

HAVACILIKTA KULLANILAN BATARYALARIN TASARIM PARAMETRELERİNE GÖRE BOYUTLANDIRILMASI

Melih YILDIZ¹, T. Hikmet KARAKOÇ²

¹Melih YILDIZ, Atılım Üniversitesi, Sivil Havacılık Yüksekokulu, Ankara, melih.yildiz@atilim.edu.tr

²T. Hikmet KARAKOÇ, Anadolu Üniversitesi, Havacılık ve Uzay Bilimleri Fakültesi, Eskişehir, hkarakoc@anadolu.edu.tr

DOI: [10.23890/SUHAD.2017.0104](https://doi.org/10.23890/SUHAD.2017.0104)

ÖZET

Ulaşım araçlarının emisyonlarından dolayı çevre üzerindeki etkileri günümüzde çözüm üretimi açısından üzerinde odaklanılan konuların başında gelmektedir. Bu amaçla yenilikçi ve çevreye etkisi daha az olan ulaşım teknolojileri geliştirilmektedir. Havacılık alanında da uçaklarda tahrik sisteminde daha çok elektrik gücü kullanılmaya alternatif olarak ortaya çıkmıştır. Elektrik enerjisinin özelliğinden dolayı, uçuş boyunca ihtiyaç olduğunda bulunabilmesi için üretiminin yanı sıra depolanması da gereklilik olarak görülmektedir. Elektrik enerjisinin uçaklarda depolanması için bataryalar diğer alternatifler arasında ön plana çıkmaktadır. Bu çalışmada uçaklarda kullanılan bataryanın tasarımı ve boyutlandırılmasına yönelik girdiler incelenerek tasarım formülleri geliştirilmiştir. Elde edilen formüller ile uçak tasarım aşamasında bataryanın ağırlığına yönelik kestirim ve kapasite iterasyonları yapılması mümkün olacaktır.

Anahtar Kelimeler: Elektrikli uçak, batarya, batarya boyutlandırılması, ısıl yönetim

SIZING OF BATTERIES USED IN AVIATION USING DESIGN PARAMETERS

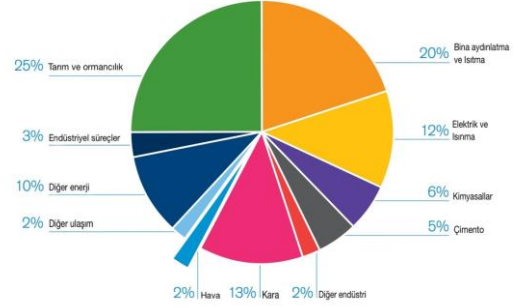
ABSTRACT

The environmental impacts due to the emissions of transport vehicles are at the forefront of research issues today. For this purpose, innovative transportation technologies with less impact on the environment are being developed. In the field of aviation, the use of more electric power in the propulsion system has also emerged as an alternative. Due to the nature of electricity, it is necessary to store it as well as its production so that sufficient electric power would be available when needed during the flight. Batteries are among the alternatives for storing electricity in airplanes. In this study, input parameters were analyzed for designing and dimensioning the battery used in airplanes. The developed formulas will make it possible to estimate and iterate the weight and capacity of the battery that will be used in the aircraft.

Keywords: Electric aircraft, battery, battery sizing, thermal management

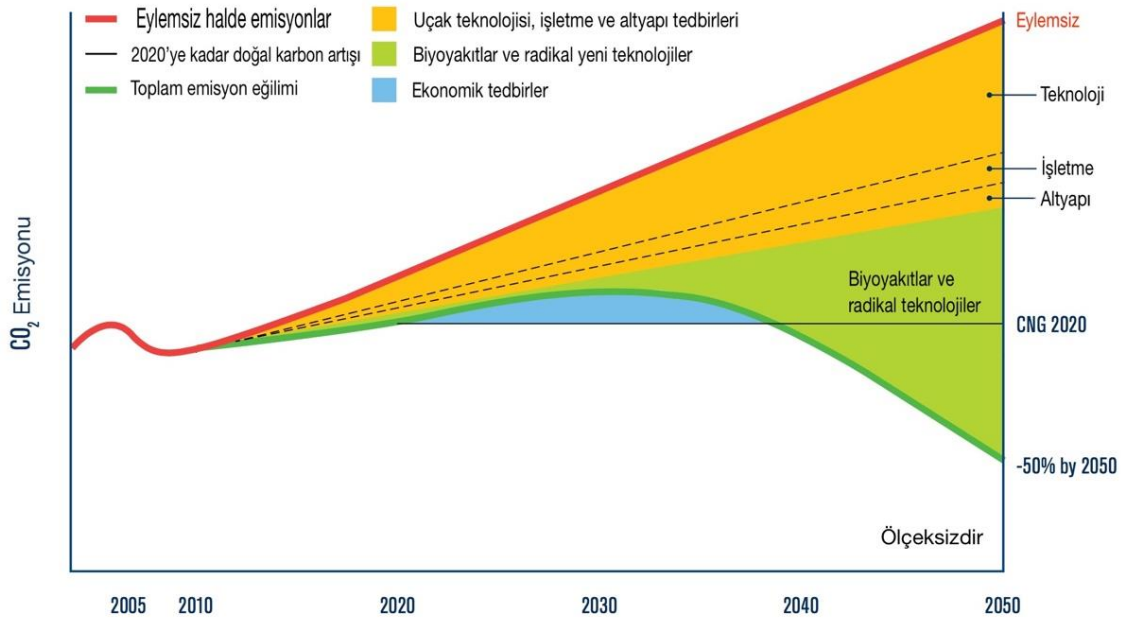
1. GİRİŞ

İnsanoğlunun tüm endüstriyel faaliyetleri arasında havacılık, tek başına tüm emisyonların %2'lik kısmından doğrudan sorumludur (IATA, 2013). Bu faaliyetler arasında havacılığın yeri, Şekil 1'de gösterilmiştir. Bu yüksek değerler nedeni ile havacılık alanında emisyonlar ve gürültü kirliliğine karşı uluslararası önlemler alınması zorunlu olmuştur. Örneğin Amerikan Ulusal Havacılık Ajansı (NASA), havacılık endüstrisine koyduğu hedeflerde 2020 yılına kadar, 1998 yılı değerlerine göre %50 daha az yakıt tüketimi, %75 daha düşük NOx salınımı ve 42 dB daha az gürültü hedeflerini şart koşmuştur (Shaw vd., 2012). Benzer olarak, Avrupa Birliği, Flight Path 2050 (Brussels, 2011) dokümanı ile 2050 yılına kadar %75 oranında CO2 ve %90 oranında NOx salınımlarının azaltılması koşullarını içermektedir. Tanımlanan bu hedeflerin, artan hava trafiği ve taleplerin yanı sıra, mevcut konvansiyonel tahrik sistemleri ve teknolojiler ile sağlanamayacağı görülmektedir.



Şekil 1: CO2 emisyon kaynakları Kaynak: (IATA, 2013)'den uyarlanmıştır.

Havacılık alanındaki araştırma konularında yapılacak iyileştirmeler ile 2050 yılına kadar ancak %50'lik emisyon düşüşü hedefine ulaşılabilecektir. Araştırma alanlarına göre emisyon oranlarındaki düşüşe katkıları Şekil 2 ile temsili olarak gösterilmiştir.



Şekil 2: CO2 emisyon azaltma yol haritası Kaynak: (IATA, 2013)'den uyarlanmıştır

Uluslararası Hava Taşımacılığı Kuruluşu (International Air Transport Association-IATA) havacılık alanında emisyonların ve çevreye yönelik hedeflerin karşılanabilmesi için stratejiler tanımlamıştır (IATA, 2013). Bu stratejik alanlardan birisi de uçaklarda tahrik sistemlerinin mevcut teknolojilere kıyasla verimi daha yüksek olan elektrikli güç yapıları ile takviye edilmesi veya değiştirilmesidir. Havacılık alanında yürütülen bu araştırmalar Daha Elektrikli Uçak (DEU) adı altında ele alınmaktadır.

1.1. Havacılıkta Elektrik Kullanımı ve Daha Elektrikli Uçak Kavramı

Elektrikli uçak kavramı ortaya atıldığı 1916 yılından bu yana, güç elektroniği ve elektrik sistemleri ve sayısal kontrol teknolojilerindeki gelişmelere bağlı olarak günümüzde ancak kullanım alanı bulabilmiştir (Emadi, Ehsani, ve Miller 2004; Avery, Burrow, and Mellor, 2007). Özellikle elektronik kontrol teknolojisindeki gelişme, hemen tüm sektörlerde elektrik ve elektronik uygulamalarının önünü açmış olup, havacılık endüstrisi de buna paralel araştırmalara başlamıştır.

Pearson 1998 yılında (Pearson, 1998) Daha Elektrikli Uçak (DEU) kavramının sağladığı avantajları şu şekilde sıralamaktadır;

- Maksimum kalkış ağırlığında %6,5 düşüş
- Ömür devri maliyetinde %3,2 azalma
- Arızalar arasındaki ortalama uçuş süresinde %5,4 artış
- Uçuş saati başına bakım adam saatinde %4,2 oranında düşüş

Güç elektroniği alanındaki gelişmeler, daha verimli ve ucuz elektrik motorlarının üretilmesini mümkün kılmıştır. Bu sayede mekanik, pnömatik ve hidrolik güç yerine elektrik gücünün kullanımı mümkün olmuştur. Bu sayede uçaklarda daha düşük ağırlık ve yakıt ekonomisi, salınımlarda azalma ile daha az gürültü seviyeleri elde edilmiştir. Bu alandaki çalışmalarda, daha elektrikli teknolojiler ile örnek olarak 200 koltuklu bir uçağın boş ağırlığında %10, motor gücünde %13 ve yakıt tüketiminde %9 düşüş gösterilmiştir (Naayagi, 2013).

Airbus A380 uçağında yapılan DEU uygulaması incelendiğinde, bu uçak konvansiyonel güç dağıtım sistemleri ile yaklaşık 40 MW'lık tahrik gücünden, 200 kW elektrik, 1.2 MW pnömatik, 240 kW hidrolik ve 100 kW mekanik güç çekilmesi gerekecek ve toplam 1.7 MW güç tahrik dışı güç olarak motorlardan çekilmiş olacaktır. DEU uygulaması ile 40 MW motor gücünden sadece 1 MW elektrik gücü çekilmekte ve 39 MW doğrudan tahrik için kullanılmaktadır. Motordan pnömatik kanama havasının (bleeding air) ve mekanik bağlantıların çıkarılması ile de verim, bakım/tutum kolaylığı ve ağırlık avantajı yaratıldığı görülmektedir (Wheeler ve Bozhko, 2014).

1.2. Havacılıkta Enerji Depolama Araçları ve Gereksinimi

Her tip hava aracında farklı amaçlara yönelik de olsa, elektrik enerjisi ihtiyacını karşılamak için elektrik enerjisi depolama ünitesi bulunmaktadır. Havacılık uygulamaları için elektrik enerjisi fly-wheel, batarya, kapasitör, hidrojen gibi farklı

şekillerde saklanabilir (Luo vd., 2015). Bunlar arasında en yaygın bataryalardır.

Havacılıkta elektrik gücü kullanımı konusundaki çalışmalar ağırlık kazanmış olmasına rağmen, batarya ve elektrik enerjisi depolama konusu 2010'lu yıllara kadar araştırma konusu olmamıştır. Havacılıkta 2013 yılında ortaya yaşanan bir kaza ile bataryaların özellikle çalışması gereken bir konu olduğu gündeme gelmiştir (National Transportation Safety Board 2013; Williard vd. 2013).

Bataryalar, hava araçlarında şu işlevleri yerine getirirler;

- Elektrik sistemine gelen ani yükleri dengelemek;
- Sistem ve motor çalıştırma gücünü sağlamak;
- Acil durumlarda enerji sağlamak.

Bu amaçla farklı türlerde bataryalar kullanılması mümkündür. Hava aracı için batarya seçimi, hava aracının kullanım ve görev özelliklerine göre farklılık gösterir. Mars yüzey araçları, Ay arabaları, GEO uyduları, LEO uyduları, yolcu uçakları, askeri uçaklar, İHALar vb tümü farklı gereksinimlere sahiptir. Sadece uçak uygulamalarında bile gereksinimler irtifaya, elektrik yüklerine, görev tipine vb göre farklılaşır. Örneğin, uydu uygulamalarında uzun ömür döngüsü gerekli iken, uçaklarda anlık ve yüksek deşarj oranları temel gereksinim olabilmektedir (R. . R. A. Marsh vd. 2001; Borthomieu, 2014).

ABD Hava Kuvvetleri 90'lı yıllardan bu yana, hava araçlarında kullanılmak üzere farklı tip ve özelliklerde batarya geliştirme projelerini desteklemiştir (R. A. Marsh 1994). Farklı firma ve araştırma merkezlerine yaptırılan projeler sayesinde Mars inicileri ve Mars yürüyücüleri 2003 yılında hayata geçirilmiştir. Bu projelerin temelini Li-iyon bataryalar oluşturmuştur (R. . R. A. Marsh vd., 2001). Uydular, iniciler (landers) ve yürüyücüler (rovers) gibi sistemlerde Li-iyon bataryalar kullanılmaktadır. Tablo 1'de hava araçlarının görevlerine göre batarya gereksinimleri arasındaki farklılıklar verilmiştir.

Tablo 1: Farklı havacılık uygulamalarında batarya performans gereklilikleri (R. A. Marsh, 1994)

	Landers	Rovers	GEO Orbiter	LEO Orbiter	Uçak	İHA
Kapasite (Ah)	30	8	10-35	10-35	5-20	100-200
Voltaj (V)	28	28	28-100	28	28-270	28-100
Deşarj oranı	C/5 - C	C/5 - C/2	C/2	C/2 - C	C	C/5 - C
Devir ömrü	>500	>500	>2000	>30000	>1000	>1000
Deşarj derinliği (DoD) (%)	>60	>60	>75	>30	>50	>50
İşletme sıcaklığı (°C)	-40 +40	-40 +40	-5 +30	-5 +30	-40 +65	-40 +65
Raf ömrü (yıl)	3	3	>10	>5	>5	>5
Özgül Enerji (Wh/kg)	>100	>100	>100	>100	>100	100
Enerji yoğunluğu (Wh/l)	120-160	120-160	120-160	120-160	120-160	120-160

Uçaklarda kullanılacak batarya seçimi için parametreler şu şekilde sıralanabilir (Howey and Alavi 2015);

- Depolanacak enerji
- Şarj-deşarj devir sayısı
- Gerek duyulan anlık güç
- Gerek duyulan sürekli güç
- Çevresel şartlar
- Maliyet

- İzin verilen en yüksek kütle
- İzin verilen en yüksek hacim.

Bu parametreler her bir tasarımda yeniden ele alınmalıdır. Örneğin otomobil uygulamalarında, batarya performansının çevresel özelliklere çok bağlı olduğu gösterilmiştir (Pesaran, 2001).

Havacılıkta elektrik kullanımını artırmayı hedefleyen Green Flight Challenge yarışmasında Tablo 2 ile sunulan sonuçlar elde edilmiştir.

Tablo 1: Green Flight Challenge 2011 yarışması verim kategorisi sonuçları (Green Flight Challenge Results, 2011)

Takım	Pipistrel	e-Genius	Phoenix	Embry-Riddle
Kullanılan yakıt (Litre)			14.13	14.13
Kullanılan enerji (kWh)	65.40	34.70		3.80
Eşdeğer kullanılan yakıt (Litre)	7.18	3.81	14.73	15.17
Uçuş süresi (hız için)	1:47:16	1:48:27	2:25:01	2:00:48
Uçuş süresi (mesafe için)	1:49:37	1:50:23	2:25:43	2:04:07
Menzil (hız için) (km)	307.20	305.60	298.72	228
Menzil (mesafe için) (km)	313.44	309.92	300.48	236.96
Mesafe (km)	645.60	601.12	150.88	115.52
Hız (km/h)	171.84	169.12	123.68	113.12

Tablo 2 ile verilen sonuçlar batarya teknolojisindeki gelişmelerin, havacılık uygulamalarında performans açısından belirleyici olduğunu göstermektedir. Batarya teknolojisinin ortaya koyduğu özgül enerji değerleri, havacılık açısından en önemli engeldir. Bataryaların havacılıkta birincil enerji depolama unsuru olabilmesi için özgül enerji kapasitelerinin çok daha artırılması gerekmektedir.

NASA, Green Flight Challenge 2011 yarışması sonuçlarına göre, elektrikli tahrik hedefine ulaşılabilmesi için geliştirilmesi gereken teknolojik alanlar şunlar olarak belirlenmiştir (Misra, 2012);

- Yüksek güç yoğunluğuna sahip, soğutmasız tip motor
- Yüksek güç yoğunluklu bataryalar
- Yüksek sıcaklıkta çalışabilen güç elektroniği
- Gelişmiş ısı yönetim teknikleri
- Şebeke benzeri yapıya sahip gelişmiş güç dağıtım mimarileri
- Güç sistem mimarilerinin ve güç yönetiminin gerçek boyutlu benzetimleri dahil analiz ve modellemesi

1.3. Uçaklar İçin Batarya Yönetim Sistemi Gereksinimleri

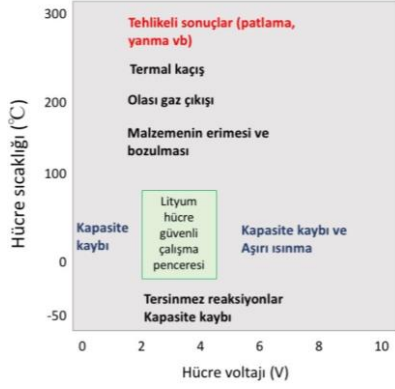
Elektrik gücü kullanılan uygulamalarda, sistem performansı temel olarak elektrik enerjisi depolama ünitesine yani bataryalara bağlı olup, bataryaların emniyetli ve ekonomik ömrünün uzatılması, performans ve maliyet etkinlik açısından önem arz

etmektedir. Batarya üreticileri, lityum-iyon teknolojisini tercih etmiştir. Bunun nedeni, lityum – iyonun benzerleri karşısında sağladığı özgül enerji, yüksek voltaj ve düşük kendi kendinedeşarj oranıdır (Ritchie ve Howard 2006; Javani vd., 2014).

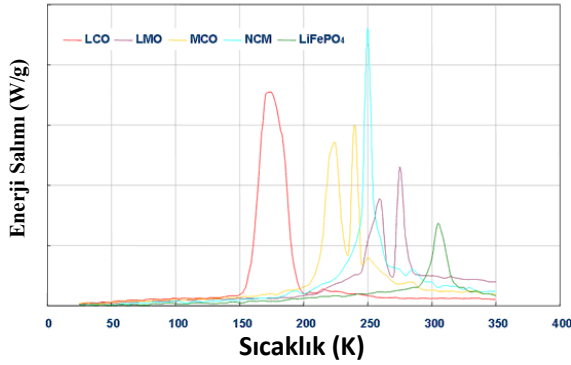
Bataryaların ısı yönetimi, bataryaların emniyetli ve ekonomik olarak kullanımı için kritik öneme sahiptir (Hamut, Dincer, ve Naterer 2014). Batarya içinde üretilen ısının ortamdaki uzaklaştırılması, güvenilirliği artırmak ve hataları önlemek için gereklidir (M. A. Keyser vd., 2003; M. Keyser vd., 1999).

Bataryalar, Şekil 1 ile gösterildiği gibi çalışma sıcaklık aralıkları dışında bozulur ve tehlikeli durumların ortaya çıkmasına neden olabilirler. Düşük sıcaklıklarda performans düşüşü ve yüksek sıcaklıklarda ömür kaybı gösterirler (Pals ve Newman 1995; Wu vd. 2013). Her bir elektrokimya yapısına göre farklı optimum çalışma sıcaklığı gösterir.

Şekil 2 ile farklı elektrokimyaya sahip bataryaların, farklı sıcaklık değerinde performansları gösterilmiştir. Bu nedenle batarya tasarımı sırasında, kullanılacak hücrenin elektrokimyasının seçimi önemli bir tasarım girdisidir (Väyrynen ve Salminen, 2012).

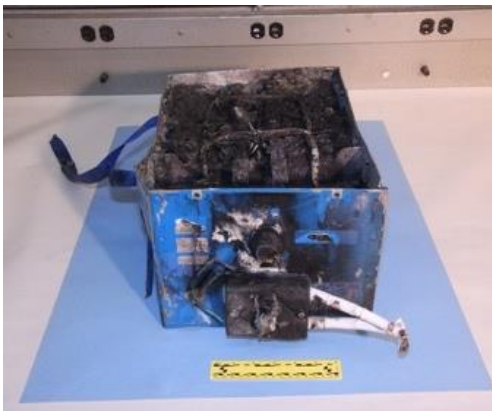


Şekil 1: Batarya çalışma sıcaklık ve gerilim aralığı (NREL)



Şekil 2: Batarya elektrokimyasallarına göre performans değişimleri (Keyser vd. 2003)

Bir uçak bataryasının 2013 yılında sebep olduğu bir kaza, bataryalarda emniyet ve güvenilirlik konularını gündeme taşımıştır. Kazaya uğrayan batarya paketinin, kaza sonrası durumu Şekil 5'te gösterilmiştir. Kaza sonrası inceleme raporları, bataryaların bir sistem yaklaşımı ile tasarlanması gerekliliğini ve ısı yönetiminin zaruri bir işlev olduğunu ortaya koymuştur (National Transportation Safety Board, 2013).



Şekil 5: 2013 yılındaki kazaya neden olan batarya (National Transportation Safety Board 2013)
Anılan kazanın oldukça detaylı hazırlanmış inceleme raporları (National Transportation Safety

Board 2013; Williard vd., 2013) şu şekilde özetlenebilir;

- Bataryada şarj/deşarj veya kullanımdan doğan sorun yoktur
- Batarya içinde nem olmakla birlikte hatanın nedeni olmadığı değerlendirilmiştir
- Hücrelerin ısıl kaçış hasarına uğradığı görülmüştür
- Batarya içindeki 5. ve 6. hücrelerin içinde oluşan kısa devrenin tüm hücreleri sırası ile ısıl kaçışa neden olduğu tespit edilmiştir
- İnceleme heyetince yapılan deneylerde, hücrelerin BYS tarafından tespit edilemeyecek kadar yüksek hızda sıcaklığının artabileceği göstermiştir
- Sonuç bölümünde ısıl yönetimin gerekli olduğu ve hücrelerdeki tüm ısı kaynaklarını kapsaması gerektiği hükmüne ulaşılmıştır.

Kaza yeni nesil Daha Elektrikli Uçak olarak bilinen bir uçakta meydana gelmişti ve üretici firma kazadan sonra, bataryaların ısıl yönetimi için yeni emniyet çözümleri geliştirmiştir (Naayagi, 2013).

Enerjinin akışının hassas şekilde izlenmesi ve kontrolü, batarya ağırlığı, maliyeti ve hacmi açısından etkinlik sağlar (Meissner ve Richter, 2003). Bu izleme ve kontrole dayalı yönetim işlevi Batarya Yönetim Sistemi (BYS) tarafından yerine getirilir. Batarya yönetim sistemi hem batarya işletme yöntemlerinin uygulanmasına olanak sağlarken, sistemin emniyetini ve güvenilirliğini de artırır (Karden vd., 2005).

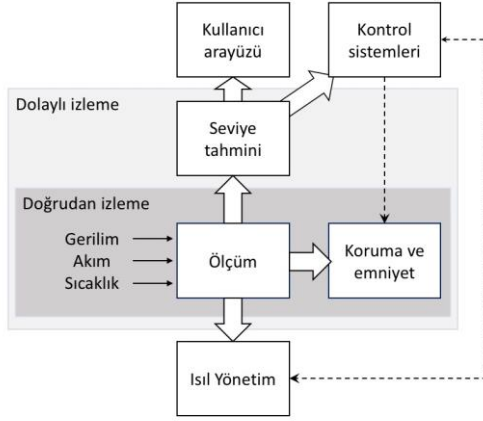
Yüksek kapasiteli bataryaların oluşturulması için çok sayıda hücre bir araya getirilerek entegre edilir. Batarya hücreleri, güç ihtiyacını karşılayacak ölçüde paralel kollarda (bank) ve bu paralel hücre bankları da daha sonra toplam gerilim ihtiyacına göre seri olarak bağlanırlar (Glaize ve Geniès, 2013; Andrea, 2010). Seri bağlı banklar, bataryaların çalışma özelliğinden dolayı benzer dengeleri korunmalıdır. Aksi halde, bataryanın toplam kapasitesi, kapasitesi en düşük olan seri bağlı bankın kapasitesi ile sınırlı kalır ve iç dirençlerin farklı yükselmelerinden dolayı, zaman içinde tehlike yaratacak olaylara neden olabilirler (Vitols, 2015; Aizpuru vd., 2016; Hauser ve Kuhn 2015; Federico Baronti, Roncella, ve Saletti, 2014; F Baronti ve Fantechi, 2013).

Batarya Yönetim Sistemi (BYS)'nin alan yazında tanımlanan birkaç temel görevi bulunmaktadır (Chaturvedi vd., 2010; Andrea, 2010; Rahn. D. ve Wang, 2013; Hauser ve Kuhn, 2015; Lu vd., 2013):

- Şarj vedeşarjı kontrol ederek, batarya paketini yeterli performans düzeyinde tutmak,
- Sıcaklığı yönetmek (ısı yönetim)

- Batarya durumunu izlemek ve tahmin etmek (voltaj, akım, sıcaklık, SoC, DoD, SoH, v.b.);
- Hataları tespit etmek ve
- Sistem bileşenleri arasında güvenilir iletişim kurmak.

Bu işlevlerin şematik gösterimi Şekil ile verilmiştir.



Şekil 6: BYS işlevleri

Batarya yönetim sistemlerinin diğer önemli işlevlerinden birisi de kapasite seviyesinin ölçümlere dayalı olarak hesaplanması veya tahminidir. Bataryanın doluluk durumu (SoC), sağlık seviyesi (SoH), işlevsellik seviyesi (SoF) gibi değerlerinin gösterimi, ölçülen değerlerin kullanılarak karmaşık sayısal yöntemlerle hesaplanmasına dayalıdır. Bu değerlerin hesabı ve tahmini için alan yazında çok sayıda yöntem tanımlanmıştır (Unterrieder vd., 2015; Zou vd., 2015; Cuma ve Koroglu, 2015).

Bataryayı oluşturan seri bağlı hücreler arasında üç tip dengesizlik söz konusu olup, BYS bu dengesizliğin giderilmesi için işlevlere sahip olmalıdır. Bu dengesizlikler (Hauser ve Kuhn, 2015);

- Şarj seviyesi farkı, genellikle hücreler arasındaki sıcaklık farklılıklarından ortaya çıkar
- Toplam kapasite farkı, üretimden gelen farklılıklar sonucu olabilir,
- İç direnç farkı, hücrelerin üretim tekniğinden veya kullandığı dengersizliklerden dolayı oluşur. İç direnç farklılıkları, şarj sırasında hücrelerin üst şarj gerilim sınırını aşarak tehlikeli sonuçlar doğurmasına ve deşarj sırasında ise toplam batarya kapasite kaybına neden olabilir.

2. BATARYA TASARIMI

Bataryaların temel tasarım girdileri kullanım görevlerine göre enerji ve güç gereksinimleridir. İç güç ve ekserji içeriklerine göre boyutlandırılırlar (Christen ve Carlen, 2000). Havacılık açısından

gerekli olan uçuş süresine temel olacak değer bataryanın kapasitesinin sonuna gelmeden önce geçecek zaman;

$$t_{tükenme} = E_{ext}/P_{ext} \quad (1)$$

olarak verilir. Burada E_{ext} bataryanın P_{ext} güç seviyesinde verebileceği en fazla ekserji miktarıdır (Kuhn ve Sizmann, 2012).

Uçak için bataryada depolanması gerekli toplam enerji, tüm uçuş fazları için gerekli enerji miktarlarının toplamına emniyet yedek enerjisinin eklenmesi ile bulunur ve aşağıdaki denklemle ifade edilir:

$$E_{bat} = E_{kalkış} + E_{seyir} + E_{iniş} + E_{yedek} \quad (2)$$

Tek bir hücrenin enerjisi,

$$E_{hücre} = V_{hücre} \times K_{hücre} \quad (3)$$

denklemi ile bulunur. Burada $V_{hücre}$ bataryada kullanılacak hücrenin gerilimi (V) ve $K_{hücre}$ ise hücrenin kapasitesini (Ah) ifade etmektedir.

Batarya tasarımında ilk adımda paralel ve seri olarak bağlanacak hücrelerin hesaplanması yapılır. Bu amaçla, bataryadan beklenen gerilim (V) bilinmelidir. Gerekli gerilim $V_{besleme}$ kullanılarak seri hücrelerin sayısı (N_{seri}) şu şekilde hesaplanır,

$$N_{seri} = tavan\left(\frac{V_{besleme}}{V_{hücre}}\right) \quad (4)$$

Bataryada kullanılacak paralel hücre sayısını bulmak için sürekli ve maksimum güç değerleri ile toplam enerji miktarına göre hücre sayıları hesaplanır ve bulunan değerlerden en yüksek olan seçilir.

Yeni nesil lityum-iyon hücrelerde sürekli besleme güç değerleri 2C ve anlık akım değerleri 15C civarlarına çıkabilmektedir. Eski nesillerde bu maksimum anlık akım değerleri 2C ila 5C ve sürekli besleme değerleri 0,1 ile 1C arasında olduğu bilinmektedir. Tasarımda kullanılan hücrelerin seçiminde bu parametre önemlidir.

Uçuş sırasında ihtiyaç duyulacak anlık en yüksek güç (P_{maks}) bataryanın anlık olarak verebileceği en yüksek akım değeri ($C_{maks,batt}$) tarafından sağlanabilmelidir. Bu amaçla kullanılacak hücre sayısı

$$N_{maks,paralel} = tavan\left(\frac{C_{maks,batt}}{C_{maks,hücre}}\right) \quad (5)$$

denklemi ile hesaplanır.

Benzer olarak uçuş fazları sırasında ihtiyaç duyulacak sürekli güç değeri ($P_{sür}$) değerini karşılayacak paralel hücre sayısı için

$$N_{sür,paralel} = tavan\left(\frac{C_{sür,bat}}{C_{sür,hücre}}\right) \quad (6)$$

hesaplanır. Bu parametrenin hesaplanmasında, hücrenin ısı özelliğinin çekilen akıma bağlı olduğu bilindiğinden (Yıldız, Karakoç, ve Dincer, 2016), hücrelerin görev boyunca düşük C seviyelerinde çalıştırılması amacı ile tasarımda hücrelerin güç kapasitelerinin, gerekli güç değerinin üzerinde seçilmesine gayret edilmelidir. Batarya güç kapasitesinin gereğinden yüksek seçilmesi yani bataryanın düşük C değerlerinde çalıştırılması, bataryanın ısı performansını artıracak ve ısı yönetime ihtiyacı azaltacaktır. Ancak batarya ağırlığı artacağından, bataryaların ısı yönetiminin getireceği ağırlık ile bu ilave ağırlık arasında optimizasyon yapılmalıdır.

Enerji açısından hesaplanacak üçüncü parametre, seri bağlı hücrelerin sağladığı gerilim ile paralel bağlı hücrelerin sağladığı akım üzerinden yapılır ve

$$N_{kapasite,paralel} = \frac{tavan\left(\frac{E_{bat}}{V_{bat}}\right)}{E_{hücre}/V_{hücre}} \quad (7)$$

denklemleri ile hesaplanır.

Tasarımda kullanılacak paralel hücre sayısı, bu üç parametreden en büyük olanın seçilmesi yolu ile yapılır:

$$N_{paralel} = maks\left(\frac{N_{maks,paralel}, N_{sür,paralel}}{N_{kapasite,paralel}}\right) \quad (8)$$

$$N_{toplam} = N_{seri} \cdot N_{paralel} \quad (9)$$

Bataryanın toplam enerjisi bu halde şu denklem ile hesaplanabilir:

$$E_{bat} = N_{seri} \cdot V_{hücre} \cdot N_{paralel} \cdot K_{hücre} \quad (10)$$

Diğer yönden Denklem (2.6) kullanılarak:

$$E_{bat} = N_{toplam} \cdot V_{hücre} \cdot K_{hücre} \quad (11)$$

Kullanılan hücrelerin birim ağırlığı kullanılarak, kullanılacak bataryanın toplam ağırlığı (W_{bat}) şu şekilde hesaplanabilir:

$$W_{bat} = N_{toplam} \cdot W_{hücre} + W_{BYS} + W_{ısı\ yönetim} + W_{kutu} \quad (12)$$

Bu şekilde, bataryanın boyutlandırılması ve kullanılacak hücre sayısının hesaplanması ile uçak tasarım parametrelerinden ağırlık, hacim ve maliyet tahmini yapılması kolaylaştırılmış olacaktır. Batarya firmalarının teknik tanımlarına göre toplam batarya kütlelerinin 15%–20% kadarını BYS, kutu, ısı yönetim sistemi ve kablolama oluşturmaktadır

(“European Batteries Company Web Page”, 2016). Bu nedenle Denklem (2.12) içinde yer alan $W_{BYS} + W_{ısı\ yönetim} + W_{kutu}$ değerlerini yaklaşık olarak %15 civarında alınabilir. Bu ekleme ile bataryanın ağırlığına yönelik yaklaşık bir tasarım ağırlığı elde edilmesi mümkündür.

Isıtma ve soğutma sistemlerinin ağırlıklarının ilavesi ile bataryanın toplam enerji sığası haliyle bataryayı meydana getiren hücrelerin enerji sığasından düşük olacaktır. Bataryaların enerji yoğunluğu, ilave ağırlıklarla birlikte azalacağından, eklenecek her işlevin veya ağırlığın tasarımı ve etkinliği havacılık uygulamaları açısından önem kazanmaktadır.

Batarya üzerine hücre haricinde gelecek ilave ağırlık hesabına bir örnek olarak Tablo 1.2 ile verilen Pipistrel uçağının 65,400 Wh enerjiye sahip olan bataryası, Li-iyon hücrelerden oluştuğu düşünülerek ortalama 150 Wh/kg değeri ile BYS hariç toplam 436 kg ağırlığa sahip olacaktır. İlave olarak %15 BYS ve ısı yönetim sistemlerinin ağırlığı ile batarya toplam ağırlığı 501,4 kg olmaktadır. Bu ağırlığın içindeki yaklaşık 70 kg, bataryanın güvenli çalışması için ilave edilmektedir. Emniyet, özellikle havacılık uygulamalarında vazgeçilmez bir unsurdur. Bataryanın son durumda onu oluşturan hücrelerin özgül enerji değeri 150 Wh/kg iken bataryanın özgül enerji değeri 130.43 Wh/kg seviyesine düşmektedir.

3. SONUÇ

Hava araçları için batarya tasarımı, bataryada kullanılacak hücrenin seçimi ile başlamaktadır. Kullanılacak hücrenin ısı ve performans özelliklerine göre bataryanın gereksinimleri doğrultusunda öncelikle paralel ve seri olarak kullanılacak hücrelerin sayısı belirlenir. Bu sayının belirlenmesinde bataryanın güç, enerji ve uçuş süreleri dikkate alınır ve en yüksek değere sahip olan parametreye uygun olarak tasarım yapılır.

Batarya tasarımında emniyet açısından, hücrelerin ısı hassasiyetleri ve ısı yönetim sistemi gereksinimi de düşünüldüğünde, bataryayı daha düşük güç değerlerinde çalıştırmanın batarya üzerinde daha düşük sıcaklıklar oluşmasına dolayısı ile ısı yönetime daha az ihtiyaç duyulmasına neden olacaktır. Bu da hem ısı yönetim sisteminin ağırlığında azalma hem de ısı yönetim tarafından kullanılacak enerji miktarında düşüşe neden olacağından bir avantaj yaratacağı aşıkardır. Diğer yandan gerekenden fazla kapasitede batarya kullanımı ile ilave ağırlık ortaya çıkmaktadır. Ancak hava araçlarında emniyet gereksinimlerinin yüksek olmasından dolayı ve bu iki değer arasında hassas ve hücre yaşlanması ile birlikte ortaya çıkacak farklı gereksinimleri de dikkate alan bir optimizasyon yapılmasına ihtiyaç bulunduğu değerlendirilmelidir.

Bu çalışmada sunulan batarya ağırlığı hesaplama formülü ile tasarım aşamasında batarya ağırlığının yaklaşık olarak belirlenmesi mümkün olmaktadır. Yine bu formül yardımı ile farklı ısı yönetim sistemleri ve kapasite alternatifleri arasında iterasyon yapılabilmesi kolaylaştırılmış olmaktadır.

KAYNAKLAR

- Aizpuru, Iosu, Unai Iraola, Jose Mari Canales, and Ander Goikoetxea. 2016. "Comparative Study and Evaluation of Passive Balancing Against Single Switch Active Balancing Systems for Energy Storage Systems." *PCIM Europe*, no. May: 10–12.
- Andrea, Davide. 2010. *Battery Management Systems for Large Lithium-Ion Battery Packs*. Norwood: Artech House.
- Avery, C. R., S. G. Burrow, and P. H. Mellor. 2007. "Electrical Generation and Distribution for the More Electric Aircraft." *Proceedings of the Universities Power Engineering Conference*, 1007–12. doi:10.1109/UPEC.2007.4469088.
- Baronti, F, and G Fantechi. 2013. "Design of the Battery Management System of LiFePO 4 Batteries for Electric off-Road Vehicles." *(ISIE), 2013 IEEE*.
- Baronti, Federico, Roberto Roncella, and Roberto Saletti. 2014. "Performance Comparison of Active Balancing Techniques for Lithium-Ion Batteries." *Journal of Power Sources* 267. Elsevier B.V: 603–9. doi:10.1016/j.jpowsour.2014.05.007.
- Borthomieu, Yannick. 2014. "Satellite Lithium-Ion Batteries." In *Lithium-Ion Batteries*, 311–44. Elsevier. doi:10.1016/B978-0-444-59513-3.00014-5.
- Brussels. 2011. *Flight Path 2050. Europe's Vision for Aviation*. European Union.
- Chaturvedi, Nalin A., Reinhardt Klein, Jake Christensen, Jasim Ahmed, and Aleksandar Kojic. 2010. "Algorithms for Advanced Battery-Management Systems." *IEEE Control Systems Magazine* 30 (3): 49–68. doi:10.1109/MCS.2010.936293.
- Christen, Thomas, and Martin W. Carlen. 2000. "Theory of Ragone Plots." *Journal of Power Sources* 91 (2): 210–16. doi:10.1016/S0378-7753(00)00474-2.
- Cuma, Mehmet Ugras, and Tahsin Koroglu. 2015. "A Comprehensive Review on Estimation Strategies Used in Hybrid and Battery Electric Vehicles." *Renewable and Sustainable Energy Reviews* 42. Elsevier: 517–31. doi:10.1016/j.rser.2014.10.047.
- Emadi, Ali, Mehrdad Ehsani, and John M Miller. 2004. *Vehicular Electric Power Systems Land, Air, and Space Vehicles*. Marcel Dekker.
- "European Batteries Company Web Page." 2016. http://www.europeanbatteries.com/upload/files/EB_brochure_2011_EN.pdf.
- Glaize, Christian, and Sylvie Geniès. 2013. "Definitions and Measuring Methods." *Lithium Batteries and Other Electrochemical Storage Systems*, 21–87. doi:10.1002/9781118761120.ch2.
- "Green Flight Challenge Results." 2011. http://cafe.foundation/v2/gfc_2011_results.html.
- Hamut, H. S., I. Dincer, and G. F. Naterer. 2014. "Experimental and Theoretical Efficiency Investigation of Hybrid Electric Vehicle Battery Thermal Management Systems." *Journal of Energy Resources Technology* 136 (March): 11202. doi:10.1115/1.4026267.
- Hauser, A., and R. Kuhn. 2015. "Cell Balancing, Battery State Estimation, and Safety Aspects of Battery Management Systems for Electric Vehicles." In *Advances in Battery Technologies for Electric Vehicles*, 26262:283–326. Elsevier. doi:10.1016/B978-1-78242-377-5.00012-1.
- Howey, David A, and S M Alavi. 2015. "Rechargeable Battery Energy Storage System Design." *Handbook of Clean Energy Systems, Vol. 5*. doi:10.1002/9781118991978.hces212.
- IATA. 2013. "Technology Roadmap."
- Javani, N., I. Dincer, G.F. F. Naterer, and B.S. S. Yilbas. 2014. "Heat Transfer and Thermal Management with PCMs in a Li-Ion Battery Cell for Electric Vehicles." *International Journal of Heat and Mass Transfer* 72 (May). Elsevier Ltd: 690–703. doi:10.1016/j.ijheatmasstransfer.2013.12.076.
- Karden, Eckhard, Paul Shinn, Paul Bostock, James Cunningham, Evan Schoultz, and Daniel Kok. 2005. "Requirements for Future Automotive Batteries – a Snapshot." *Journal of Power Sources* 144 (2): 505–12. doi:10.1016/j.jpowsour.2004.11.007.
- Keyser, M, A Pesaran, S Oweis, G Chagnon, and C Ashtiani. 1999. "Thermal Evaluation and Performance of High-Power Lithium-Ion Cells." In *16th Electric Vehicle Conference*. Beijing, China.
- Keyser, Matthew A., Ahmad Pesaran, Mark Mihalic, Ji-sang Yu, and Soo-ryung Kim. 2003. "Thermal Characterization of Advanced Lithium-Ion Polymer Cells." In *Third Advanced Automotive Battery Conference*.
- Kuhn, H., and A. Sizmann. 2012. "Fundamental Prerequisites for Electric Flying." *Deutscher Luft- Und Raumfahrt Kongress, DLRK*, 1–8. doi:ID281440.
- Lu, Languang, Xuebing Han, Jianqiu Li, Jianfeng Hua, and Minggao Ouyang. 2013. "A Review

- on the Key Issues for Lithium-Ion Battery Management in Electric Vehicles.” *Journal of Power Sources* 226. Elsevier B.V: 272–88. doi:10.1016/j.jpowsour.2012.10.060.
- Luo, Xing, Jihong Wang, Mark Dooner, and Jonathan Clarke. 2015. “Overview of Current Development in Electrical Energy Storage Technologies and the Application Potential in Power System Operation.” *Applied Energy* 137 (January). Elsevier Ltd: 511–36. doi:10.1016/j.apenergy.2014.09.081.
- Marsh, R.A Richard A., S Vukson, S Surampudi, B.V Ratnakumar, M.C Smart, M Manzo, and P.J Dalton. 2001. “Li Ion Batteries for Aerospace Applications.” *Journal of Power Sources* 97–98 (1–2): 25–27. doi:10.1016/S0378-7753(01)00584-5.
- Marsh, Richard A. 1994. “Air Force Aviation Battery Programs.” In *Proceedings of MILCOM '94*, 201. IEEE. doi:10.1109/MILCOM.1994.473946.
- Meissner, Eberhard, and Gerolf Richter. 2003. “Battery Monitoring and Electrical Energy Management.” *Journal of Power Sources* 116 (1–2): 79–98. doi:10.1016/S0378-7753(02)00713-9.
- Misra, Ajay. 2012. “Technology Challenges for Electric Aircraft.” In *EnergyTech 2012*.
- Naayagi, R. T. 2013. “A Review of More Electric Aircraft Technology.” In *2013 International Conference on Energy Efficient Technologies for Sustainability*, 750–53. IEEE. doi:10.1109/ICEETS.2013.6533478.
- National Transportation Safety Board. 2013. “Auxiliary Power Unit Battery Fire Japan Airlines Boeing 787-8.” Boston, MA.
- Pals, Carolyn R., and John Newman. 1995. “Thermal Modeling of the Lithium/Polymer Battery I. Discharge Behavior of a Single Cell.” *Journal of The Electrochemical Society* 142 (10): 3282. doi:10.1149/1.2049975.
- Pearson, W. 1998. “The More Electric/All Electric Aircraft - a Military Fast Jet Perspective.” *IEE Colloquium on All Electric Aircraft*, 5–5. doi:10.1049/ic:19980343.
- Pesaran, Ahmad. 2001. “Battery Thermal Management in EVs and HEVs : Issues and Solutions.” In *Advanced Automotive Battery Conference*, 10. Las Vegas, Nevada.
- Rahn, D., Christopher, and Chao-Yang Wang. 2013. *Battery Systems Engineering*. Wiley.
- Ritchie, Andrew, and Wilmont Howard. 2006. “Recent Developments and Likely Advances in Lithium-Ion Batteries.” *Journal of Power Sources* 162 (2 SPEC. ISS.): 809–12. doi:10.1016/j.jpowsour.2005.07.014.
- Shaw, J. C., S. D. A. Fletcher, P. J. Norman, and S. J. Galloway. 2012. “More Electric Power System Concepts for an Environmentally Responsible Aircraft (N+2).” *Proceedings of the Universities Power Engineering Conference*. doi:10.1109/UPEC.2012.6398668.
- Unterrieder, C., C. Zhang, M. Lunglmayr, R. Priewasser, S. Marsili, and M. Huemer. 2015. “Battery State-of-Charge Estimation Using Approximate Least Squares.” *Journal of Power Sources* 278. Elsevier B.V: 274–86. doi:10.1016/j.jpowsour.2014.12.035.
- Väyrynen, Antti, and Justin Salminen. 2012. “Lithium Ion Battery Production.” *The Journal of Chemical Thermodynamics* 46 (March): 80–85. doi:10.1016/j.jct.2011.09.005.
- Vitols, Kristaps. 2015. “Efficiency of LiFePO4 Battery and Charger with Passive Balancing.” In *2015 IEEE 3rd Workshop on Advances in Information, Electronic and Electrical Engineering (AIEEE)*, 1–4. IEEE. doi:10.1109/AIEEE.2015.7367295.
- Wheeler, Pat, and Sergei Bozhko. 2014. “The More Electric Aircraft: Technology and Challenges.” *IEEE Electrification Magazine* 2 (4): 6–12. doi:10.1109/MELE.2014.2360720.
- Williard, Nicholas, Wei He, Christopher Hendricks, and Michael Pecht. 2013. “Lessons Learned from the 787 Dreamliner Issue on Lithium-Ion Battery Reliability.” *Energies* 6 (9): 4682–95. doi:10.3390/en6094682.
- Wu, Bin, Zhe Li, Jianbo Zhang, Jun Huang, Zhihua Nie, Ying Sun, Fuqiang An, and Ningning Wu. 2013. “Thermal Modelling of Large-Format Laminated Li-Ion Battery and Experimental Validation Using Embedded Thermocouples.” *2013 World Electric Vehicle Symposium and Exhibition (EVS27)*, no. 1: 1–9. doi:10.1109/EVS.2013.6914769.
- Yildiz, Melih, Hikmet Karakoc, and Ibrahim Dincer. 2016. “Modeling and Validation of Temperature Changes in a Pouch Lithium-Ion Battery at Various Discharge Rates.” *International Communications in Heat and Mass Transfer* 75 (July): 311–14. doi:10.1016/j.icheatmasstransfer.2016.03.009
- Zou, Yuan, Xiaosong Hu, Hongmin Ma, and Shengbo Eben Li. 2015. “Combined State of Charge and State of Health Estimation over Lithium-Ion Battery Cell Cycle Lifespan for Electric Vehicles.” *Journal of Power Sources* 273. Elsevier B.V: 793–803. doi:10.1016/j.jpowsour.2014.09.146.