T.C.

YILDIZ TEKNİK ÜNİVERSİTESİ

FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

HAVA ARAÇLARINDA ELEKTRİK YÜK ANALİZİ KAPSAMINDA NI-CD VE LI-ION BATARYA PERFORMANSLARININ KARŞILAŞTIRILMASI

Seda BELEN

YÜKSEK LİSANS TEZİ

Aviyonik Mühendisliği Anabilim Dalı

Aviyonik Mühendisliği Programı

Danışman

Dr. Öğr. Üyesi Ramazan AYAZ

Şubat, 2025

T.C.

YILDIZ TEKNİK ÜNİVERSİTESİ

FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

HAVA ARAÇLARINDA ELEKTRİK YÜK ANALİZİ KAPSAMINDA NI-CD VE LI-ION BATARYA PERFORMANSLARININ KARŞILAŞTIRILMASI

Seda BELEN tarafından hazırlanan tez çalışması 28.02.2025 tarihinde aşağıdaki jüri tarafından Yıldız Teknik Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü Aviyonik Mühendisliği Anabilim Dalı, Aviyonik Mühendisliği Programı **YÜKSEK LİSANS TEZİ** olarak kabul edilmiştir.

Dr. Öğr. Üyesi Ramazan AYAZ
Yıldız Teknik Üniversitesi
Danışman

Jüri Üyeleri

Dr. Öğr. Üyesi Ramazan AYAZ, Danışman
Yıldız Teknik Üniversitesi _____

Doç. Dr. Mustafa BAYSAL, Üye
Yıldız Teknik Üniversitesi _____

Dr. Öğr. Üyesi Koray ERHAN, Üye
Marmara Üniversitesi _____

Danışmanım Dr. Öğr. Üyesi Ramazan AYAZ sorumluluğunda tarafımca hazırlanan "Elektrik Yük Analizi Kapsamında Ni-Cd ve Li-Ion Batarya Peformanslarının Karşılaştırılması" başlıklı çalışmada veri toplama ve veri kullanımında gerekli yasal izinleri aldığımı, diğer kaynaklardan aldığım bilgileri ana metin ve referanslarda eksiksiz gösterdiğimi, araştırma verilerine ve sonuçlarına ilişkin çarpıtma ve/veya sahtecilik yapmadığımı, çalışmam süresince bilimsel araştırma ve etik ilkelerine uygun davrandığımı beyan ederim. Beyanımın aksinin ispatı halinde her türlü yasal sonucu kabul ederim.

Seda BELEN

İmza

Aileme

ve

sevdiklerime

TEŞEKKÜR

Tez çalışmalarım sürecinde bilimsel katkılarıyla destek olan, yönlendiren, görüş ve önerileriyle katkı sağlayan saygıdeğer tez danışmanım Dr. Öğr. Üyesi Ramazan AYAZ'a teşekkürlerimi sunuyorum. Hayatım boyunca her açıdan beni destekleyen, motive eden eşim Selim BELEN'e ve oğullarım Tuğra ve Eren'e sonsuz sevgi ve teşekkürlerimi sunuyorum.

Seda BELEN

İÇİNDEKİLER

SİMGE LİSTESİ vii

KISALTMA LİSTESİ viii

ŞEKİL LİSTESİ ix

TABLO LİSTESİ x

ÖZET xi

ABSTRACT xiii

1 GİRİŞ 1

1.1 Literatür Özeti 2

1.1.1 Bataryaların Teknik Özellikleri İle İlgili Temel Kavramlar 4

1.1.2 Ni-Cd Batarya Özellikleri 6

1.1.3 Li-ion Batarya Özellikleri 7

1.1.4 Ni-Cd ve Li-ion Bataryaların Karşılaştırması 8

1.2 Tezin Amacı 11

2 HAVA ARAÇLARINDA ELEKTRİK SİSTEM MİMARİSİ 13

2.1 Elektrik Güç Üretim Sistemi 13

2.2 Elektrik Güç Dağıtım Sistemi 16

3 HAVA ARAÇLARINDA ELEKTRİK YÜK ANALİZİ 18

3.1 Elektrik Yük Analizinin Hazırlanması 18

3.1.1 ELA İçeriği 18

3.1.2 ELA Giriş Bölümü 20

3.1.3 ELA Varsayım ve Kriterler Bölümü 23

3.1.4 ELA'da Batarya Analizi 31

3.1.5 ELA Sonuç Bölümü 48

4 HAVA ARAÇLARINDA ELEKTRİK YÜK ANALİZİ KAPSAMINDA BATARYA ANALİZ MODELİ 49

4.1 Batarya Analiz Modeli Varsayım ve Kriterleri 50

4.2 Batarya Analiz Modeli 50

4.2.1 Analiz Senaryosu 54

4.2.2 Analiz Sonuçları 55

5 SONUÇ 58

KAYNAKÇA 62

TEZDEN ÜRETİLMİŞ YAYINLAR 67

SİMGE LİSTESİ

CO2	Karbondioksit

KISALTMA LİSTESİ

APU	Auxiliary Power Unit
CB	Circuit Breaker
EASA	European Union Aviation Safety Agency
ELA	Electrical Load Analysis
EoL	End of Life
EPU	External Power Unit
FAA	Federal Aviation Administration
IFR	Instrument Flight Rules
Li-ion	Lithium Ion
Ni-Cd	Nickel Cadmium
Ni-MH	Nikel Metal Hidrür
RAT	Ram Air Turbine
RX	Receive X
SoC	State of Charge
SoH	State-of-Health
TCAS	Traffic Alert and Collision Avoidance System
TRU	Transformer Rectifier Unit
TX	Transmit X
VFR	Visual Flight Rules
VHF/HF	Very High Frequency/High Frequency
V/UHF	Very/Ultra High Frequency

ŞEKİL LİSTESİ

Şekil 1.1 Şarj edilebilir bataryalarda gravimetrik ve hacimsel enerji yoğunluğu kıyaslaması (Katiyar vd., 2009). **9**

Şekil 1.2 NiMH ve NiCd teknolojilerine kıyasla Li-ion bataryaların enerji yoğunluğu (Wh/L) gelişimi (Nemry vd., 2009) **10**

Şekil 3.1 Analiz tablosunda varsayım/kriter adresleme örneği **26**

Şekil 4.1 Batarya dayanım süresi hesabı için batarya analiz modeli **51**

Şekil 4.2 'BAT1' ve 'BAT1+BAT2' yük blokları **52**

Şekil 4.3 Yük modeli **52**

Şekil 4.4 Sensör bloğu **54**

Şekil 4.5 İrtifa-zaman grafiği **55**

Şekil 4.6 Gerilim-zaman grafiği **56**

Şekil 4.7 Akım-zaman grafiği **56**

Şekil 4.8 SoC-zaman grafiği **57**

TABLO LİSTESİ

Tablo 1.1 Ni-Cd ve Li-ion batarya özelliklerinin karşılaştırılması **11**

Tablo 3.1 Uçaklarda operasyonel fazlar..... **22**

Tablo 3.2 ELA'da kullanılacak örnek operasyonel faz süreleri..... **27**

Tablo 3.3 Örnek yük bilgileri..... **30**

Tablo 3.4 Acil durum çalışma modunda örnek güç tüketim değerleri..... **34**

Tablo 3.5 Yük tablosu..... **36**

Tablo 3.6 G10 & G9 fazı toplam yük değeri **37**

Tablo 3.7 Acil durum fazında 0℃ & 23℃ Ni-Cd batarya dayanım süresi **39**

Tablo 3.8 Acil durum fazında 0℃ Li-ion batarya dayanım süresi **40**

Tablo 3.9 Acil durum fazında 23℃ Li-ion batarya dayanım süresi **40**

Tablo 3.10 Acil durum fazında 0℃ & 23℃'de motor çalıştırma etkisi ile Ni-Cd batarya dayanım süresi..... **41**

Tablo 3.11 Acil durum fazında 0℃'de motor çalıştırma etkisi ile Li-ion batarya dayanım süresi **41**

Tablo 3.12 Acil durum fazında 23℃'de motor çalıştırma etkisi ile Li-ion batarya dayanım süresi **41**

Tablo 3.13 -18℃'de Li-ion bataryada BAT BUS 1 ve 2 yükleri **43**

Tablo 3.14 Farklı sıcaklıklarda, SoC kurgusuna göre Li-ion batarya dayanım süreleri..... **46**

Tablo 4.1 Batarya analiz modeli yükleri..... **53**

ÖZET

Hava Araçlarında Elektrik Yük Analizi Kapsamında Ni-Cd ve Li-ion Batarya Performanslarının Karşılaştırılması

Seda BELEN

Aviyonik Mühendisliği Anabilim Dalı
Aviyonik Mühendisliği Programı
Yüksek Lisans Tezi

Danışman: Dr. Öğr. Üyesi Ramazan AYAZ

Uçaklarda sistem ve motor çalıştırma gücü ile acil durumlarda (jeneratör arızası vb.) uçağın enerjilendirilmesi bataryalar üzerinden sağlanır. Federal Havacılık İdaresi (Federal Aviation Administration, FAA) yönetmeliklerinde, hava araçlarında kullanılan bataryalar için acil durum koşullarında minimum 30 dakikalık güç gereksinimi mevcuttur. Bataryaların performans analizi, elektrik yük analizi (Electrical Load Analysis, ELA) kapsamında yapılmaktadır ve bu analiz bataryanın acil durumlarda gerekli gücü sağlama kapasitesine sahip olup olmadığını göstermektedir. Uçaklarda katastrofik tehlikelerden kaçınmak için ELA'nın, tüm uçuş fazlarında, elektrik yüklerinin en kötü durum kombinasyonları (maksimum talep) ve tüm olası senaryolar (havada 3 kez motor çalıştırma sonrası batarya dayanım süresinin hesaplanması vb.) göz önüne alınarak yapılması gerekmektedir. Uçakların güç taleplerindeki artış ile havacılık sektöründe yaygınlaşan ve milli uçak projelerimize de yansıyan Ni-Cd bataryadan Li-ion bataryaya geçiş, ELA'da batarya analiz yönteminin Ni-Cd bataryaya nazaran daha detay veri sağlayan Li-ion batarya üzerinde geliştirilmesi ihtiyacını doğurmuştur. Literatürde Li-ion bataryalara eğilim ve bu bataryaların avantaj ve dezavantajlarına yönelik çalışmalar

yeterince mevcuttur. Ancak Elektrik Yük Analizi kapsamında Li-ion bataryaların analizleri konusunda kaynak sınırlıdır. Bu çalışma kapsamında, ELA içeriğinde olması gereken asgari bölümler, hesaplamaları etkileyecek varsayım ve kriterler ele alınarak batarya analiz metodu gösterilmektedir. Aynı yükler üzerinde, eş kapasiteli (Ah) nikel kadmiyum ve lityum iyon bataryanın şarj durumu (State of Charge, SoC) ve kullanım ömrü sonu (End of Life, EoL) parametreleri göz önüne alınarak batarya dayanım süreleri hesaplanmaktadır. Hesaplanan süreler uçakta acil modda beslenmesi gerekli ekipmanlar için farklı senaryolarda (uçağın tüm operasyonel fazlarında yük kombinasyonları düşünülerek, ekipmanların çalışma sürelerinde (5s, 5dk, sürekli) ayrı ayrı hesaplanması vb.) ne kadar süre güç sağlanabileceğinin göstergesidir. Her iki tip eş kapasiteli batarya için elde edilen analiz sonuçları, lityum iyon bataryanın batarya dayanım süresinin (battery endurance time/battery duration) nikel kadmiyum bataryadan daha yüksek olduğunu göstermektedir. Bu çalışma ile, Li-ion ve Ni-Cd bataryaların elektrik yük analizi kapsamında karşılaştırılmasının literatüre katkı sağlayacağı değerlendirilmektedir.

Anahtar Kelimeler: Li-ion batarya, Ni-Cd batarya, Elektrik Yük Analizi, Batarya Şarj Durumu

ABSTRACT

Comparison of Ni-Cd and Li-ion Battery Performances Within The Scope of Electrical Load Analysis in Aircraft

Seda BELEN

Department of Avionics Engineering

Master of Science

Supervisor: Asst. Prof. Dr. Ramazan AYAZ

System and engine starting power on aircraft and in case of emergency (generator failure, etc.) the energization of the aircraft is provided via batteries. According to Federal Aviation Administration (FAA) regulations, batteries used in aircraft have a minimum power requirement of 30 minutes in emergency conditions. The performance analysis of the batteries is carried out within the scope of Electrical Load analysis (ELA) and this analysis shows whether the battery has the capacity to provide the necessary power in emergency conditions. In order to avoid catatrophic hazards in aircraft, ELA must be performed during all flight phases, taking into account the worst-case combinations of electrical loads (maximum demand) and all possible scenarios (calculation of battery endurance time after starting the engine 3 times in the air, etc.). The transition from Ni-Cd battery to Li-ion battery, which has become widespread in the aviation sector with the increase in aircraft power demands and is also reflected in our national aircraft projects, has led to the need to develop ELA's battery analysis method on Li-ion battery, which provides more detailed data than Ni-Cd battery. There are enough studies in the literature on the tendency to Li-ion batteries and the advantages and disadvantages

of these batteries. However, resources are limited for the analysis of Li-ion batteries within the scope of ELA. Within the scope of this study, the battery analysis method is shown by considering the minimum sections that should be in the ELA content, assumptions and criteria that will affect the calculations. Battery endurance times are calculated by taking into account the State of Charge (SoC) and End of Life (EoL) parameters of nickel cadmium and lithium ion batteries with equal capacity (Ah) at the same loads. The calculated times indicate how long power can be provided in different scenarios (consideration of load combinations and equipment operating times (5s, 5min, continuous) in all operational phases of the aircraft, etc.) for equipment that needs to operate in emergency mode on the aircraft. The analysis results obtained for both types of same capacity batteries show that the battery endurance time of a lithium-ion battery is higher than that of a nickel cadmium battery. With this study, it is estimated that the comparison of Li-ion and NiCd batteries within the scope of electrical load analysis will contribute to the literature.

Keywords: Li-ion battery, Ni-Cd battery, Electrical Load Analysis, State of Charge.

1
GİRİŞ

Hava araçlarında sistem gücü ve motor çalıştırma gücünü sağlamak ve acil durumlarda elektrik enerjisi ihtiyacını karşılamak için elektrik enerjisi depolama ünitesi(leri) olarak bataryalar kullanılmaktadır.

Uçakların güç taleplerindeki artışın batarya malzemeleri ve teknolojisindeki ilerleme ile birleşmesiyle, havacılık sektöründe batarya seçimindeki mevcut eğilimlerin, Ni-Cd bataryadan Li-ion bataryaya geçiş yönünde olduğu gözlemlenmiştir. Li-ion teknolojisene yönelme nedeni, lityum iyon bataryaların benzerleri karşısında sergiledikleri yüksek enerji yoğunlukları, yüksek özgül güç, hafıza etkisinin olmaması ve kendi kendine düşük deşarj oranıdır. Lityum iyon bataryalarda, kendi kendine deşarj oranı maksimum ayda %5 oranında olup çok düşüktür ve batarya ömrü 1500'ü aşkın döngüye ulaşabilir (Özcan vd., 2021).

Uçaklarda ikincil elektrik güç üretim kaynakları olan bataryalar, çeşitli kritik fonksiyonlar için önemli roller üstlenmiştir. Bataryalar; motor çalıştırma, birincil güç kaynaklarının arızalanması durumunda uçağın güvenli bir şekilde uçması ve güvenli iniş için gerekli kritik yüklerin yeterli sürelerde beslenmeleri, uçuş kontrol sistemleri gibi kritik sistemlere sağlanan gerilim seviyesinin anlık gerilim düşüşlerinden etkilenmeyecek şekilde belli aralıkta tutulması ve acil durumlarda yolcu tahliye işlemi için gerekli kabin içi aydınlatmanın sağlanması gibi kritik fonksiyonlarda kullanılmaktadır (Koç, 2009). Bataryaların bu kritik işlevleri nedeniyle güvenilirlikleri ve performansları büyük önem taşımaktadır. Bataryaların performans analizi, elektrik yük analizi kapsamında yapılmaktadır ve bu analiz sonucu bataryanın gerektiğinde gerekli gücü sağlama kapasitesine sahip olup olmadığını göstermektedir.

Hava araçlarında güç üretim ve dağıtım sistemleri operasyonel verimlilik ve uçuş güvenliğini doğrudan etkileyen kritik sistemlerdir. Bu elektrik sistem bileşenlerinin kapasiteleri ve tüm olası koşullardaki yeterlilikleri elektrik yük analizi kapsamında değerlendirilmektedir. Bunun için güç tüketimi olan ekipmanların nominal ve anlık güç ihtiyaçları, güç üretim ekipmanları kayıpları da dahil olmak üzere, uçağın görev profili de göz önünde bulundurularak tüm olası çalışma koşullarında, bazı ekipmanların arızalanmaları senaryolarını da içerir şekilde hesaplanmakta ve bulunan değerlerin güç kaynaklarının belirlenen aynı senaryolarda sağlayabilecekleri kapasiteler ile uyumları incelenmektedir.

Bir hava taşıtının ELA'sının nihai kullanımı, güç kaynağı bileşenlerinin özelliklerinin ve kapasitesinin listelenmesi ve bunun sonucunda ekipmanın normal, anormal, acil durum çalışma gücü koşulları altında tatmin edici performansının sağlanmasıdır. ELA, hava aracına olası modifikasyonlar düşünülerek, hava aracına daha sonra eklenebilecek, kaldırılabilecek veya yerlileştirilerek değiştirilecek sistemler için mevcut güç kaynaklarının yeterliliğinin değerlendirmesi ve yapılacak değişikliklerin kayıt altına alınabilmesi için hava aracının ömrü boyunca muhafaza edilmelidir.

ELA'da güç kaynakları temel analiz metodu, jeneratör analizi ve batarya analizi olarak ikiye ayrılır. Bu çalışma kapsamında sadece batarya analiz metodu ele alınmış olup, ELA'da batarya analizi Ni-Cd ve Li-ion bataryalar üzerinden incelenmektedir. ELA kapsamında performansları karşılaştırılacak Ni-Cd ve Li-ion bataryaların bu bölümün alt başlıklarında literatür' deki özellikleri derlenerek kıyaslamaları yapılmıştır. İkinci bölümde hava aracı elektrik sistem mimarisine değinilmiş olup üçüncü bölümde ELA'nın nasıl hazılanacağı tariflenmiş ve ELA kapsamında batarya analiz metodu ele alınan iki tip batarya üzerinden yapılmıştır. Dördüncü bölümde ise Li-ion bataryanın ELA kapsamında batarya analizi MATLAB/Simulink kullanılarak incelenmiştir.

1.1 Literatür Özeti

Hava araçlarında batarya kullanımı, 1969 yılında meydana gelen bir uçak kazası acı tecrübesi üzerine çok daha kritik bir hal almıştır. 18 Ocak 1969 tarihinde Boeing 727-22C United Air Lines firmasına ait 266 sefer sayılı uçakta, bir numaralı

motorda yangın çıkması sebebiyle oluşan yangın uyarı sinyali üzerine, pilot bir numaralı motoru kapatmıştır. Motorun kapatılması ile bu motora bağlı jeneratör devre dışı kalmış, kalan diğer jeneratörde aşırı yüklenme meydana gelmiştir. Diğer jeneratörün de aşırı yüklenme sonucu devre dışı kalması üzerine, birincil güç kaynakları kaybı gerçekleştiğinden uçağın elektrik enerjisi batarya üzerinden sağlanmaya başlamıştır. Ancak batarya kapasitesinin yetersiz kalması nedeniyle uçak havada yaklaşık 3 dakika uçuş icra ettikten sonra, uçağın inişi için gerekli kritik yükleri besleyen bir güç kaynağı kalmamış ve pilot uçağın kontrolünü sağlayamamıştır. Gerçekleşen kaza sonrası havacılık sektöründe belirli otoriterlerce (FAA, EASA vb.), hava araçlarında batarya kullanımı zorunlu kılınmıştır (National Transportation Safety Board, 1970).

Batarya, kimyasal enerjiyi depolayan ve depoladığı kimyasal enerjiyi elektrik enerjisine çeviren bir veya daha çok elektrokimyasal hücre(ler)den oluşan bir depolama birimidir (Winter & Brodd, 2004; Tie & Tan, 2013). Batarya teknolojisinin tasarımında dikkate alınan temel hususlar tasarım konseptinden dolayı güç yoğunluğu ve ağırlıksal enerji yoğunluğuna bağlıdır. Ek olarak batarya teknolojisi, enerji verimliliği, çevrim ömrü, ağırlık, maliyet ve şarj tutma özellikleri açısından da iyi bir performans sergileyebilmelidir (Omar vd., 2011; Kisacikoglu vd., 2012; Hirve & Vidyapeeth, 2018).

Bataryalar, cep telefonu, fotoğraf makinesi, bilgisayar vb. elektronik cihazlardan elektrikli araçlara, uzay sistemlerinden haberleşme sistemleri ile savunma sistemlerine kadar oldukça büyük bir ağda kullanım alanına sahip birimlerdir (Efe & Güngör, 2021)

Endüstride birçok batarya çeşidi kullanımı mevcut olup bu bataryalar elektrolitlerinde veya plakalarında kullanılan malzeme tiplerine göre; Kurşun-asit, Nikel metal hidrür (Ni-MH), Nikel kadmiyum (Ni-Cd) ve Lityum iyon (Li-ion) batarya olarak sınıflandırılırlar (Chang, 2013). Bu tez çalışmasında, sadece ELA kapsamında batarya performanslarını ele aldığımız Ni-Cd batarya ile Li-ion bataryanın özellikleri araştırılmış ve literatürden derlenerek karşılaştırılmıştır.

1.1.1 Bataryaların Teknik Özellikleri İle İlgili Temel Kavramlar

1.1.1.1 Nominal Gerilim

Batarya üzerinde yazılı olan referans gerilim değeridir. Bataryanın normal moddaki çalışma gerilimidir (Garcia-Valle & Peças Lopes, 2013).

1.1.1.2 Kapasite

Belirli çalışma koşulları altında bataryadan sağlanabilecek en yüksek enerji miktarını temsil eder. Birimi, amper saat (Ah) veya watt saat (Wh)' dir (Özcan vd., 2021). Batarya kapasitesi, hava araçları ve elektrikli araçlarda amper saat (Ah) birimi üzerinden kullanılır. Örneğin, 40Ah kapasiteli bir bataryaya sahip uçakta, batarya için 1C'lik yani 40A'lik sabit bir boşaltma akımı bataryadan bir saat süre ile çekilebilir.

1.1.1.3 Özgül Enerji

Batarya enerjisinin batarya ağırlığına oranıdır. Yani bataryanın birim kütle başına depolayabileceği enerji miktarını tanımlar. Birimi kilogram başına Amper-Saat (Ah/kg) veya Watt-Saat (Wh/kg)' dir. Ayrıca kullanıldığı elektrikli aracın belirli bir menzil için gerekli olan batarya ağırlığını tanımlamak için kullanılan anahtar bir göstergedir (Ogura & Kolhe, 2017).

1.1.1.4 Enerji Yoğunluğu

Bir kilogram bataryada depolanan enerji özgül enerji olarak tanımlanırken, bir metreküp hacimde depolanan enerji ise enerji yoğunluğu olarak tanımlanır. Yani hacimsel enerji yoğunluğu, birim hacim başına düşen nominal batarya enerjisidir (Ah/L, Wh/L). Ayrıca kullanıldığı elektrikli aracın belirli bir menzil için gerekli olan batarya boyutunu belirlemek için kullanılan anahtar bir göstergedir (Dikmen vd., 2018).

1.1.1.5 Özgül Güç

Bir kilogram bataryadan elde edilecek gücü ifade eder. Birimi W/kg'dır. Bir bataryanın özgül enerjisi yüksek özgül gücü düşük olabilir. Bu durumda batarya çok fazla enerji depolayabilir ancak yavaş enerji sağlayacağından, düşük güç

gerektiren uygulamalarda batarya dayanım süresi uzun olabilir yani uzun süre kullanımı söz konusu olabilir.

1.1.1.6 Şarj Durumu (State of Charge, SoC)

Şarj durumu (SoC), bataryanın geriye kalan enerjisini tanımlamak için kullanılan bir terimdir ve genellikle yüzde cinsinden ifade edilir. Yeni kullanıma başlanan bir batarya %100 şarj edildiğinde şarj durumu (SoC) nominal kapasitesinin %100'ü kabul edilir. Diğer bir yandan batarya tamamen kullanılıp boşaltıldığında ise şarj durumu (SoC) %0 olarak kabul edilir (Tezde & Okumuş, 2018).

Bir diğer ifade ile batarya doluluk durumu (SoC), bataryada kullanılabilir mevcut elektrik enerjisi miktarının bir göstergesidir. Bataryalar kullanıldıkça şarj tutma kapasiteleri zamanla azalacağından, SoC, elektrik yük analizinde bataryanın şarj edildikten sonra erişebildiği maksimum kapasiteyi gösteren bir terim olarak kullanılır.

Bataryalar kimyasal enerji kaynağı olup depolanan bu enerjiye doğrudan erişim mümkün değildir. Bu nedenle bataryanın şarj durumunu (SoC) direkt ölçmek oldukça güçtür (Spath vd., 1997).

1.1.1.7 Batarya Sağlık Durumu (State-of-Health (SoH))

Batarya sağlık durumu, bataryanın kapasitesi ve bu kapasitenin ne kadarının kullanılabilir olduğuyla ilişkilidir. Diğer bir ifade ile bataryanın sağlık durumu, bataryanın mevcut kullanılabilir kapasitesidir. Dolma-boşalma akımının büyüklüğü, bataryayı doldurma-boşaltma sırasındaki ortamın sıcaklığı, boşaltma derinliği, batarya doldurma denetim yöntemi, bataryanın aşırı doldurma ve boşaltmaya maruz kalması, bataryanın depolanma koşulları ve depolama süresi gibi durumlar, batarya sağlık durumunu diğer bir ifade ile batarya kapasitesini etkileyen etmenlerdir (Barlak, 2009).

Sağlık durumu aslında bataryanın kaç çevrim çalıştırıldığı, iç direncinin ilk üretim durumuna göre ne kadar değişiklik gösterdiği ve kapasite kaybının hangi oranda gerçekleştiği ile ilgilidir (Özdemir, 2017). Bataryaların fabrikadan çıkış kapasiteleri, nominal kapasite olarak batarya üzerinde yazılıdır. Batarya kapasitesinde kullanıma ve çevresel şartlara bağlı olarak zamanla düşüş meydana gelmektedir, diğer bir deyişle batarya sağlık durumu giderek kötüleşmektedir.

Bataryalar uzun süre kullanılmaması veya olumsuz çevresel şartlar altında depolanması gibi etkenlere maruz kalması halinde tamamen kullanılamaz duruma gelebilir (Barlak, 2009).

Batarya sağlık durumu, bataryanın yüke enerji verme yeteneğini tanımlar. Yani, bataryanın değiştirilme zamanının gelip gelmediğini veya değiştirilmeden önce daha ne kadar kullanımına devam edilebileceğini gösteren bir parametredir. Batarya kapasitesi, batarya çevrim sayısı arttıkça (kullanıldıkça) kademeli olarak düşüş göstermektedir. Bu nedenle uzun süre kullanılmış bir batarya tam şarj edildiğinde şarj durumu %100 gösterse dahi, yeni kullanımma başlandığındaki tam kapasitede depoladığı enerjinin yaklaşık %75-%80' i kadar enerji depolayabilmektedir (Tezde & Okumuş, 2018).

1.1.1.8 Kullanım Ömrü Sonu (End of Life, EoL)

'1.1.1.7'de bahsedildiği gibi bataryanın sağlık durumu (SoH) bataryanın ne kadar yıpranmış olduğunun bir göstergesidir. Batarya yaşlandıkça yani şarj döngüsü arttıkça batarya iç direncinde artış gözlenir. Bu durumda hem bataryanın çıkış geriliminde düşüş hem de buna bağlı olarak bataryadan çekilebilecek maksimum akım seviyesinde düşüş gözlenir.

ELA en kötü koşullar altında yapılması gerektiğinden, ELA'da batarya analizi yapılırken bataryanın kullanım ömrü sonuna geldiği yani hava aracında üstlendiği görevi icra edemeyecek yetersiz bir kapasite altına düşeceği ve bataryanın kullanılamaz statüsüne çekilerek değişim süresinin geldiği kabul edilir. Yani elektrik yük analizinde kullanım ömrü sonu bataryanın sağlık durumunda değişim zamanının geldiği kapasitedir.

1.1.2 Ni-Cd Batarya Özellikleri

Nikel-kadmiyum bataryalar, 1899 yılında Waldmar Jungner tarafından icat edilmiştir. 1980' lerin sonlarına doğru da kapasiteleri %60 artırılarak geliştirilmiştir. Ni-Cd bataryalar basit ve hızlı şarj oranına sahip olup, yüksek sayıda şarj/deşarj döngüsü (yaklaşık 1000 döngü) bulunduklarından döngü başına maliyet açısından düşük maliyetli bataryalar arasında yerini almaktadır. Bununla birlikte, 'hafıza etkisi' (periyodik olarak tam kapasitesini boşaltmak) gibi dezavantajları da söz konusudur. Ayrıca yüksek bir kendi kendine deşarj oranına sahiptir ve toksik bir metal olan kadmiyum atılması kritik bir problem olmaya devam etmektedir

(Bernard & Lippert, 2015). Uygun şekilde atılmadığı takdirde son derece zehirli bir madde olan kadmiyum, çevre kirliliğine sebep olabilen bir tür ağır metaldir (Hirve & Vidyapeeth, 2018).

Ni-Cd bataryaların ana uygulama alanları olarak, radyolar, biyomedikal ekipmanlar, profesyonel video kameralar ve el aletleri sayılabilir. (Özcan vd., 2021). Yangın ikaz sistemleri, sinyalizasyon ve telekomünikasyon, fotovoltaik (PV) güneş panelleri, enstrümantasyon ve süreç kontrolü, acil durum aydınlatması gibi farklı uygulamalar için de kullanılırlar (Nitin Kotkunde vd., 2021).

Ni-Cd batarya teknolojisinin zayıf şarj ve deşarj verimliliği ve düşük sıcaklıktaki hava koşullarında düşük performans gibi önem arz eden dezavantajları da söz konusudur (Cluzel & Douglas, 2012). Düşük şarj verimliliği, ayda %20'ye kadar gözlemlenebilen çok yüksek kendi kendine deşarj oranı ve bataryanın aktif edilmediği zamanlarda kendini boşaltması gibi negatif yönlerinden dolayı elektrikli araç uygulamalarında Ni-Cd bataryaların kullanımı azalmıştır (Yong vd., 2015).

Nikel-kadmiyum bataryaların bir miktar şarjı azaldıktan sonra tekrar tekrar şarj edilmeleri, maksimum enerji kapasitelerinde kademeli olarak düşüşe ve daha az şarj tutmalarına neden olmaktadır (hafıza etkisi). Bu yüzden Nikel-kadmiyum (Ni-Cd) bataryaların, motorlu araçlar gibi yüksek şarj / deşarj uygulamalarında kullanılmaya uygun olmayan bir hafıza etkisi mevcuttur (Van Schalkwijk, 1993; Yong vd., 2015).

1.1.3 Li-ion Batarya Özellikleri

1970'lerin başlarında şarj edilemeyen lityum bataryalar ortaya çıkmıştır. Metal bazlı lityum bataryaların, özellikle şarj esnasında birçok güvenlik problemi ile karşılaşıldığından, araştırmacıların odak noktaları metalik olmayan lityum iyon bataryalara doğru kaymıştır (Tarascon & Armand, 2001). 1991 yılında standartlaştırılmış bir formatta ilk ticari batarya Sony tarafından piyasaya sürülmüştür. Hafıza etkisi olmayan lityum iyon bataryaların kendi kendine deşarj oranı düşük olup bakım kolaylığı mevcuttur. Tüm bu avantajlarının yanı sıra kırılgandır ve güvenli çalışmaları için koruma devresi ihtiyaçları mevcuttur. Ayrıca diğer bataryalara nazaran pahalıdırlar (Tariq vd., 2017).

Lityum-iyon bataryalar; yüksek enerji yoğunluğu, yüksek güç yoğunluğu, düşük kendi kendine deşarj oranı, düşük çevre kirliliği, geri dönüştürülebilir ve uzun

çalışma süresi, yüksek oranda güvenilirlik, yüksek çevrim sayısı (uzun çevrim ömrü) ve daha hızlı şarj/deşarj oranları gibi üstün özelliklere sahiptir (You vd., 2021) (Lu vd., 2021) (Zhou vd., 2021) (Lin vd., 2021) (Lyu vd., 2021).

Li-ion bataryalar diğer batarya teknolojileriyle karşılaştırıldığında yüksek enerji ve güç yoğunluğu, uzun raf ömrü gibi avantajlar sağlayan özellikleri ile kimyasal enerji depolama alanında en çok gelecek vaat eden teknolojiler arasında yerini almakta ve ön plana çıkmaktadır (Bai & Zhang, 2014; Choi & Aurbach, 2016; Park vd., 2016).

Li-ion bataryaların birim hacim ve birim ağırlık başına depolanan enerji miktarı yüksek olduğundan; cep telefonları, dizüstü bilgisayarlar, tabletler, müzik çalarlar ve dijital kameralar gibi seyyar cihazlarda kullanımı yaygın olarak tercih edilmektedir (Bently & Heacock, 1996; May, 2006; Lin vd., 2017). Günümüzde taşınabilir elektronik cihazlara ek olarak elektrikli araçlarda ve tıbbi cihazlarda da özellikle yüksek çevrim sayısı nedeniyle kullanımı yaygınlaşmıştır (Chan vd., 2007) (Kumar vd., 2019). Lityum iyon bataryalar, düşük seviyedeki CO2 gaz salınımı harici toksik madde yayılımı yapmaması nedeniyle de çevre bilinci yüksek tasarımcı ve tüketiciler tarafından tercih edilmektedirler (Polat & Keleş, 2012).

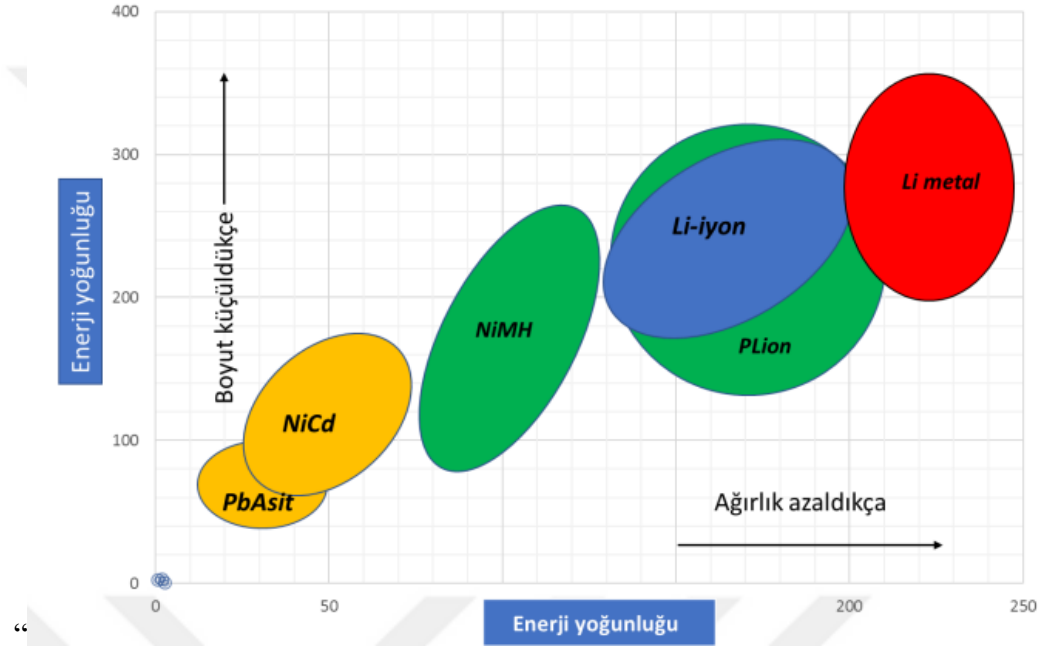
Li-ion bataryaların en belirgin dezavantajı, şarj/deşarj olma sırasında eletrotlardaki hacimsel artıştan kaynaklanan patlama riskidir (Makuza vd., 2021) (Chen vd., 2021). Bataryanın aşırı doldurulması, şarjda bırakılması aşırı ısınmasına neden olur. Aşırı ısınma kaynaklı, bataryadaki elektrolitte meydana gelen gaz oluşumu ve gaz sızıntısı, bataryanın yıpranmasına, kullanılamaz hale gelmesine ve hatta patlamasına yol açabilir. Batarya şarj durumunun (SoC) kestirimi ile bataryanın aşırı doldurulması ve gereksiz yıpranması önlenmektedir (Barlak, 2009).

1.1.4 Ni-Cd ve Li-ion Bataryaların Karşılaştırması

Ni-Cd bataryalar, Li-ion bataryalara kıyasla daha düşük özgül enerji yoğunluğuna sahiptir. Lityum-iyon'un enerji yoğunluğu, Nikel-kadmiyum'un yaklaşık iki katıdır. (Tariq vd., 2017). Li-ion bataryaların hacimsel enerji yoğunluğunun Ni-Cd bataryalara nazaran daha yüksek olması, aynı miktarda depolanan enerji için daha küçük boyutta olmalarını sağlar. Ayrıca, Lityum-iyon bataryalar yüksek özgül enerjiye sahip olduğundan, depolanan aynı miktarda enerji için Ni-Cd bataryalardan daha düşük ağırlığa sahiptir. Ni-Cd bataryalara nazaran Li-ion

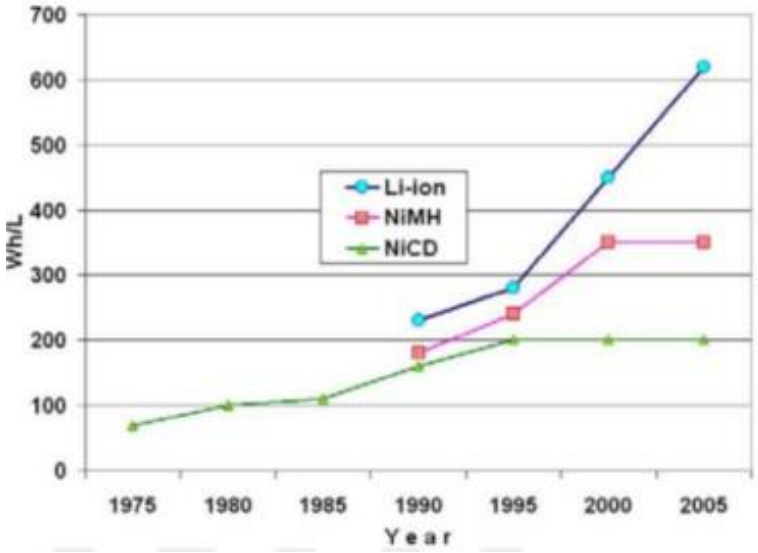
bataryaların daha küçük ve daha hafif olması, hava araçlarındaki batarya seçimlerinin Li-ion bataryalara doğru kaymasının önemli etkenlerinden birisidir. (uçaklarda ağırlık etkisinin yakıt ekonomisi ve görev kapasitesindeki önemi göz önüne alındığından) Li-ion bataryaların Ni-Cd bataryalara kıyasla yüksek özgül güce sahip olmaları ise; uçakta motor çalıştırma gibi hızlı şarj veya deşarjın önemli olduğu uygulamalar için oldukça önemlidir.

Farklı batarya sistemlerinin gravimetrik ve hacimsel enerji yoğunluklarının karşılaştırması Şekil 1.1'de verilmiştir. Li-ion bataryalar gravimetrik ve hacim enerjisinde yüksek yoğunluğa sahiptir (Katiyar vd., 2009).



Şekil 1.1 Şarj edilebilir bataryalarda gravimetrik ve hacimsel enerji yoğunluğu kıyaslaması (Katiyar vd., 2009).

Li-ion batarya teknolojisi geleceğin en umut verici şarj edilebilir batarya teknolojileri arasında, benzerine rastlanmamış bir gelişim göstermiştir. Ni-Cd bataryalara kıyasla Li-ion bataryaların enerji yoğunluğunun gelişimi Şekil 1.2’ de verilmiştir.



Şekil 1.2 NiMH ve NiCd teknolojilerine kıyasla Li-ion bataryaların enerji yoğunluğu (Wh/L) gelişimi (Nemry vd., 2009)

Li-ion bataryaların Ni-Cd bataryaların aksine hafıza etkisi yoktur. Ni-Cd bataryaların hafıza etkisi kaynaklı tam kapasite boşalmadan üst üste şarj edilmesi durumunda maksimum kapasitelerinde azalma söz konusuyken, lityum-iyon bataryaları şarj etmek için tam kapasite boşalmalarını beklemek veya tam kapasite şarj etmek gerekmez. Yani şarjda olan bir Li-ion bataryanın şarjını kesmek batarya açısından negatif etki yaratmaz. Ancak Li-ion batarya aksine Ni-Cd bataryada tam boşalmadan şarj etmenin önüne geçmek için periyodik olarak tam deşarj edilmesi gerekmektedir. Aksi halde performans kaybı gözlenecek ve çevrim ömrü yani şarj/deşarj döngüsü azalacaktır. Ayrıca li-ion bataryaların kendi kendine deşarj olma hızı da Ni-Cd bataryalara nazaran çok daha düşüktür. Ni-Cd bataryaların yüksek kendi kendine deşarj oranından kaynaklı depolama sonrası tekrar şarj edilme ihtiyacı mevcuttur.

Li-ion bataryalarda tamamen şarj olduğunda şarj akımı kesilmesi önemlidir. Tamamen şarj olmuş batarya şarj etmeye devam edilirse yani üst şarj sınırının üzerine çıkılırsa, bu durum batarya ısısının yükselmesine ve istenmeyen, geri dönüşümü olmayan kimyasal reaksiyonların gerçekleşmesiyle patlama veya yangına neden olabilir. Ni-Cd bataryaların aksine, Li-ion bataryalar yanıcı olan organik elektrolitler kullanır. Ayrıca birçok Li-ion hücredeki katot malzemesi metal oksitlerden yapılmakta olup, metal oksitler elektrolit yanma reaksiyonunu daha da artıracak oksijem gazı salgılar. Li-ion bataryalar termal kaçak oluşumunu engellemek için koruma devrelerine ihtiyaç duyarlar. Güvenli çalışma için koruma

devrelerine (batarya sıcaklığı algılama ve uyarı sistemi, şarj durumunu bildirme ve şarj kaynağından otomatik kesme vb.) ihtiyaç duyan Li-ion bataryalar Ni-Cd bataryalara nazaran daha pahalıdır. Ayrıca Li-ion bataryanın çevrim ömrü Ni-Cd bataryalardan daha düşüktür.

Tablo 1.1' de Li-ion ve Ni-Cd bataryaların kıyaslaması için özet tablo verilmiştir.

Tablo 1.1 Ni-Cd ve Li-ion batarya özelliklerinin karşılaştırılması

Ni-Cd	Li-ion
Daha düşük nominal voltaj	Yüksek nominal voltaj
Daha düşük enerji yoğunluğu	Yüksek enerji yoğunluğu (Ni-Cd un yaklaşık 2 katı)
Daha düşük güç yogunluğu	Yüksek güç yoğunluğu
Daha düşük şarj/deşarj oranı	Hızlı şarj/deşarj oranı
Hafıza etkisi var	Hafıza etkisi yok
Yüksek kendi kendine deşarj oranı (ayda %20)	Düşük kendi kendine deşarj oranı (ayda %5)
Yüksek çevre kirliliği (Toksik metal olan kadmiyum atığı)	Düşük çevre kirliliği (düşük CO2 gaz salınımı)
Bakım gereksinimi var	Bakım gereksinimi yok
Yüksek sayıda şarj/deşarj döngüsü (çevrim ömrü)	Daha düşük şarj/deşarj döngüsü (çevrim ömrü)
Daha düşük maliyetli	Pahalı
Hızlı şarj süresi	Daha uzun şarj süresi

Li-ion bataryaların benzerleri karşısındaki avantajları göz önüne alınarak, milli uçak projelerinde Li-ion bataryalar Ni-Cd bataryaların yerini almaktadır.

1.2 Tezin Amacı

Bu çalışma kapsamında, sektörde yaygınlaşan ve milli uçak projelerine de yansıyan Li-ion batarya kullanımının, daha önce tercih edilmiş Ni-Cd bataryaların yerini almasının nedenlerini resmetmek amaçlanmış ve milli uçak projelerinde Ni-Cd bataryalar için kullanılan mevcut batarya analiz metodunun, bizlere daha çok ve daha detaylı veri sunan Li-ion batarya üzerinden değerlendirilmesi, geliştirilmesi ve doğrulanması ihtiyacını karşılamak hedeflenmiştir. Hem Ni-Cd ve Li-ion bataryaların özelikleri literatür taraması ile derlenerek kıyaslanmış hem de elektrik yük analizi kapsamında aynı yükler üzerinde bu iki tip bataryanın ayrı ayrı batarya analiz sonuçları karşılaştırılmıştır.

Literatürde, gelişen teknoloji ile Li-ion bataryalara eğilim, bu bataryaların avantaj ve dezavantajları ve Ni-Cd bataryalar ile özelliklerinin karşılaştırılmasına yönelik çalışmalar yeterince mevcuttur. Ancak Elektrik Yük Analizi (ELA) kapsamında batarya analizi konusunda kaynak sınırlıdır. Bu proje kapsamında ele alınan, uçaklarda Elektrik Yük Analizinin nasıl yapıldığı, ELA kapsamında batarya analiz metodu tarifi ve Li-ion ve Ni-Cd bataryaların analiz sonuçlarının karşılaştırması ile yapılan çalışmaların literatüre katkı sağlayacağı değerlendirilmektedir.

Hava araçlarında catastrophic tehlikelerden kaçınmak için ELA kapsamında ele alınan bataryaların performans değerlendirmesi kritiktir. Ve bu değerlendirme için ELA kapsamında yapılan batarya analiz metodunun, Li-ion bataryaların en büyük avantajlarından biri olan hem uçuş öncesi hem uçuş esnasında hem de uçuş sonrasında detay veri sunma özelliği kullanılarak yapılması ve modellenmesi önem arz etmektedir. Uçuş test verileri ile batarya analiz sonuçları doğrulanabilir, batarya analiz metodu geliştirilebilir, iyileştirilebilir. Bu çalışma sadece ELA' da batarya analizinin matematiksel hesaplamalar ile yapılması ve bu hesaplamalarında detay Li-ion batarya verileri sayesinde matlab-simulink ile desteklenmesiyle sınırlandırılmıştır. Batarya analizinde batarya verilerinin kullanılması ve analizin daha doğru varsayım ve kriterler ile yapılması kritiktir. Hava araçları için yazılmış tüm standartlar ELA' yı etkiler gereksinimler ışığında taranarak derlenmiştir. Bu sayede analiz çerçevesi resmedilmiştir.

2
HAVA ARAÇLARINDA ELEKTRİK SİSTEM MİMARİSİ

Hava aracı elektrik sistemi, elektrik enerjisi üretme kabiliyetine sahip güç kaynağı bileşenlerini içeren güç üretim sistemleri ve uçak sistemleri ile aviyonik sistemlere gerekli enerjiyi dağıtan dağıtım sistemlerine sahip bağımsız bir bileşen ağıdır. Güç kaynağı gücü değişiklik yapılmadan kullanılabilir veya gerilim türü değiştirilerek uçak ve aviyonik sistemlere gerekli enerjiyi yönlendirilebilir. Örneğin, AC jeneratörden, DC baralardan beslenen ekipmanlara güç sağlamak için DC gerilime dönüşüm sağlayan Transformatör Doğrultucu Ünitelerinin (TRU) kullanımı veya tüm AC güç üretiminin kaybolması durumunda, bataryalardan temel AC baralara güç sağlamak için AC gerilime dönüşüm sağlayan dönüştürücü (inverter) kullanımı vb.

Elektrik güç sistemi, uçağın temel ve operasyonel işlevlerini destekleyerek uçuş güvenliğini sağlayacak şekilde tasarlanmaktadır.

Elektrik güç sistemi, uçağın görev fonksiyonuna göre değişkenlik göstermekle birlikte, uçaklarda haberleşme, seyrüsefer, gösterge/ikaz/kontrol gibi aviyonik sistemler ile uçuş kontol, itki, hidrolik, yakıt, aydınlatma, yangın, oksijen gibi uçak sistemlerinin çalışmaları için gerekli elektrik gücünü sağlamaktadır (Koç, 2009).

2.1 Elektrik Güç Üretim Sistemi

Uçaklarda kullanılan güç kaynağı çeşitleri, alternatör (alternatif akım üretici), jeneratör (doğru akım veya alternatif akım üretici) ve bataryalardır. Güç üretim sistemleri genel olarak birincil, ikincil ve acil durum güç üretim sistemleri olarak kategorize edilebilir.

Mekanik enerjiden elektrik enerjisi üreten birincil güç kaynağı olan jeneratör veya alternatör çıkışları dağıtım baralarına yönlendirilerek, bu baralardan devre koruması sağlayan devre kesiciler üzerinden sistem bileşenlerinin beslenmesi sağlanır. (Devre kesiciler (CB), ekipman besleme hattında beklenmeyen aşırı yüklenmeler halinde elektrik beslemesini keserek ekipman veya besleme hattında potansiyel bir yangının oluşmasını önlemek için mevcuttur) Jeneratör çıkışı, bataryaları şarj etmek için de kullanılır. Birincil güç üretiminde, AC sistemlerde 3 faz, faz-nötr gerilimi 115 VAC, 400 Hz olan güç kaynakları, DC sistemlerde ise 28 VDC veya 270 VDC gerilim kaynakları kullanılmaktadır.

Birincil güç kaynağı arızaları durumunda, ikincil güç kaynağı olarak APU (Auxiliary Power Unit, Yardımcı Güç Ünitesi) kullanılabilir. APU, havada jeneratör arızası gerçekleşmesi durumunda gerekli aviyonik ve uçak sistemlerinin ihtiyacı olan elektrik enerjisini sağlamanın yanı sıra, yerde motorlar çalışmazken ihtiyaç duyulan elektrik takatinin sağlanması için de kullanılabilir. İkincil güç kaynağı kullanımı yeni bir güç ve yük konfigürasyonuna olanak sağlar. Dolayısıyla güç kaynağı kapasite analizi gerektirecek yeni bir elektrik sistem ağı oluşturulmuş olur.

Bazı uçaklarda APU' ya ilave RAT (Ram Air Turbine) sistemi de bulunmaktadır. Bu tip uçaklarda, hem birincil hem de yardımcı güç kaynaklarının kaybedilmesi durumunda, uçağın gövdesine yerleştirilmiş RAT (Ram Air Turbine) pervanesi otomatik olarak açılarak, uçak hızından elde edilen hava akımı etkisiyle döner. Bu dönü hareketi mekanik enerjiye dönüşerek jeneratöre (alternatöre) ulaşır ve jeneratörün mekanik enerjiyi elektrik enerjisine dönüştürmesi ile uçaktaki acil durumda beslenmesi gereken ekipmanlar için güç kaynağı görevini üstlenir..

Acil durum güç kaynaklarından olan bataryalar ise herhangi bir üretim veya dağıtım sistemi arızası durumunda kritik yüklerin ihtiyacı olan elektrik enerjisini sağlamak için kullanılır. Bu kritik yükler, uçağın güvenli bir şekilde iniş yapabilmesi için gerekli sistem yükleridir. Ayrıca bataryalar, uçaklarda harici bir güç kaynağı olmadığı durumlarda, motor ve yardımcı güç ünitesini (Auxiliary Power Unit, APU) otomatik olarak aktif etmek amacıyla da kullanılmaktadır.

Bir uçakta birden fazla birincil güç kaynağı jeneratör, birden fazla ikincil güç kaynağı APU, birden fazla üçüncül güç kaynağı olarak sınıflandırılabilecek RAT

ve birden fazla acil durum güç kaynağı batarya bulunabilir. Elektrik sistem tasarımında, avionik ve uçak sistemleri ekipmanlarını besleyen baralara güç sağlamak için, tüm arıza durumları göz önüne alınarak özel düzenlemeler yapılmaktadır.

Yukarıda özetlenen tüm güç kaynaklarına ek olarak uçaklarda, yerde sistem veya motor çalıştırmak için EPU (External Power Unit, Harici Güç Ünitesi) üzerinden harici güç kaynağı bağlanmasına izin verecek bara bağlantıları da mevcuttur.

MIL-STD-704F' e göre harici güç kaynakları (EPU), aviyonik ve uçak sistemleri ekipmanlarının güç giriş terminallerine aşağıda belirtilen özelliklerde güç sağlamaktadır:

- AC sistemi, 113-118 V (0-5V aralığında AC gerilim düşümü)
- 28 VDC sistem, 24-29 V (0-2V aralığında DC gerilim düşümü)
- 270 VDC sistem, 260-280 V (0-10 V aralığında DC gerilim düşümü)

Güç kaynaklarında standart gerilimler, uçakların yerde EPU üzerinden enerjilendirilerek bakım ve test faaliyetlerinin icrası ve batarya gibi standart çıkış gerilimleri ile uyumlu olmasını sağlamak için kullanılmaktadır.

Birincil, ikincil ve acil durum güç kaynakları uçakta normal, anormal ve acil durum çalışma koşullarına göre elektrik sistem mimarisine uygun olarak uçak yüklerini besler.

Normal çalışma (Normal Operation); elektrik sisteminin belirlenen tüm gereksinimlere uygun performansta çalıştığı, performansı düşüren herhangi bir arızanın meydana gelmediği çalışma modudur. Uçak yükleri birincil güç kaynakları ile enerjilendirilir.

Anormal çalışma (Abnormal Operation); uçağın elektrik sisteminde herhangi bir arıza oluşması durumunda, anormal çalışma sınırları aşılmadan önce, elektrik sistemi koruma devrelerinin aktif olup arızayı sistemin geri kalanının etkilenmemesi adına çıkarması için çalışırken meydana gelen çalışma süresidir. Bu durumda uçak ve aviyonik sistem ekipmanlarına sağlanan güç, ekipmanın normal çalışma sınırını aştığında ancak ekipmanın anormal çalışma sınırları içerisinde kaldığında, güç kaynağı sürekli olarak anormal çalışma modunda çalışabilmektedir.

Acil durum çalışması; birincil elektrik güç kaynaklarının kaybından veya yardımcı güç kaynakları veya bataryaların devreye girmesine neden olan başka bir arızadan sonra meydana gelen, seçili ekipmanlara güç sağlamak için sınırlı bir elektrik güç kaynağının devreye girmesi ile gerçekleşen çalışma modudur. Acil durum çalışmasında, yardımcı güç ünitesi APU veya ram hava türbini RAT veya her ikiside ya da batarya(lar) aktif olarak uçağın elektrik gücünü sağlar.

2.2 Elektrik Güç Dağıtım Sistemi

Elektrik güç dağıtım sistemi, elektrik gücünün güç kaynaklarından baralara kadar dağıtımını içeren birincil elektrik güç dağıtım sistemi ve baralardan ekipman terminallerine dağıtımını içeren ikincil elektrik güç dağıtım sistemi olarak iki alt sistemden oluşmaktadır.

Birincil güç dağıtım sistemi, elektrik güç kaynaklarından elektrik gücünün farklı yük kombinasyonları olan bara gruplarına (BUS) sağlanması ve gerekli tüm farklı besleme konfigürasyonlarına geçişin sağlanmasına (örneğin, jeneratör 1' in beslediği baranın, jeneratör 1 arızalanması durumunda jeneratör 2 ile beslenmesi vb.) olanak tanımaktadır.

Uçak BUS'ı (bara grubu); uçağın normal, anormal veya acil durum senaryolarında güç kaynağı planlamalarına göre gruplanan ekipmanları beslemek için oluşturulan bara grubudur. Örneğin jeneratör-1' den beslenen BUS 'GEN BUS-1', jeneratör-2' den beslenen BUS 'GEN BUS-2', bataryadan beslenen BUS 'BAT BUS' veya AC yükleri besleyen BUS 'AC BUS', DC yükleri besleyen BUS' lar 'DC BUS-1' ve 'DC BUS-2' vb.

Uçaklarda, BUS'lar uçuş kritikliklerine göre 3 seviyede incelenebilir (Proje dinamiklerine göre bu yapılanma değişkenlik gösterecektir):

- Esas Yüklerin BUS'ı: IFR (Instrument Flight Rules, Aletli Uçuş Kuralları) koşullarında güvenli uçuş ve iniş için gerekli ekipmanların bağlı olduğu baralardır.
- Esas Olmayan Yüklerin BUS'ı: Birincil güç kaynaklarının kaybı durumunda çalışmamasında herhangi bir güvenlik açığı yaratmayacak ekipmanların (örneğin, yolcu eğlence sistemleri vb.) bağlı olduğu baralardır.

- Acil Durum BUS'ı: Güvenli uçuş ve iniş için gerekli temel uçuş kritik yüklerin bağlı olduğu baralardır.

Aviyonik ve uçak sistemlerine ait ekipmanların güç taleplerini karşılayabilmek için, güç kaynağı gücü değişiklik yapılmadan kullanılabilir veya gerilim türü değiştirilerek gerekli enerjiyi yönlendirmek için gerilim türüne göre kategorize edilmiş BUS'lara yönlendirilebilir. Örneğin bir AC güç kaynağını veya bir AC BUS'ı, DC yükleri beslemek için konulan DC BUS'a yönlendirirken arada bir transformatör ünitesi ile bir doğrultucunun kombinasyonu olan TRU'lar (Transformer Rectifier Unit, Transformatör Doğrultucu Ünitesi) kullanılmaktadır. Benzer şekilde bir DC güç kaynağından veya bir DC BUS'dan bir AC BUS'a güç sağlamak için AC gerilime dönüşüm sağlayan dönüştürücüler (inverter) kullanılmaktadır.

İkincil güç dağıtım sistemi, birincil güç dağıtım sistemi ile baralara taşınan elektrik gücünün aviyonik ve uçak sistem yüklerine iletimindeki koruma devrelerini içermektedir. Baralara bağlı her bir ekipmanı ve ekipmana giden besleme hattını korumak için devre kesiciler (Circuit Breaker, CB) veya sigortalar kullanılmaktadır. Devre kesiciler bağlı olduğu besleme hattındaki ekipmana gereken akımı güvenli bir şekilde taşımak üzere derecelendirilmektedir. CB' ler ekipman besleme hattında beklenmeyen aşırı yüklenmeler oluşması durumunda elektrik güç kaynağını keserek ekipman veya besleme hattında potansiyel bir yangının oluşmasını önlemek için mevcuttur. CB'lerden ekipmanlara güç taşıyan besleme kablosunun CB ile korumasının sağlanabilmesi için CB rate' inden daha fazla akım taşıma kapasitesine sahip olması gerekmektedir.

Tüm güç kaynakları, aviyonik ve uçak sistem yüklerine baralar üzerinden CB' ler ile bağlandığından, elektrik sisteminin herhangi bir arıza durumunda yeniden yapılandırılması yüksek güvenilirlik ile sağlanmış olur.

.

3
HAVA ARAÇLARINDA ELEKTRİK YÜK ANALİZİ

ASTM F 2490-05_4.3'e göre elektrik yük analizinin (ELA) birincil amacı; elektrik yüklerinin en kötü durum kombinasyonlarını (maksimum talep) sağlamak için gereken elektrik sistemi kapasitesini belirlemektir. ELA normal, anormal ve acil durum koşullarında güç kaynaklarının yeterliliğini belirler. ELA sisteme elektrik yükleri ekleyebilecek veya kaldırabilecek elektrik sistemindeki değişiklikleri kaydetmek için hava taşıtının ömrü boyunca muhafaza edilmelidir (ASTM F 2490-05, 2007).

ASTM F 2490-05_4.4'e göre hava aracı tip sertifikasyonu için üretilen ELA, sonraki değişiklikler için temel belge olarak kullanılmalıdır. Mümkün olduğunca, metodoloji ve yaklaşımda tutarlılığı sağlamak için orijinal ELA'nın temel formatı izlenmelidir (ASTM F 2490-05, 2007). Orijinal ELA'da eksik bilgi olması durumunda güncellemek gereklidir.

3.1 Elektrik Yük Analizinin Hazırlanması

Elektrik yük analizinde, uçağın operasyonel fazlarında elektrik sisteminden çekilen elektrik yüklerinin toplamı ele alınır. Ekipmanın güç tüketimi, uçağın operasyonel fazlarındaki kullanımına bağlı olarak birden fazla değerden oluşabilir. ELA ile uçak güç kaynaklarının, ekipmanların normal, anormal ve acil durum çalışma koşulları altındaki güç tüketim değerlerine karşı yeterli performansı sağladığı gösterilmektedir.

3.1.1 ELA İçeriği

ELA doküman içeriği ile ELA doküman içerisinde verilen referanslar arasında bir çelişki olması durumunda, ELA doküman içindeki metin önceliklidir. Çünkü

varsayım ve standartlardan gelen kriterler, projenin dinamikleri ve platformun görev profiline göre uçağın elektrik sistem mimarisi göz önüne alınarak emniyet yönü gibi bir çok yönden değerlendirilerek platforma uygulanabilir hale getirilmektedir. Ancak bu noktada kaynak alınan standardın veya tepe dokümanın sınırlandırmasını aşan bir yaklaşım yapılamaz, platforma uygulanabilir daha kötü bir koşul belirlenebilir.

ELA'da geçerli ve referans dokümanlar ayrı ayrı listelenebilir. Geçerli dokümanlar, şirket seviyesinde yazılan ve içeriklerinin ELA dokümanının bir parçası sayıldığı dokümanlardır. Örneğin, platformun elektrik sistemi tanımlama dokümanı, elektrik sistemi arayüz dokümanı vb. Referans dokümanlar ise ELA dokümanının bir parçası olmamasına rağmen dokümanın daha detaylı bir şekilde açıklanmasına, yapılan analizlerin havacılık standartlarına uygun olarak güvenilirliğinin artırılmasına hizmet eden dokümanlardır. Örneğin, ASTM F 2490-05 vb.

ELA'sı yapılan platformun bir çok efektivitesi ve konfigürasyonu olabilir. Bu durumda elektrik güç sistemini etkileyen parametrelerde (güç sistem mimarisi, yüklerin sayısı, yüklerin güç tüketim değerleri vb.) değişiklik olup olmadığında bakılmalıdır. Eğer değişiklik var ise analiz her efektivite veya konfigürasyon için ayrı ayrı yapılmalıdır.

Bir uçak konfigürasyonunun (ya da bir kuyruk numarasının) birden fazla ELA dokümanı olamaz. Örneğin bir uçağa birden fazla modifikasyon yapılmışsa bunlar birlikte ve nihai haliyle ele alınır. Ayrı ayrı ELA dokümanı hazırlanmaz. ELA'da platformun efektivite yönetimi belirtilmelidir. Hazırlanan ELA dokümanının efektif olduğu proje konfigürasyonları net bir şekilde anlaşılır olmalıdır.

Yük ve güç kaynağı kapasite analizi minimum aşağıdaki bölümleri içermelidir:

- Giriş
- Varsayımlar ve Kriterler
- Yük Analizi (Jeneratör ve Batarya Analizleri)
- Özet ve Sonuçlar

3.1.2 ELA Giriş Bölümü

ASTM F 2490-05_6.2.1.'e göre ELA raporuna giriş, okuyucunun hava aracının çalışma aşamaları ile ilgili olarak elektrik sisteminin işlevini anlamasına yardımcı olacak özet bilgileri içermelidir (ASTM F 2490-05, 2007).

ELA raporuna girişte asgari; uçağın beklenen operasyonel rolünü içeren uçak tipinin açıklaması, normal, anormal ve acil durum operasyonları, devre kesicilerle bara (BUS) yapılandırması ve her BUS için bağlı yükleri tanımlayan elektrik sistemi çalışması, jeneratör, alternatör ve diğer güç kaynağı tanımlamaları ve güç kaynaklarının elektrik güç bilgileri verilmelidir. Sistemin çalışma mantığı (örneğin; otomatik anahtarlama, manuel yük atma vb.) özetlenmelidir.

Elektrik güç mimarisi, güç kaynakları ve dağıtım üniteleri listelenerek, elektrik güç sistem dataları tariflenerek detaylandırılmalıdır. Güç kaynakları, güç dağıtım elemanları, güç takip ve kontrol sistemleri ayrı ayrı tarif edilmelidir. Sistem tanımı giriş bölümünün alt başlığı halinde detaylandırılabilir. İçeriğinde analizlere girdi oluşturacak minimum aşağıdaki bilgiler yer almalıdır:

1. Elektrik sistem mimari çizimleri eklenir.
2. Mimarinin güç manevralarına göre enerjilendirilen/enerjisini kaybeden hatlarının gösterildiği mimari çizimleri eklenir.
3. Motorlar, jeneratörler, harici, yedek ve acil durum güç kaynakları tanıtılır. Güç kaynakları için sağlanacak tipik veriler için ASTM F 2490-05 referans alınabilir. Güç kaynakları için minimum aşağıdaki bilgiler yer almalıdır:

a. Motorlar ve jeneratörlerin üretici tablosu yer almalıdır. Tabloda bulunacak örnek bilgiler:

i. Üretici adı,

ii. Model numarası,

iii. Uçaktaki ünite sayısı,

iv. Ağırlık bilgileri,

v. Boyut bilgileri,

vi. Aksesuar'ın (dişli kutusu) Pad mi Flange mi olduğu ve detay bilgileri,

vii. Max/min şaft bilgileri,

viii. Tork bilgileri,

ix. Montaj arayüzü,

x. Elektrik güç bilgileri.

b. Jeneratör kontrol ünitelerinin fonksiyonu tarif edilir.

c. Harici güç ünitelerinin (external power unit) fonksiyonu tarif edilir.

d. Batarya(lar) bilgileri aşağıdaki içerikte olmalıdır:

i. Batarya üretici adı ve model no,

ii. Bataryanın elektrik güç bilgileri,

iii. Bataryanın tipi (Ni-Cd, Li-ion vb.),

iv. Bataryanın görevi.

4. Güç dağıtım üniteleri tanıtılır. İçerikte minimum aşağıdaki bilgiler yer almalıdır.

a. Ana güç dağıtım üniteleri (primary distribution system) tarif edilir:

i. Hangi ünitelerden oluştuğu,

ii. Ünitelerin yerleşim yerleri,

iii. Ünitelerin görevleri (dağıtım, koruma, gözlem, anahtarlama vs.),

iv. Alt başlıklar altında her bir ünitenin içeriği hakkında detay bilgiler (içeriğinde hangi baraların bulunduğu vb.),

v. Ana güç baraları alt başlıklar altında tarif edilir:

❖ Baranın hangi üniteler içerisinde olduğu,

❖ Farklı operasyonel fazlara göre baranın davranışı,

❖ Baranın görevi ve hangi uçuş kritikliğine sahip ekipmanların ilgili baralara bağlı olduğu gösterilir.

b. İkincil güç dağıtım üniteleri (secondary distribution system) tarif edilir:

i. Hangi ünitelerden oluştuğu,

ii. Ünitelerin nerelerde olduğu,

iii. Ünitelerin görevleri tanımlanır (dağıtım, koruma, gözlem, anahtarlama vs.),

iv. Alt başlıklar altında her bir ünitenin içeriği hakkında detay bilgiler verilir (içeriğinde hangi baraların bulunduğu vb.),

v. İkincil güç dağıtım üniteleri yeni bara çeşitleri türetmediğinden baraların görevlerine tekrar değinmeye gerek yoktur.

ELA giriş bölümünde uçağın operasyonel fazlarının tarifi yapılmalıdır. Sistem tanımında olduğu gibi uçağın operasyonel fazları da giriş bölümünün alt başlığı halinde detaylandırılabilir.

Hava araçlarında operasyonel fazlar uçaktan uçağa değişmekle beraber temel olarak aşağıdaki fazlar dokümanlarda yer alır. Bunlara ilave fazlar ya uçağın görev profilindeki ekstralara (savaş uçağı, akrobasi uçağı vb.) ya da elektrik güç sisteminin mimarisine ve güç manevralarına göre çoğaltılabilir. Müşteri ve sertifikasyon gereksinimlerine göre de ilave fazlar ortaya çıkabilir.

Fazların adlarına karşılık gelen kodlandırmada MIL-STD-7016F_3.5.3.2 referans alınabilir. Örnek fazlar Tablo 3.1'de verilmiştir.

Tablo 3.1 Uçaklarda operasyonel fazlar

Fazın adı	**Tavsiye Edilen Kod**	**İçeriği**
Yer Operasyonları ve Yükleme (Ground Operations and Loading)	G3	Uçağın uçuşa hazır hale getirilmesinden önceki durumdur. Uçak motoru çalıştırılmadan önce uçağın hazırlandığı zaman zarfıdır. Bu süre zarfında APU, bataryalar, harici güç kaynağı (External power source) elektrik gücü sağlar.
Motor Çalıştırma (Engine Start)	G4	Taksiye başlama hazırlığından itibaren olan durumdur.
Taksi (Taxi)	G5	Taksi; uçağın kendi gücüyle ilk hareketinden, kalkış koşusunun başlangıcına ve inişin tamamlanmasından, motorun kapanmasına kadar olan durumdur.
Kalkış ve Tırmanış (Take-off and Climb)	G6	Kalkış koşusu ile başlayan ve uçağın dengelenerek seyir için hazur hale gelmesi ile sonlanan durumdur.

Tablo 3.1 Uçaklarda operasyonel fazlar (devamı)

Fazın adı	**Tavsiye Edilen Kod**	**İçeriği**
Seyir (Cruise)	G7	Uçağın düz uçuşta olduğu durumdur.
İniş (Landing)	G9	İniş yaklaşımına özgü seyrüsefer ve gösterge ekipmanlarının çalışmasıyla başlayan ve inişin tamamlanması ile sonlanan durumdur.
Acil Durum - Jeneratör Arızası (Emergency – Generator Failure)	G10	Jeneratör kaybından veya batarya(lar) ile çalışmaya neden olan başka bir arızadan sonra meydana gelen durumdur. Bu durumda batarya(lar) iniş için gerekli yüklere güç sağlar.

3.1.3 ELA Varsayım ve Kriterler Bölümü

Elektrik yük analizi dokümanının nihai çıktısı güç kaynaklarının yeterliliğinin gösterilmesidir. Elektrik yük analizinde güç kaynakları temel analiz metodu anlamında ikiye ayrılabilir:

- Jeneratör analizi
- Batarya analizi

Yukaridaki temel analiz metodlarına ek olarak uçakta yedek güç ünitesi var ise yedek güç ünitesinin de analizi yapılmalıdır. Yedek gücünün APU gibi zaman sınırlı olmayan kaynaklar tarafından sağlandığı durumlarda, acil durum yük talepleri, yedek güç kaynağının kapasitesini aşmayacak şekilde de listelenmeli ve değerlendirilmelidir.

Temel analiz metodlarına göre de varsayım ve kriter bölümü 3 ana başlık altında toplanabilir:

- Genel Varsayım ve Kriterler: Hem batarya hem de jeneratör analizini etkileyen varsayım ve kritelerdir.
- Jeneratör Analizi Varsayım ve Kriterleri: Sadece jeneratör analizi ile ilgili varsayım ve kriterlerdir.

- Batarya Analizi Varsayım ve Kriterleri: Sadece batarya analizi ile ilgili varsayım ve kriterlerdir.

Analiz için kullanılan tüm varsayımlar ve kriterler ELA'nın varsayım ve kriterler bölümünde numaralandırma yöntemi ile belirtilmelidir. Varsayım ve kriterler yazılırken aşağıdaki hususlara dikkat edilmelidir:

1. Analizin yöntemini, kurallarını ve kapsamını tarifleyen maddeler kriterdir. (Örneğin bataryanın %70 kullanım ömrü sonu (EoL) kapasitesine sahip olduğu)
2. Analizin yöntemini şekillendiren ve sınırlandıran, mantıksal bir sonuç çıkarmaya dayanak olarak öne sürülen mühendis yaklaşımları varsayımdır. (Örneğin bataryanın discharge olurken üzerinden çekilen akımın sabit kaldığı)
3. Uçuş emniyetini ihlal eden bir varsayımda bulunulamaz. ELA uçuşa uygunluk ve sertifikasyondan akan uçuşa elverişlilik gereksinimlerini kapsadığını, uyum sağladığını göstermelidir.
4. Değişken analiz verilerinin, varsayım ve kriter cümleleri içerisinde verilmesi önerilmez. Öteki türlü dokümanı takip etmek ve revize etmek zorlaşır.
5. Elektrik yük analizinin varsayım ve kriterlerinin standartlar/prosedürlerden sonra temel ana kaynakları aşağıdaki bilgileri içeren proje dokümanlardır:

a. Elektrik Sistem Tanımlamaları,

b. Elektrik Sistem Arayüzleri,

i. Elektrik sisteminin hangi ekipmanları beslediği,

ii. Ekipmanların beslendiği bara bilgisi,

iii. Ekipmanların 5sn, 5dk, sürekli güç tüketim değerleri,

iv. Ekipmanların hangi uçuş fazlarında çalıştığı,

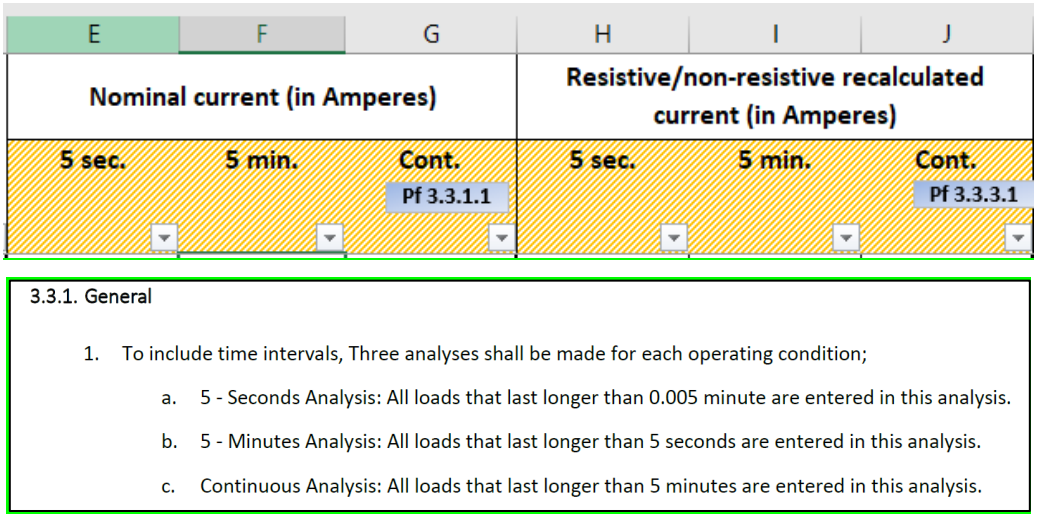
v. Hangi uçuş fazında ne kadar akım çektiği,

vi. Ekipmanların akım değerleri yönetilirken hangi koşulların dikkate alınması gerektiği (Örn. Ekranların ısıtıcılarının ya da fanlarının hangi koşullarda çalıştığı),

vii. Ekipmanların akım-gerilim karakteristiği (resistive, constant power vs.).

c. Sertifikasyon Planı

6. Kaynak alınan tepe dokümanların kapsamı ve sınırlandırmalarını aşan bir varsayımda bulunulamaz. Örneğin, bakım dokümanında bir bataryanın end-of-life kapasite yüzdesi %70 verilmişse, analiz %70'in üstünde bir kapasiteye göre yapılamaz. Fakat kaynak alınan tepe dokümanların varsayımlarını kapsayan daha kötü bir koşul referans alınabilir. Bu durumun sınırları projenin dinamiklerine bağlıdır. Örneğin, ASTM 2490-05' e göre elektrik sisteminin maksimum sürekli güç tüketim değerleri toplamı, akım izleme özelliğine sahip jeneratörlerin yük sınırlarının %100' ünü geçmemelidir. Elektrik sistemindeki dağıtım kayıpları ve platforma ileride yapılabilecek modifikasyonlar için alan bırakma düşüncesi ile güç kaynağında boş alan bırakılarak, jeneratörlere %100 yüklenme yapılmaması için %20 büyüme kapasitesi bırakılması için ELA' ya varsayım konulabilir.
7. Varsayım ve kriterler madde madde yazılmalıdır ve her maddeye bir numara verilmelidir. Bullet verilmemelidir. Dokümanın revizyonu güncellendikçe silinen madde olması durumunda maddenin içeriği silinse dahi numaraların değişmemesi için silinen maddenin numarasının yanına "DELETED" yazılması tavsiye edilir. Böylelikle numaralarda kayma olması engellenir. Bu numaraların referans verildiği dokümanlarda büyük güncellemeler bu şekilde önlenir.
8. ELA içerisine veya ekine ayrı bir doküman ya da excel olarak analiz tablosu konulmalıdır. ELA hesaplama tablosunda ilgili varsayım veya kriterin uygulandığı alanda varsayım ve/veya kriterin numarası gösterilmelidir. Örnek tablo Şekil 3.1'de verilmiştir.



Şekil 3.1 Analiz tablosunda varsayım/kriter adresleme örneği

Bu çalışmada ELA kapsamında, batarya analizi inceleneceği için sadece batarya analizini etkileyecek varsayım ve kriterler ele alınmıştır. Diğer güç kaynakları analizlerini de etkileyecek varsayım ve kriterler ELA içerisinde ayrıca verilmelidir.

3.1.3.1 Batarya Analizi Varsayım ve Kriterleri

Batarya analiz hesaplamalarını etkileyecek varsayım ve kriterler, standartlardan derlenmeli ve proje dinamiklerinden gelen maddeler ile birlikte listelenmelidir. Standartların analizler için belirlediği gereksinimlere uygun bir batarya analizi, analizin güvenilirliği açısından kritiktir. Aşağıda batarya analizini etkileyen örnek varsayım ve kriterler listelenmiştir.

MIL-E-7016'dan derlenen ve ELA varsayım ve kriterler bölümüne girdi olabilecek maddeler:

1. Ekipman çalışma sürelerini gruplayarak hesaplamalara dahil edebilmek için uçağın tüm operasyonel fazları için üç analiz yapılabilir:

a. 5 Saniye Analizi: Çalışma süresi 0,005 dakikadan uzun olan tüm yükler bu analize dahil edilir.

b. 5 Dakika Analizi: Çalışma süresi 5 saniyeden uzun olan tüm yükler bu analize dahil edilir.

c. Sürekli Yük Analizi: Çalışma süresi 5 dakikadan uzun olan tüm yükler bu analize dahil edilir.

2. Bataryanın SoC parametresi, nominal batarya kapasitesinin %80'ini geçmemelidir.

FAA (Federal Havacılık İdaresi) gereksinimlerini karşılamak için ELA'nın nasıl hazırlanacağını kapsayan ASTM F 2490-05'den derlenen ve ELA varsayım ve kriterler bölümüne girdi olabilecek maddeler:

1. ELA' da uçağın uçuş fazları (Yer Operasyonları ve Yükleme, seyir, iniş vb.) için aşağıdaki koşullar dikkate alınabilir. Bu sürelerin sınırları projenin dinamiklerine bağlıdır. Uçak tipi ve görev profiline göre değişkenlik gösterir.

Tablo 3.2 ELA'da kullanılacak örnek operasyonel faz süreleri

Operasyonel Faz	***Süre***
Yer Operasyonları ve Yükleme	15 dakika
Motor Çalıştırma	5 dakika
Taksi	10 dakika
Kalkış ve Tırmanış	20 dakika
Seyir	Uçak görev profiline uygun olarak belirlenir
İniş	20 dakika

2. Uçağın çalışmasının bekleneceği en ağır yüklenme koşulları ve operasyonel ortamın gece ve buzlanma koşullarında olduğu varsayılmalıdır.
3. Uçakta farklı yük kombinasyonları söz konusu olabilir. Hesaplamaları etkileyecek yük kombinasyonları ELA içerisinde açıklanmalıdır.Örneğin, bazı yükler aynı anda çalışmayabilir. Yani biri aktifken diğeri inaktif olabilir. Bu durumda, yüklerin aynı anda çalışmayacağını kanıtlayacak tasarım veya alınan önlemler hakkında yeterli açıklama yapılmalıdır.
4. Haberleşme ekipmanları gibi aralıklı yükler(örn, radyolar, VHF/HF haberleşme sistemleri) çalışma modlarına (yani iletme veya alma) bağlı olarak farklı güç tüketimine sahiptir. ELA' nın en kötü yük kombinasyonları ile yapıldığı düşünülerek, haberleşme ekipmanı en fazla güç tükettiği çalışma modu üzerinden proje dinamiklerine bağlı olarak hesaplamalara dahil edilebilir.

5. Isıtıcı gibi yükler döngüsel yüklerdir (cyclic loads). Proje dinamiklerine bağlı olarak hesaplamalara olan etkileri değerlendirilmelidir.
6. Elektrikle çalışan valfler gibi birkaç saniye açılıp kapanan anlık/aralıklı yükler hesaplamalara dahil edilmez. Ancak, elektrik güç kaynağı yeterliliğinin temel bir değerlendirmesine varmak için, sistem gerilimi veya frekans kararlılığını veya her ikisini bozacak büyüklük ve sürede olan geçici yükleri veya güç kaynaklarının rate ini kısa süreli aşan aralıklı/anlık döngüsel yükleri dikkate almak gerekir. Bu yüklerden hangilerinin analize dahil edileceği proje dinamiklerine bağlı olarak belirlenmelidir.
7. Ekipmanın beslendiği bara ile arasındaki gerilim düşümü hesaba katılarak yük akımı ele alınmalıdır. Yani, bara ve ekipman arasındaki gerilim düşümü, ekipmandaki terminal geriliminin tahmininde, normal, anormal ve acil durum çalışma koşulları altındaki bara gerilimiyle birlikte dikkate alınmalıdır. Analize dahil edilecek ekipman güç tüketim değerleri, ekipman terminal gerilimi üzerinden hesaplanmalıdır. Örneğin, güç kaynağı 28VDC iken ekipman terminalindeki gerilim, güç kaynağı ve ekipman besleme hattı arasında mevcut kablaj, röle, diyot vb. ara elemanlardan kaynaklı meydana gelen gerilim düşümü hesaba katılarak belirlenmelidir. Ekipman çalışma gerilim aralığı içerisinde olan giriş geriliminin 27VDC olduğunu varsayalım. (Yani güç kaynağı ve ekipman terminali arasında 1VDC gerilim düşümü söz konusu olsun) Bu durumda batarya analizinde ekipmanın çektiği akım nominal akımı üzerinden hesaplanırken ekipman giriş gerilimi 27 VDC olarak ele alınmalıdır.
8. Sabit güçlü yüklerde (non-ohmic (non-resistive) veya constant power), bataryadan (örn, 20-24 VDC) çekilen akımlar, jeneratörden (örn, 28VDC) çekilene göre daha yüksektir ve bu durum batarya ile acil uçuş koşullarını etkileyecektir. Rezistif yükler için ise, daha düşük batarya gerilimi nedeniyle çekilen akım azalacaktır. Hesaplamalarda ekipman güç tüketim değerleri dahil edilirken, ekipman karakteristikleri (rezistif, sabit akım veya sabit güçlü yük) dikkate alınmalıdır. Kullanılan çarpanlar da, varsayım olarak belirtilmelidir.
9. Jeneratör kaybı sonrası, arıza uyarı sisteminin 14 CFR 23.1351(c)'nin gerektirdiği açık ve net dikkat çekici özelliklere sahip olması koşuluyla, uçuş ekibi tarafından herhangi bir manuel yük atılmasından önce 5 dakikalık bir sürenin geçeceği varsayılmaktadır. Herhangi bir otomatik yük atma işleminin ise anında gerçekleştiği varsayılmaktadır. Yani, manuel atılacak yükler, sürekli

çalışan bir yük dahi olsa, batarya analizinde sadece 5 dakika yüklerine dahil edilmelidir. Ancak, uçuş ekibine jeneratör arızası sonrası yanıp sönen dikkat çekici bir uyarı verilmiyor ise, manuel yük atma gerçekleşene kadar geçen süre 10 dakika olarak ele alınmalıdır. Manuel veya otomatik atılacak yüklerin açıklamaları ve varsa özel bir yük atma sırası ELA' da verilmelidir.

10. Jeneratör arızasından sonra ve pilot yük atma işlemini tamamlamadan önce, batarya, yüksek deşarj akımlarına maruz kalabilir ve bunun sonucunda verimlilik ve batarya kapasitesinde azalma meydana gelebilir. Bu tür kayıpları hesaba katmak için, amper cinsinden ortalama deşarj akımı sayısal olarak bataryanın 1-h rate' inin iki katından fazlaysa, ön yük atma süresi boyunca tüketilen hesaplanan güç %20 daha fazla hesaba katılmalıdır.
11. Aşağıdaki gibi ekipman çalışma süreleri için belirli aralıklar kullanılarak tablo oluşturulması hesaplamalarda kolaylık sağlayacaktır. Ekipmanın çalışma süreleri, ekipmanın saniye veya dakika cinsinden veya sürekli çalışma olarak ifade edilebilir. Bu aralık belirlenirken, güç kaynağı verileri de dikkate alınabilir. Genel olarak jeneratörlerin 5s, 5dk ve sürekli güç üretim değerleri verilmektedir.

- 5 Saniye Analizi: 0,3 s'den uzun çalışan tüm yükler.
- 5 Dakika Analizi: 5 s'den uzun çalışan tüm yükler
- Sürekli Yük Analizi: 5 dk'dan uzun çalışan tüm yükler.

12. Aksi belirtilmediği sürece, ELA'da normal ortam koşullarında kullanılabilir batarya kapasitesi hesaplanırken, batarya kullanım ömrü sonu (end of life, EoL) 1-h rate'de bataryanın datasheet-rated kapasitesinin %80 i kadar alınabilir ve şarj durumu (state of charge, SoC) %90 varsayılabilir. Bu varsayımla, kullanılabilir batarya kapasitesi +20°C' de nominal kapasitenin yaklaşık %72'si (x0,8 x0,9) olmaktadır. Hesaplamalarda %72 oranı %75'e yuvarlanabilir. Batarya dayanıklılığı (Battery endurance), periyodik batarya bakımı gerekliliklerinin, uçusa elverişlilik talimatlarına uygun olarak yerine getirildiğini varsayar. Aşırı soğuk gibi aşırı ortam koşulları batarya üreticisinin sağladığı teknik bilgilere uygun olarak dikkate alınmalıdır.
13. Uçağın her çalışma fazının başlangıcında (taksi, seyir gibi), o fazda çalışan tüm ekipmanların açık olduğu ve aralıklı yüklerin kademeli olarak kapalı olduğu varsayılabilir.

14. ELA uçağın VFR (görsel uçuş kuralları) koşullarında ve acil durum operasyon koşullarında en az 5 dakikalık bir süre boyunca başlangıçta maksimum sertifikalı irtifada güvenli bir şekilde çalışabileceğini göstermelidir.
15. Batarya kapasitesini bazı üreticiler bataryanın nameplate' inde 5-h rate olarak verirler. Elektrik yük analizi hesaplamalarında 1-h rate' in, 5-h' in %85 i olduğu varsayılabilir.
16. 14 CFR 23.1353 (h) uyarınca batarya, uçağın iniş için gerekli yüklerine minimum 30 dakikalık elektrik gücü sağlamalıdır.

Mühendislik yaklaşımı ve proje dinamiklerine göre ortaya konulan varsayım ve kriterlere örnek yaklaşımlar:

1. Tablo 3.3'de verilen ekipman birincil ve ikincil besleme terminalleri olan ekipmandır. Hesaplamalarda ekipman güç tüketim değeri olarak maksimum güvenilirliği sağlayan BUS seçilirken, diğeri inaktif alınır. Yani birden fazla terminalden beslemesi olan ekipmanların çoklu girişleri sistem güç tüketimine dahil edilmemelidir. Ancak birden fazla güç kaynağı tarafından güç sağlandığından, her bir güç kaynağının yük analizine, ekipmanın ilgili terminaldeki güç tüketim değeri dahil edilir. Örneğin, aşağıdaki ekipmanın analiz tablosuna her iki besleme hattı ile ilgili tüm bilgileri işlenirken, operasyon fazlarındaki güç tüketim değerleri toplamında, beslemesi GEN BUS üzerinden olan birincil besleme hattı için güç tüketim değeri '0' yazılır.

Tablo 3.3 Örnek yük bilgileri

Ekipman	**Çalışma Süresi**	**Ekipman Karakteristiği**	**Nominal Akım (A)**			**BUS Tahsisi**
			5 s	**5 dk**	**Sürekli**	
INS/GPS _PRI (Birincil Besleme)	Sürekli	Sabit güçlü	~~1,5~~ 0	~~1,5~~ 0	~~1,5~~ 0	GEN BUS
INS/GPS _SEC (İkincil Besleme)	Sürekli	Sabit güçlü	1,5	1,5	1,5	BAT BUS

2. Batarya dayanım süresinin doğru değerlendirmesini yapmak için batarya üreticinsinden deşarj eğrilerine atıfta bulunulmalıdır. Bununla birlikte, bunların mevcut olmama durumu da söz konusudur. Bu durumda belirli varsayımlar ve yaklaşımlar standartlardan sağlanır.
3. Bataryanın beslediği baralara uzaklığı göz önüne alınarak, batarya ve bara arasındaki kablo bağlantısında oluşan gerilim düşümü ihmal edilebilir.
4. Bataryanın beslediği bara ile bu baradan beslenen ekipman arasındaki besleme hattı üzerinde, gerilim düşümü hesabı yapılırken devre kesici, röle, diyot vb elektrik devre elemanlarındaki gerilim düşümü ihmal edilebilir.
5. İniş fazının 5 dakika sürdüğü kabul edilmiştir.
6. Uçakta çalışma süresi 5 saniyeden fazla 5 dakikadan az olan tüm yüklerin 5 dakika boyunca çalıştığı varsayılabilir.
7. Güç karakteristiği bilinmeyen ekipmanlar hesaplamalarda sabit güçlü yük (non-resistive/constant power) olarak alınabilir.
8. Kısa çalışma süresi olan aşağıdaki ekipman 5 saniye yüklerine dahil edilmeyecektir.

- Silah sistemlerinde atıcı birimin atım anındaki yükü; 100ms, 40A, (MIL-E-7016'dan gelen heaplamalara dahil edilecek minimum çalışma süresi gereksiniminin sınırını aşmayan yükler).

9. Bataryanın bulunduğu lokasyonun iklimlendirme kriterleri, bataryanın ısıtıcısının 0°C altına düşüş gerçekleştiği an çalıştığı vb. dinamiklere bağlı olarak ELA'da farklı ortam sıcaklıklarına göre ayrı ayrı analiz yapılmayacaktır.
10. Batarya analizinde 5 saniyelik analiz göz ardı edilir. Çünkü birincil ve ikincil güç kaynağı kayıpları sonrası batarya devreye girdiğinden, ekipmanların ilk çalıştırma işlemi olmayacaktır.

3.1.4 ELA'da Batarya Analizi

Batarya kapasitesi, bataryanın belirli bir süre boyunca belirli bir miktarda akım üretme yeteneğidir ve belirli bir süre boyunca tipik uçak yüklerinin uygulanmasını içeren bir testle veya hesaplama yoluyla ortaya konulabilir.

ELA kapsamında batarya analizi, bataryanın gerektiğinde gerekli gücü sağlama kapasitesine sahip olup olmadığını göstermektedir.

Bir batarya kapasitesi şu şekilde ifade edilir:

$$Batarya\ kapasitesi\ (Ah)$$
$$= \text{deşarj oranı (A) x belirli bir voltaj seviyesine deşarj süresi (h)} \qquad (3.1)$$

Batarya kapasitesi Ah cinsinden ifade edilir, ancak elektrik yük analizinde genellikle hesaplamalara amper-dakika (Ah*60) cinsinden dahil edilir.

Batarya analizi için yük tablosu oluşturulmalıdır. Yük tablosunda minimum aşağıdaki bilgiler yer almalıdır:

- Sistem bilgileri (Uçuş Kontrol Sistemi, Yakıt Sistemi, Soğutma Sistemi vb.)
- Sistemde mevcut ekipman isimleri
- Ekipman çalışma süresi (5 s, 5 dk, sürekli),
- Ekipmanın akım-gerilim karakteristiği (rezistif, sabit akım veya sabit güçlü yük),
- Ekipmanın tüm çalışma süreleri için nominal akım değerleri,
- Ekipmanın uçağın hangi operasyonel fazlarında aktif olduğu
- Ekipmanın bağlı olduğu BUS bilgisi yani BUS tahsisi (DC BUS 1, DC BUS 2, AC BUS 1, Batarya BUS'ı vb., bir BUS' a birden çok bara bağlı olabilir.) yazılmalıdır.

3.1.4.1 Yapılan Batarya Analizinin Varsayım ve Kriterleri

1. Yükler çalışma sürelerine göre aşağıdaki kategoriler ile hesaplama tablosuna işlenmiştir:

a. 5 Saniye Analizi: 0,3 s'den uzun çalışan tüm yükler.
b. 5 Dakika Analizi: 5 s'den uzun çalışan tüm yükler
c. Sürekli Yük Analizi: 5 dk'dan uzun çalışan tüm yükler.

2. 5 saniyelik analiz göz ardı edilmiştir.
3. Ortam sıcaklığı farklı senaryolarda '-18°C', '0°C' ve '23°C' alınarak, belirlenen sıcaklık değerlerinde analiz ayrı ayrı yapılmıştır.
4. Besleme hattındaki gerilim düşüşleri göz ardı edilmiştir.
5. Analizi yapılan Li-ion bataryanın detay bilgileri, deşarj eğrileri ve test verileri mevcut olup, bu bilgiler ışığında Li-ion batarya EoL' ı %90, SoC'si %95 alınmıştır. Analizde ele alınan Ni-Cd batarya detay bilgileri ve deşarj eğrileri olmadığından ASTM 2490-05 ışığında EoL'ı %80, SoC'ı %90 alınmıştır.

6. Birincil ve ikincil besleme terminalleri olan ekipmanların, batarya beslemesi mevcut BUS' daki güç tüketim değerleri yük listesi tablosunda toplama dahil edilmiştir.
7. Uçakta çalışma süresi 5 saniyeden fazla 5 dakikadan az olan tüm yüklerin 5 dakika boyunca çalıştığı varsayılmış, bu yükler 5 dakika seyir yüklerine dahil edilmiştir.
8. Jeneratör kaybı sonrası pilotun manuel yük atma süresi 5 dakikadır. Manuel atılan yükler, sürekli güç tüketimi olan yükler dahi olsa, 5 dakika içerisinde kapatılacağından, 5 dakika seyir yüklerine dahil edilmiştir.
9. İniş fazında geçen süre 5 dakikadır.
10. Uçağın kritik yüklerinin jeneratör arızasında batarya ile beslenmesi durumunda, daha düşük batarya gerilimi nedeniyle, ekipman nominal güç tüketim değerleri ekipman karakteristiğine göre aşağıdaki katsayılar ile çarpılarak hesaplamalara dahil edilmiştir.

a. Ni-Cd bataryanın çıkış gerilimi, bataryanın detay bilgileri ve deşarj eğrileri olmadığından, tüm ortam sıcaklıklarında 24 VDC olarak ele alınmıştır. Ni-Cd bataryada ilgili ekipman;
   i. Rezistif yük (resistive) ise; nominal güç tüketim değeri 24/28 ile çarpılır.
   ii. Sabit güçlü yük (non-resistive/constant power) ise; nominal güç tüketim değeri 28/24 ile çarpılır.
   iii. Sabit akımlı yük (constant current) ise; acil durum çalışmasında güç tüketim değeri nominal güç tüketim değeri ile aynıdır.
b. Li-ion bataryanın detay bilgileri, deşarj eğrileri ve test verileri mevcut olup, bu bilgiler ışığında batarya çıkış gerilimi; 0°C analizinde 24,6 VDC ve 23°C analizinde 25,7 VDC olarak ele alınmıştır. Li-ion bataryada ilgili ekipman;
   i. Rezistif yük (resistive) ise; nominal güç tüketim değeri, 0°C analizinde 24,6/28 ve 23°C analizinde 25,7/28 ile çarpılır.
   ii. Sabit güçlü yük (non-resistive/constant power) ise; nominal güç tüketim değeri, 0°C analizinde 28/24,6 ve 23°C analizinde 28/25,7 ile çarpılır.
   iii. Sabit akımlı yük (constant current) ise; acil durum çalışmasında güç tüketim değeri nominal güç tüketim değeri ile aynıdır.

11. Çalışma moduna göre güç tüketimi değişen haberleşme ekipmanlarında ekipmanın en fazla güç tükettiği çalışma modu hesaplamalara dahil edilmiştir.

12. 0°C'den daha düşük sıcaklıklarda bataryanın 1800W güç tüketim değerine sahip ısıtıcısı devreye girmektedir. Sıcaklığın 0°C üzerine çıktığı noktada ısıtıcı devre dışı kalmaktadır.

3.1.4.2 Batarya Analiz Metodu

Bu analiz, 60Ah kapasiteli bir Li-ion batarya ile Ni-Cd batarya üzerinden yapılmıştır. Aşağıdaki analiz adımlarından her iki tip batarya için ayrı ayrı hesaplamalar takip edilebilir:

(1) Uçağın tüm çalışma fazları için bu fazlarda etkin yükler listelenmiş ve her faz için toplam akım değerine ulaşılmıştır. Acil durum çalışma modunda, yüklerin güç tüketim değerleri yük listesinde mevcuttur.

Sürekli güç tüketim değeri 1,5 A olan TCAS ekipmanı üzerinden, acil durum çalışma modunda ekipman güç tüketim değerlerinin, ekipman karakteristiğine göre hesaplamasının nasıl yapıldığı ve hesaplamalara etkisinin daha anlaşılır olması adına örnekleme Tablo 3.4'de verilmiştir.

Tablo 3.4 Acil durum çalışma modunda örnek güç tüketim değerleri

Ekipman	**Çalışma Süresi**	**Ekipman Karakteristiği**	**Nominal Akım (A)**			**Ni-Cd Bataryada Çekilen Akım(A) 0°C & 23°C**			**Ni-Cd Bataryada Çekilen Akım(A) 0°C & 23°C**		
			5s	**5dk**	**Sürekli**	**5s**	**5dk**	**Sürekli**	**5s**	**5dk**	**Sürekli**
TACAN	Sürekli	Sabit Güçlü	2,5	1,5	1,5	2,5* 28/24	1,5* 28/24	1,5* 28/24	2,92	1,75	1,75
		Rezistif	2,5	1,5	1,5	2,5* 24/28	1,5* 24/28	1,5* 24/28	2,14	1,29	1,29
		Sabit Akımlı	2,5	1,5	1,5	2,5	1,5	1,5	2,50	1,50	1,50
Ekipman	**Çalışma Süresi**	**Ekipman Karakteristiği**	**Nominal Akım (A)**			**Li-ion Bataryada Çekilen Akım (A) 0°C**			**Li-ion Bataryada Çekilen Akım (A) 0°C**		
			5s	**5dk**	**Sürekli**	**5s**	**5dk**	**Sürekli**	**5s**	**5dk**	**Sürekli**
TACAN	Sürekli	Sabit Güçlü	2,5	1,5	1,5	2,5* 28/24,6	1,5* 28/24,6	1,5* 28/24,6	2,85	1,71	1,71
		Rezistif	2,5	1,5	1,5	2,5* 24,6/28	1,5* 24,6/28	1,5* 24,6/28	2,20	1,32	1,32
		Sabit Akımlı	2,5	1,5	1,5	2,5	1,5	1,5	2,50	1,50	1,50

Tablo 3.4 Acil durum çalışma modunda örnek güç tüketim değerleri (devamı)

Ekipman	Çalışma Süresi	Ekipman Karakteristiği	Nominal Akım (A)			Li-ion Bataryada Çekilen Akım (A) 23°C			Li-ion Bataryada Çekilen Akım (A) 23°C		
			5s	5dk	Sürekli	5s	5dk	Sürekli	5s	5dk	Sürekli
TACAN	Sürekli	Sabit Güçlü	2,5	1,5	1,5	2,5* 28/25,7	1,5* 28/25,7	1,5* 28/25,7	2,72	1,63	1,63
		Rezistif	2,5	1,5	1,5	2,5* 25,7/28	1,5* 25,7/28	1,5* 25,7/28	2,29	1,38	1,38
		Sabit Akımlı	2,5	1,5	1,5	2,5	1,5	1,5	2,50	1,50	1,50

Analiz için oluşturulan yük tablosu Tablo 3.5'de verilmiştir. Hesaplamalar en kötü koşullar altında yapılacağı için belirlenen tüm varsayım ve kriterler yük tablosunda hesaplamalara yansıtılmıştır. Yük tablosunda sadece jeneratör kaybında bataryadan beslenen yükler mevcuttur. Analizi yapılan platformun elektrik sistem mimarisinde, batarya üzerinden beslenen 2 ayrı BUS mevcuttur. 'BAT BUS 1' ve 'BAT BUS 2' olarak isimlendirilen bu BUS'lardan 'BAT BUS 2'den beslenen ekipmanlar, Li-ion bataryanın SoC'ı belirlenen %A değerinin altına düştüğünde sistemden otomatik atılan (load sheding) ekipmanlardır. Ni-Cd bataryanın havada SoC kestirimi mümkün olmadığından Li-ion batarya ile bu hususta karşılaştırması yapılamaz. Li-ion bataryanın 'BAT BUS 2' beslemesi kesildikten sonra sadece 'BAT BUS 1' yüklerini beslemesinin batarya dayanım süresine etkisi ayrıca değerlendirilmiştir.

Tablo 3.5 Yük tablosu

Sistem	Ekipman	Çalışma Süresi	Ekipman Karakteristiği	Nominal Akım (A)			Ni-Cd Bataryada Çekilen Akım(A) 3.1.4.1-1 0°C & 23°C			Li-ion Bataryada Çekilen Akım (A) 3.1.4.1-1 0°C			Li-ion Bataryada Çekilen Akım (A) 23°C			Operasyonel Fazlar			BUS Tahsisi
				5s	5dk	Sürek…	5s	5dk	Sürek…	5s	5dk	Sürek…	5s	5dk	Sürek…	G7 (Seyir…	G9 (İni…	G10 (Acil Durum)	
Haberleşme Sistemi	ICS Birincil Besleme	Sürekli	Sabit güçlü 3.1.4.1-6	1,5	1,5	1,5	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	-	-	-	GEN BUS
	ICS İkincil Besleme			1,5	1,5	1,5	1,75	1,75	1,75	1,71	1,71	1,71	1,63	1,63	1,63	*	*	*	BAT BUS 2
	V/UHF	Sürekli		1	1	1	0	0	0	0	0	0	0	0	0	-	-	-	BAT BUS 2
	V/UHF TX (Transmit X)	Aralıklı	Sabit güçlü 3.1.4.1-11	4	4	0	4,67	4,67	4,67	4,55	4,55	4,55	4,36	4,36	4,36	*	*	*	BAT BUS 2
	V/UHF RX (Receive X)			2,1	2,1	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	-	-	-	BAT BUS 2
Uçuş Kontrol Sistemi	Ekipman-A	Sürekli	Rezistif	1	1	1	0,86	0,86	0,86	0,88	0,88	0,88	0,92	0,92	0,92	*	*	*	BAT BUS 1
Yakıt Sistemi	Ekipman-B 3.1.4.1-7	7 s	Rezistif	1,2	1,2	0	1,03	1,03	0	1,05	1,05	0	1,10	1,10	0	*	*	*	BAT BUS 2
Aydınlatma Sistemi	Ekipman-C	Sürekli	Rezistif	2	2	2	1,71	1,71	1,71	1,76	1,76	1,76	1,84	1,84	1,84	*	*	*	BAT BUS 1
…	Ekipman-D	5 dk	Sabit güçlü	0,5	0,5	0	0,58	0,58	0	0,57	0,57	0	0,54	0,54	0	*	*	*	BAT BUS 2
…	Ekipman-E	5 dk	Rezistif	0,8	0,8	0	0,69	0,69	0	0,70	0,70	0	0,73	0,73	0	*	*	*	BAT BUS 1
…	Ekipman-F	5 s	Sabit Akımlı	1,3	0	0	1,3	0	0	1,3	0	0	1,3	0	0	*	*	*	BAT BUS 1
…	Ekipman-G	Sürekli	Sabit Akımlı	0,2	0,2	0,2	0,2	0,2	0,2	0,2	0,2	0,2	0,2	0,2	0,2	*	*	*	BAT BUS 2
…	Ekipman-H	5 dk	Sabit Akımlı	2,1	1,4	0	2,1	1,4	0	2,1	1,4	0	2,1	1,4	0	*	*	*	BAT BUS 1
…	Ekipman-I	Sürekli	Rezistif	2,9	2,9	2,9	2,49	2,49	2,49	2,55	2,55	2,55	2,66	2,66	2,66	-	*	*	BAT BUS 1
…	Diğer Yükler	5 s /5dk / Sürekli	Sabit güçlü	…	25,5	17,1	…	29,75	19,95	…	29,02	19,46	…	27,78	18,63	*	*	*	BAT BUS 2
…	Diğer Yükler	5 s /5dk / Sürekli	Rezistif	…	4,7	3,3	…	4,03	2,83	…	4,13	2,90	…	4,31	3,03	*	*	*	BAT BUS 2
…	Diğer Yükler	5 s /5dk / Sürekli	Sabit Akımlı	…	2,1	2,1	…	2,1	2,1	…	2,1	2,1	…	2,1	2,1	*	*	*	BAT BUS 2
…	Diğer Yükler	5 s /5dk / Sürekli	Sabit güçlü	…	47,9	31,9	…	55,88	37,22	…	54,52	36,31	…	52,19	34,75	*	*	*	BAT BUS 1
…	Diğer Yükler	5 s /5dk / Sürekli	Rezistif	…	5,2	4,6	…	4,46	3,94	…	4,57	4,04	…	4,77	4,22	*	*	*	BAT BUS 1
…	Diğer Yükler	5 s /5dk / Sürekli	Sabit Akımlı	…	2,30	1,9	…	2,3	1,9	…	2,3	1,9	…	2,3	1,9	*	*	*	BAT BUS 1
Aviyonik ve Uçak Sistemleri	G9 Toplam Yük	…	…	3.1.4.1-2	103,20	72,50	3.1.4.1-2	113,89	79,61	3.1.4.1-2	112,01	78,36	3.1.4.1-2	108,84	76,24	…	*	…	BAT BUS 1 + BAT BUS 2
Aviyonik ve Uçak Sistemleri	G10 Toplam Yük (Seyir*)	…	…	…	100,30	69,60	…	111,40	77,12	…	109,46	75,81	…	106,18	73,58	…	…	*	BAT BUS 1 + BAT BUS 2
Aviyonik ve Uçak Sistemleri	BAT BUS 1 Toplam Yük	…	…	…	63,50	44,30	…	69,79	48,12	…	68,68	47,44	…	66,81	46,29	…	…	*	BAT BUS 1
Aviyonik ve Uçak Sistemleri	BAT BUS 2 Toplam Yük	…	…	…	39,70	28,20	…	44,11	31,50	…	43,34	30,92	…	42,03	29,95	…	…	*	BAT BUS 2

* Batarya dayanım süresi hesabında G10 seyir yükleri toplamı kullanılacağından, sadece iniş fazında çalışan turuncu ile işaretli yükün güç tüketim değeri 'G10 Toplam Yük' değerine dahil edilmemiştir.

(2) Jeneratör arızası durumunda bataryadan beslenen uçuşu sürdürmek için gereken minimum seyir yükleri, G10 (Acil Durum - Jeneratör Arızası) fazı altında toplanır. G10 fazında aktif olan seyir yüklerinin 5s, 5dk, sürekli çalışma sürelerinde bataryaya kaldığı durumlarda çektiği akım değerlerine göre toplam akım değerleri Tablo 3.6'da verilmiştir. Yük tablosunda da belirtildiği gibi, 'G10 Acil Durum (Seyir)'yüklerine, sadece iniş fazında aktif olan yükler dahil değildir. Bu yükleri içeren G9 iniş yükleri, G10 fazında 'G10 Landing' yükleri olarak isimlendirilebilir.

Tablo 3.6 G10 & G9 fazı toplam yük değeri

	Ni-Cd Bataryada Çekilen Akım(A) 0°C & 23°C			**Li-ion Bataryada Çekilen Akım (A) 0°C**			**Li-ion Bataryada Çekilen Akım (A) 23°C**		
	5s	**5dk**	**Sürekli**	**5s**	**5dk**	**Sürekli**	**5s**	**5dk**	**Sürekli**
G10 Acil Durum (Seyir)	…	111,4	77,12	…	109,46	75,81	…	106,18	73,58
G9 İniş = G10 Landing	…	113,89	79,61	…	112,01	78,36	…	108,84	76,24

(3) Elektrik yük analizi, bataryanın kullanılabilir kapasitesi üzerinden yapılır. 3.1.4.1' de belirtilen madde 5 verilerine göre, 60Ah'lik her iki tip batarya için kullanılabilir kapasite hesabı:

$$Kullanılabilir\ Batarya\ Kapasitesi(Ah) = Nominal\ Kapasite(Ah)\ x\ Şarj\ Durumu\ (SoC)\ x\ Kullanım\ Ömrü(EoL) \quad (3.2)$$

- 60Ah Ni-Cd batarya; SoC: %90 EoL: %80;

  Kullanılabilir batarya kapasitesi= 60Ah x 0,9 x 0,8 = 43,2 Ah = 43,2 x 60 = 2592 Amper dakika

- 60Ah Li-ion batarya; SoC: %95, EoL: %90;

  Kullanılabilir batarya kapasitesi= 60Ah x 0,95 x 0,9 = 51,3Ah = 51,3 x 60 = 3078 Amper dakika olarak hesaplanır.

(4) Batarya dayanım süresi hesabında kullanılacak G10 5 dakika seyir yükleri Tablo 3.6'da belirtildiği gibi;

- 60Ah Ni-Cd batarya için 0°C ve 23°C'de;

  5 dakika seyir yükleri (5min Cruise Load) = 111,4 A'dir.

- 60Ah Li-ion batarya için;

  0°C'de 5 dakika seyir yükleri (5min Cruise Load) = 109,46 A'dir.
  23°C'de 5 dakika seyir yükleri (5min Cruise Load) = 106,18 A'dir.

(5) Batarya dayanım süresi hesabında kullanılacak G10 sürekli seyir yükleri Tablo 3.6'da belirtildiği gibi;

- 60Ah Ni-Cd batarya için 0°C ve 23°C'de;

  Sürekli seyir yükleri (Continious Cruise Load) = 77,12 A'dir.

- 60Ah Li-ion batarya için;

  0°C'de Sürekli seyir yükleri (Continious Cruise Load) = 75,81 A'dir.
  23°C'de Sürekli seyir yükleri (Continious Cruise Load) = 73,58 A'dir.

(6) Batarya dayanım süresi hesabında kullanılacak G9/G10 iniş yükleri Tablo 3.6'da belirtildiği gibi;

- 60Ah Ni-Cd batarya için 0°C ve 23°C'de;

  Sürekli seyir yükleri (Continious Cruise Load) = 79,61 A'dir.

- 60Ah Li-ion batarya için;

  0°C'de Sürekli seyir yükleri (Continious Cruise Load) = 78,36 A'dir.
  23°C'de Sürekli seyir yükleri (Continious Cruise Load) = 76,24 A'dir.

(7) Her iki tip batarya için, sürekli seyir süresi hesabı:

$$Sürekli\ Seyir\ Süresi(dk) = \frac{\begin{matrix}(Kullanılabilir\ Batarya\ Kapasitesi(Amper\ dakika) \\ -5dk\ Seyir\ Yükleri(A)x5dk \\ -İniş\ Yükleri(A)x5dk)\end{matrix}}{Sürekli\ Seyir\ Yükleri} \quad (3.3)$$

- 60Ah Ni-Cd batarya için 0°C ve 23°C'de;

  Sürekli Seyir Süresi (dk) = (2592Adk – (111,4A x 5dk) – (79,61A x 5dk))/77,12A = 21,23 dk'dır.

- 60Ah Li-ion batarya için;

  0°C'de Sürekli Seyir Süresi (dk) = (3078 Adk – 109,46A x 5dk – 78,36A x 5dk)/75,81A = 28,21 dk'dır.

  23°C'de Sürekli Seyir Süresi (dk) = (3078 Adk – 106,18A x 5dk – 76,24A x 5dk)/73,58A = 29,44 dk'dır.

(8) Her iki tip batarya için ayrı ayrı batarya dayanım süresi hesabı:

$$Batarya\ Dayanım\ Süresi\ (dk) = Sürekli\ Seyir\ Süresi\ (dk) + 5dk\ Seyir\ Süresi + 5dk\ iniş\ süresi \quad (3.4)$$

- 60Ah Ni-Cd batarya için 0°C ve 23°C'de;

  Batarya Dayanım Süresi = 21,23dk + 5 + 5 = 31,23 dk 'dır.

- 60Ah Li-Ion batarya için;

  0°C'de Batarya Dayanım Süresi = 28,21dk + 5 + 5 = 38,21 dk 'dır.

  23°C'de Batarya Dayanım Süresi = 29,44dk + 5 + 5 = 39,44 dk 'dır.

Bataryanın iniş için gerekli sistem yüklerini minimum 30 dakika enerjilendirmesi gerektiğini belirtmiştik. Batarya dayanım süresi sonuçlarına göre her iki tip bataryanın uygunluğunu teyit edebiliyoruz. Yukarıdaki batarya dayanım süresi hesaplamalarının özeti her iki tip batarya için ayrı ayrı aşağıdaki tablolarda verilmiştir.

Tablo 3.7 Acil durum fazında 0°C & 23°C Ni-Cd batarya dayanım süresi

0°C & 23°C Ni-Cd Batarya Dayanım Süresi		
Batarya Kapasitesi	60	Ah
Kullanılabilir Batarya Kapasitesi	43,2	Ah
5 dakika Seyir Yükleri	111,4	A
Sürekli Seyir Yükleri	77,12	A
İniş Yükleri	79,61	A
BATARYA DAYANIM SÜRESİ	31,23	dk

Tablo 3.8 Acil durum fazında 0°C Li-ion batarya dayanım süresi

0°C Li-ion Batarya Dayanım Süresi		
Batarya Kapasitesi	60	Ah
Kullanılabilir Batarya Kapasitesi	51,3	Ah
5 dakika Seyir Yükleri	109,46	A
Sürekli Seyir Yükleri	75,81	A
İniş Yükleri	78,36	A
BATARYA DAYANIM SÜRESİ	38,21	dk

Tablo 3.9 Acil durum fazında 23°C Li-ion batarya dayanım süresi

23°C Li-ion Batarya Dayanım Süresi		
Batarya Kapasitesi	60	Ah
Kullanılabilir Batarya Kapasitesi	51,3	Ah
5 dakika Seyir Yükleri	106,18	A
Sürekli Seyir Yükleri	73,58	A
İniş Yükleri	76,24	A
BATARYA DAYANIM SÜRESİ	39,44	dk

Motor çalıştırma sonrası batarya analiz metodu:

Jeneratör arızasında uçağın bataryaya kaldığı durumda, pilotun 3 kez üst üste batarya ile motor çalıştırmayı deneyeceği göz önüne alınarak, 3 kez başarısız motor çalıştırma sonrası batarya dayanım süresi hesaplanmıştır. Belirli zaman aralığında pilotun üst üste 3 kez motor çalıştırması durumunda, bataryadan çekilen yük ve süresi uçuş test verilerinden elde edilmektedir. Hesaplamalara 3 kez üst üste motor çalıştırma güç tüketim değeri 11Ah olarak dahil edilmiştir.

$$
\begin{aligned}
&Batarya\ Dayanım\ Süresi\ (dk) \\
&= [Kullanılabilir\ Batarya\ Kapasitesi(Amper\ dakika) \\
&- 3\ Kez\ Motor\ Çalıştırma\ Yükü(Amper\ dakika) \\
&- 5dk\ Seyir\ Yükleri(A)x5dk - İniş\ Yükleri(A)x5dk]/(Sürekli\ Seyir\ Yükleri) \\
&+ 5dk\ Seyir\ Süresi + 5dk\ iniş\ süresi
\end{aligned}
\tag{3.5}
$$

Pilotun 3 kez üst üste batarya üzerinden başarısız motor çalıştırma denemelerinin etkisi ile hesaplanan batarya dayanım süreleri her iki tip batarya için ayrı ayrı aşağıdaki tablolarda verilmiştir.

Tablo 3.10 Acil durum fazında 0°C & 23°C'de motor çalıştırma etkisi ile Ni-Cd batarya dayanım süresi

0°C & 23°C Ni-Cd Batarya Dayanım Süresi (3 Kez Başarısız Motor Çalıştırma İle)		
Batarya Kapasitesi	60	Ah
Kullanılabilir Batarya Kapasitesi	43,2	Ah
3 Kez Motor Çalıştırma Yükü	11	Ah
5 dakika Seyir Yükleri	111,4	A
Sürekli Seyir Yükleri	77,12	A
İniş Yükleri	79,61	A
BATARYA DAYANIM SÜRESİ	22,67	dk

Tablo 3.11 Acil durum fazında 0°C'de motor çalıştırma etkisi ile Li-ion batarya dayanım süresi

0°C Li-ion Batarya Dayanım Süresi (3 Kez Başarısız Motor Çalıştırma İle)		
Batarya Kapasitesi	60	Ah
Kullanılabilir Batarya Kapasitesi	51,3	Ah
3 Kez Motor Çalıştırma Yükü	11	Ah
5 dakika Seyir Yükleri	109,46	A
Sürekli Seyir Yükleri	75,81	A
İniş Yükleri	78,36	A
BATARYA DAYANIM SÜRESİ	29,51	dk

Tablo 3.12 Acil durum fazında 23°C'de motor çalıştırma etkisi ile Li-ion batarya dayanım süresi

23°C Li-ion Batarya Dayanım Süresi (3 Kez Başarısız Motor Çalıştırma İle)		
Batarya Kapasitesi	60	Ah
Kullanılabilir Batarya Kapasitesi	51,3	Ah
3 Kez Motor Çalıştırma Yükü	11	Ah
5 dakika Seyir Yükleri	106,18	A
Sürekli Seyir Yükleri	73,58	A
İniş Yükleri	76,24	A
BATARYA DAYANIM SÜRESİ	30,47	dk

Yukarıdaki hesaplamalar, Ni-Cd batarya ile Li-ion bataryanın karşılaştırılabilmesi için, Li-ion bataryanın SoC değerine göre otomatik yük atmanın gerçekleştirilebildiği sistem mimarisi göz ardı edilerek yapılmıştır. Yani uçağın bataryaya kaldığı durumda Li-ion bataryanın Ni-Cd batarya gibi, SoC' dan bağımsız olarak tüm BAT BUS 1 ve BAT BUS 2 yüklerinin toplamını beslediği kabul edilmiştir. Bunun nedeni daha öncede belirtildiği gibi Ni-Cd bataryanın havada SoC değeri hakkında bilgi sağlamamasıdır. Batarya dayanım süresini artıran mevcut sistem mimarisine göre, Li-ion batarya için SoC değerine göre ayrıca batarya dayanım süresi hesabı 3.1.4.2.2 bölümünde verilmiştir.

Li-ion bataryanın SoC kurgusuna göre batarya analiz metodu:

Burada Li-ion bataryanın, şarj durumununu (SoC) bildirecek gösterge ve uyarı özelliğine sahip olmasının uçağın elektrik sistem mimarisine ve paralelinde batarya dayanım süresine etkisi gösterilmektir.

Li-ion bataryanın uçuş esnasında şarj durumunun bilinmesi, elektrik sistem mimarisinde bataryadan beslenen BUS'lara kritiklik ataması yapılmasına olanak sağlamaktadır. Batarya analizi yapılan uçakta bataryadan beslenen 2 BUS mevcut olup, bu BUS'lara bağlı ekipmanların ayrı ayrı toplam yük değerleri yük tablosu Tablo 3.5'de verilmişti. Uçağın güvenli iniş için gerekli en kritik yükleri BAT BUS 1'e bağlanmış olup, bataryanın şarj durumu proje dinamiklerine bağlı olarak belirlenen bir SoC değerinin altına düştüğü an, BAT BUS 2 baraları sistemden otomatik olarak atılmakta yani BAT BUS 2'ye bağlı ekipmanların enerjisi kesilmektedir. Belirlenen SoC değeri sonrası bataryadan beslenmeye devam eden sadece BAT BUS 1 yükleri kalacağından, batarya dayanım süresinde artış gözlenmektedir.

Li-ion batarya için, -18°C, 0°C ve 23°C' de yapılan hesaplamalarda kullanılan 0°C'de BAT BUS 1&2 yükleri Tablo 3.8'de ve 23°C'de BAT BUS 1&2 yükleri Tablo 3.9'da mevcuttur. 0°C ve 23°C' de BAT BUS 1 yükleri Tablo 3.5'de verilmiştir. -18°C' de BAT BUS 1&2 ile BAT BUS 1 yükleri ise, Tablo 3.5' deki nominal akım değerleri üzerinden, Li-ion bataryanın sabit sıcaklık değerlerine bağlı gerilim-zaman deşarj eğrisinden otalama alınan 23,2V gerilim değeri ile ekipman güç karakteristikleri göz önüne alınarak hesaplanmış ve Tablo 3.13' de verilmiştir.

Tablo 3.13 -18℃'de Li-ion bataryada BAT BUS 1 ve 2 yükleri

	-18℃'de Li-ion Bataryada Güç Tüketim Değerleri		
	BAT BUS 1 (A)	BAT BUS 2 (A)	BAT BUS 1&2 (A)
5 dakika Seyir Yükleri	68,97	45,21	114,18
Sürekli Seyir Yükleri	46,70	32,31	79,01
İniş Yükleri	49,10	32,31	81,41

%95 SoC değeri olan Li-ion bataryanın SoC değerinin %A seviyesi altına düştüğü an sadece BAT BUS 1 yüklerini beslemeye devam edeceği senaryoda, SoC parametresi; BAT BUS 1 ve BAT BUS 2 toplam yükleri için '(95-A)/100' olarak, BAT BUS 1 yükleri için 'A/100' olarak hesaplamalara dahil edilmektedir. Öncelikle bataryanın SoC'nın %A altına düşene kadar BAT BUS 1 ve 2 yüklerini kaç dakika besleyeceği, %A SoC değeri görüldükten sonra da sadece BAT BUS 1 yüklerini kaç dakika besleyeceği bulunmaktadır Her iki sürenin toplamı bu senaryodaki batarya dayanım süresini vermektedir.

$$Batarya\ Dayanım\ Süresi\ BAT\ BUS\ 1\&2\ (dk)$$
$$= [\left(\left(Nominal\ Kapasite(Ah) x \left(\frac{95-A}{100}\right) xEoL\right) x60(Amper\ dakika)\right) \quad (3.6)$$
$$- 5dk\ Seyir\ Yükleri(A) x 5dk]/(Sürekli\ Seyir\ Yükleri) + 5dk\ Seyir\ Süresi]$$

$$Batarya\ Dayanım\ Süresi\ BAT\ BUS\ 1\ (dk)$$
$$= [\left(\left(Nominal\ Kapasite(Ah) x \left(\frac{A}{100}\right) xEoL\right) x60(Amper\ dakika)\right) \quad (3.7)$$
$$- İniş\ Yükleri(A) x 5dk]/(Sürekli\ Seyir\ Yükleri) + 5dk\ iniş\ süresi]$$

$$Toplam\ Batarya\ Dayanım\ Süresi\ (dk)$$
$$= Batarya\ Dayanım\ Süresi\ BAT\ BUS\ 1\&2\ (dk) \quad (3.8)$$
$$+ Batarya\ Dayanım\ Süresi\ BAT\ BUS\ 1\ (dk)$$

Li-ion bataryanın -18℃'de %20 SoC altına düştüğünde sadece BAT BUS 1 yüklerini beslediği senaryoda batarya dayanım süresini hesaplayalım. Burada kritik nokta sıcaklığın 0℃ altına düşmesi durumunda batarya ısıtıcısının devreye

girmesidir. Batarya ısıtıcısının 5 saniye ve 5 dakika güç tüketim değeri 1800 W'dır. Hesaplamalarda (3.6) numaralı formüle ısıtıcı güç tüketimi ayrıca dahil edilmelidir. Bu durumda batarya dayanım süresi:

Batarya Dayanım Süresi BAT BUS 1&2 = (60 x 0,75 x 0,9 x 60 – (1800/23,2)*5 - 114,18 x 5) / 79,01 + 5 = 23,62 dk

Batarya Dayanım Süresi BAT BUS 1 = (60 x 0,2 x 0,9 x 60 – 49,1 x 5) / 46,7 + 5 = 13,62 dk

Toplam Batarya Dayanım Süresi = 23,62 + 13,62 = 37,24 dk'dır.

Li-ion bataryanın -18℃'de %30 SoC altına düştüğünde sadece BAT BUS 1 yüklerini beslediği senaryoda batarya dayanım süresi;

Batarya Dayanım Süresi BAT BUS 1&2 = (60 x 0,65 x 0,9 x 60 – (1800/23,2)*5 - 114,18 x 5) / 79,01 + 5 = 19,52 dk

Batarya Dayanım Süresi BAT BUS 1 = (60 x 0,3 x 0,9 x 60 – 49,1 x 5) / 46,7 + 5 = 18,42 dk

Toplam Batarya Dayanım Süresi = 19,52 + 18,42 = 37,94 dk'dır.

Li-ion bataryanın -18℃'de %40 SoC altına düştüğünde sadece BAT BUS 1 yüklerini beslediği senaryoda batarya dayanım süresi;

Batarya Dayanım Süresi BAT BUS 1&2 = (60 x 0,55 x 0,9 x 60 – (1800/23,2)*5 - 114,18 x 5) / 79,01 + 5 = 15,42 dk

Batarya Dayanım Süresi BAT BUS 1 = (60 x 0,4 x 0,9 x 60 – 49,1 x 5) / 46,7 + 5 = 27,5 dk

Toplam Batarya Dayanım Süresi = 15,42 + 27,5 = 42,92 dk'dır.

Li-ion bataryanın 0℃'de %20 SoC altına düştüğünde sadece BAT BUS 1 yüklerini beslediği senaryoda batarya dayanım süresi;

Batarya Dayanım Süresi BAT BUS 1&2 = (60 x 0,75 x 0,9 x 60 – 109,47 x 5) / 75,81 + 5 = 29,83 dk

Batarya Dayanım Süresi BAT BUS 1 = (60 x 0,2 x 0,9 x 60 – 47,44 x 5) / 44,89 + 5 = 14,15 dk

Toplam Batarya Dayanım Süresi = 29,83 + 14,15 = 43,98 dk'dır.

Li-ion bataryanın 0℃'de %30 SoC altına düştüğünde sadece BAT BUS 1 yüklerini beslediği senaryoda batarya dayanım süresi;

Batarya Dayanım Süresi BAT BUS 1&2 = (60 x 0,65 x 0,9 x 60 – 109,47 x 5) / 75,81 + 5 = 25,56 dk

Batarya Dayanım Süresi BAT BUS 1 = (60 x 0,3 x 0,9 x 60 – 47,44 x 5) / 44,89 + 5 = 21,37 dk

Toplam Batarya Dayanım Süresi = 25,56 + 21,37 = 46,93 dk'dır.

Li-ion bataryanın 0℃'de %40 SoC altına düştüğünde sadece BAT BUS 1 yüklerini beslediği senaryoda batarya dayanım süresi;

Batarya Dayanım Süresi BAT BUS 1&2 = (60 x 0,55 x 0,9 x 60 – 109,47 x 5) / 75,81 + 5 = 21,29 dk

Batarya Dayanım Süresi BAT BUS 1 = (60 x 0,4 x 0,9 x 60 – 47,44 x 5) / 44,89 + 5 = 28,59 dk

Toplam Batarya Dayanım Süresi = 21,29 + 28,59 = 49,88 dk'dır.

Li-ion bataryanın 23℃'de %20 SoC altına düştüğünde sadece BAT BUS 1 yüklerini beslediği senaryoda batarya dayanım süresi;

Batarya Dayanım Süresi BAT BUS 1&2 = (60 x 0,75 x 0,9 x 60 - 106,18 x 5) / 73,58 + 5 = 30,81 dk

Batarya Dayanım Süresi BAT BUS 1 = (60 x 0,2 x 0,9 x 60 – 46,29 x 5) / 43,63 + 5 = 14,55 dk

Toplam Batarya Dayanım Süresi = 30,81 + 14,55 = 45,36 dk'dır.

Li-ion bataryanın 23℃'de %30 SoC altına düştüğünde sadece BAT BUS 1 yüklerini beslediği senaryoda batarya dayanım süresi;

Batarya Dayanım Süresi BAT BUS 1&2 = (60 x 0,65 x 0,9 x 60 - 106,18 x 5) / 73,58 + 5 = 26,41 dk

Batarya Dayanım Süresi BAT BUS 1 = (60 x 0,3 x 0,9 x 60 – 46,29 x 5) / 43,63 + 5 = 21,97 dk

Toplam Batarya Dayanım Süresi = 26,41 + 21,97 = 48,38 dk'dır.

Li-ion bataryanın 23℃'de %40 SoC altına düştüğünde sadece BAT BUS 1 yüklerini beslediği senaryoda batarya dayanım süresi;

Batarya Dayanım Süresi BAT BUS 1&2 = (60 x 0,55 x 0,9 x 60 - 106,18 x 5) / 73,58 + 5 = 22 dk

Batarya Dayanım Süresi BAT BUS 1 = (60 x 0,4 x 0,9 x 60 – 46,29 x 5) / 43,63 + 5 = 29,4 dk

Toplam Batarya Dayanım Süresi = 22 + 29,4 = 51,4 dk'dır.

Li-ion batarya için yukarıda ayrı ayrı hesaplanan -18℃, 0℃ ve 23℃ sıcaklıklarda, batarya şarj durumunun %20, %30 ve %40 SoC değerleri altına düştüğünde sadece BAT BUS 1 yüklerinin beslendiği senaryolardaki batarya dayanım süreleri Tablo 3,14'de özetlenmiştir.

Tablo 3.14 Farklı sıcaklıklarda, SoC kurgusuna göre Li-ion batarya dayanım süreleri

Sıcaklık (°C)	SoC Kurgusu (%)	Batarya Dayanım Süresi (dakika)
-18	20	37,24
-18	30	37,94
-18	40	42,92
0	20	43,98
0	30	46,93
0	40	49,88
23	20	45,36
23	30	48,38
23	40	51,4

Motor çalıştırma sonrası Li-ion bataryanın SoC kurgusuna göre batarya analizi:

Jeneratör arızasında uçağın bataryaya kaldığı durumda, pilotun 3 kez üst üste batarya ile motor çalıştırmayı deneyeceği ve Li-ion bataryanın SoC değerinin %A altına düştüğü durumda sadece BAT BUS 1 yüklerini besleyeceği mimaride batarya dayanım süresi;

$$Batarya\ Dayanım\ Süresi\ BUS\ 1\&2\ (dk)$$
$$= [\left(\left(Nominal\ Kapasite(Ah) x \left(\frac{95 - A}{100}\right) xEoL\right) x60(Amper\ dakika)\right) \quad (3.9)$$
$$- 3\ Kez\ Motor\ Çalıştırma\ Yükü(Amper\ dakika)$$
$$- 5dk\ Seyir\ Yükleri(A) x 5dk]/(Sürekli\ Seyir\ Yükleri) + 5dk\ Seyir\ Süresi]$$

$$\boldsymbol{B}atarya\ Dayanım\ Süresi\ BUS\ 1\ (dk)$$
$$= [\left(\left(Nominal\ Kapasite(Ah) x \left(\frac{A}{100}\right) xEoL\right) x60(Amper\ dakika)\right) \quad (3.10)$$
$$- İniş\ Yükleri(A) x 5dk]/(Sürekli\ Seyir\ Yükleri) + 5dk\ iniş\ süresi]$$

$$Toplam\ Batarya\ Dayanım\ Süresi\ (dk)$$
$$= Batarya\ Dayanım\ Süresi\ BUS\ 1\&2\ (dk) \quad (3.11)$$
$$+\ Batarya\ Dayanım\ Süresi\ BUS\ 1\ (dk)$$

23℃'de uçağın bataryaya kaldığı durumda, 3 kez başarısız motor çalıştırma sonrası, Li-ion bataryanın %40 SoC altına düştüğünde sadece BAT BUS 1 yüklerini beslediği senaryoda batarya dayanım süresi;

Batarya Dayanım Süresi BAT BUS 1&2 = (60 x 0,55 x 0,9 x 60 – 11 x 60 - 106,18 x 5) / 73,58 + 5 = 13,03 dk

Batarya Dayanım Süresi BAT BUS 1 = (60 x 0,4 x 0,9 x 60 – 46,29 x 5) / 43,63 + 5 = 29,4 dk

Toplam Batarya Dayanım Süresi = 13,03 + 29,4 = 42,43 dk'dır.

Li-ion bataryanın SoC Kurgusuna göre batarya analiz metodunda yapıldığı gibi, Li-ion batarya için -18℃, 0℃ ve 23℃ sıcaklıklarda, batarya şarj durumunun %20, %30 ve %40 SoC değerleri altına düştüğünde sadece BAT BUS 1 yüklerinin beslendiği senaryolar ayrı ayrı hesaplanabilir.

Motor çalıştırma sonrası batarya analizi ve motor çalıştırmaya ilave SoC kurgusunun dahil edilmesi gibi örnek senaryolar proje dinamiklerine bağlı olarak belirlenerek ELA'da hesaplanır. Tüm olası senaryolar düşünülerek en kötü koşullar altında batarya dayanım süresi ortaya konulmalıdır. Federal Havacılık İdaresi (Federal Aviation Administration, FAA) yönetmeliklerinde verilen minimum 30

dakika batarya dayanım süresi gereksinimi temel hesaplama metodu üzerinden geçerli olup, motor çalıştırma denemelerinin batarya dayanım süresine yansıması bu gereksinim kapsamı dışında tutulmaktadır.

Yapılan hesaplamalar örnekleme amaçlı olup, batarya dayanım süresini etkileyen bir çok senaryo söz konusu olabilir. Bu çalışma kapsamında, G10 fazı jeneratör kaybında bataryanın devreye girdiği acil durum fazı olarak belirlenmiş olup, batarya analizinin yapılması gerekli farklı fazlarda tanımlanabilir. Örneğin, motor bölgesinde yangın çıkması vb.

3.1.5 ELA Sonuç Bölümü

ELA sonuç bölümünde, tüm güç kaynaklarının, analizde tanımlanan varsayım ve kriterler ışığında, en ağır çalışma koşullarında, gerekli ekipmanlara elektrik gücünü tam olarak sağlayabildiğini doğrulayan durumlar özetlenmelidir. Analiz metodunu doğrudan etkileyen olası senaryolar açıklanmalıdır. Güç kaynaklarının sınırlarının aşılmadığı sonuç bölümünde sunulmalıdır.

4
HAVA ARAÇLARINDA ELEKTRİK YÜK ANALİZİ KAPSAMINDA BATARYA ANALİZ MODELİ

Üçüncü bölüm altında tariflenen Li-ion batarya dayanım süresi hesaplamalarında, ekipman karakteristiği ve güç kaynağı gerilimine göre değişen yük değerleri için, güç kaynağı çıkış gerilimi, Li-ion bataryanın sabit sıcaklık değerlerine bağlı gerilim-zaman deşarj eğrisi üzerinden ortalama bir değer olarak ele alınmış ve statik bir analiz ortaya konulmuştur. Bu bölümde ise MATLAB yazılımının Simulink aracı kullanılarak değişken verilerin işlendiği batarya analiz modeli üzerinden dinamik analiz sonuçları elde edilmektedir.

Uçağın değişen irtifa bilgisine göre değişkenlik gösteren, uçuş test verilerinden elde edilmiş bataryanın yerleşim bölgesindeki ortam sıcaklığı verileri matlab graph arayüzünden node analiz metodu ile oluşturulan batarya modeline işlenmiştir. Aynı metod ile bataryanın sıcaklığa bağlı gerilim-zaman deşarj eğrisi örnekleme değerler üzerinden modele gömülmüştür. Bu sayede ekipman güç tüketim değerlerinin, ekipman güç karakteristiği göz önüne alınarak, irtifaya göre değişen sıcaklık değerlerine karşılık değişken batarya gerilimi ile batarya analiz modelinde hesaplanması sağlanmış ve batarya dayanım süresi dinamik analiz ile ortaya konulmuştur.

Bu çalışma kapsamında uçağın belirli bir irtifada birincil güç kaynaklarını kaybettiği ve tek güç kaynağı olarak 60Ah'lik bir Li-ion batarya kullandığı varsayılmıştır. Uçağın bataryaya kaldıktan sonra iniş için maksimum ne kadar süresinin olduğu Tablo 3.5'deki BAT BUS 1 ve BAT BUS 2 nominal akım değerleri üzerinden ortaya konulmuştur.

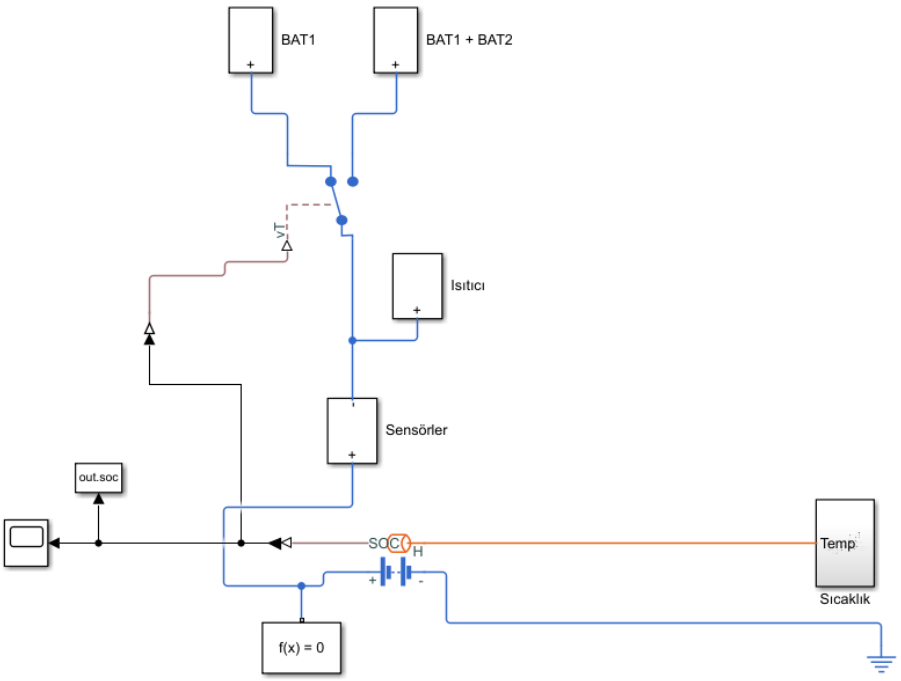
4.1 Batarya Analiz Modeli Varsayım ve Kriterleri

1. Tablo 3.5'de 5 dakika ve sürekli nominal akım değerleri verilen BAT BUS 1 ve BAT BUS 2 yükleri bataryadan beslenmektedir. 3.1.4.1'de verilen yük tablosunu etkiler tüm varsayım ve kriterler geçerlidir.
2. Bataryanın SoC'ı %40'ın altına düştüğünde BAT BUS 2 yükleri otomatik olarak sistemden atılmaktadır.
3. İniş fazında geçen süre 5 dakikadır.
4. Li-ion bataryanın iç dirençleri ihmal edilmiş olup, EoL' ı %90, SoC' si %95'dir.
5. Ekipmanların acil durum modunda çalışma gerilim aralığı 18VDC – 29VDC'dir.
6. Jeneratör arızasının 24550 feet'de gerçekleştiği varsayılmıştır. Arızanın gerçekleştiği anda bataryanın bulunduğu ortamın sıcaklığı -8,67°C'dir. (uçuş test verilerinden elde edilen irtifa-sıcaklık eğrilerine göre)
7. 0°C'den daha düşük sıcaklıklarda bataryanın 1800W güç tüketim değerine sahip ısıtıcısı devreye girmektedir. Sıcaklığın 0°C üzerine çıktığı noktada ısıtıcı devre dışı kalmaktadır.
8. Jeneratör arızası sonrası pilotun 15 dakika içerisinde uçağın irtifasını 8000 feet'e düşürmesi gerektiği bilgisi uçuş el kitabında mevcuttur.

4.2 Batarya Analiz Modeli

MATLAB Simulink ile batarya dayanım süresi hesabı için oluşturulan batarya analiz modeli Şekil 4.1'de verilmiştir.

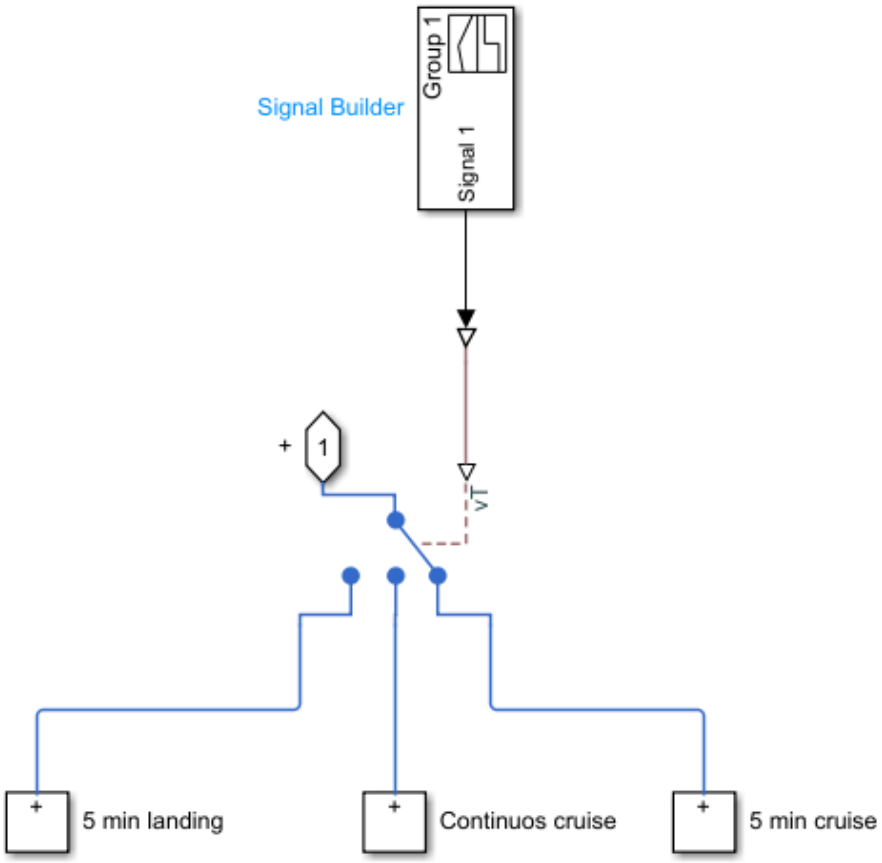
Batarya analiz modelinde, batarya için Simscape electrical kütüphanesindeki 'Table-Based Battery' bloğu kullanılmış olup, batarya parametreleri uçuş test verileri, bataryanın veri klavuzunda mevcut veriler ve bataryanın sabit sıcaklık değerlerine bağlı gerilim-zaman deşarj eğrisi üzerinden örnekleme değerler alınarak girilmiştir.



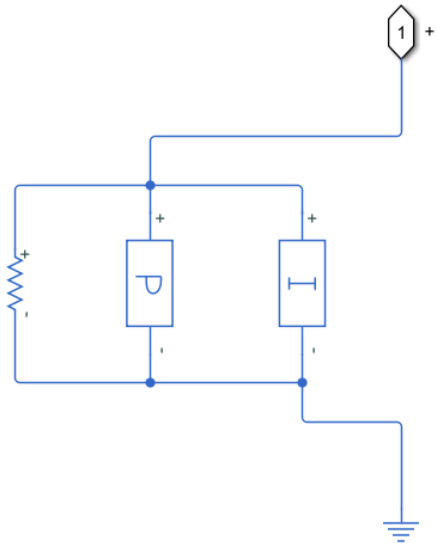
Şekil 4.1 Batarya dayanım süresi hesabı için batarya analiz modeli

Uçak bataryaya kaldığında bataryadan BAT BUS 1 ve BAT BUS 2 bara yükleri beslenirken, bataryanın şarj durumunun belirli bir seviye altına düşmesiyle BAT BUS 2 yüklerinin sistemden atılması kesme voltajı ile aktif hale gelen bir anahtar yardımıyla devreye eklenmiştir.

Bataryadan beslenen yükleri simüle eden ‘BAT1’ ve ‘BAT1 + BAT2’ yük bloklarına, Tablo 3.5’de verilen BAT BUS 1 ve BAT BUS 2 yük değerleri çalışma süreleri (5 dakika seyir, sürekli seyir ve 5 dakika iniş yükleri) ve ekipman karakteristiklerine (rezistif, sabit güçlü ve sabit akımlı yükler) göre ayrı ayrı toplanarak girilmiştir. ‘BAT1’ ve ‘BAT1+BAT2’ yük blokları içerisindeki blok diyagram Şekil 4.2’de, her bir çalışma süresi bloğu içine ayrı ayrı gömülen yüklerin modellemesi Şekil 4.3’de ve ilgili bloklara işlenen yük değerleri de Tablo 4.1’de verilmiştir. 5 dakika seyir, sürekli seyir ve 5 dakika iniş yükleri arasında geçiş, bu süreler ışığında konum değiştiren bir anahtar yardımıyla sağlanmıştır.



Şekil 4.2 'BAT1' ve 'BAT1+BAT2' yük blokları



Şekil 4.3 Yük modeli

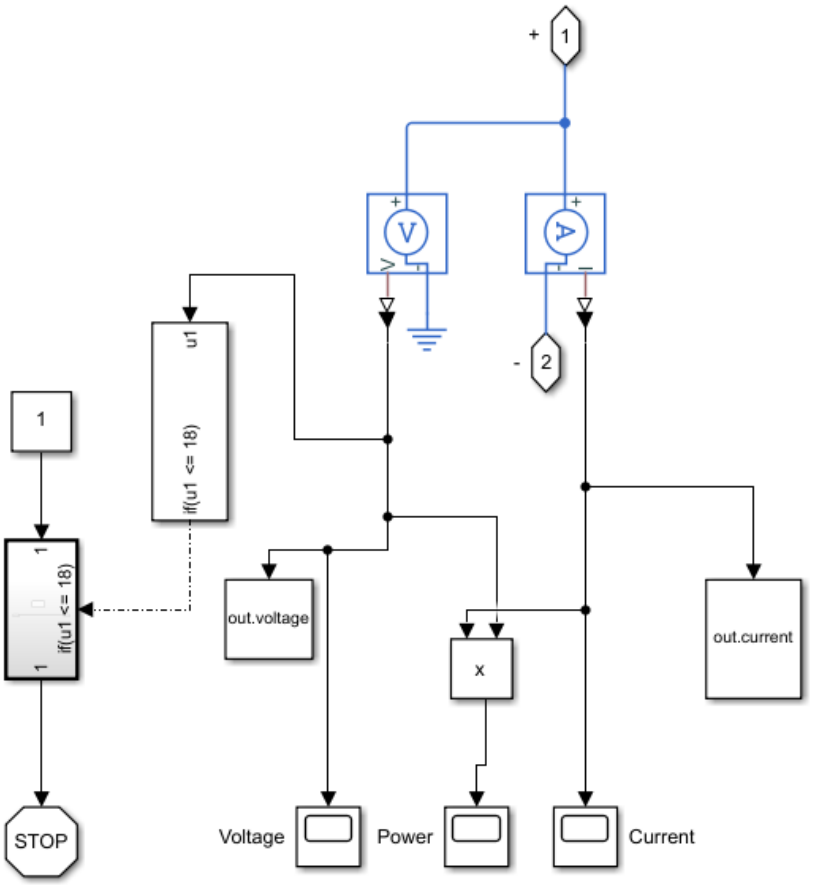
Tablo 4.1 Batarya analiz modeli yükleri

BUS	Yük Karakteristiği	5 dakika seyir (A)	Sürekli Seyir (A)	5 dakika İniş (A)
BAT1	Rezistif	9	7,6	10,5
	Sabit Akım	3,7	1,9	1,9
	Sabit Güç	47,9	31,9	31,9
BAT2	Rezistif	5,9	3,3	3,3
	Sabit Akım	2,3	2,3	2,3
	Sabit Güç	31,5	22,6	22,6
BAT1 + BAT2	Rezistif	14,9	10,9	13,8
	Sabit Akım	6	4,2	4,2
	Sabit Güç	79,4	54,5	54,5

Batarya modelindeki sıcaklık bloğuna, uçuş testlerinden elde edilen irtifaya bağlı kaydedilen sıcaklık verileri işlenmiştir. Ayrıca sıcaklık bloğuna; pilotun uçuş el kitabına uygun olarak belirli süre zarfında uçağın irtifasını belirli bir değere düşürmesini, iniş fazı için 5 dakikalık bir süre ayrılmasını ve bunlara bağlı olarak kalan sürenin uçuş el kitabında belirtilen irtifadaki seyir fazında kullanımını sağlayan irtifa fonksiyonu eklenmiştir. Simülasyon süresince irtifa değişiminden kaynaklı değişken ortam sıcaklığı verisi batarya çıkış gerilimini etkilemekte ve değişken batarya çıkış gerilimi üzerinden ekipman karakteristiklerine göre güç tüketim değerleri de dinamik olarak güncellenmektedir.

Uçak bataryaya kaldığında ortam sıcaklığı 0°C altında olduğundan batarya ısıtıcısı devreye girmektedir. Batarya sıcaklığı 0°C'yi aştığında ise kapanır. Isıtıcı bloğu, 1800W güç tüketim değerine sahip ısıtıcının 0°C'den düşük sıcaklıkta devreye girmesini ve 0°C üzerinde kapanmasını sağlayan fonksiyonu içerir.

BAT 1 ve BAT2 yükleri batarya analiz modelinde akım ve gerilim sensörlerine bağlanmıştır. Şekil 4.4'de verilem sensörler bloğu, sistemdeki zamana bağlı akım ve gerilim bilgisine erişebilmek için konulmuştur. Ekipmanların acil durum modunda minimum çalışma gerilimi 18VDC olduğundan, batarya geriliminin 18VDC altına düşmesi durumunda simülasyon durdurulması sağlanmıştır.



Şekil 4.4 Sensör bloğu

Batarya analiz modeli ile, uçağın irtifa bilgisine göre değişen ortam sıcaklığı etkisi batarya çıkış gerilimine yansıtılarak ekipman güç tüketimlerinin dinamik olarak değişimi simüle edilmiş, bataryanın şarj durumunun sıfıra inmesi ile similasyonun sonlanması sağlanarak, batarya dayanım süresi ortaya konulmuştur.

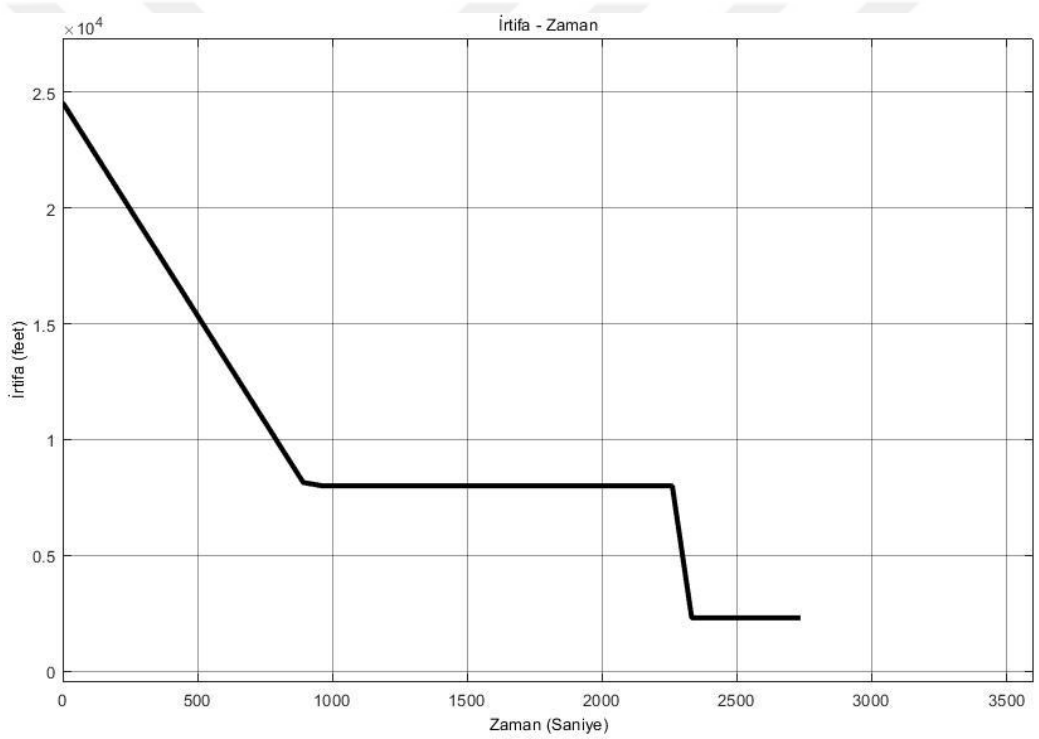
4.2.1 Analiz Senaryosu

Uçakta 24550 feet'de jeneratör arızası meydana gelerek sistem gücü 60Ah Li-ion bataryadan sağlanmaya başlamaktadr. 24550 feet'de bataryanın yerleşim bölgesinde ortam sıcaklığı -8,67°C'dir. Batarya ısıtıcısı devreye girerek batarya sıcaklığını 0°C'ye yükselttikten sonra devreden ayrılmaktadır. Bununla birlikte, bataryadan beslenen 5 dakika seyir yükleri, 5 dakika sonra sistemden atılarak, sürekli seyir yükleri bataryadan beslenmeye devam etmektedir. Pilot uçuş el kitabına uygun olarak 15 dakika içerisinde uçağın irtifasını 8000 feet'e düşürmektedir. Pilotun uçağın inişi için uygun pist arayışında olduğu 8000 feet'de sürekli seyir yükleri bataryadan beslenmeye devam etmektedir. Batarya şarjı %40

altına düştüğü noktada BAT BUS 2 yükleri otomatik olarak sistemden atılmaktadır ve batarya sadece BAT BUS 1 yüklerini beslemeye devam etmektedir. İniş fazının 5 dakika sürdüğü varsayılmıştır. Sürekli seyir yüklerine ilave iniş için gerekli yüklerin eklenmesi ile 5 dakika iniş yükleri bataryadan beslenerek batarya şarjı %0'a ulaşmaktadır.

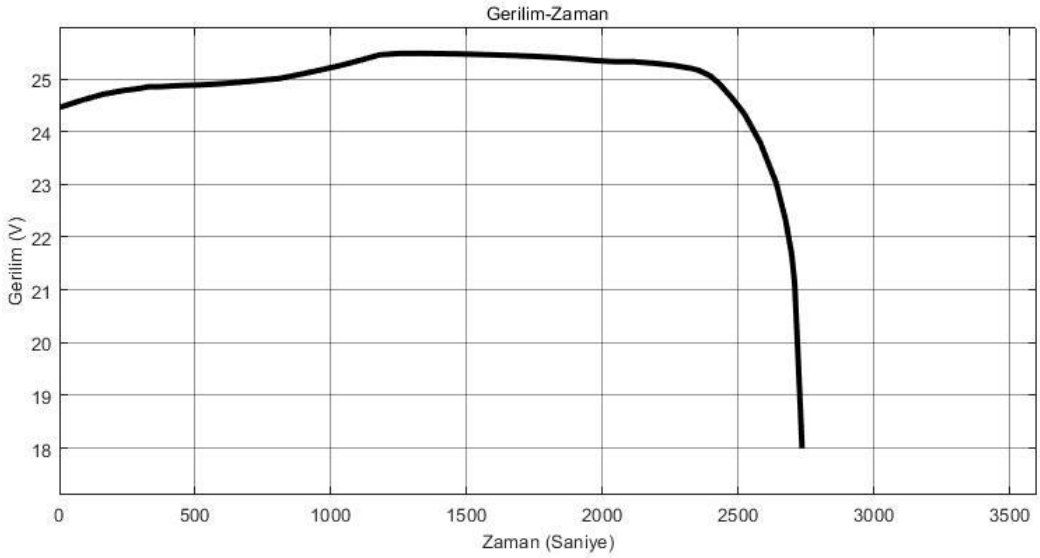
4.2.2 Analiz Sonuçları

Uçakta 24550 feet'de jeneratör arızası meydana gelmiş ve 2300 feet'e iniş gerçekleşmiştir. Şekil 4.5'de irtifa-zaman grafiği verilmiştir. Pilot uçuş el kitabına uygun olarak uçağın irtifasını 15 dakika içerisinde 8000 feet'e düşürmüştür. 1535 saniye seyire devam etmiş ve iniş fazı 5 dakikalık süre zarfında gerçekleşmiştir.



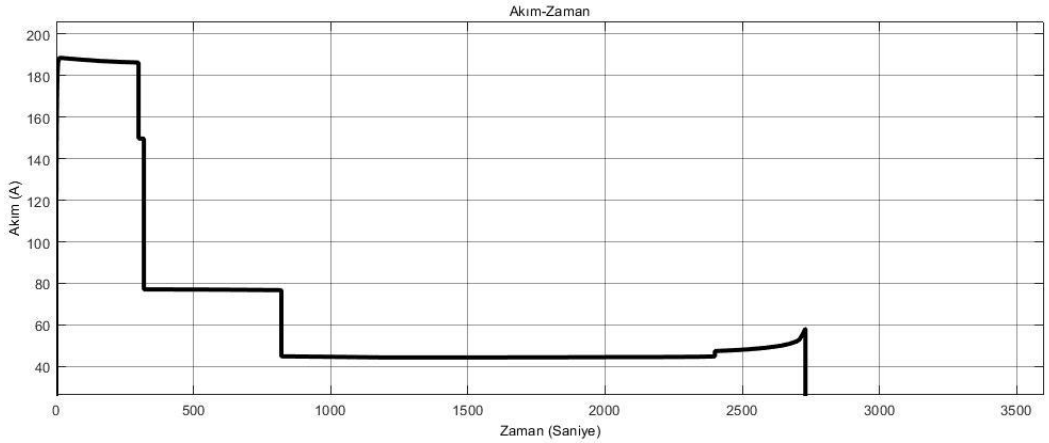
Şekil 4.5 İrtifa-zaman grafiği

Şekil 4.6'da gerilim-zaman grafiği verilmiştir. Jeneratör arızasında uçağın bataryaya kaldığı -8,67°C sıcaklığında batarya gerilimi 24,478 VDC olarak gözlenmiştir. Simülasyonda gözlemlenen maksimum batarya gerilimi ise 24,483 VDC'dir. Ekipman karakteristiklerine göre ekipman güç tüketim değerleri değişken batarya geriliminin etkisi ile sistemde mevcuttur.



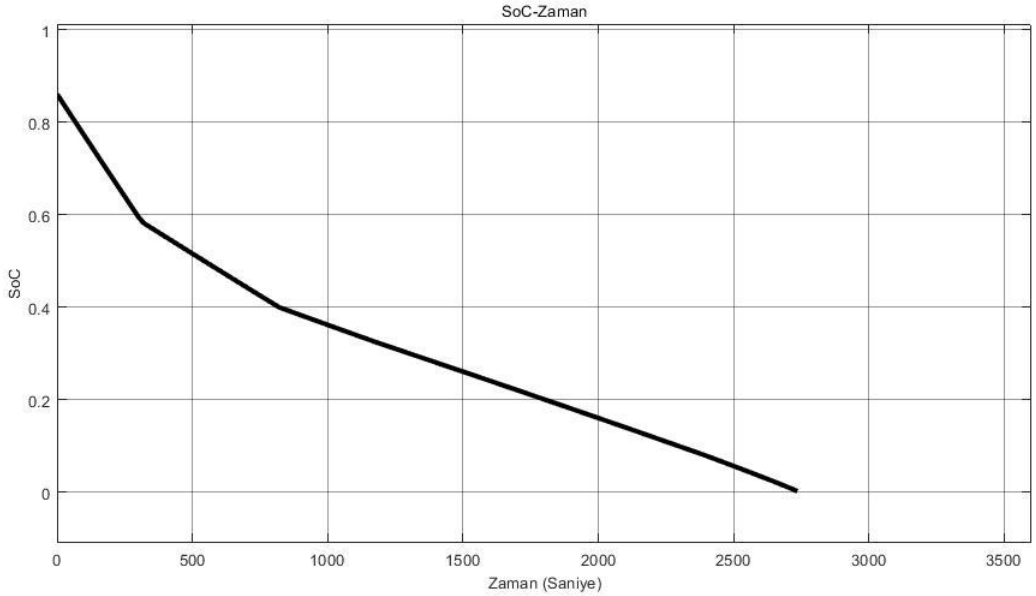
Şekil 4.6 Gerilim-zaman grafiği

Şekil 4.7'de akım-zaman grafiği verilmiştir. Bataryanın devreye girdiği noktada 5 dakika seyir yüklerine ek olarak 1800W nominal güç tüketim değeri olan sabit güçlü ısıtıcı, batarya sıcaklığını -8,67°C'den 0°C'ye yükseltmek için 313 saniye çalışmaktadır. Batarya gerilim değişikliklerinin ısıtıcı güç tüketimine etkisi ile ısıtıcı dinamik yük olarak devrede mevuttur. 5 dakika sonunda ısıtıcı ve 5 dakika seyir yükleri devreden atılmıştır ve sürekli seyir yükleri beslenmeye devam etmektedir. Seyir süresinde bataryanın şarj durumunun 825 saniye sonra %40 altına düştüğü noktada BAT BUS 2 yük atımı gerçekleştiği akım-zaman grafiğinden görülmektedir. Son 5 dakikalık iniş fazında ise sürekli seyir yüklerine ilave iniş yüklerinin eklendiği akım-zaman grafiğinden gözlemlenebilmektedir.



Şekil 4.7 Akım-zaman grafiği

Li-ion bataryanın EoL' ı %90, SoC' si %95'dir. Bataryanın kullanılabilir kapasitesi nominal kapasitesinin %85,5'idir. (EoLxSoC) Bataryanın şarjı, Şekil 4.8'de verilen şarj durumu-zaman grafiğine göre 2735 saniyede tükenmiştir. Batarya şarj durumunun %40 altına düştüğü 825 saniye sonunda yük atımının gerçekleşmesinin etkisi, yük atımı öncesi ve yük atımı sonrası batarya dayanım süresinden gözlemlenebilmektedir.



Şekil 4.8 SoC-zaman grafiği

Simülasyon sonucunda, 24550 feet'de jeneratör arızası sonrası bataryanın devreye girmesi ile uçağın iniş fazını tamamlaması için gereken batarya dayanım süresi 45,58 dakika olarak gözlemlenmiştir.

5
SONUÇ

Li-ion bataryalar, Ni-Cd bataryalara nazaran daha yüksek özgül enerji yoğunluğu, daha yüksek hacimsel enerji yoğunluğu ve daha yüksek özgül güce sahiptir. Bu avantajları sayesinde Li-ion bataryalar, depolanan aynı miktarda enerji için Ni-Cd bataryalardan daha düşük ağırlığa sahip, aynı miktarda depolanan enerji için daha küçük boyutlarda ve uçaklarda motor çalıştırma gibi hızlı şarj veya deşarjın önemli olduğu uygulamalar için daha çok tercih edilen konumdadır. Uçaklarda ağırlık etkisinin yakıt ekonomisi ve görev kapasitesindeki önemi, yerleşim kısıtları ve acil durumlarda elektrik sistem performansının kritikliği göz önüne alındığından, milli uçak projelerinde Ni-Cd bataryalardan Li-ion bataryalara doğru batarya tercihlerinin kaydığı gözlemlenmiştir.

Bu çalışma kapsamında uçaklarda Li-ion bataryaların tercih edilmesinin Elektrik Yük Analizine yansımaları incelenmiştir. Uçakta jeneratör arızası sonrası iniş için gerekli yüklerin bağlı olduğu baraların, belirli varsayım ve kriterler ışığında ayrı ayrı 60Ah'lik Li-ion ve Ni-Cd batarya ile beslendiği durumda batarya dayanım süreleri statik analiz ile ortaya konulmuştur. Aynı yük değerleri altında, 0℃ ve 23℃'de NiCd batarya dayanım süresinin 31,23 dakika olduğu, Li-ion batarya dayanım süresinin 0℃'de 38,21 dakika, 23℃'de de 39,44 dakika olduğu gözlemlenmiştir.

Jeneratör arızasında pilotun 3 kez üst üste batarya ile motor çalıştırmayı deneyeceği ve başarısız olacağı varsayılarak, motor çalıştırma denemelerinin batarya dayanım süresine etkileri statik analiz ile gösterilmiştir. Aynı yük değerleri altında, 3 kez batarya ile başarısız motor çalıştırma denemeleri sonrasında, 0℃ ve 23℃'de Ni-Cd batarya dayanım süresinin 22,67 dakika olduğu, Li-ion batarya dayanım süresinin 0℃'de 29,51 dakika, 23℃'de de 30,47 dakika olduğu gözlemlenmiştir.

Aynı yük değerleri altında eş kapasiteli Ni-Cd ve Li-ion bataryada, statik analiz ile ortaya konulan batarya dayanım süresinin, Ni-Cd bataryaya nazaran Li-ion bataryada daha yüksek olduğu görülmektedir.

Li-ion bataryaların SoC bilgilerine uçuş zarfında ulaşılabilmesi, bataryanın daha ekonomik kullanılabilmesi adına elektrik sistem mimarisinde bataryadan beslenen baralar üzerinde kritiklik ataması yapılmasına imkan sağlamaktadır. Bu sayede bataryanın şarj durumunun belirli bir değer altına indiği noktada, sistemde sadece uçağın güvenli inişi için gerekli en kritik yükleri bataryadan beslenmeye devam etmektedir.

SoC parametresi üzerinden bir kritiklik ataması yapılmadığı durumda Li-ion bataryanın batarya dayanım süresinin 0°C'de 38,21 dakika olduğu, kritiklik ataması yapıldığı durumda 0°C'de %20 SoC kurgusunda 43,98 dakika, %30 SoC kurgusunda 46,93 dakika, %40 SoC kurgusunda 49,88 dakika olduğu gözlemlenmiştir.

SoC parametresi üzerinden bir kritiklik ataması yapılmadığı durumda Li-ion bataryanın batarya dayanım süresinin 23°C'de ise 39,44 dakika olduğu, kritiklik ataması yapıldığı durumda 23°C'de %20 SoC kurgusunda 45,36 dakika, %30 SoC kurgusunda 48,38 dakika, %40 SoC kurgusunda 51,4 dakika olduğu gözlemlenmiştir.

Li-ion bataryanın SoC bilgisine uçuş zarfında ulaşılabilmesi imkanı Ni-Cd bataryada mevcut olmamakla birlikte, SoC parametresi üzerinden otomatik yük atımı sağlayan sistem mimarisi sayesinde, Li-ion batarya dayanım süresinde kritik oranlarda artış sağlanabilmektedir.

Ayrıca, Ni-Cd bataryanın aksine, hem uçuş öncesi hem uçuş esnasında hem de uçuş sonrasında detay veri sağlayan Li-ion batarya için dinamik analiz yapma imkanı doğmuş ve bu sayede Li-ion batarya için Elektrik Yük Analizi doğruluğu yüksek oranda artırılmıştır. Ni-Cd bataryalar için ise mevcut durumda sadece statik analiz sonuçları üzerinden değerlendirme yapılabilmektedir. Dinamik analiz yapılabilmesi için ilave uçuş test enstrümantasyonu ve uçuş test planlamaları ihtiyacı doğmaktır. Bu durumun ciddi takvim ve maliyet etkisi söz konusudur.

Bu çalışma kapsamında, Li-ion batarya dayanım süresi dinamik analiz ile de ortaya konularak statik analiz sonuçları ile kıyaslanmıştır. Uçağın havada jeneratör kaybı

yaşadığı ve iniş için gerekli kritik yüklerin batarya üzerinden beslendiği bir model tasarlanmış ve bataryanın sıcaklığa bağlı gerilim-zaman grafiği ile uçuş testlerinden elde edilen irtifaya bağlı sıcaklık-zaman verileri kullanılarak, pilotun iniş için asgari ne kadar süresinin olacağı simule edilmiştir. Statik yük analizi varsayım ve kriterler ışığında sabit yük değerleri üzerinden yapılırken, batarya analiz modeli sayesinde değişken irtifa ve sıcaklık değerlerinin etkileri sisteme dahil edilerek ekipmanların güç tüketim değerleri de dinamik olarak yansıtılabilmiştir.

Batarya analiz simülasyonunda, uçakta 24550 feet'de jeneratör arızası meydana gelmiş ve batarya -8,67°C'de sistem gücünü sağlamaya başlamıştır. Batarya ısıtıcısı devreye girerek batarya sıcaklığını 313 saniyede 0°C'ye yükseltmiştir. Isıtıcı ile birlikte, bataryadan beslenen 5 dakika seyir yükleri, 5 dakika sonra sistemden atılarak, sürekli seyir yükleri bataryadan beslenmeye devam etmiştir. Pilot uçuş el kitabına uygun olarak 15 dakika içerisinde uçağın irtifasını 8000 feet'e düşürmüştür. Batarya şarjı %40 altına düştüğü noktada BAT BUS 2 yükleri otomatik olarak sistemden atılmış, bataryadan sadece BAT BUS 1 yükleri beslenmeye devam etmiştir. İniş fazı 5 dakika sürmüş ve batarya şarjı %0'a ulaşmıştır. Bataryanın şarj durumunun %0'a ulaşmasına kadar geçen süre 2735 saniyedir.

Sıcaklık, buna bağlı batarya gerilimi ve batarya gerilimine bağlı ekipman güç tüketim değerleri dinamik olarak yansıtıldığında, Li-ion bataryanın dayanım süresi simülasyona göre 45,58 dakikadır. Li-ion bataryanın statik hesaplamalarda bulunan batarya dayanım süresi ise, %40 SoC kurgusunda, -18°C'de 42,92 dakika (ısıtıcının 5 dakika çalıştığı varsayılmıştı), 0°C'de 49,88 dakika, 23°C'de 51,4 dakikadır. Batarya analiz simülasyonu sayesinde dinamik olarak yansıtılan sıcaklık, batarya gerilimi ve ekipman güç tüketim değerlerinin batarya dayanım süresine etkisi gözlemlenebilmiştir. Statik analizdeki yaklaşımların doğruluk derecesi ve batarya analiz metodunun güvenilirliği, simülasyon batarya dayanım süresi sonuçları ile karşılaştırılarak değerlendirilebilmiştir.

Li-ion bataryaların en büyük avantajlarından biri olan hem uçuş öncesi hem uçuş esnasında hem de uçuş sonrasında detay veri sunma özelliği kullanılarak, batarya dayanım süresi sonucu, gerçeğe yakın çok daha güvenilir hale getirilebilmektedir. Ni-Cd bataryanın sadece statik analiz ile ortaya konulabilmiş batarya dayanım süresi hesaplamalarında ise yapılan varsayım ve kriterlerdeki yaklaşımlar çok daha

fazla kritiklik arz etmektedir. ELA'nın hazırlık sürecinde varsayım ve kriterlerin derlenmesi ve bu varsayım ve kriterlerin hesaplamalara doğrudan yansıtılması en önemli husustur. Li-ion batarya analizinde ortaya konulan varsayım ve kriterler uçuş zarfı süresince li-ion bataryadan sağlanan veriler ile de teyit edilebilmekte ve ihtiyaç halinde güncellenebilmektedir.

Yapılan bu çalışma ile, Ni-Cd batarya ve Li-ion batarya performanslarının Elektrik Yük Analizi kapsamında karşılaştırılmasıyla bu alanda bir ilk gerçekleştirilmiştir. Li-ion bataryadan elde edilen veriler sayesinde batarya dayanım süresine etkili parametrelerin dinamik olarak yansıtıldığı bir modelleme çalışması yapılmıştır. Yapılan tüm çalışmalar sonucunda, hedeflenen karşılaştırma sonuçlarına açık bir şekilde ulaşılmıştır. Oluşturulan batarya analiz modeli, uçuş test verileri ve olası senaryolar eklenerek geliştirilmeye açıktır.

KAYNAKÇA

ASTM F 2490-05 (2007). Standard Guide for Aircraft Electrical Load and Power Source Capacity Analysis. ASTM International. https://www.astm.org/f2490-20.html

Bai, Y., & Zhang, C. (2014). Experiments Study on Fast Charge Technology for Lithium-ion Electric Vehicle Batteries. 2014 IEEE Conference and Expo Transportation Electrification Asia-Pacific (ITEC Asia-Pacific), 1–6. https://doi.org/10.1109/itec-ap.2014.6940761

Barlak, C. (2009). Batarya Model Parametrelerinden, Doluluk Durumunun, Sağlık Durumunun Kestirimi ve Ni-Mh Bataryalara Uygulanması. Ulusal Tez Merkezi | Anasayfa. https://tez.yok.gov.tr/UlusalTezMerkezi/tezDetay.jsp?id=iYsjYjIYWwy0GUepOrOpDQ&no=0PGIbrME5BEGuD3Lrcbydw

Barzkar, A., & Ghassemi, M. (2020). Electric Power Systems in More and All Electric Aircraft: A Review. IEEE Access, 8, 169314–169332. https://doi.org/10.1109/access.2020.3024168

Bently, W. F., & Heacock, D. K. (1996). Battery Management Considerations for Multichemistry Systems. IEEE Aerospace and Electronic Systems Magazine, 11(5), 23–26. https://doi.org/10.1109/62.494184

Bernard, P., & Lippert, M. (2015, December). Nickel–Cadmium and Nickel–Metal Hydride Battery Energy Storage | request PDF. ResearchGate. https://www.researchgate.net/publication/282598424_Nickel-Cadmium_and_Nickel-Metal_Hydride_Battery_Energy_Storage

Chan, C. K., Peng, H., Liu, G., McIlwrath, K., Zhang, X. F., Huggins, R. A., & Cui, Y. (2007). High-Performance Lithium Battery Anodes Using Silicon Nanowires. Nature Nanotechnology, 3(1), 31–35. https://doi.org/10.1038/nnano.2007.411

Chang, W.-Y. (2013). The State of Charge Estimating Methods for Battery: A Review. ISRN Applied Mathematics, 2013, 1–7. https://doi.org/10.1155/2013/953792

Chen, Z., Shi, N., Ji, Y., Niu, M., & Wang, Y. (2021). Lithium-ion Batteries Remaining Useful Life Prediction Based on BLS-RVM. Energy, 234(121269), 13 pages. https://doi.org/10.1016/j.energy.2021.121269

Choi, J. W., & Aurbach, D. (2016). Promise and Reality of Post-lithium-ion Batteries with High Energy Densities. Nature Reviews Materials, 1(4). https://doi.org/10.1038/natrevmats.2016.13

Clarke, M., & Alonso , J. J. (2021). Lithium–Ion Battery Modeling for Aerospace Applications. ResearchGate. https://www.researchgate.net/publication/353077766_Lithium-Ion_Battery_Modeling_for_Aerospace_Applications

Cluzel, C., & Douglas, C. (2012). Cost and performance of EV batteries. Final report. for. The Committee on Climate Change 21/03/2012. Project Name Document Name - free download PDF. https://silo.tips/download/cost-and-performance-of-ev-batteries-final-report-for-the-committee-on-climate-c

Dikmen, İ. C., Kartaca, K., Karadağ, T., & Abbasov, T. (2018). Batarya Teknolojilerine Genel Bir Bakış. In: A. Atmaca (Eds.), 3rd International Energy & Engineering Congress Proceeding Book, (pp. 974-987).

Efe, Ş., & Güngör, Z. A. (2021). Geçmişten Günümüze Batarya Teknolojisi. European Journal of Science and Technology. https://doi.org/10.31590/ejosat.1048673

Garcia-Valle, R., & Peças Lopes, J. A. (2013). Electric Vehicle Integration into Modern Power Networks (pp. 15-56). https://doi.org/10.1007/978-1-4614-0134-6

Gerlitz, E., Greifenstein, M., Hofmann, J., & Fleischer, J. (2021). Analysis of The Variety of Lithium-ion Battery Modules and The Challenges for an Agile Automated Disassembly System. Procedia CIRP, 96, 175–180. https://doi.org/10.1016/j.procir.2021.01.071

Hirve, S. S., & Vidyapeeth, B. (2018). A Study of Different Energy Storage Devices Used in Electric Vehicles. International Journal of Research and Analytical Reviews, 5(3), 582-595. www.ijrar.org (E-ISSN 2348-1269, P- ISSN 2349-5138)

Katiyar, R. K., Singhal, R., Asmar, K., Valentin, R., & Katiyar, Ram. S. (2009). High-Voltage Spinel Cathode Materials: Navigating The Structural Evolution for Lithium-Ion Batteries. https://www.researchgate.net/publication/380483558_High-Voltage_Spinel_Cathode_Materials_Navigating_the_Structural_Evolution_for_Lithium-Ion_Batteries

Kisacikoglu, M. C., Bedir, A., Ozpineci, B., & Tolbert, L. M. (2012). PHEV-EV Charger Technology Assessment With an Emphasis on V2G Operation. https://doi.org/10.2172/1050257

Koç, B. (2009). Uçak Elektrik Güç Sistemleri Teknolojileri ve Eğilimleri. TMMOB Elektrik Mühendisleri Odası. https://www.emo.org.tr/ekler/ab0b7114ac4a7c0_ek.pdf

Kumar, R., Sahoo, S., Joanni, E., Singh, R. K., Tan, W. K., Kar, K. K., & Matsuda, A. (2019). Recent Progress in The Synthesis of Graphene and Derived Materials for Next Generation Electrodes of High Performance Lithium Ion Batteries. Progress in Energy and Combustion Science, 75(100786), 56 pages. https://doi.org/10.1016/j.pecs.2019.100786

Lin, D., Liu, Y., & Cui, Y. (2017). Reviving The Lithium Metal Anode for High-Energy Batteries. Nature Nanotechnology, 12(3), 194–206. https://doi.org/10.1038/nnano.2017.16

Lin, X., Khosravinia, K., Hu, X., Li, J., & Lu, W. (2021). Lithium Plating Mechanism, Detection, and Mitigation in Lithium-Ion Batteries. Progress in Energy and Combustion Science, 87(100953), 30 pages. https://doi.org/10.1016/j.pecs.2021.100953

Lu, X., Luo, F., Tian, Q., Zhang, W., Sui, Z., & Chen, J. (2021). Anatase TiO2 Nanowires Intertangled with CNT for Conductive Additive-free Lithium-ion Battery Anodes. Journal of Physics and Chemistry of Solids, 153(110037), 7 pages. https://doi.org/10.1016/j.jpcs.2021.110037

Lyu, Y., Wu, X., Wang, K., Feng, Z., Cheng, T., Liu, Y., Wang, M., Chen, R., Xu, L., Zhou, J., Lu, Y., & Guo, B. (2021). An Overview on the Advances of LiCoO2 Cathodes for Lithium-ion Batteries. Advanced Energy Materials, 11(2). https://doi.org/10.1002/aenm.202000982

Makuza, B., Tian, Q., Guo, X., Chattopadhyay, K., & Yu, D. (2021). Pyrometallurgical Options for Recycling Spent Lithium-ion Batteries: A Comprehensive Review. Journal of Power Sources, 491(229622), 21 pages. https://doi.org/10.1016/j.jpowsour.2021.229622

May, G. (2006). Battery Options for Hybrid Electric Vehicles. IET Hybrid Vehicle Conference 2006 Publications, 67-78. https://doi:10.1049/cp:20060614

MIL-E-7016F (1976). Military Specification: Electric Load and Power Source Capacity, Aircraft, Analysis of (20 Jul 1976). EverySpec Standards. http://everyspec.com/MIL-SPECS/MIL-SPECS-MIL-E/MIL-E-7016F_14607/

MIL-STD-704F (2004). Department of Defense Interface Standard: Aircraft Electric Power Characteristics (12 Mar 2004). EverySpec Standards. http://everyspec.com/MIL-STD/MIL-STD-0700-0799/MIL-STD-704F_1083/

National Transportation Safety Board (1970). Aircraft Accident Report (2 Nisan 1970). https://www.ntsb.gov/investigations/AccidentReports/Reports/AAR-90-06.pdf

Nemry, F., Leduc, G., & Muñoz, A. (2009). Plug-in Hybrid and Battery-Electric Vehicles: State of The Research and Development and Comparative Analysis of Energy and Cost Efficiency. ResearchGate. https://www.researchgate.net/publication/254424810_Plug-in_Hybrid_and_Battery-Electric_Vehicles_State_of_the_research_and_development_and_comparative_analysis_of_energy_and_cost_efficiency

Nitin Kotkunde, K. V., Ashwin, A., Gosavi, A., & Gaur, M. (2021). Life Cycle Assessment of Nickel Cadmium Battery. IOP Conference Series: Materials Science and Engineering, 1123(1), 012022. https://doi.org/10.1088/1757-899x/1123/1/012022

Ogura, K., & Kolhe, M. L. (2017). Battery Technologies for Electric Vehicles. Electric Vehicles: Prospects and Challenges, 139–167. https://doi.org/10.1016/b978-0-12-803021-9.00004-5

Omar, N., Van den Bossche, P., Mulder, G., Daowd, M., Timmermans, J. M., Van Mierlo, J., & Pauwels, S. (2011). Assessment of Performance of Lithium Ion Phosphate Oxide, Nickel Manganese Cobalt Oxide and Nickel Cobalt

Aluminum Oxide Based Cells for Using in Plug-in Battery Electric Vehicle Applications. 2011 IEEE Vehicle Power and Propulsion Conference, 1–7. https://doi.org/10.1109/vppc.2011.6043017

Özcan, Ö. F., Karadağ, T., Altuğ, M., & Özgüven, Ö. (2021, June 28). Elektrikli Araçlarda Kullanılan Pil Kimyasallarının Özellikleri ve Üstün Yönlerinin Kıyaslanması Üzerine Bir Derleme Çalışması. Gazi University Journal of Science Part A: Engineering and Innovation, 8(2), 276-298. https://dergipark.org.tr/en/pub/gujsa/issue/63143/9139184

Özdemir, M. C. (2017). Li-ion Batarya Karakterizasyonu, Modellemesi ve Batarya Yönetim Sistemi Tasarımı / Li-ion Battery Characterisation, Modelling and Battery Management System Design. Ulusal Tez Merkezi | Anasayfa. https://tez.yok.gov.tr/UlusalTezMerkezi/tezDetay.jsp?id=zU5Jel1Aa66F-wJQkb4tig&no=aC1LbXq-b7hpsFszuiITKw

Park, M., Ryu, J., Wang, W., & Cho, J. (2016). Material Design and Engineering of Next-Generation Flow Battery Technologies. Nature Reviews Materials, 2(1), 1-18. https://doi:10.1038/natrevmats.2016.80

Polat, B. D., & Keleş, Ö. (2012). Lityum İyon Pil Teknolojisi. Metalurji Dergisi, 162, 42-48. https://www.metalurji.org.tr/dergi/dergi162/d162_4248.pdf

Silberman, H., & Johnson, W. R. (2008). Minimum Operation Performance Standard for Aircraft Batteries. SAE Technical Paper Series. https://doi.org/10.4271/2008-01-2906

Spath, V., Jossen, A., Doring, H., & Garche, J. (1997). The Detection of The State of Health of Lead-acid Batteries. Proceedings of Power and Energy Systems in Converging Markets, 681–686. https://doi.org/10.1109/intlec.1997.646070

Tarascon, J.-M., & Armand, M. (2001). Issues and Challenges Facing Rechargeable Lithium Batteries, 359-367. Nature News. https://www.nature.com/articles/35104644

Tariq, M., Maswood, A. I., Gajanayake, C. J., Guptal, A. K. (2017, June). Aircraft Batteries: Current Trend Towards More Electric Aircraft. IET Electrical Systems in Transportation, 93-103. https://trid.trb.org/View/1468205

Tezde, E. İ., & Okumuş, H. İ. (2018). Batarya Modelleri ve Şarj Durumu (SoC) Belirleme. EMO Bilimsel Dergi, 8(1), 21-25.

Tie, S. F., & Tan, C. W. (2013). A Review of Energy Sources and Energy Management System in Electric Vehicles. Renewable and Sustainable Energy Reviews, 20, 82–102. https://doi.org/10.1016/j.rser.2012.11.077

Van Schalkwijk, W. A. (1993). Lithium Rechargeable Batteries. Proceedings of WESCON ’93, 291–296. https://doi.org/10.1109/wescon.1993.488450

Vıcıl, O. (2011). Yeni Nesil Lityum-İyon Pil Teknolojileri. TUBİTAK Popüler Bilim Yayınları E-Dergi Arşivi. https://services.tubitak.gov.tr/edergi/yazi.pdf;jsessionid=mTlHvOAbYGKyukPE16cVKO4m?dergiKodu=4&cilt=44&sayi=725&sayfa=47&yaziid=31315

Vutetakis, D. G., & Timmons, J. B. (2008). A Comparison of Lithium-Ion and Lead-Acid Aircraft Batteries. SAE Technical Paper Series. https://doi.org/10.4271/2008-01-2875

Yıldız, M., & Karakoç, T. H. (2017). Havacılıkta Kullanılan Bataryaların Tasarım Parametrelerine Göre Boyutlandırılması. Sürdürülebilir Havacılık Araştırmaları Dergisi, 2(1), 26–34. https://doi.org/10.23890/suhad.2017.0104

Yong, J. Y., Ramachandaramurthy, V. K., Tan, K. M., & Mithulananthan, N. (2015). A Review on The State-of-the-art Technologies of Electric Vehicle, Its Impacts and Prospects. Renewable and Sustainable Energy Reviews, 49, 365–385. https://doi.org/10.1016/j.rser.2015.04.130

You, S., Tan, H., Wei, L., Tan, W., & Chao Li, C. (2021). Design Strategies of SI/C Composite Anode for Lithium-Ion Batteries. Chemistry – A European Journal, 27(48), 12237–12256. https://doi.org/10.1002/chem.202100842

Zhou, Y. Y., Zhang, Z. Y., Zhang, H. Z., Li, Y., & Weng, Y. (2021). Progress and Perspective of Vanadium-based Cathode Materials for Lithium Ion Batteries. Tungsten, 3(3), 279–288. https://doi.org/10.1007/s42864-021-00101-w

Winter, M., & Brodd, R. J. (2004). What are Batteries, Fuel Cells, and Supercapacitors? Chemical Reviews, 104(10), 4245–4270. https://doi.org/10.1021/cr020730k

TEZDEN ÜRETİLMİŞ YAYINLAR

Konferans Bildirileri

1. Belen, S., & Ayaz, R. (2024). Hava Araçlarında Elektrik Yük Analizi Kapsamında Batarya Performanslarının Karşılaştırılması. 4. International World Energy Conference Full Text Book, s 61-68, 25.12.2024. https://www.worldenergyconference.org/books