştir. 35.786 km yükseklikte bulunan bu uydu yörüngesi,, Dünya'nın dönüş hızına eşdeğerdir. Bu nedenle uydular, Dünya'nın ekvatorunda bir noktada sabitlenmiş gibi görünmektedir. Bu yörüngesel konum, sabit iletişim amaçları için Dünya'nın ekvator düzleminde jeosenkron uyduları bulma teorisini ilk yayımlayan Arthur C. Clarke'ın adına Clarke Kuşağı olarak adlandırılmaktadır. Telekomünikasyon GEO uydusunun temel dezavantajı, devasa Dünya-uydu-Dünya mesafesi nedeniyle yaklaşık 250 ms'lik veri iletim gecikmesidir. Bu uydular, Dünya üzerinde bir nokta üzerinde sabit konumlandığı için, genellikle

telekomünikasyon operatörleri tarafından doğrudan (örneğin Intelsat, Eutelsat, Astra uyduları, vs.) TV yayını, radyo ve internet gibi hizmetleri sağlamak için kullanılmaktadır. GEO uyduları sadece haberleşme uygulamaları için değil, aynı zamanda Dünya gözlemi (uzaktan algılama) amacı için de kullanılmaktadır. Meteorolojik uydular da GEO yörüngelerde (örneğin Meteosat, Ulusal Okyanus ve Atmosfer Gözlem uyduları) konumlandırılabilirlerdir.

Ekinoks dönemlerinde (yılda 2 kez 44/45 gün) GEO uydusu, Dünya'nın gölge konisinden gün içerisinde sadece bir kez geçmektedir. Ekinoks dönemleri 21 Mart ve 23 Eylül (mevsim olarak da adlandırılmaktadır) tarihleri olarak bilinmektedir. Bir GEO uydusunun yıllık tutulma sayısı 90'a eşittir. Tutulma süresi sabit değildir ve ilk 22 gün boyunca 72 dakikaya kadar artabilirken, son 22 gün boyunca azalmaktadır. Bu uyduların kullanım süreleri uygulamaya göre 15-18 yıla kadar değişebilmektedir. Bu nedenle, gündönümü kullanımı dikkate alınmadan bataryanın tutulma süresi 1350 ila 1620 döngü (şarj/deşarj) olarak hesaplanmaktadır. Büyük miktarda enerji sağlamak için batarya yüksek DOD'lara (deşarj derinliklerine) hazırlanmaktadır. Nominal durum için tipik değerler %60-%80 arasındadır ve platforma bağlı olarak bu değer %80-%90'a kadar değişebilmektedir (Borthomieu, 2014).

Yakın zamana kadar, GEO uyduları yörüngede küçük iticiler kullanılarak yeniden konumlandırılmaktaydı. Bu iticiler, Coriolis kuvveti, ay çekimi ve güneşin radyasyonu gibi etkilerin uydunun yörüngesindeki kaymaları telafi etmek amacıyla kullanılmaktadır. Ancak, asal gaz (Ar veya Xe) iticilerine dayalı farklı bir sistem kullanan konumlandırma sistemleri giderek daha yaygın hale gelmektedir. Bu gazlar, iticilere plazma oluşturmak için elektrik gücü kullanılarak enerji sağlamaya yardımcı olmaktadır.

Yeniden konumlandırma işlemi günde birkaç kez gerçekleştirilebilmektedir. Bu işlemde elektrik sistemi (batarya dahil) kullanılmaktadır. Geleneksel kerosen tanklarına dayalı tasarımlara göre önemli ölçüde ağırlık tasarrufu sağlanmaktadır. GEO uydularının boyutu zamanla birkaç yüz kilogramdan 6 tonun üzerine çıkarılmıştır. Aynı zamanda, daha güçlü uydular için elektrik gücü birkaç watt'tan 20 kW'ın üzerine çıkarılmıştır.

GEO telekomünikasyon uydularında enerji yetersizliği veya enerji ihtiyacı olduğunda atılan adımlardan biri, “transponder” adı verilen yayım güçlendiricilerinden en fazla güç harcayanları devre dışı bırakmak veya sorunlu olan transponderi tamamen kapatmaktır. GEO telekomünikasyon uydularında enerjiyi en çok kullanan birimler

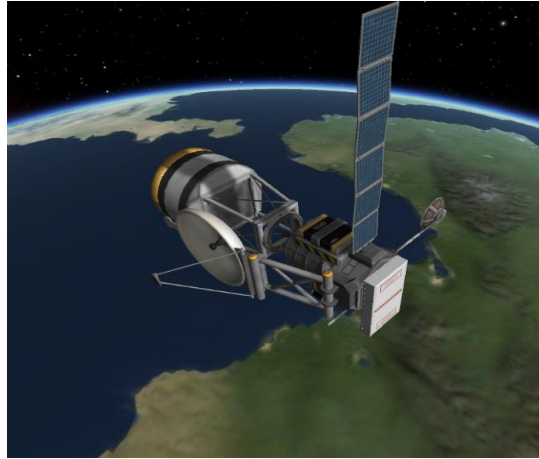
transponderler olmaktadır. Görsel 4.2’de, örnek GEO yörünge telekomünikasyon uydusu gösterilmektedir.



Görsel 4.2. Azerspace-1 GEO yörünge telekomünikasyon uydusu (<http-2>)

4.2. LEO uyduları

LEO uyduları, genellikle Dünya yüzeyinden 250-2000 km yükseklikte dairesel veya eliptik bir yörüngeye sahiptirler. Bu uydular, GEO yörünge uydularına kıyasla daha küçük ölçülere sahip olmaktadır. LEO yörüngeye yerleşerek yer yüzüne daha yakın bir konumda olması görevlerini daha iyi anlamamıza yardımcı olmaktadır. XPNav-1 (navigasyon), ERG-(radyasyon değerlendirme), ScatSat-1 (okyanus rüzgarlarına göre hava tahmini) , ScanSat (Bkz. Görsel 4.2) , Ofek-11 ve PeruSat (yüksek çözünürlüklü gözlem) gibi LEO yöründe uyduları, daha çok Dünya düzeyi üzerine araştırma yapmak amacıyla kullanılmaktadır (Kopacz, 2020).



Görsel 4.3. ScanSat Leo yörünge gözlem uydusu (<http-3>)

Yörüngenin periyodu 90 ila 120 dakika arasında değişebilmektedir. LEO uyduları düşük irtifaya sahip olduğu için oldukça yüksek hızlara (>25.000 km/h) sahip olmaktadır. Bu uydular, 24 saat içerisinde Dünya'yı 12 ila 16 kez dolaşabilmektedirler. Bu durum, bir LEO uydusunun 24 saat içinde minimum 12 ila 16 güneş ışığı ve gece periyodu yaşadığı anlamına gelmektedir. Dolayısıyla, bir LEO uydusunun, Dünya üzerindeki bir gözlemci için yerel ufkun üzerinde olduğu maksimum süre 20 dakikaya kadar olabilmektedir. Bu süreç verileri, görüntüleri ve fotoğrafları stratejik konumlara yerleştirilmiş seçili yer istasyonlarına aktarmak için kullanılmaktadır. LEO uyduları, ekvator düzlemine göre 0° ila 90° eğime sahip yörüngelere sahip olabilmektedir. Bu eğim tutulma süresinde küçük farklara neden olabilmektedir. 650 km irtifada, maksimum tutulma süresi 35 dakika olabilmektedir. LEO'daki uydular, yörüngenin kademeli olarak bozulmasına neden olan atmosferik sürüklemeyen etkilenmektedir. Tipik olarak, bir LEO uydusunun ömrü 7 ila 10 yıl arasında olabilmektedir. Bu tür uydular genellikle Dünya veya uzay gözlemi ve bilim amaçları için kullanılmaktadır. Hubble uzay teleskopu, Spot uydu ailesi (Dünya görüntüleme ve haritalama) ve askeri gözlem uyduları LEO uydularının önde gelen örnekleridir. Belirli bir yörüngede, her iki kutbu da kapsayan ve ekvator düzlemine belli bir eğimle yerleşmiş olan "kutupsal yörünge" uzayda sabit bir yörünge türü olmaktadır. Dolayısıyla, kutupsal yörüngede olan tek bir uydu belirli yer istasyonunun görüş alanı dışında kalsa bile, teorik olarak büyük kapsama alanına sahip olmaktadır. Bu durum "depola ve ilet" tipi bir iletişim sistemi için kabul edilmektedir. Erişilebilirlik farklı yörünge düzlemlerine birden fazla uydu yerleştirilerek geliştirilebilmektedir. Çoğu küçük LEO sistemi, kutupsal veya kutuplara yakın yörüngeler kullanmaktadır.

Globalstar ve Iridium gibi LEO takımyıldızları olarak da adlandırılan büyük LEO küresel iletişim sistemleri, çok sayıda uydudan (birkaç yörünge planında 90'a kadar konumlandırılmış) mobil iletişim ağı sistemi sağlamaktadır. Bu iletişim sistemleri, genellikle, sinyalin ulaşmasındaki gecikmenin daha az olmasından (20-30 ms) dolayı LEO yörüngeyi kullanmaktadır.

4.3. MEO HEO uyduları

MEO (Orta Dünya Yörüngesi veya Yüksek Enerji Yörüngesi) uyduları, genellikle yaklaşık 10.000 km yükseklikte dairesel/eliptik yörüngeler kullanmaktadır. Bu uyduların yörünge süreleri 6 ila 14 saat arasında değişebilmektedir. Küresel iletişim sistemi için bu

yörüngeler, küresel kapsama ulaşmak için yörünge düzleminde 2-3 adet uydu gerektirmektedir.

MEO uyduları, LEO sistemlerine benzer şekilde çalışmaktadır. Ancak, LEO ile karşılaştırıldığında, devir daha düşük sıklıkta gerçekleşmektedir. Bununla birlikte, iletişim gecikmesi ve boş alan kaybı daha fazla olabilmektedir. MEO uydu uygulamalarının iyi bilinen bir örneği, 10.355 km'de iki eğimli takımyıldızdır.

“Global Konumlandırma Sistemleri (GPS-Global Position System)” bu kategoriye ait edilmektedir. ABD'de GPS, Avrupa'da Galileo, Rusya'da Glonass (Bkz. Görsel 4.4) , Çin'de Beidou ve Hindistan'da IRNSS gibi konumlandırma takımyıldızları, altı adete kadar yörünge planı ve çok sayıda uydu (>24) kullanmaktadır (<http-4>) .



Görsel 4.4. Glonass MEO yörünge uydusu (<http-4>)

Üçgenleme ilkesine ve çok hassas atom saatlerine dayanarak, bir kullanıcının tam konumunun- boylam, enlem ve yükseklik- elde edilmesi için Dünya üzerinde en az dört uyduya ihtiyaç duyulmaktadır.

Yüksek Dünya Yörüngesi (HEO-High Earth Orbit) uyduları genellikle Dünya yüzeyinin 500 km üzerinde ve 50.000 km kadar yüksekliğe sahip bir tepe noktasına kadar uzanmaktadır. Yüksek kuzey enlemlerindeki konumlara iletişim hizmetleri sağlamak için yörüngeler 63.4°e eğime sahip olmaktadır. HEO yörünge sistemlerine örnek olarak, Dünya çevresinde 120° aralıklarla üç adet 12 saatlik yörüngede üç uydu konumlanan, apoje uzaklığı 39.354 km ve perijee 1000 km olan Rus Molniya sistemi gösterilebilir.

Uzay aracında, batarya performansının aracın tüm kullanım ömrü boyunca tam uydu gücü sağlayabilmesinin ana nedeni, tüm ekipmanlara ve onların dahil edildiği alt sistemlere, en küçük bileşenden en büyüğüne kadar hem statik hem de dinamik durumlarda enerji sağlayabilme yeteneğidir. Uydu veya uzay aracının, belirlenen süre

boyunca etkin ve ekonomik bir şekilde görevini sürdürebilmesi için tüm sistemler gibi elektrik sisteminin de tasarım ve test süreci dikkatle ele alınmalıdır. Ağırlık ve kütsel açıdan,uzay aracının kütsel merkezini etkilemeyecek ve hesaplanan ölçekte bataryaların minimum yer kaplaması uzay uyduları için önemli bir faktör olmaktadır. Uzay uydularında bazı sistemlerin aksine, uydu yeryüzünde fırlatılmaya hazırlanırken elektrik sistemi aktif durumda bulundurulmaktadır. Elektrik sisteminin aktif durumda olması tüm sistemin yer sistemleriyle haberleşmesinin oluşturulabilmesi açısından da büyük önem taşımaktadır. Batarya performansı; fırlatma-kalkış, yörüngeler arası ayrılma, seyir, değişken yörünge sıcaklıkları, yörüngede yerleştirme ve rutin manevralar göz önünde bulundurularak değerlendirmektedir.

Kalkış esnasında kapalı olan güneş panelleri, yörüngeye yerleştikten sonra açılarak yerleşme süreci boyunca uydunun enerji ihtiyacını karşılamaktadır. Tamamen yerleşme süreci boyunca bataryalar ve tüm sistem enerji teminini güneş bataryalarından karşılamaktadır. ESA araştırmaları sonucu elde edilen değerlendirmelere göre, bugüne kadar mevcut lityum iyon bataryaların uzaya uçuş sırasında bozulması gibi bir durumla karşılaşılmamıştır. Ancak bu bataryaların termal, elektriksel veya mekanik olarak kötüye kullanılması durumunda patlayabileceği belirtilmektedir.

Batarya performansını uzayda etkileyebilecek faktörler 5.bölümde açıklanmıştır.

5. UZAY ORTAMINDA BATARYAYA ETKİ EDEN FAKTÖRLER

Bu çalışmada, literatür araştırmalarında ortaya çıkan etki faktörleri, yapılan anket çalışmalarında temel girdi olarak kullanılmıştır. Bu bölümde, bu etki faktörlerine ilişkin açıklamalar geliştirilmiştir.

5.1. Uzay Ortamına Uygunluk

Bataryalar, kullanıldıkları uzay aracına bağlı olarak çok çeşitli özelliklere ihtiyaç duyabilmektedir. Bu uzay aracı; bir uydu, bir araştırma robotu, uzay teleskopu, tek seferlik roket veya Shuttle tarzı bir fırlatıcı olabilmektedir. Bu durumda uygunluk ve yeterlilik testleri, hücre kullanımının yanı sıra bu çalışmanın sonraki bölümlerinde yer alan uzay ortamının özelliklerini de (örneğin, radyasyon ve uzun süreli vakuma maruz kalma gibi) dikkate almalıdır.

ESA mühendisleri tarafından yörüngede patlama riski taşıyan ve terk edilmiş uyduların değerlendirilmesi amacıyla üç yıllık bir test kampanyası başlatılmıştır. Uzay bataryalarını aşırı ısınma, aşırı şarj etme, kısa devre yapma ve hatta mekanik travmalarla (kurşun sıkma gibi) test ederek, endüstri için faydalı sonuçlara ulaşabildikleri belirtilmektedir.

Fransa'nın Alternatif Enerjiler ve Atom Enerjisi Komisyonu'nun (CEA - Alternative Energies and Atomic Energy Commission) test sığınaklarında gerçekleştirilen araştırmalar arasında; harici ve dahili kısa devreler, yalıtım sorunlarından kaynaklanabilecek arızalar, veya üretim kusurları gibi diğer testler bulunmaktadır. Ayrıca, aşırı şarj etme ve ayrıca doğrudan aşırı ısınma çalışmaları yer almaktadır.

Uzay ortamında sıklıkla rastlanabilecek mikro meteorit veya uzay enkazı saldırısını simüle etmeyi amaçlayan bir çalışmada, bataryanın davranış şekli gözlemlenmiştir (http-5). Yörünge hızı 20 km/s olduğundan, bu hıza yer yüzünde ulaşmanın imkansız olduğundan, bunun yerine daha büyük mermi kullanılarak -0,8 mm yerine 8 mm bir mermi- aynı genel enerji elde edilmiştir.



Görsel 5.1. Mikro meteoridin çarpması sonucu batarya üzerinde test görüntüsü (<http-5>)

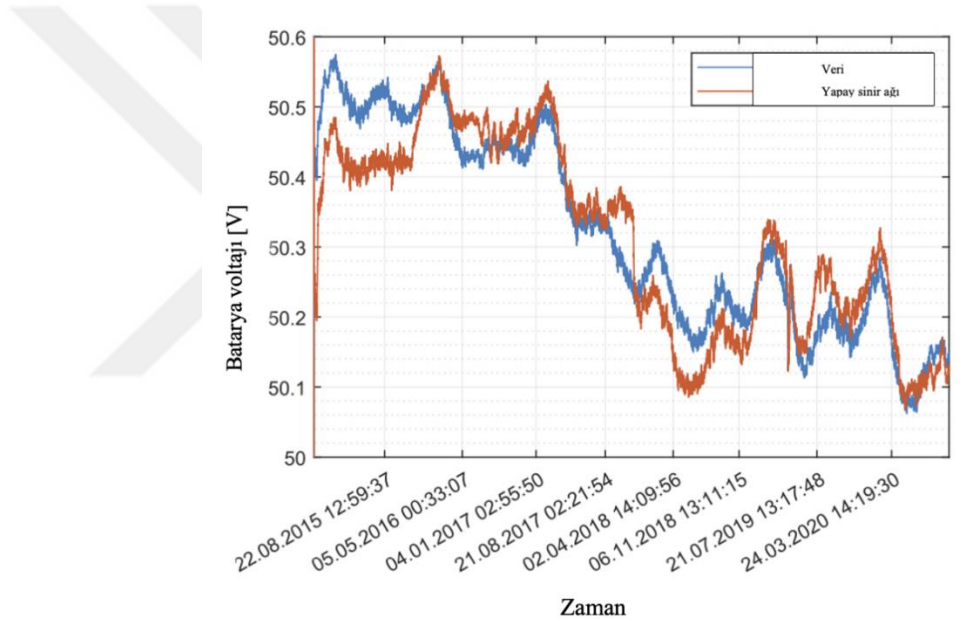
5.2. Yaşlanma

Uzay uyduları, zaman içinde birçok içsel ve dışsal etkene bağlı olarak yaşlanmaya maruz kalabilmektedir. Bu etkiler, uydunun ilk dönemindeki verimliliği ile yaşam dönemi sonundaki performansı arasında önemli farklılıklara neden olabilmektedir. Tüm uydular ve ekipmanları yerde yapılan testlere rağmen, gerçek ortamda tam olarak aynı performansı gösteremeyebilmektedir. Bataryalar da aynı şekilde yoğun kullanım, şarj/deşarj döngüleri, sıcaklık değişimi vb. nedenlerle farklı yaşam ömrüne sahip olabilmektedir.

Uzay araçlarının kullanımına bağlı olarak hesaplanan batarya ömrü uydunun yörüngesine ve amacına göre farklılık gösterebilmektedir. Yörüngenin yanı sıra, uydunun amacı ve bu amacı için gereken ekipman sayısı da bu süreyi etkileyebilmektedir. Örneğin LEO yörüngesinde faaliyet gösteren harita uyduları, GEO yörüngesinde bulunan telekomünikasyon uydulardan daha küçük bataryalara sahiptirler. Bu nedenle, önde gelen üretici firmaların, bu bataryalar için hesapladığı tahmini kullanım ömrü de daha düşük olmaktadır. Bataryaların tüm etkileri göz önünde bulundurulduğunda, gelecek performansı değerlendirmek amacıyla çeşitli testlere tabi tutulmaktadır.

Rodrigues vd. (2021), kendi araştırmalarında geleneksel simülasyonlardan farklı olarak yapay zekâ kullanarak uydu bataryasında oluşabilecek durumları test etmişlerdir. Uydu hazırlığı sürecinde simülasyon araçları, uzay görevinin başarılı bir şekilde sonuçlanmasında önemli bir rol oynamaktadır. Bu bağlamda, operasyonlar sırasında sağlık durumu ve bakım analizi için bir operasyonel uydu simülatörü kapsamında uygulanan modeller, mevcut uydu davranışını zaman ve dış etkenlerin sonucu olarak oluşabilecek olasılıkları yüksek bir doğrulukla yansıtmaktadır. Ayrıca, bir uydu

ekipmanının tüm analitik modellerini elde etmek, yaşlanma göz önünde bulundurulduğunda karmaşıktır. Bu makale, şu anda faaliyette olan ve Güneş ile senkronize olarak hareket eden uzaktan algılama uydusu CBERS-4'ün batarya voltajı davranışını yeniden üretmek için bir “Yapay Sinir Ağı (ANN- Artificial Neural Network)” önermektedir. YSA'nın en uygun ağ mimarisini bulmak için genetik algoritma kullanan bu uygulama, nöral modelde %1'den daha az bir hata sunmuştur. Bu yaklaşım, Şekil 5.1’de görüldüğü gibi yüksek doğrulukta bir model elde etme imkânı tanımaktadır ve yapay zekânın teknolojik kolaylığını kanıtlayarak daha kısa sürede daha doğru sonuçlar sunmaktadır.



Şekil 5.1. Yapay Sinir Ağı ile batarya voltaj değişimi tahmini (Rodrigues,2021)

5.3. Radyasyon

Dünyadan on binlerce km yüksekte kullanılan araçlar ile Dünya’da kullanılan araçların gereksinimleri büyük farklılıklar göstermektedir. Uzay ortamı için bu farklılıklardan ilki, radyasyonun uzay aracına ve onun ekipmanlarına etkisidir. Uzayda doğal ve yapay (insan kaynaklı) iki temel radyasyon türü bulunmaktadır. Doğal radyasyon kaynakları, Güneş sistemi dışından gelen kozmik radyasyon, güneş radyasyonu ve radyasyon kuşaklarında hapsolmuş parçacıklardır. Doğal ortamdaki parçacıklar genellikle elektronlar, protonlar ve ağır iyonlardan oluşmaktadır. Bir uydunun

belirli bir süre boyunca radyasyona maruz kalma düzeyi, yörüngeye ve güneş aktivitesine bağlı olarak değişebilmektedir. Güneş ve diğer gezegenlerin uzay ortamına salgıladığı radyasyonun dozu da farklı radyasyon değerlerine sahiptir. En küçük dozda radyasyon sonucu kalıcı hasarlar görülebilmektedir. Uzay ortamı, enerjileri MeV (Mega Elektronvolt) veya daha yüksek aralıkta olan enerjik parçacıkları, elektronlar ve iyonları içermektedir. Nükleer patlama, yapay radyasyon türüdür ve bu parçacıklar nötronlar ve fotonlar içermektedir. Uzayda görülen dört ana radyasyon etkisi özetle, “Toplam İyonlaştırıcı Doz (TID -total ionizing dose)”, “Tek Olay Etkileri (SEE -single event effects)”, “Yer Değiştirme Hasar Dozu (DDD -displacement damage dose)” olarak tanımlanmaktadır. Bu parçacıklar uzay ortamı için tasarlanmış araca şu şekilde zarar verebilir:

- TID: zamanla bileşenin kümülatif etkisinin bozulmasına yol açmaktadır.
- DDD: atomların orijinal konumlarından çıkması ile sonuçlanmaktadır.
- SEE: uydunun elektroniğinde bozulmalara/kilitlemelere/geçici olaylara neden olmaktadır.

Derin dielektrik şarjı, dielektriklere, devrelere ve malzemelere zarar verebilen bir deşarja neden olabilmektedir. Bu durum enerjik bir elektron tarafından hasara neden olabilmektedir. Genellikle, bileşenleri bu tür radyasyondan korumak için ekranlama kullanılmaktadır. Ancak, en küçük uydu kategorilerinden olan Cubesat'tlerde, bu uyduların boyutları ve ağırlık kısıtlamaları nedeniyle koruma önlemleri oldukça sınırlı olabilmektedir.

Samwel vd. (2019), küçük uydu sistemlerinde maksimum ve minimum güneş aktivitesinin TID, DDD ve SEE gibi radyasyon türlerinin miktarı incelenmişlerdir. Yapılan araştırma sonucunda elektronik COTS bileşenlerinin test edildiği ve bazılarının 20-30 Krad'a kadar radyasyonda sağlam kaldıkları gözlemlenmiştir.

“VES16” hücresi üzerinde yapılan testler sonucunda, bu hücrelerin 5 MRad'a kadar radyasyon seviyelerine dayanabildikleri ispatlanmıştır. Radyasyona duyarlı olan batarya içeriğinin, “Basitleştirilmiş Dengeleme Sistemi” (SBS-Simplified Balancing System) çekirdek bileşeni olduğu görülmektedir. Bu bileşen, “Geliştirilmiş Düşük Doz Hızı Hassasiyeti” (ELDRS -Enhanced Low Dose Rate Sensitivity) testi ile 36 rad/s-1 oranında, 140 krad toplam dozda kalifiye edilmiştir.

VES16 bataryasının yörüngedeki yaşam süresinde bu SBS çekirdek bileşeninin bir kısıtlama olmadığını doğrulamak için Remy vd. (2017) tarafından QM1 modüllü VES16 batarya tasarımı için radyasyon ve ekranlama analizleri yapılmıştır .

Batarya tasarımı ve testleri sırasında bu dört görev durumu dikkate alınmalıdır:

- 700 km'de 12 yıllık LEO görevi;
- 1200 km'de 12 yıllık LEO görevi;
- 23616 km'de 10 yıllık MEO görevi;
- 35870 km'de 15 yıllık GEO görevi.

Ulrich vd. (2009), araştırmaları sonucunda lityum iyon bataryaların termal radyasyonunu ve elektrik güç sisteminin ağırlığını azaltmak amacıyla küçük batarya radyatörlerinin kullanımının verimli olduğu kanaatine varmışlardır. Ayrıca, Li-ion bataryalarının radyasyona dirençli olmasının yanı sıra elektrik sisteminde de büyük ölçekte faydalı olduğunu kanıtlanmıştır.

Radyasyon toleransı, Jüpiter ve uydularını çevreleyen yüksek radyasyon ortamı nedeniyle önemli bir endişe kaynağı olmaktadır. Uyduların gama radyasyonuna maruz kalma durumunda sterilizasyon tekniği (bu herhangi bir gezegene inen herhangi bir araç için yaşamın devam edebileceği kritik bir adımdır) tercih edilebilmektedir. Çünkü alternatif termal teknik (uzun süre yüksek sıcaklığa maruz kalma), Li hücrelerinde önemli kapasite kaybına neden olabilmektedir.

Jones vd. (2020), uzay ortamı için Li bileşenli bataryaları test etmişlerdir. Radyasyona maruz kaldıktan sonra hücrelerin enerjisinin ve kapasitesinin %2'den daha küçük oranda azaldığını tespit etmişlerdir. Açık devre voltajı ve empedans spektroskopisi ile ilgili eğilimler gözlemlenmiştir. Radyasyonun etkilerini daha iyi anlamak için silindirik Li/CF_x hücrelerinin yanı sıra materyal hücreleri de tek tek üç elektrotlu radyasyona maruz bırakılmıştır. Bu bileşen düzeyindeki testler, deneysel hücre testleriyle birlikte, tam bir hücredeki elektrolit/elektrot etkileşiminin ve iyonlaştırıcı radyasyona maruz kalmasının ardından artan empedansın ve azalan enerji/kapasitenin olası nedenlerini ortaya koymaktadır.

Herhangi bir şekilde oluşabilecek olumsuz etkileri önlemek ve birimleri bu etkiye hazırlamak adına alınmış önemlerden biri de “Hata Tespiti, İzolasyon ve Kurtarma (FDIR-Fault Detection, Isolation and Recovery)” sistemin kullanılmasıdır. FDIR sistemi uydularda önemli bir role sahiptir ve radyasyon dahil olmak üzere tüm birimlere etki edecek hatalar oluşması durumunda devreye girmektedir. Eğer radyasyonla ilgili

herhangi bir birimin değerinin değiştirilmesi gereken durumda sistem bildirim (flag) göstererek ve ilgili sistemlerin durumu kontrol altına alması için gerekli değer değişikliği veya mod değişikliği yapmaktadır.

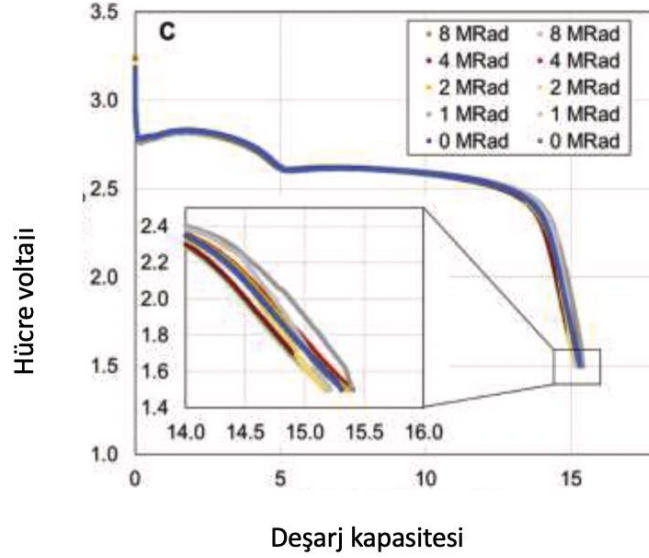
Selan vd. (2017), nano boyuttaki uyduların Li-ion bataryaları üzerine yaptıkları araştırmada, aşırı akım koruma devrelerine (akım sınırlayıcılar olarak adlandırılır) ve izleme zamanlayıcılarına dayanan ın kapsamlı kullanım nerisi sunmuş ve de iki seviyede FDIR içeren bir sistem önermişlerdir. LEO'da zorlu koşullarda çalışan bir nano uydunun güvenilirliğini artırmanın mümkün olduğuna dikkat çekmişlerdir. Bu yöntemin birincil odak noktası, özellikle Tek Olay Etkileri (SEE) olarak bilinen radyasyondan kaynaklanan arızaların önlenmesi olmaktadır. Ayrıca, bu yöntem tasarım hatalarından kaynaklanan sorunlar da dahil olmak üzere diğer arıza türlerinin nlenmesine de yardımcı olabilmektedir.

Araştırmada, flash tabanlı FPGA'lar (Field Programmable Gate Array-Alanda Programlanabilir Kapı Dizileri) kullanan nanouyduların, LEO yörüngesinden daha yüksek yörüngelerde radyasyonla ilgili FDIR politikası üzerine araştırma yapmışlardır. Bu politikaya göre, uydunun elektronik bileşenlerinde kalıcı bir hasar oluşmamasını sağlamak amacıyla düşük seviye FDIR ve yüksek kullanılabilirliği sürdürmek amacıyla yüksek seviye FDIR kullanımını analiz etmişlerdir. Düşük seviyeli FDIR için, flaş tabanlı bir FPGA içinde uygulanan bekçi uygulamaları, zamanlayıcılar ve hataya dayanıklı mantıkla birlikte üç tür akım sınırlayıcıdan oluşan hiyerarşik bir yaklaşım önerilmiştir. Çeşitli radyasyon kaynaklı arızaların etkileri, FDIR tekniklerinin bu etkileri nasıl hafiflettiğine göre analiz edilmiştir. Bu alışma, GEO için 2,25 mm alüminyum materyal üzerinde yapılmış olup FDIR politikasının kullanım uygunluğunu değerlendirmiştir.

Sinclair vd. (2013), araştırmasına göre COTS bileşen içeren bataryaların toplamda 30 krad'a kadar radyasyona dayanabildikleri belirtilmiştir. Bu nedenle batarya seçimi sırasında, 3 yıllık bir görev için yıl içinde 10 krad'lık radyasyona dayanabilecek bataryalar tercih edilmektedir.

Hlihazırda radyasyon tehditleriyle ilgili temel yaklaşım, tüm elemanların ve bataryaların radyasyona dayanıklı bir dış katmanla donatılmasıdır. Olası radyasyon durumunu da en aza indirmek ve diğer sistemleri bu durumdan koruyabilmek amacıyla, uçuş öncesinde tüm sistemler ve elemanlar ELDRS (Enhanced Low Dose Rate Sensitivity-Geliştirilmiş Düşük Doz Hızı Hassasiyyeti) testine tabi tutulmaktadır. şekil

5.2'de gösterilen radyasyon değeri aralığı belirlenmektedir. Eğer bu değerler NASA uygunluk standartlarına uymazsa, bu durumda bataryalar kullanılamaz.



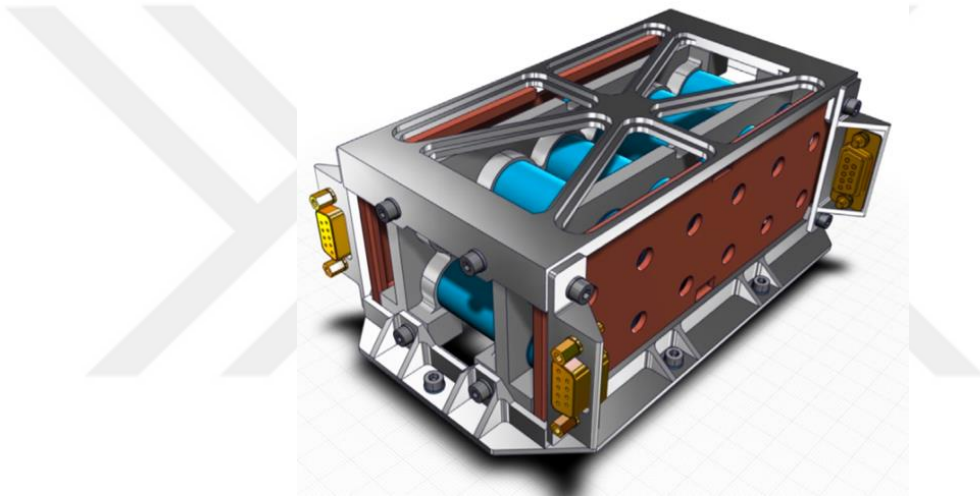
Şekil 5.2. 21 C, 250 mA 1.5 V aralığında farklı radyasyonlarda deşarj. Farklı Li bileşenli (Li/CFX MnO2D) bataryaların radyasyon altında değişiklikleri (Jones, 2020)

5.4. Titreşim ve Şoklar

Elektrik alt sisteminin tasarımı, uzay uygulamaları için çok önemli olduğundan tasarlanmış batarya performansını güvence altına almak amacıyla, kendi özel görevlerinin yanı sıra yapısal ve termal gereksinimlerini karşılamalıdır (Zoppi vd. 2018). Uzay görevleri için bataryaların tasarımında, geniş sıcaklık gradyanları, vakum koşulları, fırlatma ve fırlatıcı ile ayrılma sırasındaki aşırı titreşimler ve şoklar dikkate alınmaktadır. Bu tür etkilerden korunmak için bataryalar genellikle alüminyum kasa içerisinde izole edilmektedir. Uydu sistemleri ve bataryalar, yerden fırlatılma anında ve ağırlıklardan kurtulma sırasında şoklara fazlasıyla maruz kalabilmektedir.

Samsung INR 18650-25R hücre batarya titreşim testleri sırasında Li-ion bataryalar her eksen için (silindirik hücreli X ve Y ekseni) 7 Hz'den 200 Hz'e ve ardından 15 dakika boyunca tekrar 7 Hz'e kadar 12 kez tekrar test edilmek üzere toplam 3 saatlik teste tabi tutulmuştur. 7 Hz'den 18 Hz'e 1 g ve 200 Hz'e kadar 8 g (çap 1,6 mm) ivme sonucu ortaya çıkmıştır. Sonuç olarak sızıntıya rastlanmamış, voltaj düşüşü ise $\Delta V \leq 0.010V$ değeri göstermiştir (Jang, vd. 2015) .

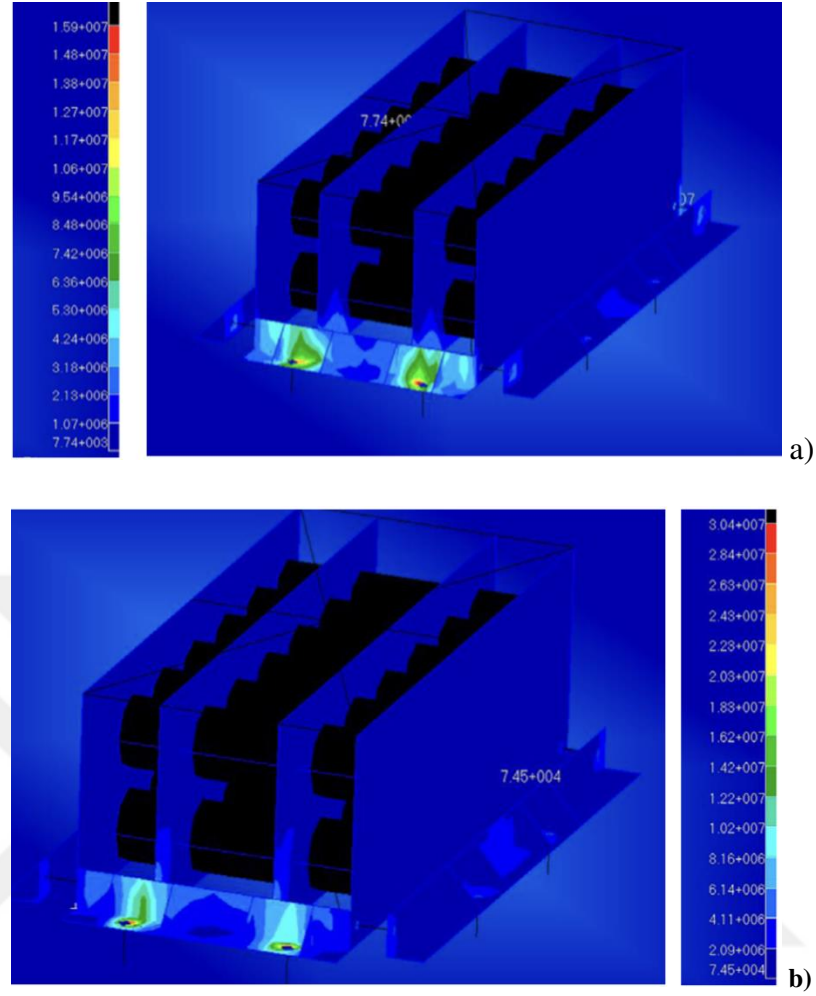
López vd. (2019), çalışmalarında UNION/Lian-Hé uydusunda kullanılan alüminyum kasa içinde 6S2P dizilimli Li-ion bataryası üzerine birkaç titreşim analizi yapılmışlardır. Yapının her bir malzemesi için güvenlik marjı hesaplanmıştır. Farklı yükleme durumlarında plastik olarak şekil değiştirme olasılığını ve değerini belirlemek için hesaplayarak değer belirten Von Mises gerilim testi önem taşımaktadır. Yapının maruz kaldığı maksimum yük, yapısal analizin temel amaçlarından biridir, dolayısıyla maksimum Von Mises gerilmesi sonuçları bu analizlerde elde edilmesi gereken en önemli sonuçlardan biridir. Testlere tabi tutulan bataryanın izometrik görüntüsü Şekil 6.3'te gösterilmektedir.



Şekil 5.3. 6S2P UNION/Lian-Hé uydu bataryasının izometrik görünümü (López, 2019)

Bahsedilen testlerde iki tür yük durumu- sinüzoidal yük ve rastgele yük analiz edilmiştir. Yük seviyeleri, diğer Li-ion bataryaların yeterlilik analizlerine göre seçilmiştir.

Y eksenindeki sinüzoidal yüklerin yanı sıra Z eksenindeki rastgele yüklerin bir sonucu olarak alüminyum çerçeve ve yalıtım plakalarındaki gerilim dağılımı Şekil 5.4'de gösterilmektedir. Mekanik arayüz, her iki durumda da oluşan gerilmeden daha fazla etkilenmektedir. Yapısal sonuçlar gereksinimlerine uygun olduğundan, ön tasarımın yapısal davranış açısından başarılı olduğu gözlemlenmektedir.



Şekil 5.4. Y ekseninde (a) sinüzoidal yükün ve Z ekseninde (b) rastgele yükün sonucu 2D elemanlarda Von Mises geriliminin dağılımı (López, 2019)

Tüm batarya üreticisi firmalar, kendi özgün yöntemlerini kullandıkları bataryaları üretmektedir. Bu sebeple tedarikçiler genellikle kendi batarya tasarımlarını önermektedirler. Fakat bazı elektronik bileşenler, parçalar ve yöntemler tüm tasarımlarda ortak olabilmektedir. Tüm bataryaların uydu duvarına sabitlenmesi için bir taban plakası veya benzeri bir yapı bulunmaktadır; bu taban plakası mekanik yapıyı desteklemektedir. Bu yapı titreşimi ve darbeyi önleyerek kullanım ömrünü uzatabilmek için önemli unsur olarak değerlendirilmektedir.

Tablo 5.1. ABSL 8s52p 28V 78Ah Li-ion bataryanın SRS testi değerleri (<http-6>)

Frekans	PF SRS Seviye Testi Q = 10
100	15 g
2,000	1600 g
10,000	2000g

5.5. Sıcaklık Dağılımı

Uzay ortamında, ısı dereceleri her açıda farklılık gösterebilmektedir. Bir nesnenin Güneş'e yakınlığı veya uzaklığı, onun ısınıp büyük ölçüde etkilemektedir. Bu durum, uydular için kullanımı son derece karmaşık hale getirmektedir. Uydunun oluşturulmasında kullanılan sistemler ve materyaller, en küçükten en büyüğe kadar kendilerinden ısı yayabilmektedir. Bu durumda, uydunun bulunduğu konumunun aşırı soğuk veya sıcak olması, gerekli önlemler alınmazsa tüm sistemin bozulmasına yol açabilmektedir. Diğer birimlerle karşılaştırıldığında, bataryaların kendi ısı yayma durumu, birbirlerine ve diğer sistemlere fazlasıyla zarar verebilmektedir.

Bataryaların yüksek sıcaklıklarda hızlı tepkilere sebep olabilecek durumlar için-örneğin, sürüklenen bir uydunun yörüngesel güneş ışığı altında hasarlanması gibi- bazen koruma sistemlerinin çok hızlı devreye girmesi gerekebilmektedir. Bu sebeple, uydu dahilinde bataryalar özel folyolarla birbirlerinden ve diğer ekipmanlardan korunmaktadır. Bunun yanı sıra sıcaklığı ele alan aktif ve pasif sistemler uydu bilgisayarına bağlı olarak, ısıyı doğru yönlendirme işlemi görmektedirler. Batarya sistemi içindeki “Batarya Şarj ve Isı Kontrol sistemi (BCHC -Battery Charge and Heating Controller)” şarj ve deşarj durumlarında bataryanın zarar görmemesi adına “Batarya Yönetim Sistemine (BCS- Battery Control System)” bağlı olarak çalışmaktadır. BCHC, güneş ışığı olduğu sürece bataryaları şarj etmekte ve batarya sıcaklığını kontrol etmektedir. “Batarya Şarj Kontrol Modülü” bataryayı güneş ışığı altında şarj etmekle yükümlüdür. Batarya voltajı sıcaklık kombinasyonlu bir voltaj limit eğrisine ulaştığında şarjı durdurmakla görevlidir.

Uzay aracı elektroniğinde, pasif ve aktif termal kontrol elemanları kullanılmaktadır. Pasif elemanlar, genellikle özel bir enerji tüketmezler; amaçları ise ısıyı dengelemektir. Elektrik hücresi ara bağlantıları için kablolama kullanılmaktadır. Tel özellikleri, akım ve sıcaklıkla ilgili gereksinimler göz önünde bulundurularak seçilir. İstenmeyen yanlış bağlantılardan korunmak için güç bağlantısı ve telemetri için konektörler kullanılmaktadır. Bataryanın içindeki tüm bu elektroniklerin oluşturduğu ısıyı düzenlemek ve kontrol etmek amacıyla ‘ısıtıcılar’ ve ‘termistörler’ gibi belirli termal parçalar da eklenmektedir. Toplanan tüm ısı akışı, taban plakası aracılığıyla dışarı aktarılır. Vakum koşulları nedeniyle yörüngede yalnızca iletim sistemi çalışmaktadır. Bataryayı uydudan ayırmak için batarya, ‘Çok Katmanlı Yalıtım (MLI- Multi-Layer Insulation)’ ile kaplanmaktadır. Bu MLI, uydunun hemen hemen tüm bölgelerinde pasif eleman olarak kullanılmaktadır.

Mars keşif sistemi “NETLANDER” ile ilgili yapılan araştırmada, 87 W-saat enerjiye sahip bataryanın –10 Celsius’ta beklenen deşarj oranı %95 iken %97.7 olarak gözlemlenmiştir. Bu sonuç negatif sıcaklıklarda deşarj oranının önümlü ölçüde etkilendiğini göstermektedir (Gave vd. 2004).

THEOS uydusunda kullanılan ABSL 18650HCM sınıfı bataryanın deşarj olma aralığı -5°C ila 45°C arasında, şarj aralığı ise 0°C ile 45°C olarak belirlenmiştir.

Uydu sistemleri, herhangi bir sorun oluşması durumunda elektrik güç sistemi dahil olmak üzere tüm birimlerdeki sorunlu bağlantıları devre dışı bırakabilmeleri amacıyla tasarlanmaktadır. Uydular genellikle tüm birimlerinde kullanılan ekipmanlar için yedeklere sahiptirler. Bu ekipmanlar, performansları sırasında herhangi bir bozulma durumunda yedekleri ile değiştirilebilmektedirler. Bu nedenle tüm birimlerin sağlık durumu, yaşlanma ve performans parametreleri her yıl yer istasyonu tarafından denetlenmekte ve gözlemlenmektedir.

6. UYDU BATARYA TEDARİKÇİLERİ VE TEKNOLOJİLERİ

6.1. ABSL

ABSL (bir diğer adıyla AEA Technology), SONY şirketi ile iş birliği yaparak uzay endüstrisi için diğer tedarikçilerden farklı bir yöntem kullanarak Li-ion bataryaları geliştirmiştir. Önceki bölümlerde bahsedilen ticari kullanıma hazır COTS hücrelerinin kullanımıyla, elektronik dengelemeye ihtiyaçlarını ortadan kaldıran ve uzun süre boyunca çalışabilen basit tasarımlı batarya özellikleri ve bazı karmaşık sorunları çözebilme yeteneğiyle öncü tedarikçilerden biri olmuştur. ABSL tarafından kullanılan COTS hücrelerin en yaygın boyutu, 18650 faktörüdür. Bu tedarikçiyi diğer firmalardan ayıran ana neden, birkaç modül telemetrisi ile kısa sürede çok büyük miktarda hücrenin test edilebilmesi olanağını sunmasıdır. Özellikle araştırmalar, standart bir küçük hücre kalifikasyon işleminin 2000'den fazla hücre kullandığını göstermektedir.

18 Mrad hücre seviyesinde radyasyona maruz kalma durumunda LEO'da yer alan “Thai Earth Observation System (THEOS)” uydusunda kullanılan ABSL 8s52p 28V 78Ah özellikli bataryada ~%5 kapasite değişimi meydana gelmiştir. Ancak, 1 Mrad'tan düşük radyasyon değerinin etkisi göz ardı edilebilmektedir. Söz konusu batarya özellikleri Tablo 6.1’de gösterilmektedir.

Tablo 6.1. ABSL 18650HCM batarya özellikleri (http-7)

Konfigürasyon	8s52p
Nominal güç kapasitesi	78Ah
Enerji	2246Wh
Ağırlık	22.8 kg
Nominal voltaj	28V
Voltaj aralığı	20-33.6V

Küçük hücre yaklaşımı, kısa süreli görevlerde ve katı güvenilirlik gereksinimleri olmayan durumlarda düşük maliyet sağlayabilmektedir.

ABSL markalı bataryalar, Dünya, Mars ve Venüs'ün yörüngesine ilk giren, Güneş'e en yakın yörüngede bulunan ve James Webb Teleskobu'na güç sağlamak için güvenilir oldukları belirtilmektedir. Kanıtlanmış geçmişe sahip olan EnerSys ABSL bataryaları, uzayda görev hatası olmadan 6,5 milyar hücre saatinin üzerinde çalıştığı gösterilmektedir.

6.1.1. Ticari kullanıma hazır hücre (COTS) teknolojisi

Bataryaların basitliği, düşük maliyeti ve yüksek enerji yoğunluğunun elde edilebilme özellikleri üzerine yapılan araştırmalar, uzay alanında kullanılan tüm uydu ve araçlar için devam eden araştırmalar arasında yer almaktadır. Son yıllarda bu konu üzerine yapılan çalışmalar, entegre elektronik alanındaki hızlı gelişmeler ve uzay endüstrisine girmiş olan düşük maliyetli ve yüksek performanslı elektronik bileşenlerin mevcut olduğu ticari kullanıma hazır (COTS) bileşenler olarak adlandırılan hücrelerin kullanılmasına olanak sağlamıştır.

Farklı uygulamalar için üretilen ve ticari olarak temin edilebilen COTS hücreler, özel bir proje için tasarlanmamış veya belirli gereksinimleri karşılamak üzere özel olarak üretilmemiş hücre türleri olarak bilinmektedir. Bu hücreler yaygın kullanım için toplu olarak üretilmektedir. Uzay araçlarının, özellikle uyduların, daha düşük maliyetlerle ve kısa sürede inşa edilmesine olanak tanımaktadır. Farklı üreticilerden elde edilebilen bu hücreler, üreticiye özgü kullanım kılavuzlarıyla temin edilmekte ve kolaylıkla sistem ve sistem gereksinimlerine uygun olarak seçilebilmektedirler.

COTS hücrelerinin genel özellikleri şöyle ifade edilebilir:

Standardizasyon: COTS hücreleri, genellikle belirli özelliklere ve endüstri standartlarına göre üretilmektedirler. Bu özellik, diğer bileşenler ve sistemlerle uyumlu hale gelerek onları farklı uygulamalar için uygun hale getirmektedir. Bu uyum kolaylığı, özel entegrasyon ihtiyacını azaltmaktadır.

Teknoloji çeşitliliği: monokristal silikon, polikristal silikon, amorf silikon veya kadmiyum tellürid gibi ince film teknolojileri gibi köklü fotovoltaik (PV) teknolojileri temel alan COTS hücreler, güvenilir ve verimli güneş bataryaları ile sonuçlanan kapsamlı araştırma ve geliştirme süreçlerinden geçmiştir.

Güç çıkışı aralığı: belirli teknoloji ve tasarıma bağlı olarak hücre başına birkaç watt ile birkaç yüz watt arasında değişebilmektedir. Bu nedenle, COTS hücreleri kullanım alanının güç gereksinimlerine uygun olarak seçilmektedir.

Verimlilik: teknolojiye bağlı olarak değişebilmektedir. Monokristal silikon ince film teknolojilerine kıyasla yüksek verimliliğe sahip olmaktadır. Daha yüksek verimli hücreler genellikle belirli bir yüzey alanı için daha fazla güç çıkışı sağlamaktadır.

Maliyet: COTS hücrelerinin maliyeti, kullanılan teknoloji, güç çıkışı, enerji yoğunluğu ve üretici markası gibi faktörlere bağlı olarak değişebilmektedir. Bununla birlikte, seri üretim ve rekabetin pazardaki etkisi, zaman içinde maliyetlerin düşmesine

yol açarak hücrelerin daha uygun fiyatlı hale gelmesine katkı sağlamıştır. Bu durum, belirli uzay uygulamaları için özel tasarlanmış hücrelerle karşılaştırıldığında ve özellikle çok sayıda hücre temin edilmesi gerektiği durumlarda ekonomik avantaj sağlamaktadır.

Kalite Güvencesi: COTS hücreleri, kullanılacak alanlarda güvenilir performans sağlamak amacıyla üreticiler tarafından kapsamlı test süreçlerine tabi tutulmaktadır. Hücre seçimi sırasında güvenilir tedarikçiler tarafından sunulan garanti ve sertifikaları sağlayan farklı seçimler bulunmaktadır.

Bu küçük, iç içe geçmiş bileşenler, hem büyük boyutlu yörünge uyduları veya uzay araçlarında hem de nano ölçekte olan (10 kg'dan daha az kütle ve 8,4 dm³ daha az hacme sahip) uydularda tasarım kolaylığını ele almaktadır.

COTS bataryaların en belirgin özelliği kolay entegrasyon ve kullanım kolaylığı olmaktadır. Bu tür hücreler, düşük kütle ve hacimde bataryalar dikkate değer bulgular sunmaktadır ve gelecekte yapay zekâ ile bütünleştirilerek daha modüler bir yapı kazanması beklenmektedir.

Bu bataryalar, Li-ion batarya gereksinimlerini karşılamak adına en umut vadeden teknoloji olarak kabul edilmektedir. Özellikle mikro uydu sınıfı için ilk olarak denenmiş ve onaylanmış olan bu teknoloji, büyük kapasiteli hücrelerle ilişkilendirilen mevcut uzay gelişimiyle bağlantılıdır ve kütle (C/2'de 0,9 kg - 111 Wh/kg), hacim (430cm³ - 233Wh/) açısından iyi performans göstermiştir (Blanco vd. 2004).

IDR/UPM Enstitüsünde tasarlanmış olan lityum iyon bataryalar COTS elemanları içermektedir. Mekanik tasarım (titreşimler), termal özellikler ve elektrik tasarımı üzerine çeşitli analizler yapılmıştır. Bu analizlerin sonuçlarına göre, 24 hücreli konfigürasyondan 12 hücreli bir konfigürasyona geçilmiştir. Çalışmaların devamında ise iki adet 12 hücreli batarya modülü yapılması hedeflenmiştir (López vd. 2019).

6.1.2. Uydu Bataryalarında Pil Konfigürasyonları

Li-ion bataryaları, ortalama 2.6 ile 4.1 V gerilim aralığında çalışmaktadır. Deşarj durumu için ortalama gerilim seviyesi 3.5 V olarak belirlenmektedir. Şarj –deşarj durumu sonucunda yaklaşık %2 kayıp yaşanmaktadır. Bu durum, bataryanın uydudaki ömrünü büyük ölçüde etkilememektedir. Bu bataryalar, şarj sırasında başlangıçta sabit bir akım ile yüksek oranda şarj edilirler. 3.9 V'a ulaşıldığında ise daha düşük hızda güç temin edilerek sabit gerilim ile 4.1 V'a kadar şarj edilmektedirler. Uzay uydularında kullanılan bataryalar genellikle iki farklı konfigürasyona sahip olmaktadır. Bu konfigürasyonlar, paralel olarak birleştirilmiş seri hücre dizilerinden ibaret “S-P” topolojisi ve seri olarak

birleştirilmiş paralel hücre dizelerinden oluşan “P-S” topolojisi olarak karakterize edilmektedir.

S-P konfigürasyonlu düzenlemede, her dizideki hücre sayısı, bataryanın çıkış voltajını belirler; bataryanın enerjisi ve kapasitesi daha sonra ihtiyaç duyulan güce göre ayarlanmak üzere paralel dizi sayısı ile düzenlenir. Bu topoloji, P'nin S'ye kıyasla çok daha yüksek olduğu durumlarda, düşük kapasiteli hücrelerin (<10 Ah) ve düşük güçlü bataryaların tercih edildiği durumlarda kullanılmaktadır. S-P konfigürasyonu, batarya anormalliği veya arızası durumunda voltaj kaybını telafi edemeyen veri yollarında çalıştırılabilmektedir. Aşırı şarj ve kısa devre durumu için ayrı hücre korumasının gerektiği bu batarya topolojisinde, birden çok dizi kullanılarak hücre arızaları sırasında voltaj düşüşü önlenmektedir.

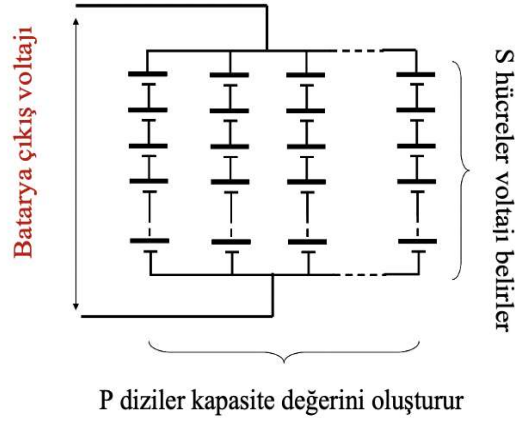
Bu konfigürasyonun en büyük dezavantajı, her bir hücreye hücre dengeleme sisteminin uyarlanması gerekliliğidir, bu da dengesiz şarj durumundan kaçınmak amacıyla ortaya çıkmaktadır. Uzay ortamı için batarya tasarlayan en büyük şirketlerden biri olan ABSL, bu topolojiyi herhangi bir dengeleme sistemi olmadan kullanmaktadır, çünkü kullanım ömrü boyunca iyi performans gösteren COTS hücreli bataryalar kullanılmaktadır.

Maliyet açısından diğer bir dezavantaj ise her hücrenin izlenmesi amacıyla uygulanan voltaj telemetrisidir. Bu sorunu çözmek için yalnızca toplam batarya voltajı telemetri takibi tercih edilmektedir.

S-P topolojisi, düzenlenmiş 28 V veri yoluna sahip ve düşük yörüngede haritalama gibi amaçlara yönelik küçük LEO uydularında yaygın olarak kullanılmaktadır. Bu tür uydular için, seri dizelerin sayısı $S=9$ olarak belirlenmektedir ve LEO uyduları için tipik S aralığı genellikle 6 ile 12 arasında değişebilmektedir. S-P topolojisi için dezavantaj, batarya ömrünü takip etmek amacıyla her hücrenin ölçülmesi gereken voltaj telemetrisinin bataryayı çok maliyetli duruma getirmesidir. Bu nedenle, takip için yalnızca toplam batarya voltajı telemetrisi kullanılmaktadır.

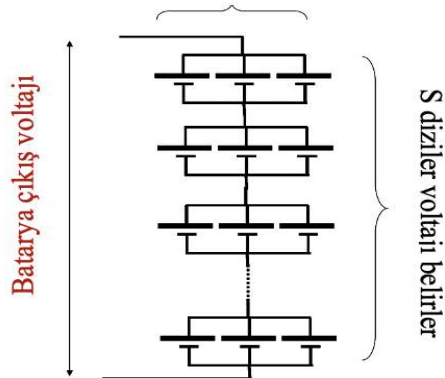
P-S topolojisi, daha büyük batarya kullanımı gerektiren GEO uydularında tercih edilen bir yapı olmaktadır. Her biri >20 Ah yüksek kapasiteli hücreler için uygun olan bu düzenlemede, paralel bağlı hücreler, bir modül veya hücre paketi oluşturarak batarya kapasitesini belirlemektedir. Bu paket, uydu voltaj aralığına uyum sağlanması adına seri olarak bağlanmaktadır.

P-S topolojisiyle modülden modüle dengelemeyi gerçekleştirmek için gereken elektronik sistem sayısı S 'dir. Ağırlık ve maliyet düşünüldüğünde, dengeleme sistemlerinin sayısını azaltmak avantajlı olduğundan bu, temel amaçlardan birisi haline gelmektedir. Ayrıca, modül içindeki tüm hücrelerin aynı şarj durumuna (SOC) ve aynı voltaja sahip olması, hücre telemetri hatlarının sayısında da önemlik ölçüde ekonomik ve ağırlık avantajı sağlamaktadır. Bu topolojinin modülleri, bataryayı arızadan korumak için baypas sistemleriyle donatılabilmektedir. Şekil 8.1'de, uzay uydularında kullanılan Li-ion batarya hücrelerinin iki farklı topolojiye göre çıkış voltajının belirlenmesi gösterilmektedir (Borthomieu, 2014).



a)

P hücreler kapasite değerini oluşturur



b)

Şekil 6.1. Uzay uyduları bataryalarında kullanılan S-P (a) ve P-S (b) topolojileri (Borthomieu,2014)

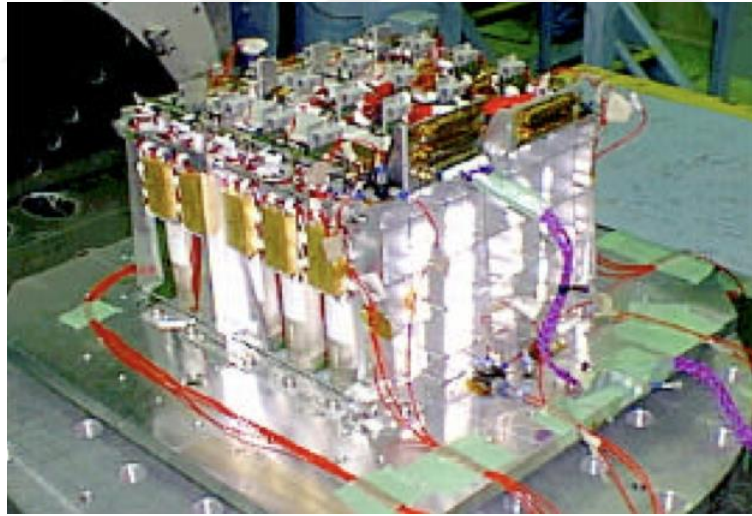
6.2. Mitsubishi Electric Corporation – MELCO

Japonya'nın büyük elektronik firmalarından birisi olan Mitsubishi Electric Corporation (MELCO), 1998'den beri büyük formatlı hücreler kullanarak uydu sistemleri için büyük ölçekli Li-ion bataryalar geliştirmeye odaklanmıştır. 2003 yılında “Servis-1” adlı deneysel bir uyduyu, “DS2000” uydu platformu üzerinden fırlatan MELCO, batarya üretimi alanında adını duyurmuştur. MELCO, ABD şirketlerine, Orta Asya ve Avrupa ülkelerine 100'den fazla batarya modülü sağlayarak Uluslararası Uzay İstasyonu (ISS) için LEO ve GEO uyduları ile uzay ulaşım araçlarında başarıyla kullanılmıştır.

Başlangıçta toplamda 6 standart hücreli batarya tasarlayan Melco, uydular için uzun süre kapasite sağlayacak LSE bataryalarını (50 Ah,100Ah,175 Ah), fırlatıcılar için ise LVE bataryalarını (55 Ah,100 Ah ve 190 Ah) üretmiştir.

MELCO, hem GEO uydu kullanımı için Li-ion bataryalarında (100 Ah) hem de LEO uydu kullanımı için Li-ion bataryalarında (50 Ah) yeterlilik testlerini tamamlamıştır (Seko vd. 2003).

Li-ion batarya yeterlilik modeli, Görsel 5.1’de gösterilmektedir:



Görsel 6.1. DS-2000 platformu için tasarlanmış MELCO Li-ion Batarya Yeterlilik Modeli (Seko, 2003)

Enerjinin depolanmasında başlıca faktör olan güneş bataryaları, yüksek verimliliğe sahip Si hücreleri veya çift bağlantılı/üçlü bağlantılı GaAs hücrelerini içeren sağlam panellerden oluşmaktadır. Her panelin ölçüsü 2,38 m x 3,12 m olmaktadır. Maksimum

çıkış gücü 15 kW'ye kadar ulaşabilmektedir. Bu özellikler, bataryayı gerekli enerjiyle temin etmek için yeterli olmaktadır.

100 Ah değere sahip “LSE100” markalı Melco bataryanın LEO ve GEO yörüngelerindeki şarj durumu (SOC) ve deşarj derinliğinin (DOD) tahmini sonuçları (Miyanaga vd. 2003) aşağıda gösterilmektedir:

GEO yörüngede:

Tam Tutulma Sırasında

- şarj kapasitesi %100 SOC;
 - ortalama DOD değeri %56, maksimum %70;
 - döngü sayısı 15 yıllık bir görev için 1350 döngü ;
 - sıcaklık ortalama 10°C
 - süreklilik dönemlik 45 gün,15 yıllık görev için 1350gün ;
- Kısmen Tutulma Sırasında ;
- ortalama şarj kapasitesi %50 ;
 - sıcaklık 0°C ;
 - süreklilik yıllık 275 gün,15 yıllık görev için 4125 gün.

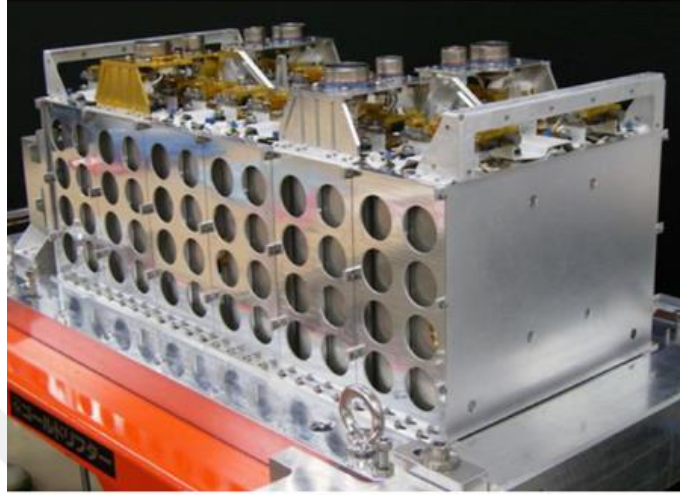
LEO yörüngede:

- şarj kapasitesi %100 SOC;
- ortalama DOD değeri %20,maksimum %30;
- döngü sayısı 8 yıllık bir görev için 40.000 döngü;
- sıcaklık ortalama 15°C;
- süreklilik 8 yıllık görev için 2920 gün.

Şarj voltajının 3,98 V'a eşdeğer olduğu 11 yıllık görev süresinin sonunda kapasitenin %61 olma ihtimali göz önüne alındığında, 4.1 V'a kadar şarj edilirse bu yüzdeyi %77'ye kadar çıkarabilme olasılığı değerlendirilmiştir.

-10° ila +35°C arasındaki sıcaklık aralığında çalışabilme kapasitesine sahip olan bataryalar, 72 saat boyunca şarj tutabilme, 20°C'de %97'den yüksek bir verimlilik değerine sahip olmaktadır. Bataryalar 20 G sinüs titreşimi, maksimum 14 Grms rastgele titreşim, 25 G ivme, maksimum 1400 G şok testlerine tabii tutulmuş ve bu testler başarıyla sonuçlanmıştır.

Melco firmasının bataryaları yüksek enerji yoğunluğuna, düşük sıcaklıklarda etkili çalışabilme özelliğine ve ağırlık açısından iyi değerlere sahip olduğu için uzay alanında ticari açıdan önde gelen firmalar arasında yer almaktadır.



Görsel 6.2. LIBM100A24SB model batarya (Borthomieu,2014)

ESA-ESTEC tarafından gerçekleştirilen, 208x130x50 mm boyutlarında ve 2790 gram ağırlığındaki 100 Ah kapasiteli MELCO Li-ion bataryalarının LEO yaşam simülasyon testleri, sabit %30 deşarj derinliği (DOD) ve değişken DOD döngü testine tabi tutulmuştur. 17000 döngü ve 35000 alt döngüyü kapsayan kapasite ve voltaj eğilimi sonuçları, öngörülen değerlere benzer sonuçlar göstermiş ve testler sonucunda 40.000 alt döngüden sonra hücrelerin deşarj kapasitesinin başlangıç değerinin %69'una eşdeğer olması ve LEO görevinde gelecek 7 yıl boyunca gerekli olan kapasiteye sahip olduğu gözlemlenmiştir. Yapılan araştırmaların sonucu, Melco 100 Ah Li-ion hücreli bataryaların LEO görevi için gereksinimleri karşıladığını göstermektedir (Inoue, 2012).

6.3. Quallion

Takvim ömrü ve yüksek enerji yoğunluğuna sahip Li-ion batarya geliştirme alanında aktif çalışmalar yürüten üreticilerden biri olan Quallion, ilk olarak tıbbi ekipmanlar için batarya tasarlayarak üretime başlamıştır. Daha sonra uzay endüstrisi için geliştirmiş olduğu lityum iyon bataryalarla öncü bir üretici konumuna gelmiştir.

Quallion, 145 Wh/kg'den yüksek enerji yoğunluğunu hedefleyerek 15Ah (QL015KA) ve 72Ah (QL075KA) kapasiteli prizmatik bataryalar tasarlamıştır. NASA batarya değiştirme programı için hücre tasarlayan iki üretici adayından birisi olmuş ve

günümüzde ABD hükümeti tarafından Tac-Sat IV askeri uydusunda kullanılmaya devam etmektedir.



Görsel 6.3. *Quallion 72Ah hücreli batarya (QL075KA) (Borthomio,2014)*

Quallion Li-ion uydu bataryaları LEO yörünge uydularına özel 10 yıllık bir görev veya kullanım ömrü sonunda (EOL) %40 DOD'da ve %70 kapasitede 60000 döngüye sahip batarya olarak tasarlanmıştır.

15Ah (QL015KA) bataryanın hücrelerinin, 60000 LEO döngüde :

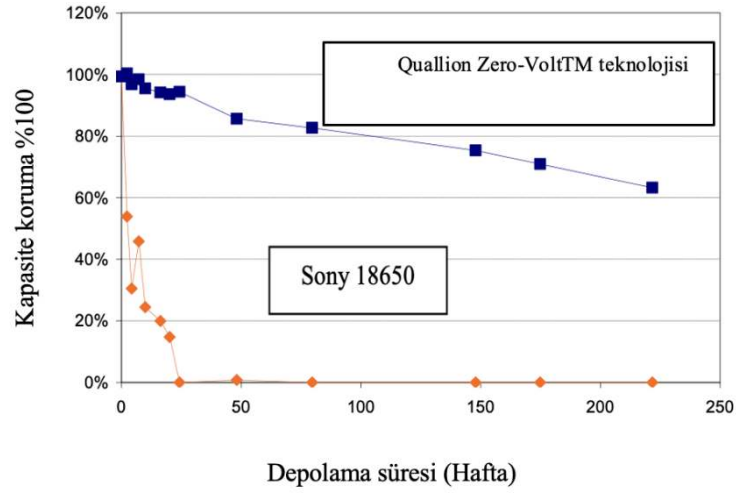
-4,1 V'luk EOCV'de (end of charge voltages-şarj voltajı sonunda) %80'in,

-4,0V'luk EOCV'de %85'in üzerinde tutulan kapasite gösterdiği tahmin edilmektedir.

6.3.1. Sıfır Volt teknolojisi (Zero-Volt™)

Klasik lityum iyon bataryaların derin deşarja hassaslığı sonucunda zarar görmesi, bataryaların ömrünü azaltan nedenlerden birisi olmaktadır. Genellikle 2.6 V'a kadar deşarj edilen bataryalarda 2 V'a kadar deşarj sonucunda kapasite kaybı yaşandığından, bu souna çözüm olarak Quallion sıfır volt teknolojisi uygulayarak bakım sorunlarını, bataryanın uzay aracıyla güvenli entegrasyonunu ve işlevsiz veri yolunu kurtarma gibi çözümler sağlamaktadır.

“Sıfır Volt” teknolojisini test etmek için 2.5V'a kadar deşarj edilmiş hücreler, 37°C'de sıfır volta kadar deşarj için dirençli bir yüke bağlanmıştır. Şekil 6.1'de gösterildiği üzere geleneksel hücrelerin aksine, Quallion “Zero-Volt™” batarya hücresinde sıfır volt teknolojisi nedeniyle bozulma gözlemlenmemiştir (Visco, 2012).



Şekil 6.2. Ticari Sony 18650 hücre ve Quallion Zero- Volt hücre, sıfır volt depolamadan sonra kapasite koruma (Visco, 2012)

6.4. SAFT

Li-ion batarya üreticisi olan SAFT, son 50 yılda 650'den fazla uydu ve roketlerde Li-ion batarya ile uçuş gerçekleştirerek uzay alanında öncü firmalar arasında yer almaktadır. “VES” ve “MPS” sınıfları gibi başlıca üretim serileri üzerine araştırma ve geliştirme projelerine devam eden firma, uydunun kullanım ömrünün sonundaki güç ihtiyacını karşılamak için özel olarak tasarlanmış çeşitli pil konfigürasyonlarını önermektedir.

“VES” sınıfına ait olan “VES100”, “VES140” ve “VES180” hücreli bataryalar (sırasıyla 26, 40 ve 50 Ah kapasite), farklı yüksekliklere (160–250 mm) ve aynı çapa (53 mm) sahip olmaktadır. En yüksek özgül enerjiyi (175 Wh/kg) sağlayan “VES180” modeli, telekomünikasyon uydularında geniş kullanım alanına sahip olmaktadır.

VES16 serisine ait bataryalar, diğer VES bataryalarına kıyasla daha düşük kapasiteye ve enerjiye sahip hücre yapısına sahip olmaktadır. D boyutuna (F 1/4 33 mm, uzunluk 1/4 60 mm) sahip hücrenin kapasitesi 20 C'de minimum 16 Wh enerji ve 4,5 Ah değerinde olmaktadır. Hücre, kendi entegre güvenlik cihazına (başka tabirle devre kesici) ve ayrıca aşırı yüksek basınç durumunda havalandırma deliğine sahip olmaktadır. Bu hücre, genellikle LEO uyduları için kullanılmaktadır.

Prizmatik bir şekle sahip MPS bataryalar, 176065 formatında (mm cinsinden kalınlık, genişlik ve yükseklik) 5,8 Ah (20 Wh) kapasiteli bir COTS hücre tasarımına dayanmaktadır.

Bu bataryaların testi ‘Avrupa Uzay Pil Test’ merkezinde gerçekleştirilmektedir.

Yapılan araştırmalar, 15 yıllık bir GEO görevi için deşarj sonrası gerilimin 3,25 V'den 3,1 V'a düştüğünü, şarj sonrası gerilimin ise 4,0 V'tan 4,1 V'a yükseldiğini göstermektedir. Bu değer, %2'den daha az bir bozulma olduğunu göstermektedir.

Pil modülüne gözetim entegre sistemi kurulduğundan, dengeleme, baypas gibi durumlar gözlemlenmektedir (Borthomieu, 2014).



7. BATARYA TASARIMININ İNCELEMESİ

Uydular veya uzay alanında kullanılacak herhangi bir ürün tasarlandığında, ilk olarak olası tüm sistemlerin belirlenmesi gerekmektedir. Bu sistemlerin sayısı, uzaydaki performansı ve kütleyi doğrudan etkilemektedir. Uzay ortamı, yer yüzünden farklı etkilere maruz kalarak makineler için de zorlu bir ortam oluşturmaktadır. Uzay ortamında herhangi bir uydunun belirli bir yörüngede ve taşıyacağı yük türüne göre alt sistemlerin belirlenmesi gerekmektedir. Farklı yörüngedeki etkiler farklılık gösterdiği için, bu etkilere verilebilecek tepkiler önceden yapılan testler neticesinde belirlenmektedir. Uzay aracının ömrünü belirleyen iki ana faktörden biri batarya olmaktadır. Yakıttan sonra en önemli birim olan batarya sistemi, nerdeyse her sistemle ilişkili olmaktadır. Kullanım kolaylığı, güç verimliliği ve maliyet açısından en iyi sonuçlar elde etmek için sürekli olarak tasarımlarda yeni çalışmalar sunulmaktadır.

Batarya performansını artırma ve en iyi seviyeye getirme çalışmaları, kullanılan malzeme türleri ile yakından ilişkilidir. Hafif, çökeltme ile sertleştirilebilen alüminyum alaşımları ile ısıtılma işlemi tabii tutulan alaşımları, batarya tasarımında kullanılmaktadır. Önceki bölümlerde bahsedilen uzay etkilerinden korunmak amacıyla dış malzeme ve platform malzemeleri titizlikle seçilmekte ve test edilmektedir. Bu malzemeler özellikle her yörüngeye özgü farklı radyasyonlar ve ısı etkileri göz önünde bulundurularak üretilmektedir. Dış yüzey, uyduyu ve bataryayı herhangi bir çarpışma anında korumak için sert, hafif ve iyi elektron ilektenliğine sahip malzemelerden ve bunların karışımlarından üretilmektedir.

Batarya tasarımının girdileri, uydu güç bütçesi ve görev yörünge parametreleridir (Blanco vd. 2004):

$$C_{Wh} = \frac{1}{DOD \cdot \eta} \int_{T_e} Pl(t) dt$$

Burada $Pl(t)$ -yüklerin gerektirdiği güç, T -tutulma süresi, DOD -deşarj derinliği (tutulma döngüleri ve batarya seçilen teknoloji açısından görev ömrüne göre tasarlanmıştır) ve η -batarya Wh deşarj verimliliğini, bataryadeşarj regülatörü verimliliği, dağıtım verimliliği ve elektronik cihazların bataryalar ile arasındaki verimliliği göstermektedir (Blanco vd. 2004).

Kapasite ve voltaj miktarı gerekliliği hesaplanarak seri ve paralel bağlantı sayısı ve bunun sonucunda gereken batarya sayısı belirlenmektedir.

Telekomünikasyon uydularında çeşitli sistemlere enerji sağlamak için Li-ion bataryalar kullanılmaktadır. Bu uydular iletişim görevleri için enerjiye ihtiyaç duymaktadır. Gereken enerjiyi güneş panelleri ve bataryalar gibi enerji kaynaklarından sağlamaktadırlar. Telekomünikasyon uydularında Li-ion bataryaları kullanan temel sistemler aşağıdaki gibidir:

1. İletişim Ekipmanları: Telekomünikasyon uyduları veri alımı ve iletimi gibi ana görevlerini yerine getirmek için iletişim ekipmanlarına sahiptir. Bu ekipmanlar, transponderler olarak adlandırılan ve uydunun faydalı yükünü oluşturan güçlendiricilerdir. Bu ekipmanlar yüksek güç tüketebilir ve enerji gereksinimleri, uydunun iletişim kapasitesine, veri hızına ve işlevselliğine bağlı olarak değişebilmektedir. Li-ion bataryalar, iletişim ekipmanlarının enerji ihtiyacını karşılamak için kullanılmaktadır.

2. Bilgisayar ve Kontrol Sistemleri: Uydunun işlevlerini yöneten sistemlerdir. Bu sistemler, veri işleme, yönlendirme ve uydunun işlevselliğini sürdürme görevlerini yerine getirmektedirler. Genellikle bu sistemler düşük voltajlı sistemler olmaktadır.

3. Enerji Dönüşüm ve Dağıtım Sistemleri: Güneş panelleri ve bataryalar gibi enerji kaynaklarından gelen enerji, uygun voltaj seviyelerine dönüştürülerek farklı sistemlere ve bileşenlere iletilmektedir.

4. İklim Kontrol Sistemleri: Telekomünikasyon uyduları, uzaydaki sıcaklık dalgalanmaları ve diğer çevresel koşullarla başa çıkmak için iklim kontrol sistemlerine sahip olmaktadır. Bu sistemler, iç sıcaklık, nem ve diğer çevresel parametreleri düzenlemektedir.

5. Yedekleme Güç Sistemleri: Uydular, güç kesintilerine karşı korunmak için yedekleme güç sistemlerine sahip olmaktadır. Bu sistemler, ana enerji kaynaklarındaki bir sorun oluşması durumunda uydunun iletişim ve işlevselliğinin sürdürülebilmesini sağlamaktadırlar.

Li-ion bataryalar, uydunun enerji ihtiyacını güneş panelleri tarafından üretilen enerji ile tamamlayarak, iletişim, yönlendirme, veri işleme ve diğer sistemlerin sorunsuz çalışmasını sağlamaktadırlar. Bu nedenle, telekomünikasyon uydularının enerji yönetimi ve batarya kapasitesi, uydunun tasarımına ve misyon gereksinimlerine göre özelleştirilmektedir.

En çok enerji ihtiyacı duyan uydu türü olan telekomünikasyon uydularının enerji tüketimi, uydunun tasarımına, kapasitesine, iletişim ihtiyaçlarına ve enerji yönetimi stratejilerine bağlı olarak büyük ölçüde değişebilmektedir.

Saha araştırmasından yola çıkarak 72 Ah kapasiteli bir Li-ion batarya kullanan telekomünikasyon uydusundaki ana sistemlerin minimum günlük enerji tüketimini aşağıdaki şekilde göstermek mümkün:

- 1.İletişim Ekipmanları : 500 watt-saat
- 2.Bilgisayar ve Kontrol Sistemleri: 100 watt-saat
- 3.Enerji Dağıtım Sistemleri: 50 watt-saat
- 4.İklim Kontrol Sistemleri: 200 watt-saat
- 5.Yedekleme Güç Sistemleri 100 watt-saat

Toplam minimum günlük enerji tüketimi:

500 watt-saat (İletişim Ekipmanları) + 100 watt-saat (Bilgisayar ve Kontrol Sistemleri) + 50 watt-saat (Enerji Dağıtım) + 200 watt-saat (İklim Kontrol Sistemleri) + 100 watt-saat (Yedekleme Güç Sistemleri) = 950 watt-saat

24 V ile çalışan 72 Ah kapasiteli li-ion uydu bataryasının depoladığı enerji 1728 watt-saat'e eşittir .

72 Ah kapasiteli bir Li-ion batarya kullanan bir telekomünikasyon uydusu dahilinde bu batarya günlük olarak ortalama 50 Ah enerji tüketiyor ise, o zaman bu batarya uydunun yaklaşık 1.44 gün (yaklaşık 34.56 saat) boyunca enerji ihtiyacını karşılayabilmektedir. Bu durumda ana sistemlerin günlük Ah tüketim değerleri ortalama bu şekildedir:

- 1.İletişim Ekipmanları - 40 Ah
- 2.Bilgisayar ve Kontrol Sistemleri :10 Ah
- 3.Enerji Dağıtım Sistemleri : 5 Ah
- 4.İklim Kontrol Sistemleri :15 Ah
- 5.Yedekleme Güç Sistemleri : 10 Ah

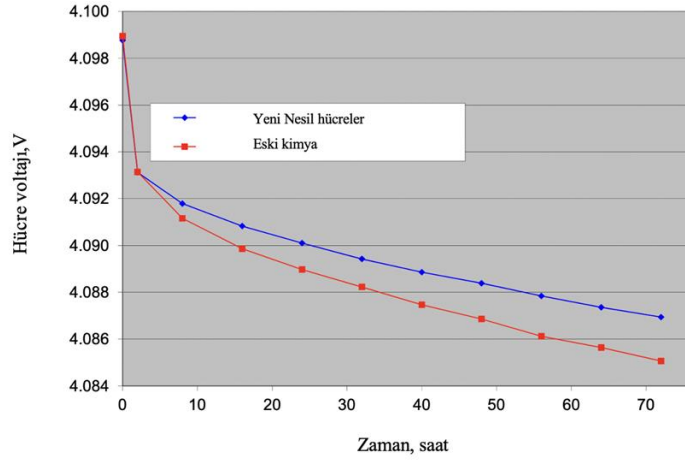
Ortalama bir GEO (Geostationary Earth Orbit) telekomünikasyon uydusu, ortalama 12 ila 72 transponder içerebilmektedir. Bu sayı, uydunun tasarımına, boyutuna, iletişim kapasitesine ve kullanılacak frekans bantlarına bağlı olarak değişebilmektedir. Dolayısıyla, ana sistemlerin gerektirdiği enerji miktarı da bu duruma bağlı olarak değişiklik gösterebilmektedir.

İncelenen literatür çalışmalarında, bataryaların tasarımında seçilen yöntem ve bileşenler, batarya üreticilerinin işini kolaylaştıracak ve birçok farklı uydu ve ekipmanda

kullanılabilecek şekilde tasarlanmaktadır. COTS bileşenlerinin hazır ve çoğu uydu bataryasına adapte edilebilir olması daha optimize edilmiş çözümler sunmaktadır.

Lityum bileşenli bataryalar her geçen gün geliştirilmekte ve yeni bileşenler sentezlenmektedir. “Yardney Teknik Ürünleri” tarafından üretilen lityum iyon batarya malzemelerinde farklı yaklaşım olan “Lityum Nikel Kobalt Alüminyum Oksit (LNCA)” katodu ve anot için sentetik grafit bazlı yeni nesil lityum iyon kimyası kullanılmıştır. Katod malzemesi, döngü ve takvim ömrü için çok iyi bir stabilize etme özelliği sunmakta, eski Mesokarbon Mikroboncuk malzemesine kıyasla daha yüksek kapasite göstermektedir. Ayrıca, toplam hücre enerjisinde bir artış sağlamak ve daha ince elektrotlara izin vermektedir (Gitzendanner vd. 2012).

Kendi kendine deşarj davranışını gözlemlemek amacıyla 72 saat açık devrede bırakılmış olan bu bataryaların voltaj düşüşü ölçülmüş ve yeni nesil hücreler ile eski kimyasal hücreler arasındaki deşarj oranı Şekil 7.1’de gösterilmiştir:



Şekil 7.1. Açık devre şarj durumunda eski kimya ve yeni nesil hücrelerin kendi kendine deşarj oranının karşılaştırılması (Gitzendanner, 2012)

8. BULGULAR VE DEĞERLENDİRMELER

Bu tezde, uydu bataryalarının yerden kalkış süreci hesaba katılmadan yörüngeye yerleştikten sonraki yaşam sürecindeki değerleri dikkate alarak batarya gereksinimleri hesaplanmıştır. Çalışma, 3 bölümde ele alınmıştır: Mevcut uydu batarya üreticilerinin bataryalarda kullanmış olduğu gereksinimler analiz edilmiştir. Saha çalışması yapılarak ortalama bir uydunun yaşam ömrü sürecinde hangi sistemlere ne kadar enerji harcadığı tespit edilmiştir. Uzay teknolojileri alanında öncü mühendislerin yorumlarını içeren kriter değerlendirme anketi yapılmıştır. Bir uydunun belirlenmiş görev süresi boyunca kullanılan Li-ion bataryasının verimine etki edebilecek “Ağırlık”, “Sürdürülebilirlik”, “Yaşlanma”, “Radyasyona direnç”, “Titreşime dayanıklılık” ve “Sıcaklık dağılımı” gibi 6 kriter önem sırasına göre sıralanmıştır.

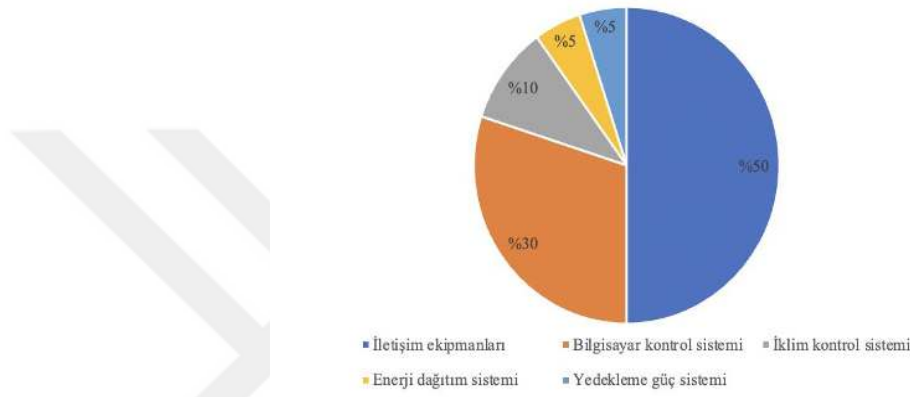
Endüstride bataryalar üzerine her gün yapılan iyileştirme çalışmaları havacılık ve uzay alanında dikkate değer konular arasında yer almaktadır. Li-ion bataryalarının ilk geniş kapsamlı kullanımının uzay alanında gerçekleşmesi ve günümüzde lityum bazlı bataryalar üzerine yapılan çalışmalar, aynı zamanda uzay uydu ve araçlarının daha basit hale gelmesine katkıda bulunmaktadır. Aynı zamanda batarya bileşenleri arasındaki güvenli bağlantı çalışmaları da büyük önem taşımaktadır. Bu çalışma kapsamında uzayda görev süresi devam eden uyduların parametrelerini göz önünde bulundurarak lityum bataryaların geniş kapsamlı araştırmaları yapılmıştır. Uzaydaki farklı yörüngeler için lityum bataryaların gereksinimleri ve her yörüngeye özgü uydular için etkili olabilecek faktörler üzerine detaylı bir literatür taraması gerçekleştirilmiştir.

Araştırma kapsamında, uzay alanı için batarya üretiminde öncü konumda olan şirketlerin bataryaları incelenmiştir. Yörünge gereksinimlerine belirlenen çeşitli kriterler dikkate alınmıştır. Çalışmada, bataryayı olumsuz etkileyebilecek olası durumlar arasında radyasyon, titreşim, değişken sıcaklık ve diğer faktörler ele alınmıştır. Bu dış faktörlerden birkaçının aynı anda etki etmesi bataryanın ömrünün kısılmasına ve sonuç olarak uzay uydusunun tamamen uzay çöprü haline gelmesine neden olabilmektedir.

8.1. Uydularda Enerji Tüketimi Analizi:

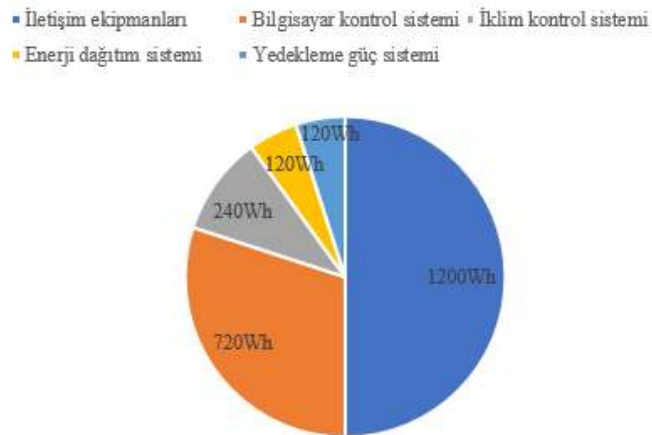
Bu çalışmada, farklı uyduların çeşitli sistemlerinin enerji tüketimi detaylı bir şekilde analiz edilmiştir. Farklı uyduların çeşitli görevler için farklı enerji aralıklarında çalıştığı ve bu enerji tüketiminin zaman içinde nasıl değiştiği belirlenmiştir. Özellikle, iletişim uydularının daha fazla enerji gerektirdiği ortaya konulmuştur. Yapılan saha

araştırması sonucunda bir uydudaki sistemlerinin hangilerinin minimum enerjiye ihtiyaç duyduğu ve bu sistemlerin ortalama günlük enerji tüketimleri belirlenmiştir. Veri analizi sonuçları, farklı uyduların belirli batarya türlerine ihtiyaç duyduğunu göstermektedir. Özellikle uzun vadeli görevler için yüksek kapasiteli bataryaların tercih edildiği, küçük uydular için ise daha hafif bataryaların uygun olduğu tespit edilmiştir. Şekil 8.1’de, gerçek bir telekomünikasyon uydusunun tüm sisteminin enerji kullanımındaki payı (%) gösterilmiştir:



Şekil 8.1. Telekomünikasyon uydularının ana sistemlerinin ortalama enerjidağıtımı (%)

Şekil 8.2’de gerçek zamanlı hesaplamalardan yola çıkarak “İletişim ekipmanları”, “Bilgisayar kontrol”, “İklim kontrol”, “Enerji dağıtım” ve “Yedekleme güç” sistemlerinin günlük ortalama kullandığı enerji (Wh) belirtilmiştir:

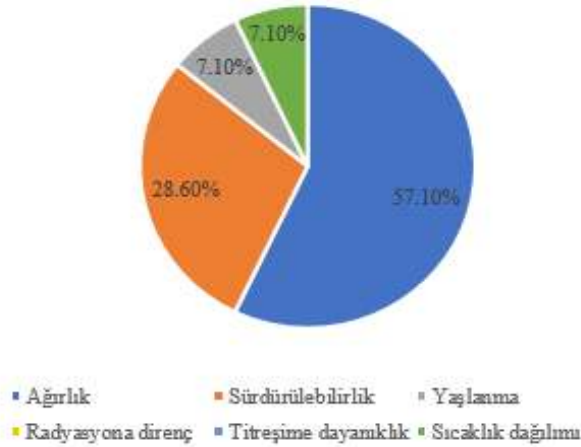


Şekil 8.2. 78 Ah (2276 Wh) bataryalı telekomünikasyon uydusunun ana sistemlerinin ortalama enerji dağıtımı (Wh)

Şekil 8.1 ve Şekil 8.2’de yer alan gerçek telekomünikasyon uydu örneklerinden elde edilen saha araştırması sonuçlarına göre, bir gözlem veya bir telekomünikasyon uydusunun “İletişim ekipmanları”, “Bilgisayar kontrol”, “İklim kontrol”, “Enerji dağıtımı” ve “Yedekleme güç” sistemleri içerisinde “İletişim ekipmanları” sisteminin en fazla enerji harcayan, “Enerji dağıtımı” ve “Yedekleme güç” sistemlerinin ise en az enerji kullanan sistemler olduğu tespit edilmiştir .

8.2. Sahada Araştırma Sonuçları

Saha araştırma çalışmaları, uydu bataryalarının gerçek kullanımını inceleme fırsatı sunmuştur. Bu çalışmalar, uyduların enerji kullanımı, bakım gereksinimleri ve batarya performansı hakkında önemli veriler sağlamaktadır. 27 ile 40 yaş aralığında ve 5 ile 10 yıllık bir iş tecrübesine sahip 6 alanında uzman uydu sistemleri mühendisi ve 9 uydu mühendisi arasında yapılan anket sonuçlarına göre elde edilmiş olan bu analiz sonucunda, “Ağırlık”, “Sürdürülebilirlik”, “Yaşlanma”, “Radyasyona direnç”, “Titreşime dayanıklılık” ve “Sıcaklık dağılımı” kriterlerin arasından en önemli kriterin “Ağırlık” (%57.1), daha az öneme sahip kriterlerin “Sıcaklık dağılımı” ve “Yaşlanma” (%7.1) olduğu belirlenmiştir (Bkz. Şekil 8.3).

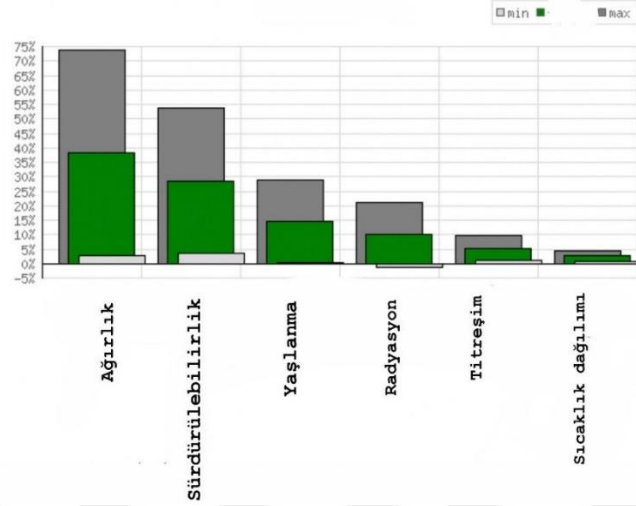


Şekil 8.3. Uydu bataryaları için kriterlerin dağılımı

“Radyasyona direnç” ve “Titreşime dayanıklılık” kriterlerinin en az öneme sahip kriterler olduğu gözlemlenmiştir.

8.3. Sezgisel yöntem ile AHP Analizi Sonuçları

Öncelikli kriterler olarak belirlenen “Ağırlık”, “Sürdürülebilirlik”, “Yaşlanma”, “Radyasyona direnç”, “Titreşime dayanıklılık” ve “Sıcaklık dağılımı” kriterler arasında, en fazla öneme sahip olan kriter “Ağırlık” (%38) iken, en az önemli kriterler “Yaşlanma” (%5.5) ve “Sıcaklık dağılımı” (%2.7) olarak belirlenmiştir (Bkz. Şekil 8.4).



Şekil 8.4. Kriterlerin AHP analizi sonucu

Uydu bataryasının ağırlığını azaltmak, uzay teknolojileri ve uyduların tasarımı üzerinde önemli avantajlar sağlayabilmektedir:

1. Artan Yük Kapasitesi: Uydunun taşıdığı batarya ağırlığının azaltılması, daha fazla yararlı yük veya bilimsel ekipman taşıma kapasitesi sağlamaktadır. Bu, uydunun ana misyonuna daha fazla yer ayırmasına ve daha geniş bir veri veya ekipman yükünü taşımasına izin vermektedir.

2. Daha Uzun Misyon Süreleri: Hafif bir batarya, uydunun uzun vadeli görevlerde daha uzun süre enerji sağlamasına yardımcı olabilmektedir. Bu, özellikle uzun süreli görevler veya derin uzay gözlemleri için önemlidir.

3. Daha Az Yakıt Tüketimi: Uydu ağırlığının azaltılması, roketlerin daha az yakıtle uyduları yörüngeye taşımasını sağlamaktadır. Bu, fırlatma maliyetlerini düşürebilir ve daha verimli uzay fırlatmalarını teşvik edebilmektedir.

4. Daha Kolay Manevra Yeteneği: Hafif bir uydu, yörünge değişiklikleri veya manevralar sırasında daha az enerji gerektirmektedir. Bu, uydunun daha esnek bir şekilde konum değiştirmesine ve görev gereksinimlerine uyum sağlamasına olanak tanımaktadır.

5. Daha Az Bakım ve İşletme Maliyetleri: Daha hafif bir batarya, uydunun işletme ömrü boyunca daha az bakım gerektirebilmektedir. Ayrıca, batarya ömrünün uzun olması, bakım gereksinimlerini azaltabilmektedir.

6. Daha Hızlı Fırlatma ve Dağıtım: Daha hafif bir uydu, daha küçük ve daha hızlı fırlatma araçları kullanılmasına olanak tanımaktadır. Bu, uydunun daha hızlı bir şekilde yörüngeye yerleştirilmesini ve misyonun daha hızlı başlatılmasını sağlayabilmektedir.

7. Çevresel Etkilerin Azaltılması: Hafif bir batarya, roketlerin ve uyduların yörüngeye ulaşırken çevreye daha az etki bırakmasına yardımcı olabilmektedir. Bu, uzay faaliyetlerinin çevresel sürdürülebilirliğini artırabilmektedir.

Tüm bu avantajlar, uyduların daha verimli, maliyet-etkin ve esnek bir biçimde tasarlanmasına ve işletilmesine katkı sağlamaktadır. Bu nedenle, batarya teknolojisinin hafifletilmesi, uzay keşifleri ve iletişim sistemleri gibi uzay uygulamalarında önemli bir gelişme alanı olarak karşılaşılmaktadır.

Bu tez çalışması kapsamında uzay uydularının enerji gereksinimleri ve batarya seçimindeki karmaşıklık incelemiştir. Gelecekteki uydular üzerine yapılacak çalışmalar, uyduların daha verimli, daha az maliyetli, etkin ve esnek bir şekilde tasarlanıp işletilmesine katkı sağlayarak batarya ağırlığının en aza indirilmesine katkı sağlayacaktır. Bu nedenle, batarya teknolojisini hafifletilmesi, uzay keşifleri ve iletişim sistemleri gibi uzay uygulamalarında önemli bir gelişme elde etmeye yardımcı olmayı hedeflemektedir. Bu çalışma, gelecekteki uzay uydularının enerji yönetimini daha iyi anlamaya ve enerji kaynaklarını daha verimli bir şekilde kullanmaya yönelik katkılar sunabilmektedir. Ayrıca, uzay keşifleri ve iletişim sistemlerinin geliştirilmesine yönelik önemli bulgular ortaya koymaktadır.

Çalışma, Li-ion batarya boyutlarının küçültülmesi, enerji yoğunluğunun artırılması ve lityum bileşenlerinin farklı oranlarda kullanılmasıyla maliyeti minimuma indirme hedefi taşımaktadır. Uyduların yörüngelerine ve kullanım amaçlarına göre sınıflandırılmış araştırmalarda yer alan, kullanılmakta olan veya ömrünü tamamlamış uyduların karakteristik özellikleri incelenmiştir.

Batarya sistemi kalitesindeki gelişmelerin, gelecekteki çalışmalarda daha yüksek kaliteli uydu bataryalarının tedarik edilmesine katkıda bulunabileceği öngörülmektedir.

9. SONUÇ

Bu çalışmada, uydularda kullanılan Li-ion (Lityum İyon) bataryaların enerji gereksinimlerine odaklanmış ve çeşitli veri toplama yöntemlerini kullanarak önemli bulgular elde edilmiştir. Bu bulgular, uzay uydularının enerji tüketimi ve batarya seçimi hakkında önemli bilgi sunmaktadır. Ana sonuçlar şunlardır:

1. Enerji tüketimi analizine göre, bir uydunun “İletişim ekipmanları”, “Bilgisayar kontrol”, “İklim kontrol”, “Enerji dağıtımı” ve “Yedekleme güç” ana sistemleri arasında en yüksek enerji gereksinimi “İletişim ekipmanları” sisteminde bulunmaktadır. En az enerji gereksinimine sahip sistemlerin ise “Enerji dağıtımı” ve “Yedekleme güç” sistemleri olduğu belirlenmiştir.

2. Sahada araştırma çalışmaları kapsamında elde edilen anket sonuçlarına dayalı analiz neticesinde, “Ağırlık”, “Sürdürülebilirlik”, “Yaşlanma”, “Radyasyona direnç”, “Titreşime dayanıklılık” ve “Sıcaklık dağılımı” kriterleri arasından öncelikli kriterin “Ağırlık”, daha az öncelikli kriterlerin “Sıcaklık dağılımı” ve “Yaşlanma” olduğu gözlemlenmiştir.

3. Sezgisel yöntemlerle gerçekleştirilen AHP analizi sonucunda, öncelikli kriterler olarak belirlenen “Ağırlık”, “Sürdürülebilirlik”, “Yaşlanma”, “Radyasyona direnç”, “Titreşime dayanıklılık” ve “Sıcaklık dağılımı” en fazla önceliğe sahip olan kriterin “Ağırlık” olduğu tespit edilmiştir. Kriterler arasında daha az önemli olarak değerlendirilen kriterler ise “Yaşlanma” ve “Sıcaklık dağılımı” olarak belirlenmiştir.

Bu çalışmada geliştirilen yöntem, bir uydunun enerji gereksinimleri ve bu gereksinimlerin önceliklendirmesi ile ilgili parametrelerin geliştirilmesinde etkili sonuçlar ortaya koymuştur. İlerleyen aşamalarda, bu çalışmanın ağırlık kriterinin optimize edilmesi veya farklı batarya teknolojilerinin kullanımı konularında daha fazla bilgi sunabilmesi beklenmektedir.

KAYNAKÇA

- Blanco, Carlo Del Vecchio; D'Errico, Marco;. (2004). Integrated battery module based on Li-ion cells and COTS ICs for advanced microsatellites. *IEEE Aerospace Conference Proceedings* 2763-2773. doi:10.1109/AERO.2004.1368074
- Bonneau, E., & Remy, S. (2017). Saft VES16 solution for small GEO. *E3S Web of Conferences*, 16,, 06004. doi:10.1051/e3sconf/20171606004
- Borthomieu, Y. (2014). Satellite lithium-ion batteries. Cedex, France, Defence and Space Division, Poitiers.
- Broussely, M. (1999). Recent developments on lithium-ion batteries at Saft. *Journal of Power Sources*, 81-82, 140-143. doi:10.1016/s0378-7753(99)00146-9
- Buckle, R., & Roberts, S. (2017). Review of commercial cells for space applications. *E3S Web of Conferences*, 16, s. 17006. doi:10.1051/e3sconf/20171617006
- Dey, G. K., & Ahmmed, K. T. (2015). Performance characterization of photovoltaic technology with highly efficient multi-junction solar cells for Space Solar Power Satellite System. *3rd International Conference on Green Energy and Technology (ICGET)* (s. 1-6). Dhaka, Bangladesh: IEEE. doi:10.1109/ICGET.2015.7315099
- Duman, S., Yörükeren, N., & Altaş, İ. H. (2014). Fotovoltaik enerji sistemlerinin modellenmesi,benzetimi ve uygulaması. *Journal of Advanced Technology Sciences*, 3, 9-23.
- Gave, G., Borhomieu, Y., Lagattu B, & Planchat , J. P. (2004). Evaluation of a low temperature Li-ion cell for space. *Acta Astronautica*, 54, 559 – 563. doi:10.1016/j.actaastro.2003.06.001
- Gitzendanner, R., Puglia, F. J., Gulbinska, M., Santee, S., & Deroy, C. (2012). Next generation lithium-ion cell chemistry for space. *10th International Energy Conversion Engineering Conference*. Atlanta, Georgia: AIAA 2012-4126. doi:10.2514/6.2012-4126
- Gonzalez, A., Labrador, J. L., Mitchao, D., Talampas, M. C., & Marciano Jr, J. J. (2020). Diwata-2: Earth observation microsatellite with a compact bus system. *34th Small Satellite Conference*. Logan, UT: SSC20-WKII-03.
- Hermoso, A. P., Pindado, S., & Cubas, J. (2018). Lithium-ion battery performance modeling based on the energy discharge level. *Measurement Science and Technology* 29, 117002. doi:10.1088/1361-6501/aae231
- Inoue, T., Iwamoto, T., & Yoshida, H. (2003). Leo life testing result of 100Ah lithium ion cells. *1st International Energy Conversion Engineering Conference*. Portsmouth, Virginia: AIAA 2003-6018. doi:10.2514/6.2003-6018
- Jang, I.-Y. (2015). *INR18650-25R Li-ion rechargeable cell for power tools*. <https://greengoenergy.co.il/wp-content/uploads/2021/11/SAMSUNG-INR18650-25R.pdf> adresinden alındı
- Jones, John -Paul; Jones, Simon C; Billings, Keith J; Pasalic, Jasmina; Ratnakumar, V Bugga; Frederick , C Krause; Marshall, C Smart; Brandon, Erik J. (2020).

- Radiation effects on lithium CFX batteries for future spacecraft and landers. *Journal of Power Sources*, 471. doi:10.1016/j.jpowsour.2020.228464
- Knap, V., Vestergaard, L. K., & Stroe, D.-I. (2020). A review of battery technology in cubesats and small satellite solutions. *Energies*, 13(16), 4097. doi:10.3390/en13164097
- Kopacz, J., Herschitz, R., & Roney, J. (2020). Small satellites an overview and assessment. *Acta Astronautica*, 170, 93-105. doi:10.1016/j.actaastro.2020.01.034.
- Lee, J. R., Cho, B. H., Kim, J. S., & Lee, F. C. (1988). Modeling and simulation of spacecraft power systems. *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, 24(3), 295-304. doi:10.1109/7.192097
- López, B. C., Pindado, S., & Pérez-Álvarez, J. (2019). Design and development of a COTS battery for space missions at the IDR/UPM. *8th European Conference For Aeronautics And Aerospace Sciences . EUCASS2019-1004*. Madrid, Spain: EUCASS2019. doi:10.13009/EUCASS2019-1004
- Marsh, R. A., Vukson, S., Surampudi, S., Ratnakumar, B. V., Smart, M. C., Manzo, M., & Dalton, P. J. (2001). Li-ion batteries for aerospace applications. *Journal of Power Sources*, 97-98, 25-27. doi:10.1016/S0378-7753(01)00584-5
- Miller, J. E., Lyons, F., Christiansen, E. L., & Lear, D. M. (2017). Failure mechanisms of Ni-H₂ and Li-Ion batteries under. *Procedia Engineering*, 204, 239-246. doi:10.1016/j.proeng.2017.09.731
- Miyanaga, N., Inoue, T., & Yoshida, H. (2003). Large scale lithium-ion battery cells for space use. *The 25th International Telecommunications Energy Conference, 2003. INTELEC '03*. Japan, Yokohama: IEEE.
- Morozov, E. V., & Lopatin, A. V. (2011). Design and analysis of the composite lattice frame of a spacecraft solar array. *Composite Structures*, 93(7), 1640-1648. doi:10.1016/j.compstruct.2010.12.007
- Mostacciolo, E., Vasca, F., Baccari, S., Iannelli, L., Sagnelli, S., Luisi, R., & Stanzione, V. (2019). Fault analysis to improve reliability of a LEO satellite EPS. *IFAC Papers On Line*, 52-12, 200-205. doi:10.1016/j.ifacol.2019.11.243
- Patric, B. G. (2011). The adverse effects of not including capacity addition during Li-ion taper charging In EPS sizing for LEO missions. *9th Annual International Energy Conversion Engineering Conference, AIAA*, 5652. doi:10.2514/6.2011-5652
- Remy, S., Lawson, S., Lefeuvre, S., Mosset, E., & Nestoridi, M. (2017). Qualification and life testing of Li-ion VES16 batteries. *E3S Web of Conference*. 16, s. 17009. ESPC 2016. doi:10.1051/e3sconf/20171617009
- Rodrigues, I. P., Oliveira, P. A., Ambrosio, A. M., & Chagas, R. A. (2021). Modeling satellite battery aging for an operational satellite simulator. *Advances in Space Research*, 67, 1981-1999. doi:10.1016/j.asr.2020.12.031
- Samwel, S. W., El-Aziz, E. A., Garrett, H. B., Hady, A. A., Ibrahim, M., & Amin, M. Y. (2019). Space radiation impact on smallsats during maximum. *Advances in Space Research*, 64, 239-251. doi:10.1016/j.asr.2019.03.025

- Seko, H., Asaba, M., Hayashi, S., Uchida, Y., Sekine, K., Onodera, N., & Arisaka, I. (2003). Development of the DS2000 platform for GEO/HEO satellites. *21th International Communications Satellite systems Conference and Exhibit*. AIAA 2003-2353. doi:10.2514/6.2003-2353
- Selčan, D., Kirbiš, G., & Kramberger, I. (2017). Nanosatellites in LEO and beyond: Advanced radiation protection. *Acta Astronautica*, 131, 131-144. doi:10.1016/j.actaastro.2016.11.032
- Sinclair, D., & Dyer, J. (2013). Radiation effects and COTS parts in SmallSat. *27th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites*. Logan, US: SSC13-IV-3.
- Smart, M. C., Ratnakumar, B. V., Whitcanack, L. D., Puglia, F. J., Santee, S., & Gitzendanner, R. (2010). Life verification of large capacity Yardney Li-ion cells and batteries. *International Journal of Energy Research*, 34(2), 116-132. doi:10.1002/er.1653
- Tancredi, U., & D'Errico, M. (2003). Solar array configurations for microsatellites. *IEEE Aerospace Conference*. 6-2573. Big Sky, MT, USA: IEEE. doi:10.1109/AERO.2003.1235184
- Ulrich, S., Veilleux, J. F., & Corbin, F. L. (2009). Power system design of ESMO. *Acta Astronautica*, 64, 244-255. doi:10.1016/j.actaastro.2008.09.002
- Visco, V., Nakahara, H., & Beach, P. (2012). Characteristics of quallion's lithium-ion cells for aerospace applications. *AIAA SPACE 2012 Conference & Exposition*. 5147. Pasadena, California: American Institute of Aeronautics and Astronautics. doi:10.2514/6.2012-5147
- Williard, N., Wei, H., Hendricks, C., & Pecht, M. (2013). Lessons learned from the 787 Dreamliner issue on lithium-ion. *Energies*, 6, 4682-4695. doi:10.3390/en6094682
- Xiong, R., Zhang, Y., Wang, J., He, H., Peng, S., & Pecht, M. (2018). Lithium-ion battery health prognosis based on a real battery management system used in electric vehicles. *IEEE Transactions on Vehicular Technology*, 68(5), 4110-4121. doi:10.1109/TVT.2018.2864688
- Yang, J., Du, C., Liu, W., Wang, T., Yan, L., Gao, Y., . . . Xie, J. (2020). State-of-health estimation for satellite batteries based on the actual operating parameters – Health indicator extraction from the discharge curves and state estimation. *Journal of Energy Storage*, 31, 101490. doi:10.1016/j.est.2020.101490
- Yannick, B. (2014). Satellite Li-ion batteries. *Lithium-Ion Batteries* (s. 311-344). içinde doi:10.1016/B978-0-444-59513-3.00014-5
- Yayathi, S., Walker, W., Doughty, D., & Ardebili, H. (2016). Energy distributions exhibited during thermal runaway of commercial lithium ion batteries used for human spaceflight applications. *Journal of Power Sources*, 329, 197-206. doi:10.1016/j.jpowsour.2016.08.078
- Zaragoza-Asensio, J. A., Pindado, S., & Pérez-Álvarez, J. (2021). Li-ion battery for space missions based on COTS cells: Mechanical analysis and design. *The Egyptian Journal of Remote Sensing and Space Sciences*, 24, 311-317. doi:10.1016/j.ejrs.2020.12.005

- Zhao, D., Zhou, Z., Zhang, P., Zhang, Y., Qin, H., & Gao, S. (2022). End-of-discharge prediction for satellite lithium-ion battery based on evidential reasoning rule. *Open Astronomy*, 256–267. doi:10.1515/astro-2022-0031
- Zoppi, M., Cerbo, A., & Tipaldi, M. (2017). Functional-based verification for spacecraft SW: the electrical power subsystem. *IEEE International Workshop on Metrology for AeroSpace*. Italy, Padua: IEEE. doi:10.1109/MetroAeroSpace.2017.7999527
- Zoppi, M., Tipaldi, M., & Cerbo, A. (2018). Cross-model verification of the electrical power subsystem in space projects. *Measurement*, 122, 473-483. doi:10.1016/j.measurement.2018.01.014
- http-1: <https://difference.guru/difference-between-geo-meo-and-leo-satellite-systems/> (Erişim tarihi: 12.09.2023)
- http-2: <https://azercosmos.az/en/telecommunications> (Erişim tarihi : 10.09.2023)
- http-3: <https://www.flickr.com/photos/kordite/46680023425> (Erişim tarihi : 15.08.2023)
- http-4: https://en.m.wikipedia.org/wiki/File:Glonass-M_small._CeBIT_2011_Samstag_PD_110.jpg (Erişim tarihi 2023.07.20)
- http-5: http://www.esa.int/ESA_Multimedia/Images/2019/03/Micrometeoroid_battery_impact_test (Erişim tarihi: 09.06.2023)
- http-6: https://www.enersys.com/493bb4/globalassets/documents/product-documentation/absl/amer/am-absl-8s52p-fl-aa_0320.pdf (Erişim tarihi: 04.06.2023)
- http-7: https://www.nasa.gov/sites/default/files/atoms/files/3-nasa_battery_workshop_2015_-_enersys-quallion_lithium-ion_material_and_cell_status_visco.pdf (Erişim tarihi: 01.03.2023)

ÖZGEÇMİŞ

ORCID NO: 0000-0002-4002-0327

Ad Soyad : Zarifa GULIYEVA

Yabancı Dil : İngilizce

Eğitim ve Mesleki Geçmişi:

- 2019, Azərbaycan Milli Havacılık Akademisi, Uzay Teknoloji mühendisliğı
- 2019-2021, Mühendis, Azərbaycan Savunma Bakanlığına bağılı Azərbaycan Aerokosmik Ajansı (MAKA), Uçak veri ölçüm kompleksleri departmanı

Yayınları ve/veya Bilimsel/Sanatsal Faaliyetleri:

- 2023,Özet bildiri/Sözlü Sunum, ISSRIS23,Bandırma Onyedı Eylül Üniversitesi Guliyeva Z., Karakoç H. T, Yetik Ö. (2023). Uzay Uydularında Kullanılan Li-İon Batarya Gereksinimleri. 3.Uluslararası Bilimsel Araştırmalar ve Yenilikçi Çalışmalar Sempozyumu (ISSRIS23) syf 573
- 2023,Makale/Sözlü Sunum, IAC 2023, Bakü, Azərbaycan Guliyeva Z., Mukhtarov V. (2023). 74th International Astronautical Congress (IAC-2023) Wireless Power Transmission System Based on Space Technologies