

Daha Elektrikli Uçak Uygulamalarında Kullanılan 270VDC Elektrik Güç Dağıtım Sistemi Mimarilerinin Analizi

Analysis of 270VDC Electrical Power Distribution System Architectures in More Electric Aircraft Applications

İbrahim Hakyemez^{1,2}, Özcan Kalenderli²

¹Uçak Genel Müdür Yardımcılığı
Türk Havacılık ve Uzay Sanayii A.Ş.
ibrahim.hakyemez@tai.com.tr

^{1, 2}Elektrik Mühendisliği Bölümü
İstanbul Teknik Üniversitesi
hakyemez15@itu.edu.tr, kalenderli@itu.edu.tr

Özet

Havacılık endüstrisinde, hızla gelişen elektrik ve elektronik teknolojinin bir sonucu olarak, mekanik, pnömatik ve hidrolik sistemler daha yüksek verime sahip elektrikli sistemlerle değiştirilmekte ve zorlu elektrikli özelliklere sahip yeni görev ve aviyonik birimleri geliştirilmektedir. Uçakların artan elektrik gücü ihtiyaçlarının karşılanabilmesi için yüksek gerilime sahip Daha Elektrikli Uçak (DEU) mimarilerinin ve bu mimarileri mümkün kulan, güç elektroniği birimlerinin geliştirilmesine ihtiyaç duyulmaktadır. Bu çalışma kapsamında, Daha Elektrikli Uçak kavramı, elektrik sistem bileşenleri ile birlikte detaylı olarak açıklanmıştır. Modern hava araçlarından, 270VDC elektrik güç dağıtım sistemine sahip, sivil ve askeri amaçlı kullanılan B787, F-35 ve F-22 uçaklarına ait elektrik sistem mimarileri ve bu mimariyi oluşturan güç üretim, dağıtım ve dönüştürücü birimleri incelenmiştir.

Abstract

In the aviation industry, as a result of rapid development in electrical technology, mechanical, pneumatic and hydraulic systems are being replaced with their highly efficient electrical equivalent. Moreover, mission and avionic systems equipment, which have challenging electrical characteristics, are developed. In order to meet the increasing electrical power demand of the aircraft systems, development of high voltage More Electric Aircraft electrical power systems topologies and power electronic devices that make these architectures possible, are required. In scope of this study, More Electric Aircraft concept is detailed reviewed with related electrical sub-systems. B787, F-35 and F-22 modern civil and military aircraft models that have 270VDC power distribution system architecture and system components are analyzed.

1. Giriş

Geleneksel tip uçaklarda güç sistemleri birincil ve ikinci güç sistemleri olarak sınıflandırılmaktadır. Birincil güç, fosil yakıt ile çalışan motorlar tarafından üretilen itki gücüdür. İkincil güç

sistemleri ise, bu itki gücünün, elektrik, hidrolik ve pnömatik olmak üzere üç ana enerji türüne dönüştürülmesiyle elde edilmektedir. Günümüzde, bu dört ana güç sisteminin elektrikli sistemlere dönüştürülmesine yönelik büyüyen bir eğilim bulunmaktadır. Bu dönüşüm, temel olarak Daha Elektrikli Uçak (DEU) ve Tamamen Elektrikli Uçak (TEU) kavramları içinde gerçekleştirilmektedir. Bu eğilimin ana nedeni, elektrikli sistemlerle birlikte artan enerji verimliliği, azaltılmış karbondioksit (CO₂) emisyon seviyeleri, daha düşük işletme ve bakım maliyetleri ve platform gürültü seviyelerinde elde edilen kazanımlardır [1].

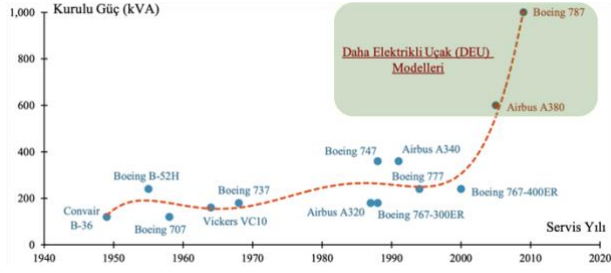
Sivil ve askeri uçakların ilk operasyonel çalışmalarından itibaren, uçak alt-sistem bileşenlerinin elektrikli güç ihtiyacı, sürekli olarak artış göstermektedir. Uçak yüklerine ait elektrikli özelliklerinin gelişmesi ve karmaşılaşmasıyla birlikte ihtiyaç duyulan elektrik gücünün karşılanması için platform elektrik güç üretim ve dağıtım sistemlerinin yenilenmesi ve modernize edilmesi kaçınılmaz olmuştur. Sistem modernizasyon faaliyetleri yürütülürken, birimlerin geçici hal karakteristikleri de analiz edilerek ilgili tasarım çözümleri oluşturulmalıdır.

Bu çalışmada, Daha Elektrikli Uçak kavramı ve bu yaklaşıma uygun 270VDC elektrik güç dağıtım sistemi bileşenleri detaylı olarak açıklanmıştır. 270VDC güç dağıtım sistemine sahip, DEU mimarisine göre tasarlanmış B787, F-35 ve F-22 sivil ve askeri hava araçları, gelecek nesil hava araçlarının tasarımı için referans kabul edilerek, elektrik güç sistemleri incelenmiştir.

2. Daha Elektrikli Uçak (DEU) Kavramı

Daha Elektrikli Uçak kavramı, hidrolik, mekanik ve pnömatik güç ile üretilen enerji yerine elektrik enerjisi kullanımını amaçlamaktadır. Günümüzde halen mevcut olan teknolojik zorluklar nedeniyle, hidrolik ve pnömatik sistemlerin elektrifikasyon dönüşümü tam olarak gerçekleştirilememiştir [1]. Ağırlık, güvenlik, gürültü, karbon emisyonu ve verimlilik açısından sağladığı avantajlar göz önüne alındığında DEU çalışmaları, Tamamen Elektrikli Uçak koşullarına geçiş için önemli bir adımdır.

1970’li yıllardan beri tartışılan Daha Elektrikli Uçak kavramının özellikle 2005 yılında hayata geçirilmesiyle birlikte uçakların kurulu güç seviyelerinde dramatik bir artış yaşandığı görülmektedir. Gelişen DEU tasarımlarıyla birlikte yakıt tüketimi, ağırlık ve dekarbonizasyon başlıklarında önemli kazanımlar elde edilmiştir [1]. Günümüzde, ana uçak üretici firmalarının geliştirdiği uçak modelleri olan Airbus A380 ve Boeing 787 uçakları için elektrik kurulu gücü sırasıyla 600 kVA ve 1000 kVA seviyelerine ulaşmıştır. Şekil 1’de bazı yaygın uçak modellerine ilişkin kurulu güç seviyelerinin, 1950’li yıllardan günümüze kadar olan değişimi verilmiştir [2-3].



Şekil 1: Yaygın uçak modellerinin elektrik kurulu güç mertebelerinin yıllara göre değişimi [3].

Elektriksel dönüşümü sağlanmış alt sistem donanımlarının platforma entegrasyonu yapılırken, geleneksel 28VDC ve 115 VAC gerilim seviyelerinin günümüzde 270VDC mertebesine yükseltilmeye başlandığı görülmektedir [4-6]. 270VDC güç dağıtım sisteminin en önemli avantajı, daha yüksek gücün düşük kesitli kablolar ile iletilerli olmasıdır. Bu sayede, kablo ağırlığı ve hacmi önemli ölçüde azaltılabilmektedir.

Uçak alt sistemlerindeki bu elektriksel dönüşüm, güç elektroniği teknolojisi de pozitif olarak etkilemiştir. Modern sivil ve askeri hava araçları temel olarak MIL-STD-704F [7] ve DO-160G [8] standartlarına uygun olarak tasarlanmaktadır. İlgili standartlarda verilen limitlere uygun olarak, generatörler tarafından üretilen elektrik karakteristiğinin, uçak alt sistemlerine ait birimlerin elektriksel karakteristiklerine göre 28VDC, 230VAC, 270VDC gibi farklı gerilim seviyesine dönüşümü gerekmektedir. DEU kavramına uygun hava araçlarında özellikle hava kompresörleri, fan veya radar donanımları gibi yüksek güç tüketimine sahip birimler, daha kompakt, düşük hacimli ve hafif olmaları için 270VDC olarak tasarlanmaktadır. Bu kapsamda, havacılık standartlarına uygun AC/DC, DC/DC, AC/AC güç dönüştürücü birimlerin geliştirilmesine ihtiyaç duyulmaktadır [9-10].

Modern havacılık sistemlerinde elektriksel yükün, gerekli akım gerilim korumaları sağlanarak beslenebilmesi için Katı Hal Güç Kontrolörleri (SSPC) kullanılmaktadır. SSPC’ler, sağladıkları akım, gerilim, frekans elektriksel korumaları, uzaktan kontrol edilebilirliği ve ayarlanabilir olma özellikleri sayesinde emniyet seviyesi yüksek, DEU kavramına uygun 270VDC elektrik güç dağıtım mimarisinin en önemli birimleridir [11-12].

3. Elektrik Güç Dağıtım Sistemi

Elektrik güç dağıtım sistemleri uygulamaya ve elektrik yüklerinin karakteristiklerine bağlı olarak AC veya DC olarak tasarlanabilmektedir. DEU kavramına uygun güç dağıtım sistemleri, generatör çıkışındaki gerilim ve frekansa bağlı olarak üç ana grupta sınıflandırılabilir: sabit frekansta güç dağıtımı, değişken frekansta güç dağıtımı ve DC güç dağıtımı [16]. DC güç

dağıtımının bir parçası olarak, doğrultucu birimler sayesinde yüksek güç uygulamaları için 270VDC, düşük güç uygulamaları için 28VDC kullanılmaktadır.

AC güç dağıtım sistemleri sabit veya değişken frekansa sahip bir yapıda olabilmektedir. DC güç dağıtımına sahip uçaklarda ise, kablolama sistem tasarımı, ağırlık ve hacim parametrelerinde sağladığı kazanımlar nedeniyle genellikle 270VDC kullanılmaktadır. AC güç dağıtım mimarisine sahip B787 uçağına ve 270VDC güç dağıtımına sahip F-22 ve F-35 platformlarına ait mimariler 4. bölümde ayrıntılı olarak incelenmiştir.

3.1. Elektrik Güç Üretimi

Uçaklarda elektrik gücü motor şaftına bir dişli kutusu üzerinden bağlı olan generatörler tarafından üretilmektedir. Generatör ve motor arasında yer alan dişli kutusu, motor şaftının değişken hızını, generatörün uçak seviyesi sağlayacağı frekans ve gerilim için gerekli hıza dönüştürmektedir. Generatör tarafından üretilen 115/200VAC gerilim, 320-800 Hz değişken frekansa sahip olabileceği gibi 400 Hz sabit frekansta da olabilmektedir. Geleneksel ticari ve askeri uçakların elektrik sistemleri genel olarak 115/200VAC gerilime ve 400 Hz sabit frekansa sahiptir. Modern DEU kavramına uygun uçak tasarımlarında ise değişken frekansa sahip güç dağıtım sistemleri tasarlanmaktadır. [13] numaralı çalışmada sabit frekanslı elektrik güç üretiminden, değişken frekanslı yapıya geçilmesinin uçak elektrik sistemlerinde oluşturduğu etki ayrıntılı olarak ele alınmıştır.

Uçak tipine göre değişmekle birlikte, kendi motoruna sahip ilave bir generatör, yardımcı güç kaynağı (APU) olarak platformda yer alabilmektedir. APU’nun temel amacı, yedekliği, yer bakım operasyonları için gerekli elektrik gücünü sağlamak ve Genişletilmiş Menzilli Çift Motorlu Operasyon Performans Standartları’nda (ETOPS) yer alan gereksinimlerin karşılanmasını sağlamaktır. Ayrıca normal dışı uçuş koşullarında meydana gelebilecek bir generatör/motor arızası durumunda otomatik olarak devreye girerek, elektrik ile beslenen uçak sistemlerinin operasyonel devamlılığını sağlamaktadır.

Diğer bir yedek güç kaynağı olan ram hava türbini generatörü (RATGEN), ana motor generatörlerinin ve APU generatörünün arızalanması durumunda meydana gelen acil durumda açılmaktadır. Hava akımı ile dönen türbin sayesinde üretilen güç ile uçağı hidrolik ve uçuş kritik sistemlere elektrik gücü sağlamaktadır [14]. RATGEN’e ek olarak, kokpit bölgesinde bulunan ve uçuş kontrol sistemlerinin ihtiyacı olan elektrik gücünü sağlamakla görevli 270VDC, 28VDC batarya birimleri veya yakıt pili teknolojisi de acil durum güç kaynağı olarak kullanılabilmektedir [15].

3.2. Elektrik Güç Dönüşümü

Uçak elektrik güç dağıtım sistemleri enerjilendirilecek birimlerin özelliklerine bağlı olarak, AC ve DC birden fazla gerilim ve frekans seviyesine sahiptir. Farklı gerilim ve frekans mertebelerine sahip elektrik sistemlerini birbirine bağlamak için güç elektroniği dönüştürücü birimleri kullanılmaktadır. MIL-STD-704F ve DO-160G standartlarına göre DEU mimarisine sahip uçaklar için standardize edilmiş gerilim seviyeleri aşağıda listelenmiştir [7-8]:

- DC gerilim: 14VDC, 270VDC ve 28VDC,
- AC gerilim: 115VAC ve 230VAC (400Hz sabit frekans veya 320-800 Hz değişken frekans)

Tablo 1: DEU kavramına uygun elektrik güç dağıtım sistemleri için 270VDC güç dönüştürücü birimleri.

270VDC Dönüştürücü Birim	Görsel	Giriş/Çıkış Karak.	Güç	Boyut/Ağırlık	Kalifikasyon	Ref
AC/DC Dönüştürücü 270VDC Trafo Doğrultucu Birimi		115/200VAC 400Hz 270VDC	20kW	270x150x400mm 33kg	DO-160G MIL-STD-704F	[17]
DC/AC Dönüştürücü Non-Linear Evirici Birimi		270VDC 115VAC 400Hz	10kVA	208x209x329mm 16kg	MIL-STD-810E DO-160D	[18]
DC/DC Dönüştürücü 270/28VDC Konvertör Birimi		90-800VDC 28VDC	4kW	310x153x39mm 2.4kg	DO-160G	[19]

Uçakta kullanılacak alt sistemlerin ihtiyaç duyduğu gerilim ve frekans değerine göre AC/DC, AC/AC, DC/AC veya DC/DC topolojiye sahip güç dönüştürücüler kullanılabilmektedir. Bu çalışma kapsamında giriş veya çıkış karakteristiği 270VDC olan dönüştürücü birimler incelenmiştir.

3.2.1. AC/DC Dönüştürücüler

Generatörlerin değişken veya sabit frekansta 115VAC veya 230VAC çıkış gerilimine sahip olması durumunda, 270VDC yüklerin beslenebilmesi için 270VDC Trafo Doğrultucu Birimine (TRU) ihtiyaç duyulmaktadır. Galvanik yalıtım, güvenlik ve güvenilirlik, komplekslik düzeyi, EMI filtreleme, birim kayıpları, doğrultma için kullanılan anahtarlama birimi sayısı ve ağırlık bir doğrultucu için ana tasarım parametreleridir. Sahip olduğu trafo birimi sayesinde galvanik yalıtım sağlamaktadır. Yüksek güç çıkış karakteristiğine sahip bu doğrultucu birimleri, akım harmoniklerinin azaltılması ve çıkışta daha doğru bir gerilimin elde edilmesi için 12, 18 veya 24 darbeli olarak tasarlanmaktadır. Tablo 1’de havacılık uygulamalarında kullanılan, Warstila tarafından üretilmiş, 115/200VAC 400Hz giriş ve 270VDC çıkış özelliklerine sahip, 12 darbe doğrultuculu iki bloğa sahip bir 270VDC TRU biriminin temel karakteristikleri sunulmuştur.

3.2.2. DC/AC Dönüştürücüler

Modern DEU mimarilerinde ana güç dağıtım gerilim seviyesi 270VDC olsa dahi, aktüatör ve fan gibi bazı nonlinear veya lineer AC yüklerin enerjilendirilebilmesi için 115/200VAC gerilim düzeyine ihtiyaç duyulabilmektedir. Bu amaçla 270VDC/115VAC 400Hz dönüşümünü sağlayan evirici birimleri kullanılmaktadır. Tablo 1’de GE Aerospace tarafından havacılık standartlarına uygun olarak üretilmiş SiC MOSFET anahtarlama yapısına sahip, nonlinear yükler için tasarlanmış 10 kVA çıkış gücünde bir 270VDC/115VAC evirici modül sunulmuştur.

3.2.3. DC/DC Dönüştürücüler

270VDC güç dağıtım mimarisine sahip modern bir uçakta 28VDC elde edilmesi için çift yönlü DC/DC dönüştürücüler kullanılmaktadır. DC/DC dönüştürücüler uçakta ayrıca batarya şarj birimi olarak da kullanılabilmektedir. Birimler, uçak içerisinde düşük basınç, yüksek sıcaklık veya titreşim, elektromanyetik girişim gibi çevresel faktörlere maruz kalabilecek yerlere yerleştirilmektedir. Beslemekle sorumlu olduğu birimlerin kritiklik seviyelerinin yüksek olması nedeniyle,

bu dönüştürücülerin güvenlik seviyelerinin yüksek, zorlu çevresel koşullar için kalifikasyona sahip ve uçuş güvenliği için risk oluşturacak hata koşullarına neden olmaması beklenmektedir. Tablo 1’de Crane Aerospace tarafından üretilmiş, 4 kW çıkış gücüne sahip bir 270VDC/28VDC dönüştürücü sunulmuştur. Daha yüksek çıkış gücüne sahip bir birime ihtiyaç duyulması durumunda paralel bağlantı gerçekleştirilebilmektedir.

3.3. Elektrik Güç Dağıtımı ve Kontrolü

Geleneksel tip uçaklarda AC ve DC güç devrelerinin açma-kapama kontrolü, kontaktörler ile gerçekleştirilmektedir. Kontaktörler, sahip oldukları yüksek akım taşıma kapasiteleri, düşük güç kayıpları, yüksek galvanik yalıtımı sağlamaları ve düşük hata oranları nedeniyle havacılık uygulamalarında sıkça kullanılmaktadır. Ancak, elektro-mekanik kontaktörler ve termal devre kesici birimleri yüksek gerilim uygulamaları için uygun değildir. Bunun başlıca nedenleri, ark durumunda oluşabilecek kontak arızaları, yavaş kontak geçiş süreleri ve artan ağırlık faktörleridir. Bu nedenlerden dolayı, Daha Elektrikli Uçaklarda katı hal güç kontrolörleri tercih edilmektedir.

SSPC’lerin temel görevi, ilgili AC ve DC yükler ile bağlı bulundukları baralar arasındaki bağlantıyı ve gerekli korumaları sağlamaktır [11]. Yarı iletken teknolojisine dayanan anahtarlama birimleri ile yüksek hızda anahtarlama yapabilmektedir. Ek olarak, sahip oldukları yumuşak yol verme ve sıfır geçiş özellikleri ile ilk açılışta ani yüksek akım karakteristiğine sahip birimlerin enerjilendirilmesinde, generatör seviyesinde oluşabilecek ani yük değişikliklerinin önüne geçebilmektedirler. Ayrıca, bu birimlerin uzaktan kontrol edilebilme özellikleri sayesinde, dağınık tip güç dağıtım sistemi kurularak, kablo sisteminde önemli ağırlık ve hacim kazanımları elde edilmektedir [20].

4. 270VDC Güç Dağıtım Sistemlerinin Analizi

Daha Elektrikli Uçak kavramına uygun 270VDC güç dağıtım mimarisine sahip uçaklar temel olarak iki kategori altında, örnekler üzerinden incelenmiştir: AC generatörler tarafından üretilen gerilimin 270VDC’ye dönüştürülmesi ile elde edilen güç dağıtım mimarileri ve 270VDC’nin generatörler tarafından üretildiği elektrik sistem mimarileridir. Bu sınıflandırma üzerinden sırasıyla, B787 sivil yolcu uçağı ve F-35, F-22 askeri uçaklarına ait elektrik güç sistem mimarileri incelenmiştir.

Şekil 2: B787 uçağının elektrik güç dağıtım sistemi mimarisi.

The diagram illustrates a power system architecture. At the top, three 270VDC sources are shown: GEN1 (270VDC Input), APUGEN (270VDC Supply), and GEN2 (270VDC Input). GEN1 and GEN2 feed into GEN 270VDC BUS-1 and GEN 270VDC BUS-2, respectively. An EXT PWR source is connected to GEN 270VDC BUS-1. GEN 270VDC BUS-1 is connected to TRU-1 and INV-1. GEN 270VDC BUS-2 is connected to INV-2 and TRU-2. TRU-1 and TRU-2 feed into 270VDC Vdcbuss. INV-1 and INV-2 feed into 115VAC BUS1 and 115VAC BUS2, respectively. 115VAC BUS1 and 115VAC BUS2 feed into 115VAC Vdcbuss. The 270VDC Vdcbuss feed into 270VDC and 28VDC BUSES. The 115VAC Vdcbuss feed into 115/200VAC. The 270VDC and 28VDC BUSES feed into BATT BUS1, UTILITY BUS1, BATT BUS2, UTILITY BUS2, and a Canopy BUS. A BC-1 unit is connected to BATT BUS1, UTILITY BUS1, BATT BUS2, and UTILITY BUS2. A 270VDC 25A battery is connected to BATT BUS1 and UTILITY BUS1.

5. Sonuçlar

Daha elektrikli uçak mimarilerinden tamamen elektrikli uçak sistemlerine doğru devam eden gelişim sürecinde yüksek gerilimle çalışan sistemlerin ve güç dönüştürücü birimlerinin, sistem verimliliği ve güvenliği için önemlerinin daha artacağı açıktır. Gelecek çalışmalarda ilgili platformlar için güç sistemlerinin yüksek gerilim geçici durumları incelenmelidir.

6. Kaynaklar

- [1] Sarlioglu B., Morris C. T., "More Electric Aircraft: Review, Challenges, and Opportunities for Commercial Transport Aircraft," in IEEE Transactions on Transportation Electrification, vol. 1, no. 1, pp. 54-64, 2015.
- [2] Rajashekara K., "More Electric Aircraft Trends [Technology Leaders]," in IEEE Electrification Magazine, vol. 2, no. 4, pp. 4-39, 2014.
- [3] Madonna V., Giangrande P., Galea M., "Electrical Power Generation in Aircraft: Review, Challenges, and Opportunities," in IEEE Transactions on Transportation Electrification, vol. 4, no. 3, pp. 646-659, 2018.
- [4] Lei T., Min Z., Gao Q., Song L., Zhang X., Zhang X., "The Architecture Optimization and Energy Management Technology of Aircraft Power Systems: A Review and Future Trends", in Energies, 2022.
- [5] Fard T., He J., Huang H., Cao Y., "Aircraft Distributed Electric Propulsion Technologies—A Review," IEEE Transactions on Transportation Electrification, vol. 8, no. 4, pp. 4067-4090, 2022.
- [6] Hakyemez I., Keles O. K., Kalenderli O., Bagriyanik M., "Conceptual Design of Modernized 270VDC Electrical

- [7] MIL-STD-704F Aircraft Electric Power Characteristics. Department of Defense Std., 2004.
- [8] DO-160G Environmental conditions and test procedures for airborne equipment. Radio Technical Commission for Aeronautics, 2010.
- [9] Wileman A.J., Aslam S., Perinpanayagam S., "A road map for reliable power electronics for more electric aircraft", Progress in Aerospace Sciences, vol. 127, pp. 100739, 2021.
- [10] Barzkar A., Ghassemi M., "Electric Power Systems in More and All Electric Aircraft: A Review," in IEEE Access, vol. 8, pp. 169314-169332, 2020.
- [11] Huang Z., "Development of High-Current Solid-State Power Controllers for Aircraft High-Voltage DC Network Applications," in IEEE Access, vol. 9, pp. 105048-105059, 2021.
- [12] Dong Z., Ren R., Wang F., "Development of High-Power Bidirectional DC Solid-State Power Controller for Aircraft Applications," in IEEE Journal of Emerging and Selected Topics in Power Electronics, vol. 10, no. 5, pp. 5498-5508, 2022.
- [13] Lazarovich D., Mares M., Rusan I., Yue E., "Variable Frequency Use in Aerospace Electrical Power Systems." Technical papers of the 34th Intersociety Energy Conv. Engineering Conf., 1999.
- [14] Shibata K., Maedomari T., Rinoie K., "Aircraft secondary power system integration into conceptual design and its application to more electric system," SAE Technical Paper, 2014.
- [15] Motapon N., Dessaint A., Al-Haddad K., "A Comparative Study of Energy Management Schemes for a Fuel-Cell Hybrid Emergency Power System of More-Electric Aircraft," in IEEE Transactions on Industrial Electronics, vol. 61, 2014.
- [16] Emadi K., Ehsani M., "Aircraft power systems: technology, state of the art, and future trends," in IEEE Aerospace and Electronic Systems Magazine, vol. 15, no. 1, 2000.
- [17] Wartsila, Product datasheet, [Online] Available: https://cdn.wartsila.com/docs/default-source/euroatlas-files/ac-dc-converter/ac-dc-converter-airborne-applications/b6439_transformer-rectifier-unit-2062-leaflet-2017.pdf?sfvrsn=29ca1144_4
- [18] GE Aerospace, Product datasheet, [Online] Available: <https://www.geaerospace.com/sites/default/files/Non-Linear-Inverter-NLI.pdf>
- [19] Crane Aerospace, Product datasheet, [Online] Available: <https://www.craneae.com/sites/default/files/documents/Hig h%20Voltage%20DC-DC%20Converter%2008172023.pdf>
- [20] Molligoda A., Chatterjee P., Gajanayake C., Gupta K., Tseng J., "Review of design and challenges of DC SSPC in more electric aircraft," 2016 IEEE 2nd Annual Southern Power Electronics Conference (SPEC), 2016.
- [21] Moir I., "Aircraft Systems: Mechanical, Electrical and Avionics Subsystems Integration, 3rd Edition", John Wiley & Sons, Ltd., 2008.
- [22] Robbins D., Bobalik J., Stena D., "F-35 Subsystems Design, Development & Verification", AIAA Aviation Forum, 2018.
- [23] Stoneham A., "F-22 Aircraft Battery-Charger-Controller System." SAE Transactions, vol. 108, 1999.