

T. C.
BİLECİK ŞEYH EDEBALI ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ
ELEKTRONİK VE BİLGİSAYAR MÜHENDİSLİĞİ ANABİLİM DALI

**HAVACILIĞA YÖNELİK TURBOELEKTRİK İTKİ SİSTEMİ İÇİN
MATEMATİKSEL MODEL TASARIMI**

DOKTORA TEZİ

ERALP ŞENER

TEZ DANIŞMANI
DR. ÖĞR. ÜYESİ GÜRHAN ERTAŞGIN

İKİNCİ TEZ DANIŞMANI
DOÇ. DR. IŞIL YAZAR

BİLECİK, 2021

10396829

T. C.
BİLECİK ŞEYH EDEBALI ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ
ELEKTRONİK VE BİLGİSAYAR MÜHENDİSLİĞİ ANABİLİM DALI

**HAVACILIĞA YÖNELİK TURBOELEKTRİK İTKİ SİSTEMİ İÇİN
MATEMATİKSEL MODEL TASARIMI**

DOKTORA TEZİ

ERALP ŞENER

TEZ DANIŞMANI
DR. ÖĞR. ÜYESİ GÜRHAN ERTAŞGIN

İKİNCİ TEZ DANIŞMANI
DOÇ. DR. IŞIL YAZAR

BİLECİK, 2021

10396829

BEYAN

“Havacılığa yönelik turboelektrik itki sistemi için matematiksel model tasarımı” adlı doktora tezini hazırlık ve yazımı sırasında bilimsel ahlak kurallarına uyduğumu, başkalarının eserlerinden yararlandığım bölümlerde bilimsel kurallara uygun olarak atıfta bulunduğumu, kullandığım verilerde herhangi bir tahrifat yapmadığımı, tezin herhangi bir kısmının Bilecik Şeyh Edebali Üniversitesi veya başka bir üniversitede başka bir tez çalışması olarak sunulmadığını beyan ederim.

Bu çalışmanın, Bilimsel Araştırmalar Projeleri (BAP), TÜBİTAK veya benzeri kuruluşlarca desteklenmesi durumunda; projenin ve destekleyen kurumun adı proje numarası ile birlikte beyan edilmelidir.	
DESTEK ALINMIŞTIR	DESTEK ALINMAMIŞTIR ☒
Destek alındı ise;	
Destekleyen Kurum:	
Desteğin Türü	Proje Numarası
1- BAP (Bilimsel Araştırma Projesi)	
2- TÜBİTAK	
Diğer;	

Eralp ŞENER

...../...../ 2021

İmza

ÖNSÖZ

Tez çalışmam boyunca bilgisini ve desteğini benden hiçbir zaman esirgemeyen, yol gösterici, teşvik edici ve öğretici değerli danışmanlarım Dr. Öğr. Üyesi Gürhan ERTAŞGIN ve Doç. Dr. Işıl YAZAR'a öncelikle teşekkürlerimi borç bilirim.

Hayatım boyunca her türlü desteklerini benden hiçbir zaman esirgemeyerek yanımda olan çok kıymetli annem Sevgi ŞENER ve babam İsmail ŞENER'e sonsuz teşekkür ederim.

Eralp ŞENER



ÖZET

HAVACILIĞA YÖNELİK TURBOELEKTRİK İTKİ SİSTEMİ İÇİN MATEMATİKSEL MODEL TASARIMI

Bu çalışma, havacılık uygulamaları için gelecek vaat eden bir turboelektrik itki sisteminin matematiksel modellemesi ve simülasyonunu gerçekleştirmiştir. Ana güç kaynağı olarak, GE T700 turboşaft motorunun yüksek hassasiyete sahip MATLAB / Simulink matematiksel modeli kullanılmıştır. Seçilen gaz türbininin matematiksel modeli, N-3X turboelektrik uçaklar için tasarlanan NASA elektrik mimarileri ile birleştirilmiştir. Çift motorlu uçaklarda meydana gelen motor arızalarında, tek motor ile çalışma senaryosu önemli bir tasarım ölçütüdür. Bu senaryonun analizi için MATLAB / Simulink matematiksel modeli kullanılmıştır. Bu doğrultuda yapılan çalışma doğru sistem tasarımı ve gerekli ekipman seçimi gibi konularda öngörüler içermektedir. İki önemli mimari olan Baseline Architecture ve Inner Bus Tie Architecture'ın analizleri yapılmıştır. Bu doğrultuda, seçilen mimariye göre yapılacak değişiklikler ve ekipman farklılıkları açıklanmıştır. Ayrıca, turboelektrik mimariler için en uygun güç elektroniği uygulamaları konusunda bazı ön çalışmalar yapılmıştır.

Bu turboelektrik itki sisteminin her bir elektrik ünitesinin güç gereksinimleri, dağıtım yüzdeleri, güç elektroniği sistemleri için ön güç değerlendirmesi ve nominal güç kapasiteleri, ana güç kaynağı olarak günümüzde yaygın bir şekilde kullanılan GE T700 turboşaft motor modeli kullanılarak hesaplanmıştır. Turboşaft motor 3 fazlı jeneratöre bağlanarak mekanikten elektriğe güç dönüşümü sağlanmıştır. 3 fazlı jeneratörün çıkış gerilimi yükselten bir 6-pulse doğrultucu aracılığıyla doğrultulup daha sonra bir gerilim kaynaklı invertör yardımı ile motorun gereksinimlerine göre gerilim düşürülebilecektir. Fakat, gerilimi gerekenden daha yüksek bir seviyede iletmek DC iletim kayıplarının azalmasını sağlayacaktır.

Birbirlerine göre farklı üstünlükleri olan Baseline Architecture ve Inner Bus Tie Architecture'ın matematiksel modelleme sonuçları, gelecekte farklı güç sistemleri için yapılacak olan çalışmalara altyapı teşkil etmektedir.

Anahtar Kelimeler: Turboşaft, Turboelektrik, İtki, Güç Elektroniği

ABSTRACT

MATHEMATICAL MODEL OF A TURBOELECTRIC PROPULSION SYSTEM FOR AVIATION

In this study, the turboelectric propulsion system, one of the potential technologies proposed for modeling and simulation, was chosen. A high-fidelity mathematical model of GE T700 turboshaft engine created in MATLAB / Simulink was used as the main power source. The mathematical model of the selected gas turbine is combined with NASA electrical propulsion architectures designed for N-3X turboelectric aircraft. The scenario of working with a single engine is a critical design criterion in engine failures for twin-engine airplanes. Simulink mathematical model was used for the analysis of this scenario. Therefore, this study includes guidance on issues such as correct system design and equipment selection. Two important architectural approaches, Baseline Architecture and Inner Bus Tie Architecture, have been analyzed. Accordingly, the changes to be made based on the selected architecture and equipment differences are explained. In addition, some preliminary studies have been made on the most suitable power electronics applications for turboelectric architectures.

The power requirements, distribution percentages, preliminary power rating and nominal power capacities of each electric unit of this turboelectric propulsion system are calculated using the GE T700 turboshaft engine model. This engine model is widely used today as the main power source. Turboshaft motor is connected to a 3-phase generator to convert the mechanical power into electrical power. A designed 6-pulse boost rectifier converts ac power to dc after the generator. Then the voltage level can be reduced based on the requirements of the motor with the assistance of a voltage source inverter. However, high voltage transfer reduces DC conduction losses.

The mathematical modelling results of Baseline Architecture and Inner Bus Tie Architecture, which have different advantages compared to each other will guide new studies for various power applications.

Keywords: Turboshaft, Turboelectric, Propulsion, Power Electronics

İÇİNDEKİLER

Sayfa No

ÖNSÖZ.....	i
ÖZET.....	ii
ABSTRACT	iii
TABLolar LİSTESİ.....	vi
ŞEKİLLER LİSTESİ.....	vii
SİMGELER VE KISALTMALAR LİSTESİ.....	x
1. GİRİŞ.....	1
1.1. Elektrikli İtKi Sistemleri	2
1.2. Elektrikli İtKi Sistemleri Üzerine Yapılan Çalışmalar.....	6
1.2.1. Denizcilik Uygulamaları	6
1.2.2. Havacılık uygulamaları.....	9
2.TURBOELEKTRİK SİSTEMLER İÇİN POTANSİYEL GELİŞMELER	15
2.1. Özgün İtKi Teknolojileri:	15
2.1. Süper İletkenlerin Havacılık Alanında Uygulanması	17
2.2. Dağıtılmış İtKi Sisteminin Avantajları.....	19
3. ELEKTRİKLİ İTKİ SİSTEMLERİ İÇİN ÖNERİLEN GÜÇ MİMARİLERİ	21
3.1. Baseline Architecture	22
3.2. Inner Bus Tie Architecture.....	23
3.3. 3-Bus Multi-Feeder Architecture	24
3.4. Cross Redundant Multi-Feeder Architecture.....	25
4. TURBOELEKTRİK GÜÇ MİMARİLERİNİN MODELLENMESİ	27
4.1. T700 Turboşaft Motor Aero-Termal Modellemesi	27
4.2. Baseline Architecture Modellemesi.....	30

4.2.1. Baseline Architecture Simülasyonu	32
4.2.2. Baseline Architecture Simülasyon Sonuçları.....	38
4.3. Inner Bus Tie Architecture Modellemesi	39
4.3.1. Inner Bus Tie Architecture Simülasyonu.....	41
4.3.2. Inner Bus Tie Architecture Simülasyon Sonuçları.....	47
5. GÜÇ ELEKTRONİĞİ SİSTEM MODELLENMESİ	48
5.1. Doğrultucu Modellenmesi.....	48
5.1.1. Kontrolsüz Doğrultucular	48
5.1.2. Yarım-Tam Köprü Doğrultucu.....	48
5.1.3. 6n Pulse Doğrultucular	49
5.1.4. Kontrollü Doğrultucular	50
6. SONUÇ.....	55
KAYNAKLAR.....	57

TABLÖLAR LİSTESİ

Sayfa No

Tablo 1.1. AB ve ABD Tarafından Belirlenen Uçak Tasarım Hedefleri	2
Tablo 1.2. Alternatif İtici Kullanması Planlanan Uçaklar	11
Tablo 4.1. Sistemin Güç Değerleri	38



ŞEKİLLER LİSTESİ

	Sayfa No
Şekil 1.1. Tam Elektrik İtki Sistemi.....	3
Şekil 1.2. Paralel Hibrit İtki Sistemi.....	4
Şekil 1.3. Seri hibrit İtki Sistemi.....	4
Şekil 1.4. Seri/Paralel Kısmi Hibrit İtki Sistemi.....	5
Şekil 1.5. Turboelektrik İtki Sistemi.....	5
Şekil 1.6. Kısmi Turboelektrik İtki Sistemi.....	6
Şekil 1.7. USS Jupiter (1912-1920) İkiz 3500 HP Turboelektrik İtki Ünitesi İle.....	7
Şekil 1.8.HMS Queen Mary 2 (2003-Halen) 4x21,5MW İtki Ünitesi İle.....	9
Şekil 1.9. Boeing SUGAR.....	11
Şekil 1.10. Bauhaus Lufthart Ce-Liner.....	12
Şekil 1.11. NASA N3X uçağının N+3 ve N+4 modellemeleri.....	12
Şekil 1.12. ESAero.....	13
Şekil 1.13. NASA Small Aircraft.....	13
Şekil 2.1. Turboelektrik İtki Sistemi.....	15
Şekil 2.2. Süperiletken Faz Geçişinde Isı Kapasitesi ve Özdirenç Davranışı.....	18
Şekil 2.3. LeapTech Projesi.....	20
Şekil 3.1. Turboelektrik Uçak Güç Dağıtım Taslak Şeması.....	21
Şekil 3.2. Baseline Architecture.....	22
Şekil 3.3. Inner Bus Tie Architecture	23
Şekil 3.4. 3-Bus Multi-Feeder Architecture	24
Şekil 3.5. Cross Redundant Multi-Feeder Architecture	26
Şekil 4.1. GE T700 Turboşaft Motorunun Kesit Görünümü.....	27
Şekil 4.2. Baseline Architecture	31

Şekil 4.3. Önerilen Baseline Turboelektrik Sistemi.....	32
Şekil 4.4. Turboelektrik Dağıtılmış İtki Sistemi Modelinin Akış Şeması.....	33
Şekil 4.5. Tek Motor Operasyonel Senaryo.....	34
Şekil 4.6. Baseline Architecture Simulink Modeli.....	35
Şekil 4.7. Motor Gerilimi Dalga Şekli.....	35
Şekil 4.8. Motor Akımı Dalga Şekli.....	36
Şekil 4.9. Tek Jeneratörün Güç Dalga Şekli.....	37
Şekil 4.10. Sistemin Toplam Güç Dalga Şekli.....	37
Şekil 4.11. Turboşaft Çıkışındaki Mekanik Güç.....	38
Şekil 4.12 Karşılaştırmalı Güç Dağılımlarının Gösterimi.....	35
Şekil 4.13. Inner Bus Tie Mimarisi.....	40
Şekil 4.14. TeDP İtki Elemanlarının Yerleştirilmesi.....	41
Şekil 4.15 Inner Bus Tie Architecture Şematiği.....	42
Şekil 4.16. Inner Bus Tie Architecture Simulink Modeli.....	43
Şekil 4.17. Motor Besleme Gerilimi Dalga Şekli.....	44
Şekil 4.18. Motor Besleme Akımı Dalga Şekli.....	45
Şekil 4.19. Sol Jeneratör Güç Dalga Şekli.....	45
Şekil 4.20. Sağ Jeneratör Güç Dalga Şekli.....	46
Şekil 4.21. Toplam Elektriksel Sistem Gücü.....	46
Şekil 4.22. Turboşaft Çıkışının Mekanik Gücü.....	46
Şekil 5.1. Yarım Köprü Doğrultucu, Tam Köprü Doğrultucu ve Faz Gösterimi.....	48
Şekil 5.2. Yarım Köprü Doğrultucu Çıkışı, Tam Köprü Doğrultucu Çıkışı.....	49
Şekil 5.3. 18 Pulse Doğrultucu ve Trafo Çıkışlarındaki Faz Gösterimi.....	50
Şekil 5.4. Yarım Kontrollü Doğrultucu ve Tek Faz Çıkışındaki Gerilim Gösterimi.....	50
Şekil 5.5. Vienna Doğrultucu.....	51
Şekil 5.6. Yükselten Doğrultucu Topolojileri.....	52

Şekil 5.7. Önerilen Doğrultucu Topolojisi.....	52
Şekil 5.8. PSim Devre Şeması.....	53
Şekil 5.9. Doğrultucunun Giriş, Çıkış Gerilimleri ve Çıkış Akımı.....	54



SİMGELER VE KISALTMALAR LİSTESİ

CO₂: Karbondioksit

HC: Hidrokarbon

NO_x: Azot Oksit

SO_x: Kükürt Oksit

CO: Karbonmonoksit

O₃: Ozon

NASA: Kuzey Amerika Uzay Ajansı

ABD: Amerika Birleşik Devletleri

EU: Avrupa Birliği

TeDP: Turboelektrik Dağıtılmış İtki

AC: Alternatif Akım

DC: Doğru Akım

W: Watt

HP: Beygir Gücü

H: Hibritleşme Oranı

***P_{tot}*:** Toplam İtki Gücü

***E_{tot}*:** Toplam Elektrik Enerjisi

FCL: Arıza Akım Sınırlayıcı

1. GİRİŞ

Günümüzde, hızla tüketilen karbon bazlı enerji rezervleri, yükselen yakıt fiyatları ve fosil yakıtların neden olduğu kötü hava kalitesi, akademi ve endüstride yenilenebilir enerji, elektrikli ulaşım teknolojileri ve hibrit sistemler gibi fosil yakıtlara bağımlılığı azaltan çalışmaları arttırmıştır. Çevre kirliliğini önlemek için, bu çalışmalar ağırlıklı olarak elektrik üretimi ve temiz karayolu taşımacılığı teknolojilerine odaklanmaktadır. Ayrıca, havacılık endüstrisinin yüksek düzeyde olan emisyon oluşumunu azaltmak, fosil yakıt tüketimini olabildiğince azaltmak ve dolayısıyla çevre kirliliğini azaltmak ilgi çeken önemli konular haline gelmiştir.

Havacılık endüstrisi, dünyadaki CO₂ emisyonlarının yaklaşık yüzde 3'üne sebep olmaktadır ve bu rakamın, en son büyüme tahminlerinin çoğuna bağlı olarak 2050'ye kadar ikiye katlanması beklenmektedir. Tahminler, hava yolu yolcu sayısının yılda %5'ten fazla artmasıyla birlikte, dünya çapında hava taşımacılığında sürekli bir artış öngörmektedir (ICAO, 2014). Bu önemli büyüme oranı dikkate alındığında, havacılığın toplam CO₂ emisyonlarına katkısının sürekli artacağı tahmin edilebilir. Ayrıca, yanmamış hidrokarbonlar (HC), azot oksitler (NO_x), sülfür oksitler (SO_x) ve karbon monoksit (CO) dahil olmak üzere uçaklardan kaynaklanan diğer istenmeyen gazlar da atmosferin tüm seviyelerinde salındıkları için sorun oluşturmaktadırlar. Bunların bir kısmı doğrudan veya dolaylı olarak stratosferik ozonun (O₃) tükenmesine yol açar ve diğerleri troposferi, insan sağlığını ve ekosistemi olumsuz etkiler (Ranasinghe vd., 2019: 1). Bu nedenle, gelecekteki uçaklar çevreyi olabildiğince kirletmemelidir. Yakıtı daha verimli kullanmalı ve daha az karbon emisyonuna ve gürültüye sebep olurken daha iyi performansa sahip olmalıdırlar (Luongo vd., 2009: 2). Ayrıca, gelecekteki uçakların daha kısa pistlerde kalkış yapabileceği öngörüldüğünden, direkt uçuşların sayısını ve hava trafiğini artırmak için daha fazla havaalanı inşa edileceği tahmin edilmektedir. Daha fazla direkt uçuş sağlamak, yakıt tüketimini ve çevre üzerindeki olumsuz etkileri önemli ölçüde azaltacaktır (Ryerson vd., 2011: 2). İtki için elektrik kullanımı ise CO₂ emisyonunu büyük oranda azaltacaktır.

Gelecekteki hava trafiği taleplerini karşılamak için, geliştirilecek olan uçakların iddialı performans ve yakıt emisyonu hedefleri hem Avrupa Birliği hem de ABD (NASA) tarafından belirlenmiştir (Wahls NASA., 2010). Bu hedefler Tablo 1.1'de özetlenmiştir. Uçaklar için dağıtılmış elektrikli itki sistemlerinin geliştirilebilmesi durumunda Tablo I'de gösterilen önemli hedeflerin karşılanmasının mümkün olabileceği söylenmiştir (Luongo vd., 2009: 1), (Felder vd., 2011: 3).

Tablo 1.1. AB ve ABD tarafından belirlenen uçak tasarım hedefleri

Kaynak	Hedeflenen Tarih	Gürültü	LTO NO _x	Kişi Başına Düşen CO ₂	Yakıt Tüketimi
EU Advisory Council for Aeronautics Research	2020	-50%	-80%	-50%	-
NASA N+3 Advanced Aircraft Concepts	2025	-71dB	-75%	-	-70%
EU Commission "Flightplan 2050"	2050	-65%	-90%	-75%	-

Güç sistemi mimarisi, koruma ve güvenilirlik birbiriyle sıkı sıkıya bağlıdır ve uçağın performansını doğrudan etkilemektedirler. Sistem performansını en iyi şekilde kullanmak için bütünsel bir yaklaşım gereklidir. Bu nedenle, turboelektrik dağıtılmış itki (TeDP) güç sisteminin performansını bir bütün olarak değerlendirmek daha doğru olacaktır ve üretilebilirlik aşamasından önce yapısal tasarımların analiz edilmesi gerektiği öngörülmektedir (Jones vd., 2016: 3).

Bu çalışmada, gelecekte kullanıma açık olabilecek teknolojiler sayesinde ulaşılabilir olacağı öngörülen elektrikli itki sistemlerinden olan, turboelektrik itki sistemleri mimarileri üzerine araştırmalar yapılmış olup; havacılığa yönelik bir turboelektrik itki sisteminin matematiksel modeli yapılarak tasarlanan sistemin güç dağılımı, akım-gerilim oranları, güç elektroniği elemanlarının seçimi ve güç dönüşüm oranları incelenmiştir. Zaman çizelgeleri, ön teknolojiler ve tahminler ayrıntılı olarak tartışılmıştır. Çalışmanın 1. ve 2. bölümünde alternatif itki sistemlerine dair genel bilgilendirme yapıldıktan sonra 3. Bölümde güç mimarileri incelenmiştir. 4. bölümde basitliklerinden dolayı uygulanabilirliği en yüksek olan mimariler MATLAB ile modellenip güç gereksinimleri gözlemlenmiştir. Dönüşüm stratejisine uygun olarak gerilim yükseltici özelliğine sahip üç fazlı doğrultucu olarak n-pulse aktif doğrultucu seçilmiştir ve simülasyon sonuçları 5. bölümde sunulmuştur.

1.1. Elektrikli İtki Sistemleri

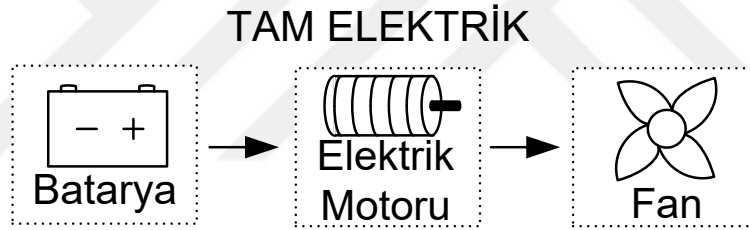
Ticari uçaklarda elektriksel itki, karbon emisyonlarını, gürültüyü ve yakıt tüketimini azaltabilir. Bunun için yeni teknolojilerin, başarılı bir ticari uçak filosu için gerekli olan spesifik güç (güç yoğunluğu), ağırlık ve güvenilirliğe ulaşması gerekmektedir. Ticari Havacılık Karbon Emisyonlarını Azaltmaya Yönelik İtki ve Enerji Sistemleri Komitesi (Committee on Propulsion

and Energy Systems to Reduce Commercial Aviation Carbon Emissions), altı farklı elektrik itki mimarisini değerlendirmiştir. Bunlar;

- Tam Elektrik;
- Hibrit Elektrik;
 - Paralel hibrit,
 - Seri hibrit,
 - Seri/Paralel Parçalı hibrit,
- Turboelektrik;
 - Tam Turboelektrik,
 - Parçalı Turboelektrik,

olarak sınıflandırılmıştır (NASEM, 2016: 51).

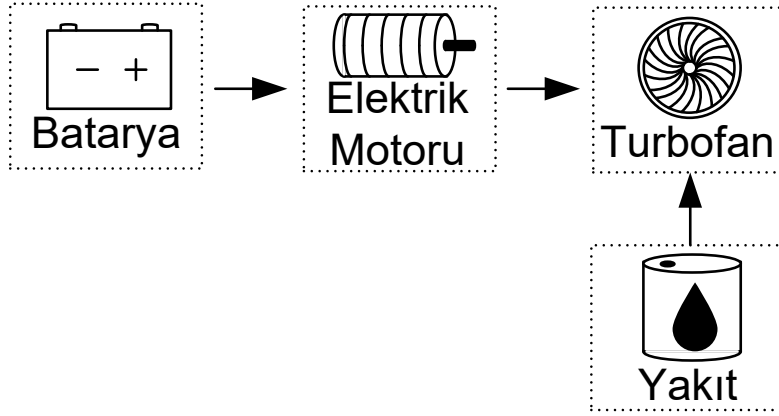
Tam elektrik itki sistemleri (Şekil 1.1) güç kaynağı olarak batarya kullanmaktadırlar. Bu bataryalar elektrokimyasal süreçlerle enerji depolayabilen bataryalar olmalarının yanı sıra hidrojen yakıt hücresi bataryalar da uygulama alanına dahil edilmiştir (Guglielmi vd., 2009: 2525). İtki sistemi olarak da AC veya DC gerilim ile çalışan bir ya da çok sayıda olmak üzere elektrik motorları kullanılmıştır. Hibrit sistemler, gaz türbini motorlarını itki ve batarya şarjı için kullanırlar; bataryalar ayrıca bir veya daha fazla uçuş aşamasında itki için enerji sağlar.



Şekil 1.1. Tam Elektrik İtki Sistemi

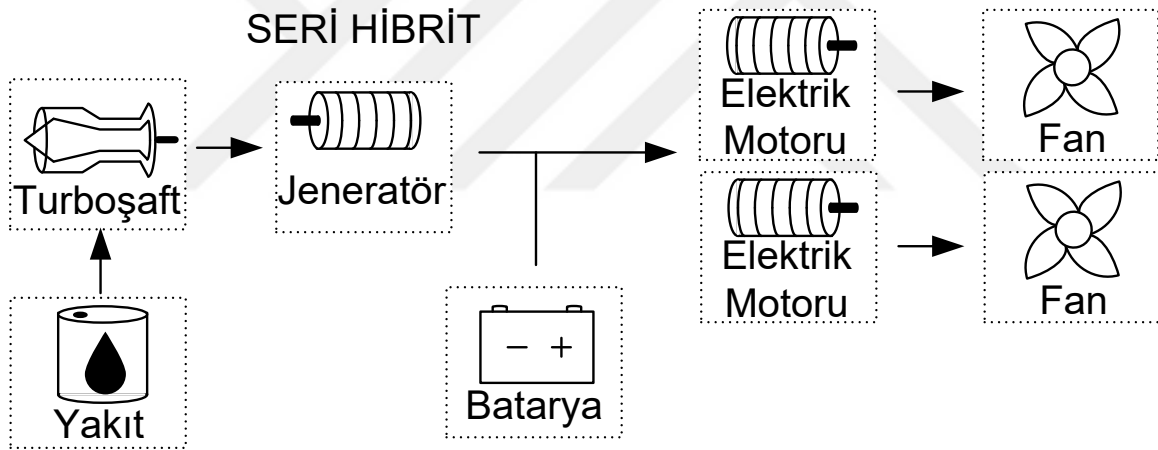
Şekil 1.2 paralel hibrit itki sistemlerinin blok diyagramını göstermektedir. Bu sistemler güç kaynağı olarak batarya ve yakıt kullanmaktadırlar. Bir batarya ile çalışan motor ve bir gaz türbini fanı çalıştıran şaft üzerine monte edilir, böylece biri veya her ikisi de herhangi bir zamanda itki sağlayabilir.

PARALEL HİBRİT



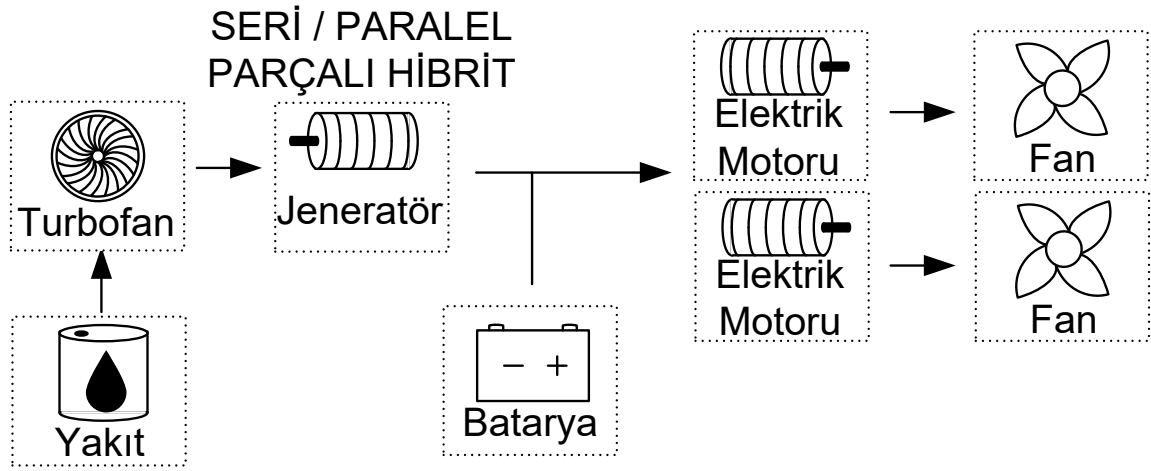
Şekil 1.2. Paralel Hibrit İtki Sistemi

Seri hibrit itki sisteminde (Şekil 1.3) sadece elektrik motorları fanlara mekanik olarak bağlanır; gaz türbini bir elektrik jeneratörü sürmek için kullanılır, bunun çıkışı motorları besler ve / veya bataryaları şarj eder.



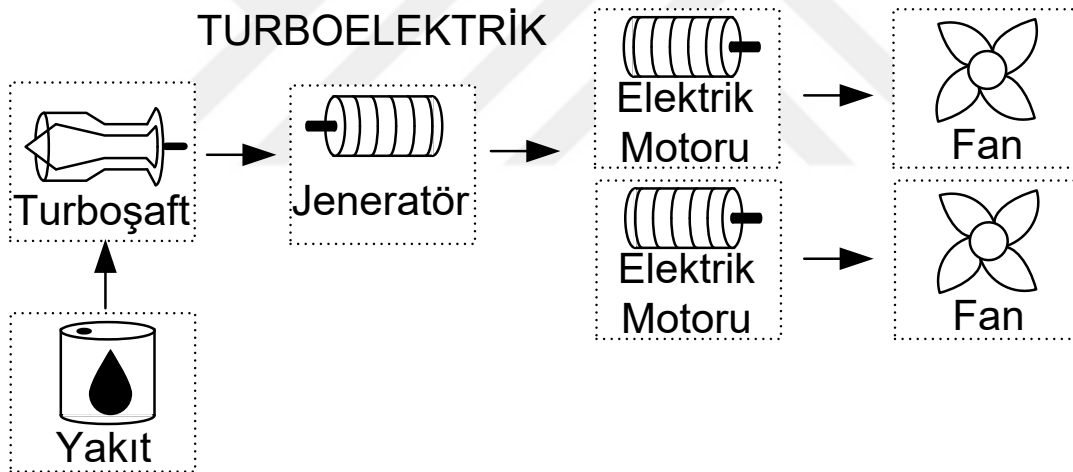
Şekil 1.3. Seri Hibrit İtki Sistemi

Seri / paralel parçalı hibrit sistemi Şekil 1.4'te görülmektedir. Bu sistem doğrudan bir gaz türbini tarafından itki edilebilen bir veya daha fazla fanı ve sadece elektrik motorları tarafından itki edilen diğer fanları içerir; bu motorlar bir batarya ile veya türbinle çalışan bir jeneratörle çalıştırılabilir.



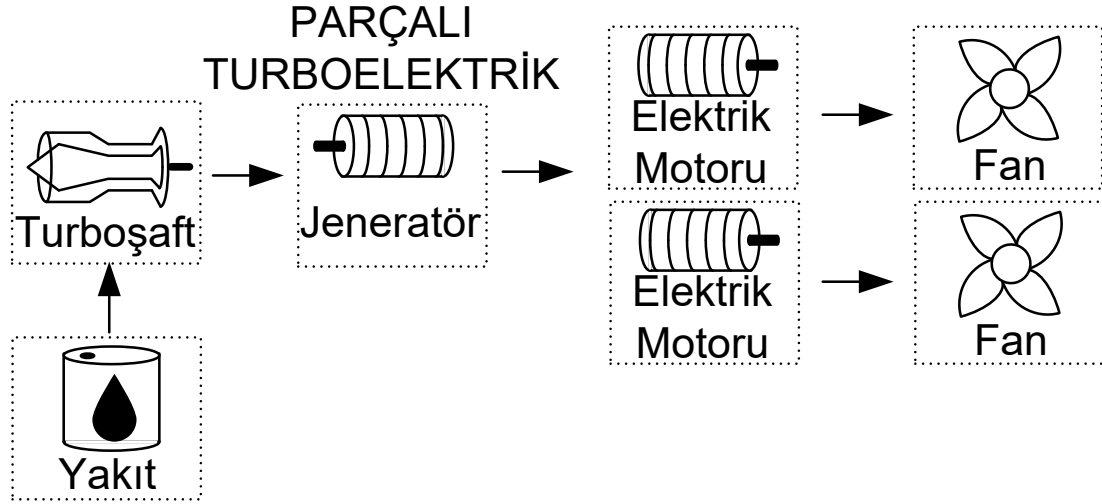
Şekil 1.4. Seri/Paralel Parçalı Hibrit İtki Sistemi

Aşağıda Şekil 1.5'te verilen turboelektrik itki sistemi yakıt ile çalışan turboşaft motordan aldığı gücü, jeneratörü çalıştırmak için kullanır. Turboşaft motorun uçağa direkt itki sağlama görevi yoktur. Sistemde batarya yoktur. Jeneratör tarafından üretilen enerji, gövde ve kanatlara dağıtılmış fan motorlarını sürmek için kullanılır.



Şekil 1.5. Turboelektrik İtki Sistemi

Parçalı turboelektrik itki sistemleri (Şekil 1.6) ise yakıt ile çalışan turbofan motor ile uçağa itki sağlarken, turbofandan üretilen elektrik enerjisi ile bir veya daha fazla sayıda gövdeye ve kanada yerleştirilmiş fan motorunu sürer.



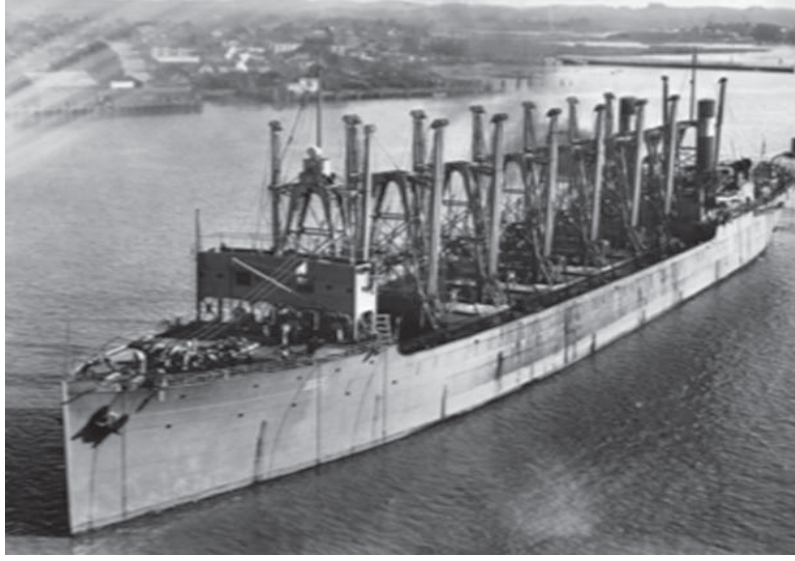
Şekil 1.6. Parçalı Turboelektrik İtki Sistemi

Tam ve kısmi turboelektrik konfigürasyonlar, herhangi bir uçuş aşamasında itki kuvvetine yönelik bataryalara dayanmamaktadır. Aksine, elektrik jeneratörlerini çalıştırmak için gaz türbinleri kullanılırlar. Jeneratörün ürettiği güç, çeviriciler aracılığı ile bireysel dağıtılmış elektrikli fanları çalıştıran DC veya AC motorları çalıştırır. Parçalı turboelektrik sistem, itici gücün bir kısmını sağlamak için elektrikli itkiden faydalanan tam turboelektrik sistemin bir çeşididir; gereken gücün kalanı bir gaz türbinli turbofan motor tarafından sağlanır. Farklı güç varyasyonlarına sahip motorlara elektrik iletmek nispeten kolay olduğundan, turboelektrik ve diğer elektrikli itki kavramları dağıtılmış itiş gücü için çok uygundur.

1.2. Elektrikli İtki Sistemleri Üzerine Yapılan Çalışmalar

1.2.1. Denizcilik Uygulamaları

Elektrikli itki kavramı yeni bir fikir olmamakla birlikte, 100 yıl önce ortaya çıkan örnekleri mevcuttur (Şekil 1.7). Askeri gemilerde ve yolcu gemilerinde yıllardır kullanılmakta olan bu teknoloji, kompakt motorlar, yüksek güvenilirlik ve düşük maliyetli çözümler sayesinde 80 ve 90'lı yıllarda tekrar yükselişe geçmiştir. Gaz türbini veya dizel motor itkili güç üretimi ile elektrikli itki, çeşitli tipteki yüzlerce gemide ve çok çeşitli konfigürasyonlarda kullanılmaktadır. Ticari deniz taşıtlarında kurulu elektrikselsel gücün, denizaltı ve yüzey savaş gemisi uygulamalarına ek olarak 2002 yılında 6-7 GW aralığında ciddi bir oranda olduğu belirtilmiştir. Günümüzde, elektrikselsel itki uygulanan gemilere; seyir gemileri, feribotlar, petrol sondaj gemileri, servis tankerleri, kablo katmanları, boru tabakaları, buz kırıcılar, tedarik gemileri ve savaş gemileri örnek olarak verilebilir. Ayrıca mevcut ve yeni uygulama alanları için yeni gemi tasarımlarında elektrikselsel itki kullanımı hakkında önemli araştırmalar da bulunmaktadır (Adnanes, A. K.,2003: 4).



Şekil 1.7. USS Jupiter (1912-1920) İkiz 3500 HP Turboelektrik İtki Ünitesi ile

Aşağıdaki özellikler bu tip gemilerde elektriksel itkinin temel avantajlarını özetlemektedir:

- Özellikle güç ihtiyacında büyük bir değişiklik olduğunda, daha az yakıt tüketimi sağlar ve iyi bakım ile azaltılmış yaşam döngüsü maliyetine sahiptir. Birçok petrol sondaj gemisi için tipik bir işlevsel profil, transit ve yerleşme / manevra işlemleri arasında eşit olarak bölünmüştür.
- Sistemdeki tek arızaya karşı düşük hassasiyet ve ana taşıyıcıların (dizel motor veya gaz türbini) yüklenmesini optimize etme imkânı.
- Hafif yüksek / orta hızlı dizel motorlar.
- İtki sistemlerinin daha az yer kaplaması ve daha esnek kullanımı, geminin yük alanını artırır.
- İtici cihazlar kablolar ile elektrik gücü tarafından beslendiğinden ve ana yükleyicinin bulunduğu yere çok bağımsız bir şekilde yerleştirilebildiğinden, itici cihazların yerinde esneklik.
- Azimut iticileri veya bölmeli itiş gücü kullanarak geliştirilmiş manevra kabiliyeti.
- Dönen şaft hatları daha kısa olduğundan, daha az itki gürültüsü ve titreşim vardır.

Dezavantajları ise;

- Artan yatırım maliyetleri. Ancak, bu, üretilen birimlerin sayısının artmasıyla maliyetin düşme eğiliminde olduğundan, sürekli olarak revizyonlara tabi tutulur.

- Ana taşıyıcı ve pervane arasındaki ek bileşenler (elektrikli ekipman- jeneratörler, transformatörler, sürücüler ve motorlar / makineler), tam yükte iletim kayıplarını artırır.

Güç, itki ve itici tesislerin yüksek kullanılabilirliği, güvenlik ve otomasyon sistemleri, geminin maksimum çalışma süresini elde etmede temel faktörlerdir. Santral, itki ve itici sistemi izlemek, korumak ve kontrol etmek için gerekli güvenlik ve otomasyon sistemi, kurulumun güvenilir ve optimum kullanımı için artan önem kazanmaktadır (Hansen vd., 2000: 12).

ABD Donanması'nda, elektrikli itki mekanizmasının uygulanmasına yönelik ilk girişim, USS Jüpiter gemisindeydi (Şekil 1.7.). Jüpiter, üç rakip teknoloji arasındaki bir rekabetin parçasıydı: dizel motor itki, turboelektrik itki ve doğrudan bağlı buhar türbini itki sistemi. Jüpiter ikiz 3,500 HP turboelektrik itki sistemi ile, o kadar başarılı oldu ki Deniz Kuvvetleri, USS New Mexico (BB-40) ile başlayan, tüm savaş gemilerini turboelektrik itki sistemi ile kullanmaya karar verdi.

1922'de Jüpiter, USS Langley (CV-1) olarak ilk uçak gemisine dönüştürüldü. İlk uçak taşıyıcılarının çoğu turboelektrik itki kullanıyordu. New Mexico, dört adet 7,500 hp 24 / 36 kutuplu indüksiyon motoruna güç sağlayan iki adet 11,5 MW, 3,000 / 4,242 V çift gerilimli, değişken frekanslı AC jeneratöre sahipti. Geminin hızı, jeneratör setlerinin hız / frekans ve gerilimini değiştiren karmaşık bir kombinasyon ve motorlar üzerindeki 24 ve 36şar olan kutupları değiştirmek için bir kutup değiştirme özelliği ile ayarlanıyordu. İlerleyen zamanlarda elektronik ve güç elektroniğindeki gelişmelere paralel olarak gemilerin depolama hacimleri artarken sistemlerin verimleri yükseldi ve turboelektrik sistemlerin uygulanması daha uygun hale geldi (McCoy, T. J., 2015: 2). Amerikan ordusunda USS New Mexico gemisinde, Colorado Class ve Tennessee Class savaş gemilerinde (Chant, C., 1987: 3), USS Langley ve Lexington Class uçak gemilerinde (Polmar, N., 2004: 17), Buckley Class destroyer eskortlarında (Silverstone, P., 2012: 22), Admiral W.S Benson ve Gilliam Class piyade taşıma gemilerinde, USS Glenard P.Lipscomb, USS Tulibee, Triumphant Class ve Columbia Class denizaltılarda (Immarigeon, J. 2015: 3), Suamico Class yakıt temin gemilerinde, USCGC Haida, USCGC Modoc, USCGC Mojave ve USCGC Tampa sahil güvenlik gemilerinde (Powers, S.T. ve Mooney, J.L. 1983: 5) turboelektrik sistem kullanılmaktadır. Okyanus geçmek gibi uzun mesafe yolculuklar için tasarlanan gemilerden California, Argentina, Canberra, RMS Mooltan gibi eski gemilerden, Şekil 1.8'de görülen ve halen aktif kullanımda olan dünyanın en büyük yolcu gemisi HMS Queen Mary 2 (Thome, R vd., 2006: 17) gemisine kadar birçok sivil gemide de turboelektrik itki sistemleri kullanılmaktadır.



Şekil 1.8. HMS Queen Mary 2 (2003-Halen) 4x21,5 MW İtki Ünitesi İle

1.2.2. Havacılık Uygulamaları

Her ne kadar elektrikli uçaklar günümüzde kullanılsa da hem üniversiteler hem de endüstri bu alanda söz sahibi olabilmek için çalışmalarda bulunmaktadır. Airbus A3, Ehang, Lilium Aviation, Kairos, Lockheed Martin-Sikorsky, Gryphon Sensors, Northeast Unmanned Aircraft System (UAS) Airspace Integration Research (NUAIR) Alliance, NASA Ames Research Center, Uber Technologies, Federal Aviation Administration (FAA), ve Pogojet (Nneji, vd., 2017: 2) firmaları otonom uçan kişisel uçaklar üzerine çalışmakta olup, AIRBUS, BOEING, NASA gibi firmalar ve kuruluşlar da hibrit, elektrikli ve turbojet sistemler üzerine çalışmalar yapmaktadır. Bu bölümde yolcu taşımacılığı amaçlı yapılan bu çalışmalardan bahsedilecektir.

Ticari Havacılık Karbon Emisyonlarını Azaltmaya Yönelik İtki ve Enerji Sistemleri Komitesi, endüstri, hükümet ve akademi tarafından yürütülen elektrikli ve hibrit elektrikli uçak sistemi çalışmalarının kapsamlı bir listesini çıkarmıştır. Komite tarafından değerlendirilen çalışmalar Tablo II 'de listelenmiş ve özetlenmiştir. Bu çalışmalar farklı şekillerde sınıflandırılabilir. Bunların birçoğu, ileri elektrikli bileşenlerin gelecekte mevcut olacağı varsayılarak yapılan kavramsal çalışmalardır. Çalışmada varsayılan uçak büyüklükleri, menzil, elektrik mimarisi, elektrik performansı, zaman çerçevesi, maliyet ve çevresel etki detaylı bir şekilde göz önüne alınmıştır. Bu çalışmaların her biri, elektrikli uçaklar için literatüre katkıda bulunmaktadır. Ayrıca, bu çalışmalar, komite tarafından genel eğilimleri belirlemek ve çeşitli tipte elektrikli uçakları mümkün kılacak elektrikli özelliklerini belirlemek için kullanılmıştır.

Tablo 1.2'de her çalışmanın zaman çerçevesi, belirli bir kavramın belirli bir teknoloji hazırlığına (TRL 6) ne zaman ulaşacağını ve daha sonra başlangıçtaki operasyonel kabiliyetin (IOC) ne zaman gerçekleşeceğini tahmin etmek için NASA'nın N+1 ila N+4 terminolojisini

kullanarak tanımlanmıştır. NASA, geliştirme aşamasında yeni bir teknolojinin olgunluğunu belirlemek için teknoloji hazırlık seviyeleri (TRL) kullanır. TRL 6, bir sistem veya alt sistem modeli veya prototipi ilgili bir ortamda doğrulandığında elde edilir. Bu gösterim belirli bir tipteki ilk uçağın hizmete giriş tarihini temsil eder. Belirli zaman aralıkları aşağıdaki gibi tanımlanır:

- N+1= TRL 6 2010-2015 aralığında ve IOC 2015-2025 aralığında olacaktır.
- N+2= TRL 6 2015-2020 aralığında ve IOC 2025-2030 aralığında olacaktır.
- N+3= TRL 6 2025-2030 aralığında ve IOC 2030-2040 aralığında olacaktır.
- N+4= TRL 6 2035-2040 aralığında ve IOC 2040-2050 aralığında olacaktır.

Tablo 1.2. Alternatif itki kullanması planlanan uçaklar

İsim ve Organizasyon	Uçak	Zaman Çerçevesi	Elektrik Mimari	Bileşen	Bileşen Performansı
Boeing SUGAR	Tek Koridor	N+3	Paralel hibrit	Motor (1.3-5.3 MW) Batarya	3-5kW/kg 750Wh/kg
		N+4	Paralel hibrit (yakıt hücreleri, süperiletkenlik, BLI, open fan)	Motor Batarya	8-10 kW/kg 1000Wh/kg
Bauhaus	Bölgesel ve Tek Koridor	N+3	Paralel hibrit	Batarya	1000-1500 Wh/kg
		N+4	Tam Elektrik	Batarya	1780-2000 Wh/kg
NASA N3X	Çift Koridor	N+3	Turboelektrik	Jeneratör Motor	>10kW/kg @98% verim
		N+4	Turboelektrik (Dağıtılmış itki, süperiletkenlik, kriyojenik yakıtlar)	Jeneratör Motor	
ESAero	Tek Koridor	N+2	Turboelektrik	Jeneratör Motor	8 kW/kg 4,5 kW/kg
		N+4	Turboelektrik (Dağıtılmış itki, süperiletkenlik,)	Jeneratör Motor	8 kW/kg 4,5 kW/kg
NASA small aircraft	Genel Havacılık	N+1	Turboelektrik (Dağıtılmış itki, Güçlendirilmiş kalkış)	Jeneratör <1MW, Motor <1MW	6.5kW/kg
		N+1	Tam Elektrik	Batarya	>400 Wh/kg
UTRC	Tek Koridor	N+3	Paralel hibrit	Motor, Batarya	Belirtilmemiş
	Çok Amaçlı Gövde	N+3	Ek Güç Birimi (Yakıt hücresi, kriyojenik yakıt)	Jeneratör	3-10 kW/kg

Tablo 1.2. Alternatif itki kullanması planlanan Uçaklar (devam ediyor)

Airbus	Genel Havacılık	N+1	Tam Elektrik hibrit	Batarya Motor, Jeneratör	250-400 Wh/kg Belirtilmemiş
	Tek Koridor	N+3	Seri hibrit (Dağıtılmış İtki, BLI)	Batarya	800Wh/kg
Cambridge University	Genel Havacılık	N+1	Paralel hibrit	Batarya	150-750 Wh/kg
	Tek Koridor	N+3	Paralel hibrit	Batarya	750 Wh/kg
NASA/STARC-ABL	Tek Koridor	N+3	Kısmi Turboelektrik (BLI)	Jeneratör (1.45 MW) Motor (2.6 MW)	13kW/kg
Georgia Tech	Tek Koridor	N+3	Paralel hibrit	Motor (1MW) Batarya	3-5 kW/kg 750 Wh/kg

Yukarıdaki tabloda gösterildiği üzere gelecekte üretime geçilmesi planlanan farklı güç mimarilerine sahip uçak tipleri bulunmaktadır. Bunlardan Boeing SUGAR'ın (Bradley M. ve Droney C.K., 2012: 4), öncelikle yalın paralel hibrit teknolojisi ile üretimi planlanmıştır. Bu versiyonun üretiminden sonra yakıt hücrelerinin olgunlaşması, süperiletken teknolojilerinin kullanılabilir hale gelmesi ve kriyojenik yakıt sistemlerinin uygulanabilir olması ile “Refined SUGAR” adı verilen, dondurulmuş hidrojen, dondurulmuş metan gibi yakıtlarla tamamen çevre dostu olarak çalışabilen bir uçak olarak üretime geçilmesi planlanmıştır (Şekil 1.9).



Şekil 1.9. Boeing SUGAR

Kaynak: (Bradley M. ve Droney C.K., 2012: 4)

Bauhaus Luftfahrt (Pernet vd., 2015: 3) firması ise Ce-Liner uçak tasarımı ile N+3 zaman aralığında paralel hibrit ve N+4 zaman aralığında sıfır emisyonlu, tam elektrik uçak hedefine ulaşmayı amaçlamaktadır. Ce-Liner tasarımı Şekil 1.10'da görülmektedir.



Şekil 1.10. Bauhaus Lufthart Ce-Liner
Kaynak: (Pornet vd., 2015: 3)

NASA N3X (Felder J.L., 2015: 2) projesinde ise N+3 zaman aralığında turboelektrik itki sistemine sahip çift koridor gövdeli uçağın uçacağını öngörmüştür. Bir sonraki zaman çerçevesi olan N+4 de olgunlaşması tahmin edilen süperiletken teknolojisi ile birlikte; dağıtılmış itki sistemi, kriyojenik yakıt ve BLI teknolojisinden destek alan yolcu uçağını piyasaya sürmeyi amaçlamaktadır. Bu iki tasarım Şekil 1.11’de verilmiştir.



Şekil 1.11. NASA N3X uçağının N+3 ve N+4 modellemeleri
Kaynak: (Felder J.L., 2015: 2)

ESAero firması ise NASA ile bir uçak anlaşması yapmıştır. Anlaşmaya göre üretim tek koridor gövdeli turboelektrik itki sistemine sahip N+2 zaman aralığında olacaktır. (Felder J.L., 2015: 3). Şekil 1.12’de görülen ESAero tasarımının N+4 zaman aralığında olgunlaşması planlanan süperiletken teknolojisi ile birlikte dağıtılmış itki sistemiyle piyasada olması planlanmaktadır.



Şekil 1.12. ESAero
Kaynak: (Felder J.L., 2015: 3)

NASA Small Aircraft (Moore, M.D., 2015: 22) projesinde ise N+1 zaman aralığında hazır olacağı öngörülen dağıtılmış turboelektrik sistemin aynı zaman aralığında tamamen elektrikli versiyonunu piyasaya sürmeyi amaçlamaktadır (Şekil 1.13).



Şekil 1.13. NASA Small Aircraft
Kaynak: (Moore, M.D., 2015: 22)

UTRC (Lents, C., 2015: 4) ise N+3 zaman diliminde tek koridorlu ve paralel hibrit güç sistemine sahip uçağı üretime geçirmeyi planlamaktadır. Aynı zaman diliminde gelişen teknoloji ile yakıt hücreli ve kriyojenik yakıtlı daha büyük gövdeye sahip uçağı piyasaya sürmeyi amaçlamaktadırlar. Airbus (Rostek, P., 2015: 3) firmasının ise N+1 zaman diliminde genel amaçlı tam elektrik ve hibrit uçağı piyasaya süreceğı, N+3 zaman diliminde ise dağıtılmış itkili seri hibrit ve BLI sistemli uçağı piyasaya süreceğı açıklanmıştır.

Cambridge Üniversitesi Mühendislik Departmanı (Friedrich, C., & Robertson, P. 2015: 22) BOEING destekli projede N+1 zaman diliminde genel havacılık amaçlı paralel hibrit uçağı hazır hale getireceğini ve N+3 zaman diliminde de tek koridorlu hibrit yolcu uçağını piyasaya

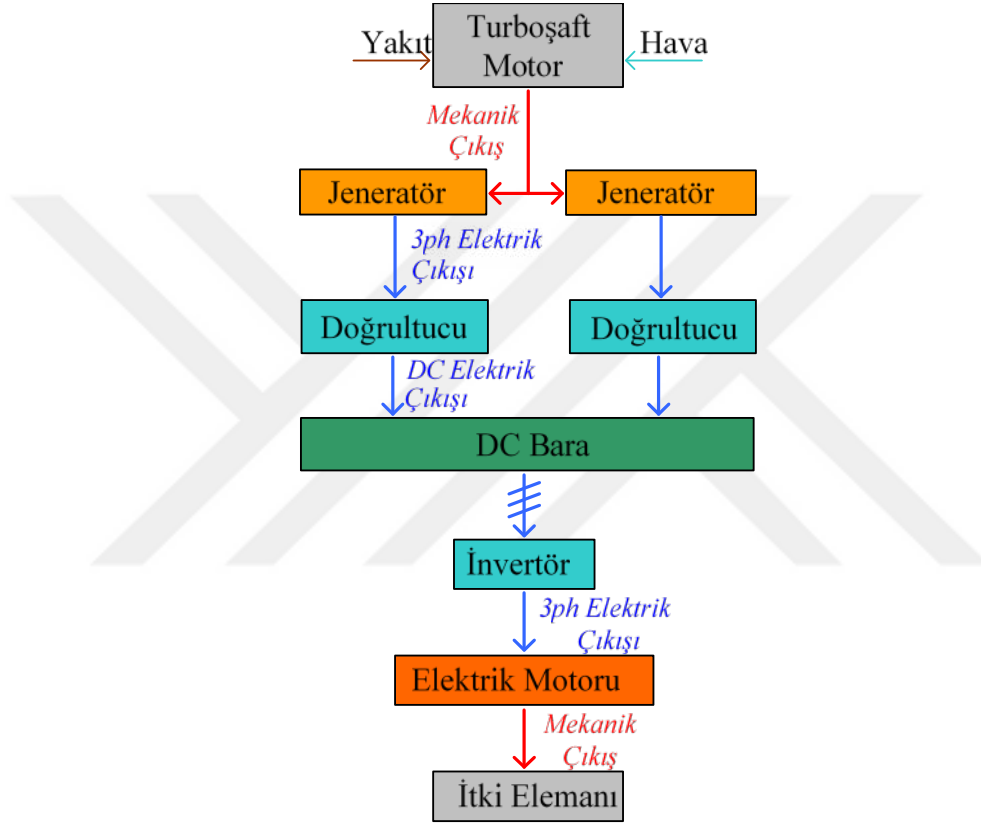
uygun hale getireceğini açıklamıştır. NASA (Felder J.L., 2015: 13) STARC-ABL projesi kapsamında tek koridorlu kısmi turboelektrik uçağını N+3 zaman diliminde teslim edeceğini ve bu uçakta BLI teknolojisinden faydalanacağını beyan etmiştir. Georgia Tech (Mavris, D., 2015: 8) tek koridorlu paralel hibrit itki sistemli uçağını N+3 zaman aralığında kullanıma sunacağını açıklamıştır.



2.TURBOELEKTRİK SİSTEMLER İÇİN POTANSİYEL GELİŞMELER

2.1. Özgün İtki Teknolojileri

Ticari uçaklardaki elektrikli itki uygulamaları sayesinde karbon emisyonları, gürültü ve yakıt tüketimi azaltılabilir. Ticari Havacılıkta Karbon Emisyonlarını Azaltmak için İtki ve Enerji Sistemleri Komitesi, altı farklı elektrikli sürücü mimarisini değerlendirmiştir. Bunlar tam elektrikli, paralel hibrit, seri hibrit, paralel / seri kısmi hibrit, turboelektrik ve kısmi turboelektrik olarak sınıflandırılmıştır (NASEM, 2016: 1).



Şekil 2.1. Turboelektrik İtki Sistemi

Tam elektrikli sistemler, ana güç kaynağı olarak bataryaları kullanır (Flynn. vd., 2019: 3). Ayrıca bazı çalışmaların yakıt hücrelerini farklı ve yeni bir yaklaşım olarak içerdiği çalışmalar da bulunmaktadır (Romeo vd., 2012: 12). Diğer çalışmalarda ise elektrokimyasal bataryaların ve yakıt hücrelerinin daha iyi güç performansı için birleştirildiği görülmektedir (Kadyk vd., 2019: 4). Hem batarya hem de yakıt hücresi uygulamaları, atmosfer üzerinde minimum etkiye neden olur, fosil yakıt tüketmez ve uçuş sırasında doğayı kirleten maddeler oluşturmazlar. Hibrit elektrik sistemleri, uçuş operasyonu için hem bataryaları hem de içten yanmalı motorları kullanır. Günümüzün gaz türbini tabanlı uçuş teknolojisi ile karşılaştırıldığında daha az zararlı madde çıkışı olur ve daha az yakıt tüketilir. Bu nedenle, hibrit teknoloji, tam elektrik teknolojisi kadar temiz değildir (Rajashekara vd., 2008: 59). Aksine

turboelektrik sistemlerde güç kaynağı olarak batarya kullanılmamaktadır. Ana güç, içten yanmalı bir motor tarafından üretilir ve elektrik motorlarında itki için kullanılır.

Tam turboelektrik sistemler, itki oluşturmak için yalnızca elektriği kullanır. Kısmi turboelektrik sistemler ise hem itki hem de verimlilik artışı için turbofan motorları ve elektrik motorlarını birleştirir. Ayrıca turboelektrik itki sistemleri gürültüyü ve CO₂'i azaltması nedeniyle hava taksi uygulamaları gibi yerel ulaşımda da kullanılabileceklerdir. Tanımlanan bu teknikler, alternatif itki kategorisi altında sınıflandırılabilirler. Ayrıca, enerji ve güç kullanımı için hibritizasyon derecelerine göre sınıflandırılabilirler. Güç ve enerjiye dayalı hibritizasyon derecesi Işıkveren'in makalesinde (Isikveren, vd., 2014: 3);

$$H_p = \frac{P_m}{P_{tot}}, H_E = \frac{E_b}{E_{tot}} \quad (2.1)$$

olarak belirtilmiştir. Burada H Hibritizasyon miktarı, p itkiyi sağlayan güç ve E enerji kaynağıdır. Hibritizasyon derecesi genellikle toplam itki ve elektrik enerjisine, sırasıyla P_{tot} ve E_{tot} 'a göre elektrik motoru ve batarya gücü (P_m ve E_b) cinsinden tanımlanır. H_p ; elektrik motorunun itkisinin uçağa sağlanan toplam itkiye oranı, H_E ; uçağa itki sağlayan elektriksel enerji kaynağının toplam enerji kaynağına oranı olarak açıklanabilir. Prensipte olarak hidrojen gibi diğer kaynaklar için de aynı analiz biçimi kullanılabilir. Hibritizasyon derecesi maksimum bir "1" e ulaşabilir.

Konvansiyonel uçaklarda itki için elektrik gücü kullanılmaz ($H_p=0$, $H_E=0$). Farklı olarak, tam elektrikli uçak, itki için yalnızca elektriksel güç kullanır ($H_p=1$, $H_E=1$). Daha önce tanımlandığı gibi, hibrit uçak sistemleri, itki için yakıt ve elektrik kombinasyonuna dayanmaktadır ($1 \geq H_p > 0$, $0 < H_E < 1$). Sonunda turboelektrik uçaklar ana güç kaynağı olarak içten yanmalı bir motor kullanır, ancak ana güç kaynağının türüne göre itki kısmen turboelektrikte veya tamamen turboelektrik sistemde yapılır. Turboelektrik sistemler bataryasız hibrit sistemlerdir ($1 \geq H_p > 0$, $H_E = 0$) (Brelje, B. J. ve Martins, J. R., 2019: 4)

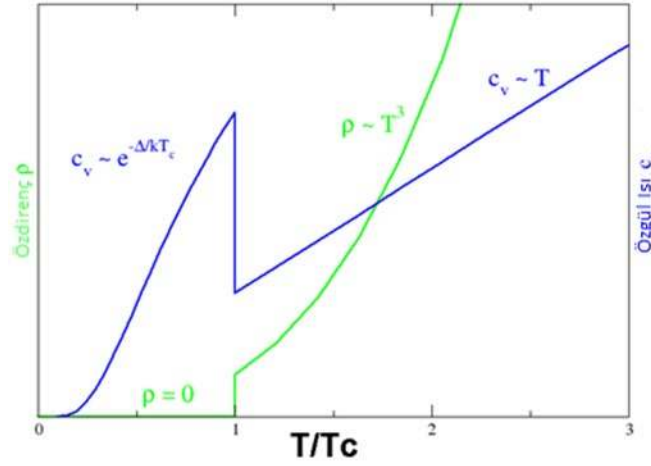
Dağıtılmış turboelektrik sistem uçağa itki sağlamak için sadece elektrik motorlarından faydalanır. Elektrik motorları anlık olarak yüksek tork sağlayabildikleri için kısa sürede yüksek itki sağlayıp daha kısa mesafeden kalkışlara müsaade edebilmektedir. Aynı zamanda birden fazla motor bulunan sistemde, herhangi bir motorun arızası durumunda, arızalanan motordan eksilen güç çalışan motorlara aktarılacak suretiyle itki kaybı yaşanmadan uçuş sağlanabilmekte ve böylece sistem güvenilirliği artmaktadır. Sisteme eklenen ekstra yük N+3 ve N+4 zaman aralığında süperiletken malzemeler ile ciddi miktarda azaltılacak olup, gelecekte turboelektrik

uçakların yaygın olarak kullanılacağı öngörülmektedir. Süperiletken malzemeler bölüm 2.1. de, dağıtılmış itki bölüm 2.2. de incelenecektir.

Şu anda, elektrikli itki sistemleri için en uygun mimari, turboelektrik itki sisteminin teknolojisi olarak görülmektedir. Enerji depolama ve tüketim teknolojisinde beklenen gelişmeler, büyük olasılıkla paralel hibrit ve tam elektrik mimarisi projeleri için uygulamaları ve zaman çizelgelerini belirleyecektir. Elektrikli ve hibrit-elektrikli itki sistemleri, çoğunlukla elektrik gücünü depolamak için batarya kullanır. Ne yazık ki, düşük özgül enerji, şarj özelliklerinde sınırlamalar ve termal istikrarsızlık gibi uygulanabilir ve yeni ortaya çıkan batarya teknolojilerinde birkaç önemli sorun ve engel vardır. (Thackeray vd., 2012: 4), (Börner vd., 2016: 12). 2.4-4.3 kW itme gücü bir litre jet yakıtından elde edilebilir ve 8-10 kg'lık bataryalarda depolanabilen gerekli enerji bir litre jet yakıtı tarafından sağlanabilir (Rohacs, J. ve Rohacs, D., 2020: 3). Bu, elektrikli ve hibrit elektrikli uçakların üretimini engelleyebilecek önemli bir sınırlama olabilir. Bu nedenle, çalışmada turboelektrik sistemler üzerine modelleme yapılması tercih edilmiştir.

2.1. Süper İletkenlerin Havacılık Alanında Uygulanması

Süperiletkenlik, farklı katılardaki elektriksel direncin karakteristik bir sıcaklığın altına soğutulduğunda tamamen ortadan kalkmasıdır. Farklı malzemeler için, geçiş sıcaklığı olarak adlandırılan bu sıcaklık değişir, ancak genellikle 20 °K'nin (-253 °C) altındadır. Normal bir iletkende, bir elektrik akımı, ağır bir iyonik kafes boyunca hareket eden bir elektron sıvısı olarak görselleştirilebilir. Elektronlar sürekli olarak kafes içindeki iyonlarla çarpışır ve her çarpışma sırasında akımın taşıdığı enerjinin bir kısmı kafes tarafından emilir ve esasen kafes iyonlarının titreşimsel kinetik enerjisi olan ısıya dönüştürölür. Sonuç olarak, akımın taşıdığı enerji sürekli olarak dağıtılır. Bu, elektrik direnci ve Joule ısınması olgusudur. Bir süper iletkende durum farklıdır. Geleneksel bir süper iletkende, elektronik sıvı tek tek elektronlara ayrıştırılamaz. Bunun yerine, Cooper çiftleri olarak bilinen bağı elektron çiftlerinden oluşur. Bu eşleşmeye, fonon değişiminden gelen elektronlar arasındaki çekici bir kuvvet neden olur. Kuantum mekaniğı nedeniyle, bu Cooper çifti sıvısının enerji spektrumu bir enerji boşluğuna sahiptir, yani sıvıyı harekete geçirmek için sağlanması gereken minimum miktarda enerji ΔE vardır. Bu nedenle, E , kT tarafından verilen kafesin termal enerjisinden daha büyükse, burada k Boltzmann sabiti ve T sıcaklıktır, sıvı kafes tarafından dağılmayacaktır. (Tinkham, M., 1996) Cooper çifti sıvısı bu nedenle süper sıvıdır, yani enerji kaybı olmadan akabilir.



Şekil 2.2. Süperiletken faz geçişinde ısı kapasitesi (c_v , mavi) ve öz direnç (ρ , yeşil) davranışı

Süperiletkenliğin başlangıcına, bir faz geçişinin (Şekil 2.2.) ayırt edici özelliği olan çeşitli fiziksel özelliklerdeki ani değişiklikler eşlik eder. Örneğin, elektronik ısı kapasitesi normal (süper iletken olmayan) rejimdeki sıcaklıkla orantılıdır. Süperiletken geçişte, sürekli olmayan bir sıçrama yaşar ve bundan sonra doğrusal olmaktan çıkar. Düşük sıcaklıklarda, bazı sabitler α yerine $e^{-\alpha/T}$ olarak değişir.

Süperiletkenlik, 1911'de Hollandalı fizikçi Heike Kamerlingh Onnes tarafından keşfedildi. Ferromanyetizma ve atomik spektral çizgiler gibi süperiletkenlik de sadece kuantum mekaniği ile açıklanabilen bir olgudur. Süperiletken duruma geçişleri sırasında süper iletkenin içinden manyetik alan çizgilerinin tamamen çıkarılması olan Meissner etkisi ile karakterizedir. Meissner etkisinin ortaya çıkması, süperiletkenliğin basitçe klasik fizikte mükemmel iletkenliğin idealizasyonu olarak anlaşılamayacağını gösterir. 1986'da, bazı bakır-perovskit seramik malzemelerin kritik sıcaklığın 90 °K (-183 °C) üzerinde olduğu keşfedildi (Bednorz J.G. ve Müller K.A., 1986: 5). Geleneksel bir süper iletken için böyle yüksek bir geçiş sıcaklığı teorik olarak imkansızdır ve bu da malzemelerin yüksek sıcaklık süper iletkenleri olarak adlandırılmasına yol açar. Ucuza temin edilebilen soğutucu sıvı nitrojen 77 K'de kaynar ve dolayısıyla bundan daha yüksek sıcaklıklarda süper iletkenliğin varlığı, düşük sıcaklıklarda daha az pratik olan birçok deney ve uygulamayı kolaylaştırır.

Süper iletkenlik, elektrik motorları ve motor sürücülerini uygulamalarının uçaklara hareket kazandırmasını mümkün kılan bir teknoloji olarak kabul edilir (Luongo vd., 2009: 5). Yüksek Sıcaklık Süper İletken (HTS) malzemelerin kullanılmasıyla, gravimetrik özgül güç ve elektrik bileşeninin verimliliği önemli ölçüde iyileştirilebilir. Bu noktada HTS malzemelerinin en yaygın uygulaması elektrik motorları ve jeneratörler içindir (Gibson A vd., 2010: 11). HTS teknolojisinin iletim kablolarına uygulanması da düşünülmektedir (Brown, G., 2011.).

Tamamen süper iletken bir ağ geliştirme zorunluluğu (arıza yönetimi, koruma ve anahtarlama uygulamaları dahil) tartışılmıştır. Nakliye uçakları için HTS uygulamasının zorluğu esas olarak, kriyojenik sıcaklıkta çalışma şartına ve soğutma sisteminin sonuçta ortaya çıkan karmaşık entegrasyonuna bağlıdır.

Uçağı çalıştırmak için fosil yakıt kullanmak yerine, sıvı hidrojen gibi kriyojenik yakıtın kullanılması, soğutucu hali hazırda mevcut olduğu için HTS elektrik sisteminin yerleşimi ile güçlü sinerjilere neden olabilir (Brown, G., 2011: 15). Güvenlikle ilgili konuların ele alınması, kriyojenik tankın uçak tasarımına olumsuz etkisi ve sıvı hidrojeni işletilen havalimanlarına tedarik etmedeki altyapı zorluklarının tümü çözölemeyen sorunlardır (AIAA,G-095A., 2017).

2.2. Dağıtılmış İtici Sisteminin Avantajları

Hibrit-elektrik veya elektrik itici sisteminin araştırılması çoğu zaman dağıtılmış itici teknolojisi ile birleştirilir (Gohardani, A. S. 2014: 55). Bu kombinasyon, kolayca dağıtılabilen elektrik enerjisinin doğası ve itici tertibatın uçak gövdesiyle daha yüksek entegrasyonu yoluyla aerodinamik faydaların elde edilmesi ile açıklanmaktadır. Düşük momentumlu sınır katmanının aerodinamik verim gelişimi açısından yeniden enerjilendirilmesinden oluşan Sınır Tabakası Yutma (BLI) (Laskaridis, P., 2004: 37) alanı merkezi hale gelir.

Bu, esas olarak, dağıtılmış iticiliğin, gömülü itme düzeneklerini gövdenin arka kenarı boyunca dağıtarak BLI'nın uygulanması için büyük bir potansiyel sunduğundan Harmanlanmış Kanat Gövdesinin (BWB) yapılandırması üzerine yoğun bir şekilde çalışılmasının nedenidir (Pernet, C., 2015: 5). Tüp ve kanat konfigürasyonlarında BLI uygulaması için, gövdenin arka ucunu çevreleyen geniş bir fan ile karakterize edilen İtici Gövde konfigürasyonu, umut verici olarak değerlendirilmekte ve birçok araştırmanın merkezi olarak görölmektedir (Isikveren vd., 2015: 6). Elektrikli dağıtılmış itme teknolojisinin geleneksel uçak tasarım anlayışını değiştirmesi beklenmektedir (Moore, M. D., 2014: 17). Dikkate değer bir örnek, Şekil 2.3'te görölen LeapTech Projesi'nde başlatıldığı gibi pervanelerin ön kenar boyunca dağıtılmasıyla sağlanan seyirde optimum verimlilik için kanadın yeniden tasarlanmasıdır (Stoll vd., 2014: 4).



Şekil 2.3. LeapTech Projesi

Kaynak: (Stoll vd., 2014: 4)

Kanat üzerindeki pervane kayma akımı etkisinden faydalanarak, yüksek kaldırma tertibatlarındaki düşük hız gereksinimi ve kanat tasarımı azaltılabilir ve rota işlemleri için optimum kanat tasarımı için alan açılır. Ayrıca, uçuş kontrol yüzeylerindeki gereksinimi azaltarak uçağı kontrol etmek için diferansiyel itme uygulanabilir. İtici elemanların kanat boyunca dağılması, uçağın yalpalama hareketinin kontrolünü mümkün kılan dümen elemanlarının azaltılmasına hatta tamamen ortadan kaldırılabilmesine imkân tanımaktadır. Tek motor çalışmayan durum, uçuşa elverişlilik düzenlemelerine ve uçağın en üst düzey saha performans gerekliliğine uymak için itki sisteminin boyutlandırılması, dikey dengeleyici ve uçuş kontrol yüzeylerinin boyutlandırılması için zorunlu bir düşük hız koşuludur. Dağıtılmış itme teknolojisi tarafından sağlanan itki üretimindeki enerji / güç sisteminde uygun bir artış fonksiyonu yoluyla sağlanan ayarlama sayesinde, enerji / güç sistemi çalışmaması veya itici aygıt çalışmaması arıza modları çok ciddi arızalara neden olmaz (Steiner vd., 2014: 7).

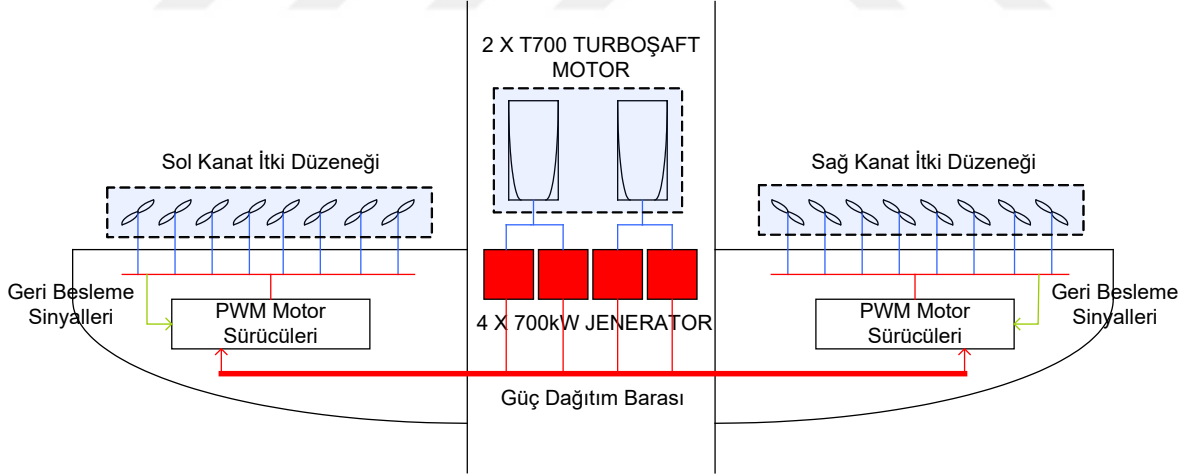
3. ELEKTRİKLİ İTKİ SİSTEMLERİ İÇİN ÖNERİLEN GÜÇ MİMARİLERİ

NASA tarafından 2014 yılında yapılan (Ross vd., 2014: 31) çalışmada, N3-X uçağı için önerilen turboelektrik itki sistemi için stabilite, kontrol ve emniyet analizlerini de içeren, her birinin kendine has avantajları bulunan farklı elektrik mimarileri sunulmuştur.

Sunulan NASA raporunda; üzerinde çalışmalar yapılan N3-X TeDP Baseline Architecture ve diğer mimariler temelde kriyojenik soğutmalı süper iletken elektrik makinelerini çalıştıran kanat uçlarına yerleştirilmiş iki adet turboşaft motoru içerir. Güç elektroniği ekipmanları, dağıtım verimliliğini artırmak ve güç kaynaklarını senkronize etme gereksinimini ortadan kaldırmak için değişken frekanslı AC gücü DC'ye dönüştürür. Her güç kaynağı (motor / jeneratör (ler) / konvertör (ler) kombinasyonu) NASA çalışmaları tarafından önerilen tek motor arızası senaryosu için kalkışta gereken 30.000hp minimum gücü sağlayacak şekilde boyutlandırılmıştır.

Bir süper iletken elektrik sistemi, üretilen DC gücünü, harmanlanmış kanat gövdesinin firar kenarına yerleştirilmiş itki fanlarına dağıtır. Bu iticiler (motor itki / motor / itici fan) gerekli itici gücü sağlar ve diferansiyel itme yoluyla uçağın kontrolüne yardımcı olur.

Şekil 3.1'de çalışmada önerilen 16 pervaneli itki sistemine sahip uçağın güç dağılım ve dönüşüm işlemleri gösterilmektedir.



Şekil 3.1. Turboelektrik İtki Sistemi Güç Dağıtım Taslak Şeması

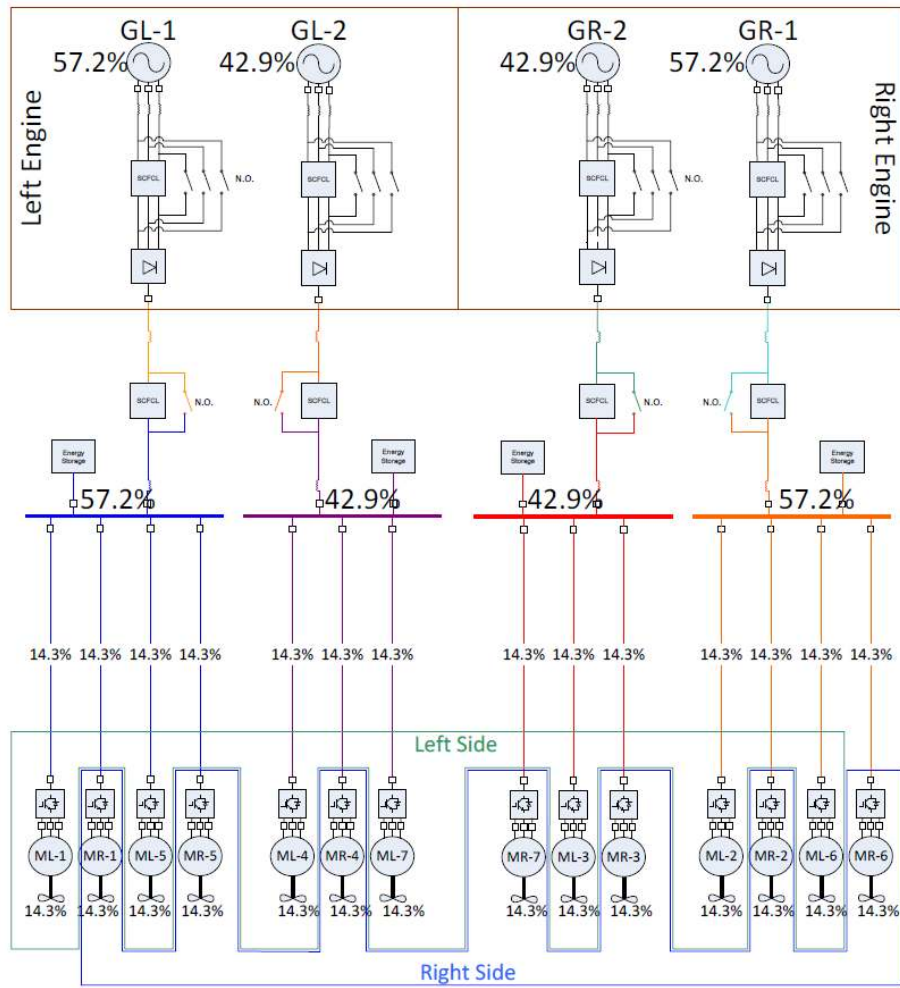
Ön tasarımda gövdede bulunan 2 adet turboşaft motor her biri iki jeneratöre bağlanacak şekilde 4 adet jeneratöre bağlanmaktadır. Bu aşamada turboşaft motor tarafında üretilen mekanik güç elektrik gücüne dönüşmektedir. Burada elde edilen elektrik gücü kanatlardaki elektrik motorlarına iletilmektedir. Elektrik motorları üretilen elektrik gücünü tekrar mekanik güce çevirerek dağıtılmış itkiyi sağlamaktadır. Turboşaft motor-jeneratör-güç dağıtım barası elektrik motorları arasındaki bağlantıyı sağlayacak olan detaylı mimariler NASA tarafından,

- Baseline Architecture
- Inner Bus Tie Architecture
- 3-Bus Multi Feeder Architecture
- Cross-Redundant Multi-Feeder Architecture

olarak dörde ayrılmıştır (Ross vd., 2014: 2).

3.1. Baseline Architecture

Bir baseline architecture Şekil 3.2'de gösterilmektedir. Bu mimari, temel dört bağımsız elektrik sisteminden oluşur. Her bir elektrik sistemi 1 jeneratör, 1 ac – dc konvertör, bir enerji depolama cihazına sahip 1 iletim hattı ve 3 veya 4 iticiden oluşur.



Şekil 3.2. Baseline Architecture

Kaynak: (Ross vd., 2014: 27)

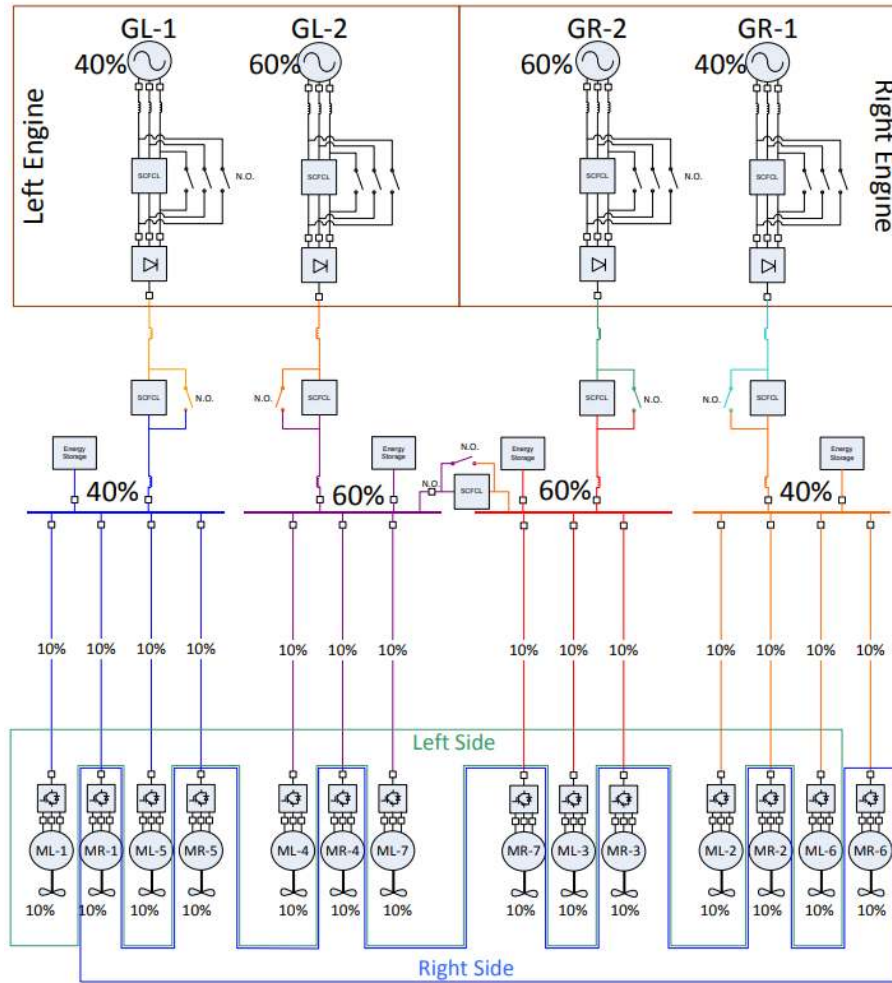
Her bir elemanın güç kapasitesi, kalkış için gerekli güç olan 30000 hp ile şemadaki elemanın üzerinde belirtilen yüzdenin çarpımı olarak hesaplanır. Örneğin sol taraftaki bara için gereken hesaplama $30,000 \text{ hp} \times 0,572 = 17,160 \text{ hp}$ (22,37 W) olacaktır. Yüzde boyutlandırmayı

anlamak için tek turboşaft motor arızası senaryosu göz önünde bulundurulmalıdır. Bu durumda, minimum güç gereksinimlerini sağlamak için yedi itici gerekir. Bu nedenle her itici asgari gücün yaklaşık %14,3'ünü (yaklaşık 4,300 hp (3200 kW)) sağlayabilmelidir. İki iç bara, iticilerin 3'ünü destekler ve dış baralar 4 iticiyi destekler ve sırasıyla yaklaşık 12900 hp (9600 kW) ve 17200 hp (12800 kW) olarak hesaplanmalıdırlar. Jeneratörlerin, konvertörlerin ve iletim hatlarının güç değerleri, sorumlu oldukları her baranın derecesine karşılık gelir.

Bu mimari basitlik açısından uygulama için uygunmuş gibi görünse de bileşenlerin büyük bir kapasiteye sahip olması gerektiği görülmektedir. Diğer mimarilerde 2500 hp (1900kW) itici gücünün yeterli bağlantı ve yedeklilikle elde edilebildiği görülecektir. Bu değer, Baseline Architectureda kullanılan itici sistemlerin güçlerinin %70'ini temsil eder.

3.2. Inner Bus Tie Architecture

Bu ikinci mimari, iki iç bara arasına bir bara bağı ekleyerek gereken itici kapasitesini azaltır.



Şekil 3.3. Inner Bus Tie Architecture

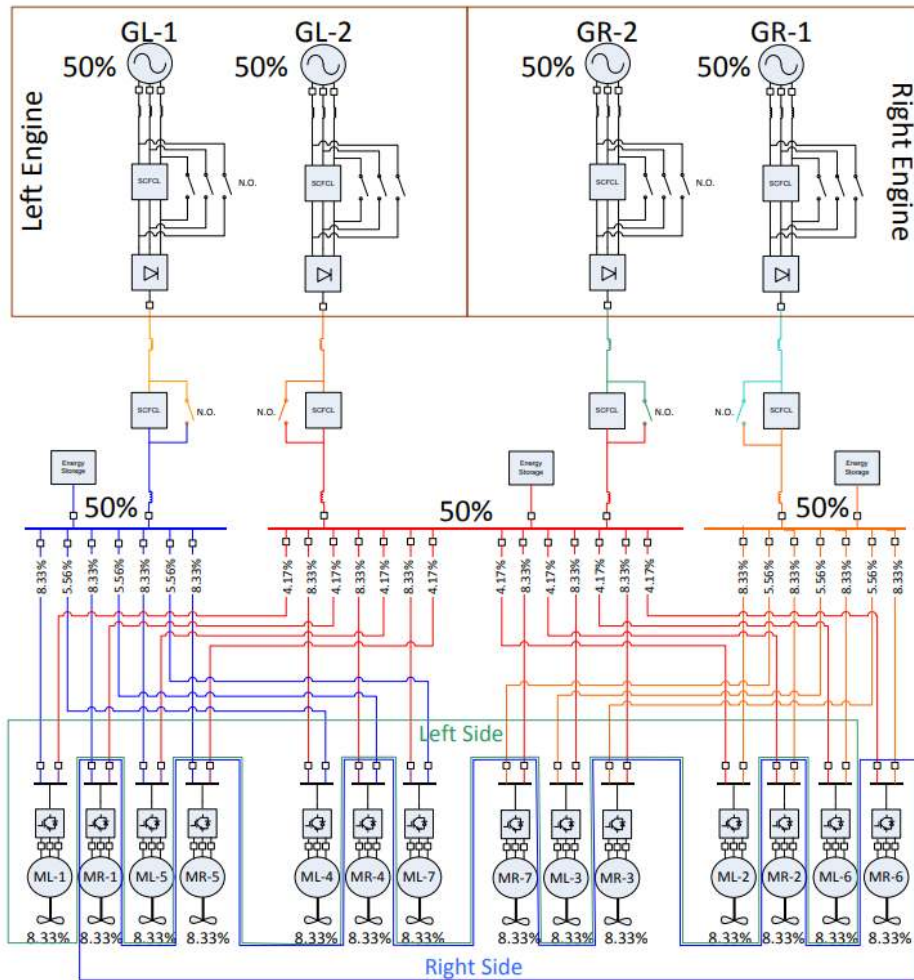
Kaynak: (Ross vd., 2014: 28)

İç baralar arasında tek bir iletim bağlantısının eklenmesi, gereken itki kapasitesinde %30'dan fazla düşüşe izin verir. 1 turboşaft motor arızası senaryosu sırasında, iç baralar bağlanır ve kırmızı bara üzerindeki iticilere güç sağlanmasına izin verilir. Bu yapılandırmada, minimum gereksinimleri sağlamak için 10 itici görevlendirilmiştir. Bu nedenle, her itici, kabaca 3000 hp (2250 kW) boyutundadır. Bu durum, itici ağırlığında önemli bir azalmayı temsil eder.

Bu mimaride minimum itici büyüklüğü henüz elde edilememiştir ve baralar daha yüksek kapasiteye sahip olarak derecelendirilmiştir. Her iletim bağlantısı, atanan itici sayısına göre boyutlandırılmıştır. Ek olarak, ağırlık sorunları iki barayı çalıştıran bağlantı ekipmanıyla da ilişkilidir. Bu ekipman bazı yüksek gerilim / güç anahtarlama cihazı ve bir arıza akımı sınırlayıcı (Fault Current Limiter, FCL) içermelidir.

3.3. 3-Bus Multi-Feeder Architecture

İtici ve veri yolu ağırlığını daha da azaltmak için 3-Bus Multi-Feeder Architecture tanımlanmıştır.



Şekil 3.4. 3-Bus Multi-Feeder Architecture

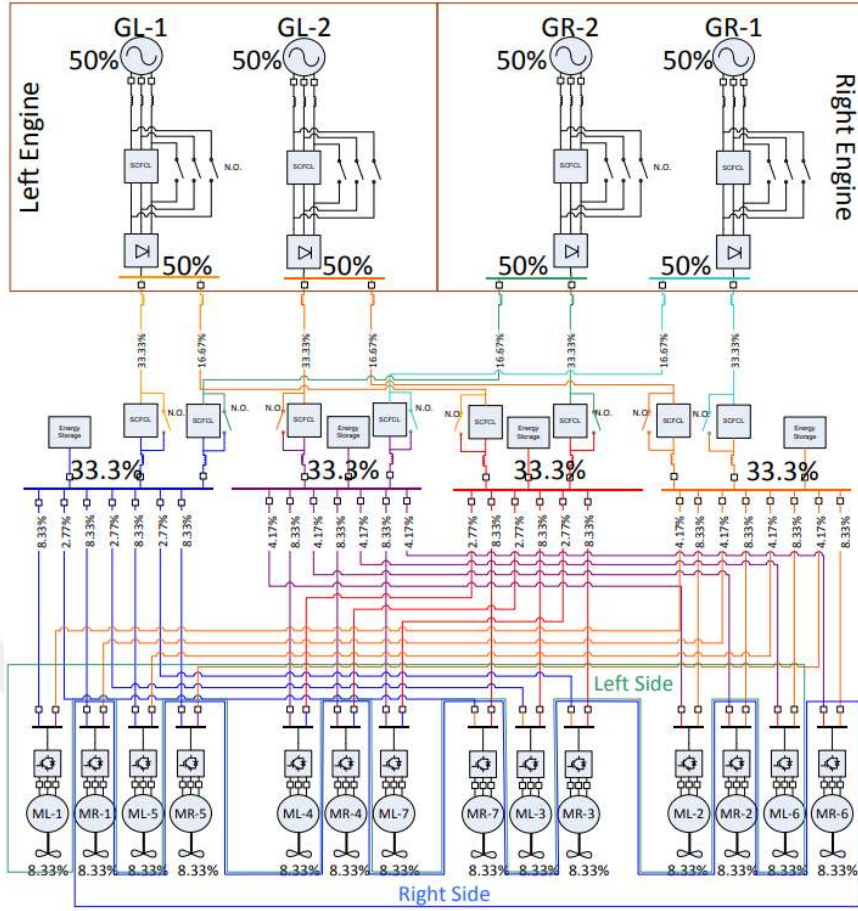
Kaynak: (Ross vd., 2014: 29)

Önceki mimarilerdeki tüm bileşenler 1 motor arızası senaryosuna göre boyutlandırılmıştır. Bununla birlikte, bu mimarideki öğeler, farklı ölçeklendirme senaryolarına göre boyutlandırılır. Bara ve itki sistemleri arasındaki bağlantıların arttırılması, itici güçlerin güvenilirlik seviyeleri için en uygun şekilde boyutlandırılmasını sağlar. İtici güçleri 1 motor arızası senaryosu için boyutlandırılmış ve baralar 1 bara arızası senaryosu için boyutlandırılmıştır. İtici güçler yaklaşık 2500 hp (1900 kW) ve baralar 15000 hp (yaklaşık 11200 kW) boyutundadır.

Yedekli elektrik hatlarının, birincil hatlarla aynı değerde boyutlandırılmasına gerek yoktur. Bütün hatlar 1 bara arıza senaryosu için boyutlandırılmıştır. İtici güçler minimum güç gereksiniminin yaklaşık %8,33'ünü destekleyecek şekilde boyutlandırılmıştır. Bu nedenle, bir dış bara arızalandığında, iç bara, dış baraya orijinal olarak tahsis edilmiş iki barayı destekleyebilmeli veya arızalı olan baranın itici güçlerinin tümü, iki tam çalışma itki seviyesine desteklenmelidir. İç bara arızalandığında, her dış bara orijinal olarak iç baraya tahsis edilen iticilerin ikisini desteklemekten veya kalan itki, iticilerin üçünü aynı yük seviyesine kısmen desteklemekten sorumludur.

3.4. Cross Redundant Multi-Feeder Architecture

Bu mimari, kanat iletim hatlarının birden fazla merkezi dağıtım yolunu desteklemesini sağlar. Böylece bara ve besleyici kapasitesi azaltılabilir. Bu mimari Şekil 3.5'te görülmektedir.



Şekil 3.5. Cross Redundant Multi-Feeder Architecture
Kaynak: (Ross vd., 2014: 30)

Bu mimari ve daha önce tartışılan diğer üç mimari arasındaki fark, jeneratör gücünün kısımlarını çoklu elektrik kaynaklarına yönlendirebilmektir. Motor arızası senaryosu sırasında, jeneratör ana barayı maksimum kapasitesinde (%33,33) desteklemeye devam eder. Jeneratör kapasitesinin geri kalanı (%16,67) ikincil barayı destekler. Bu konfigürasyonda, tek bir motor tüm baralara güç sağlayarak tüm iticileri destekleyebilir.

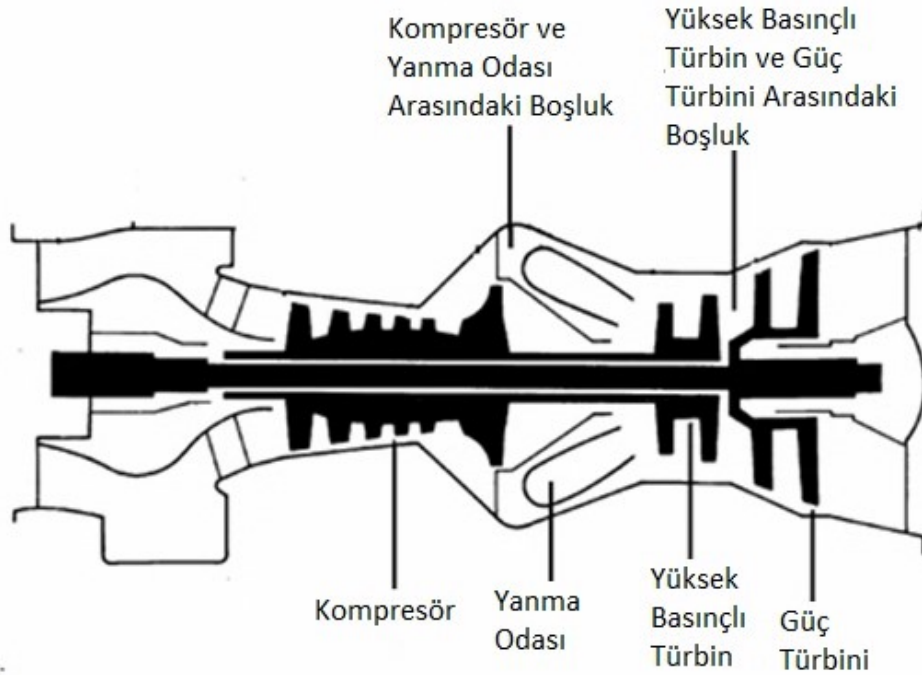
Asimetrik bir besleyici fazlalık yönlendirmesiyle birleştirilmiş bu konfigürasyon, her bir bileşenin kapasitesini arttırmak zorunda kalmadan mevcut olan tüm kapasitelerden faydalanmaktadır. Bu mimari kapasite açısından üstünlükler sunsa da nominal olmayan işlemler gücün daha karmaşık bir şekilde yeniden yönlendirilmesini gerektirir. Asimetrik besleyici yönlendirmesi, veri yolu arızası, jeneratör arızası ve motor arızası için farklı acil durum stratejilerinin kullanılmasını gerektirebilir.

4. TURBOELEKTRİK GÜÇ MİMARİLERİNİN MODELLENMESİ

Turboelektrik güç sistemlerinden Baseline Architecture ve Inner Bus Tie Architecture diğer mimariler arasından seçilerek modellenmiştir. Diğer mimarilere göre daha basit olmaları ve temel tasarımı yansıtabilmeleri gibi üstünlükler göz önünde bulundurularak seçilmişlerdir. Elektriksel güç simülasyonu için, T700 turboşaft motoru modelinin (Yazar, I. 2018: 4) şaftı, iki döner jeneratörden birinin dönme girişine doğrudan bağlanmıştır. Jeneratör çıkışı DC dağıtımı için doğrultulmuştur. Üretilen güç, elektrik motorlarını temsil eden 4 statik yüke aktarılmıştır. Simülasyon süresi, 0,1 ms örnekleme süresi ile toplamda 10 saniye olarak seçilmiştir.

4.1. T700 Turboşaft Motor Aero-Termal Modellemesi

Kompresör girişinde toplam sıcaklık ve basınç değerlerinin ortam koşullarına eşit olduğu varsayılmıştır. Ortam koşulları, irtifa değişiklikleri dikkate alınarak bir MATLAB / Simulink Uluslararası Standart Atmosfer (ISA) modeli kullanılarak hesaplanır. Kompresör bileşeni aracılığıyla kütle akış hızı değişimlerini tahmin etmek için, MATLAB / Simulink üzerinde bir Uyarlanabilir Nöro-Bulanık Çıkarım Sistemi (ANFIS) modeli oluşturulmuştur. Girdi olarak düzeltilmiş Kompresör-Yüksek Basınç Türbini (HPT) rotasyonel şaft hızı ve kompresör basınç oranı değerlerini kullanır ve kompresör performans haritası aracılığıyla çıktı olarak kompresör düzeltilmiş kütle debisini hesaplar. ANFIS hakkında detaylı bilgi (Jang, J. 1993: 1, 23)'de bulunabilir.



Şekil 4.1. GE T700 Turboşaft Motorunun Kesit Görünümü

Kompresör çıkışındaki düzeltilmiş kütle akış oranı aşağıdaki gibi hesaplanabilir:

$$\dot{m}_{2pcorr} = f(\pi_{comp}, N_{1corr}) \quad (4.1)$$

π_{comp} ve N_{1corr} kompresör basınç oranını ve düzeltilmiş kompresör-HPT shaft dönüş hızını temsil eder.

Kompresör çıkışında, kütle akış hızı şu şekilde tanımlanır:

$$\dot{m}_{2p} = \dot{m}_{2pcorr} \times \frac{\delta}{\sqrt{\theta}} \quad (4.2)$$

δ ve θ boyutsuz basınç ve sıcaklık değerleri ve $\dot{m}_{2pcorr}$ kompresör boyunca düzeltilmiş kütle akış hızıdır.

T700 turboşaft motoru sayesinde dört farklı bleed akışı görülmektedir. Bunlardan ikisi 4. kompresör kademesinden, diğer ikisi ise difüzördendir. Bleed akış oranı, $\dot{m}_{bleed}$, b_1 , b_2 , b_3 bleed akış kesirleri ve kütle akış hızı ile hesaplanır (Ballin M.A. 1988: 3). Simülasyon modelinde, MATLAB / Simulink'te geliştirilen uygun arama tabloları, boşaltma akış fraksiyonlarını tanımlamak için kullanılır. Bleed akış hızı Denklem 4 de gösterilmiştir. Yanma odasından önceki ilk hacmin girişindeki kütle akış hızı, $\dot{m}_2$, Denklem 2'de görüldüğü gibi kompresör çıkış kütle akış hızı ile boşaltma akış hızı arasındaki fark olarak tanımlanır (5).

$$\dot{m}_{bleed} = \dot{m}_{2p} \times (b_1 + b_2 + b_3 + 0.0025) \quad (4.3)$$

$$\dot{m}_2 = \dot{m}_{2p} - \dot{m}_{bleed} \quad (4.4)$$

Sıklıkla kompresör çıkış sıcaklığının hesaplanmasında kompresör verimi, basınç oranı ve özgül ısı oranı değişkenlerinden oluşan bir formül kullanılır. Bu yaklaşımın aksine, (Ballin M.A. 1988: 3)'da görüldüğü gibi kompresör çıkış sıcaklığının değişimi, kompresör basınç oranının bir fonksiyonu ile değerlendirilmiştir. Kompresör çıkışındaki sıcaklık değeri, T_2 , Denklem 6 ile hesaplanabilir. T_1 kompresör giriş sıcaklığıdır.

$$T_2 = T_1 \times f(\pi_{comp}) \quad (4.5)$$

Kompresör tarafından harcanan güç değeri aşağıdaki denklem ile tanımlanmıştır:

$$P_{comp} = \dot{m}_{2p} \times (h_2 - h_1) - 0.29 \times \dot{m}_{2p} \times h_2 \times (b_1 + b_2) \quad (4.6)$$

burada h_1 ve h_2 sırasıyla kompresör girişindeki ve çıkışındaki entalpi değerleridir.

Sıcaklık ve basınç değerlerinin homojen ve yanma odası çıkış koşullarına eşit olduğu varsayılmıştır. Ayrıca HPT (Yüksek Basıncılı Türbin) giriş koşulları olarak kabul edilirler. Yanma odası çıkış sıcaklık değeri şu şekilde hesaplanır (Ballin M.A. 1988: 3), (Uzol O. A., 2011: 4), (Novikov Y. 2012: 5):

$$\frac{dT_3}{dt} = \frac{\dot{m}_2 \times h_2 + \dot{m}_f \times \eta_f \times LHV - \dot{m}_3 \times h_3}{\tau \times \dot{m}_3 \times C_{pgas}} \quad (4.7)$$

burada, $\dot{m}_f$ yakıt akış hızı, η_f yakıt verimliliği, τ yanma odası zaman sabiti, $\dot{m}_3$ yanma odasındaki kütle akış hızı, h_3 yanma odasındaki entalpi değeri, $C_{p_{gas}}$ gazın özgül ısı değeri ve LHV de düşük ısıtma değeridir.

Yanma odası çıkışındaki toplam basınç değeri, kompresör giriş basıncı P_2 ile basınç düşme katsayısı σ 'nun bir ürünü olarak tanımlanır. Şu şekilde ifade edilir:

$$P_3 = P_2 \times \sigma \quad (4.8)$$

HPT çıkışındaki sıcaklık değeri, kompresör ve yanma odası entalpi değerleri, bahsedildiği gibi ampirik entalpi-sıcaklık ilişkileri kullanılarak hesaplanır (Ballin M. A. 1988: 4). HPT'deki entalpi ve kütle akış hızı değerleri, Power Turbine (PT) tarafından üretilen güç ve PT çıkış basınç değerleri gibi bazı veriler haritalardan sayısallaştırılarak uygun eğri uyurma teknikleri ve arama tabloları ile değerlendirilir (Uzol O. A., 2011: 3). HPT gücü, Denklem (10) yardımıyla hesaplanır.

$$P_{HPT} = \dot{m}_{4p} \times (h_3 - h_{4p}) \quad (4.9)$$

burada, $\dot{m}_{4p}$ HPT'deki kütle akış hızıdır ve h_{4p} HPT çıkışındaki entalpi değeridir.

Geçici çalışma koşulları nedeniyle kararsız kütle dengesinin modellenmesi için, kompresör-yanma odası ve HPT-PT (Camporeale vd., 2002: 3), (Gaudet S. R. 2007: 4) arasında iki bileşen arası hacim tanımlanmıştır. Bileşenler arasındaki kütle dengesizliği, bileşenler arası hacmin basınç değerlerinde yansıtılır. Sonuç olarak, tanımlanmış hacimler için basınç dinamikleri Denklem (11) kullanılarak bulunur.

$$\frac{dP_{out}}{dt} = \frac{\Delta m \times \gamma \times R \times T_{out}}{V} \quad (4.10)$$

burada, P_{out} bileşen çıkış basıncıdır, Δm bileşenin giriş ve çıkışı arasındaki kütle akış oranı farkı, γ özgül ısı oranı, R gaz sabiti, V hacim, T_{out} da bileşen çıkış sıcaklığıdır. Güç dengesizlikleri dikkate alınarak hızlanma ve yavaşlama koşullarında HPT veya PT için şaft dinamiği modellemesi (12, 13) denklemleri aracılığıyla hesaplanır.:

$$\frac{dN_1}{dt} = \frac{1}{J_{HPT} \times N_1} (P_{HPT} - P_{comp} - P_{HPTloss}) \quad (4.11)$$

$$\frac{dN_2}{dt} = \frac{1}{J_{PT} \times N_2} (P_{PT} - P_{LOAD} - P_{PTloss}) \quad (4.12)$$

burada, N_1 kompresör-HPT şaft dönüş hızı, N_2 PT şaft dönüş hızı, J_{HPT} HPT atalet momenti, J_{PT} PT atalet momenti, P_{HPT} HPT gücü, P_{PT} PT gücü, P_{comp} kompresör gücü, P_{LOAD} güç türbinine uygulanan yük, $P_{HPTloss}$ HPT güç kaybı ve P_{PTloss} PT güç kaybıdır.

Özgül ısı değerleri hava ve gaz formlarına ait, sıcaklığa dayalı polinom fonksiyonlarında bulunur. Hava veya gaz formunun sıcaklık değeri, hesaplama için ilgili polinomunu belirtir.

İster 200 – 800 K, ister 800 – 2200 K arasında olsun, uygun polinom fonksiyonu belirlenir ve özgül ısı değeri hesaplanır (Al-Hamdan, Q. Z., & Ebaid, M. S. 2005: 6).

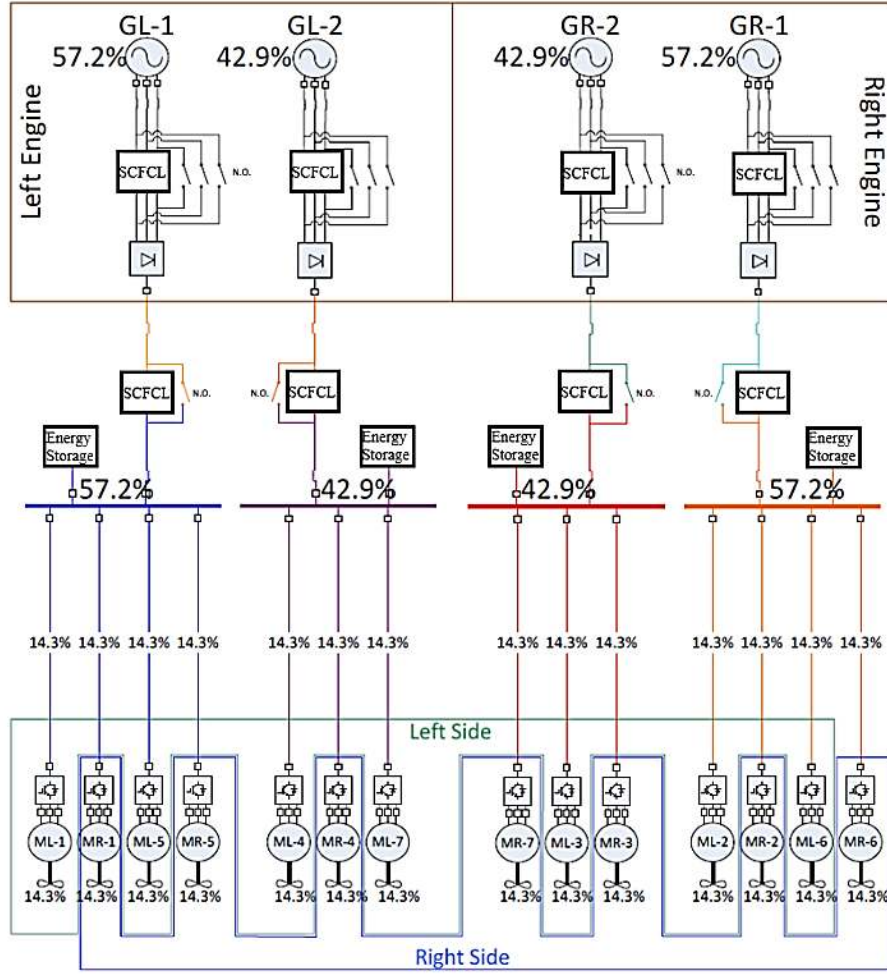
4.2. Baseline Architecture Modellemesi

NASA tarafından 2014 yılında yapılan bir çalışmada (Jones vd., 2016: 3), farklı elektrik mimarileri sunulmuştur. Her mimarinin, N3-X uçağı için stabilite, kontrol ve güvenlik analizi gibi kendi avantajları vardır. Raporda benzer çalışmalar olan N3-X TeDP Baseline Architecture ve diğer mimariler sunulmaktadır. Sunulan sistemler, temelde kriyojenik soğutmalı süper iletken elektrikli makineyi çalıştıran kanat uçlarına monte edilmiş iki turboşaft motoru içerir. Güç iletimi için, bir iletim ağını kolayca tasarlamak için olası senkronizasyon sorunları nedeniyle ac gerilimi tercih edilmez. Değişken bir frekansa sahip olan AC gerilim, basit bir iletim sistemi oluşturmak için dc'ye dönüştürülür. Her bir motor, jeneratör ve konvertör güç yüzdesi, tek motorlu bir operasyonel senaryo öneren NASA çalışmaları için gerekli olan minimum 30000 hp güç çıkışı sağlayacak şekilde hesaplanmıştır.

NASA çalışmalarında (Jones vd., 2016: 5), uçaktaki iki turboşaft motorun her biri ikişer jeneratöre bağlı olacak şekilde, toplam 4 jeneratör kullanıldığı görülmektedir. Bu aşamada turboşaft motorun ürettiği mekanik güç elektrik enerjisine dönüştürülür. Buradan elde edilen elektrik gücü kanatlardaki elektrik motorlarına iletilir. Üretilen enerji, harmanlanmış kanat gövdeli (BWB) uçağın hücum kanadında bulunan itki üretecek fanlara süper iletken bir elektrikselsel yapı ile dağıtılır. Bu iticiler (motor itki / motor / pervane fanı) gerekli itme kuvvetini sağlar ve farklı itme kuvveti ile uçağın kontrolünü destekler. Ana sistem, süperiletken teknolojisine ve dağıtılmış itki sistemlerine dayanmaktadır. NASA'nın önerdiği turboşaft motor ile elektrik motorları arasındaki bağlantıyı sağlayacak benzer mimariler aşağıda belirtilmiştir (Jones vd., 2016: 4);

- Baseline Architecture,
- Inner Bus Tie Architecture,
- 3-Bus Multi Feeder Architecture,
- Cross-Redundant Multi-Feeder Architecture.

N3-X uçağı için önerilen “Baseline Architecture” Şekil 4.2’de gösterilmektedir. Mimarinin dört bağımsız elektrik sistemi vardır. Her sistem bir jeneratör, bir ac – dc konvertör, bir enerji depolama elemanına sahip veri yolu ve itki için dört motor kullanır.



Şekil 4.2. Baseline Architecture

Kaynak: (Ross vd., 2014: 27)

Yüzde boyutlandırmasının anlaşılması için tek bir turboşaft motor çalışma senaryosu düşünülmelidir. Her bir bileşenin güç kapasitesini, Şekil 4.2’de gösterilen yüzdeyi kalkış için gereken güçle çarparak hesaplamak mümkündür. N3-X için gerekli kalkış gücü 30000 hp’dır. Sağ motor için bir arıza senaryosu düşünülürse, gerekli tüm güç sol motor tarafından sağlanmalıdır. Sol motorun sol barası ve sol motorun sağ barası için ölçüm sırasıyla yapılırsa;

$$30000 \text{ hp} \times 0.572 = 17160 \text{ hp} \text{ (12796 kW)} \quad (4.13)$$

$$30000 \text{ hp} \times 0.429 = 14370 \text{ hp} \text{ (10716 kW)} \quad (4.14)$$

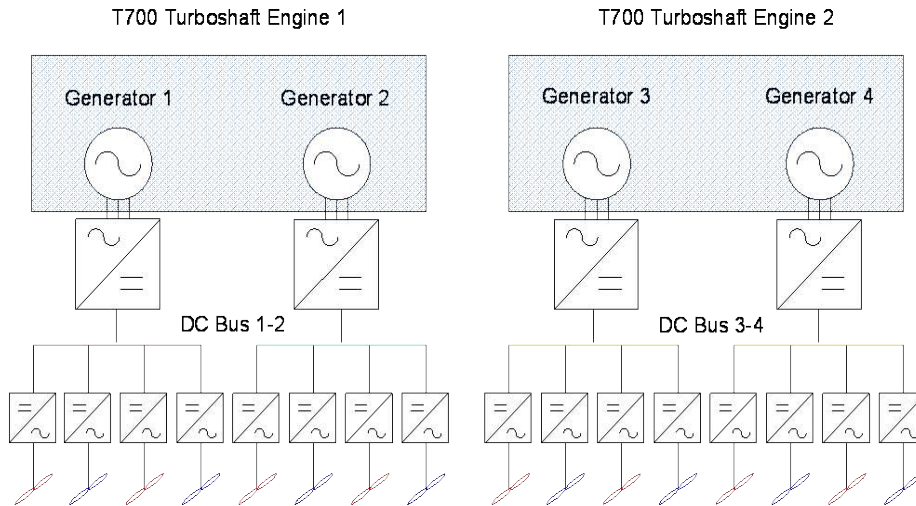
Bu duruma uymak için yedi itici gereklidir. Bu nedenle, tüm iticiler 4290 hp (3200 kW)’a eşit olan gerekli gücün %14,3’ünü sağlamalıdır. Sağ ve sol iç tarafta kalan jeneratörler üç iticiye güç sağlarken sağ ve sol dış jeneratörler dört iticiye güç sağlar. Güç kapasiteleri 12796 kW ve 10716 kW olarak hesaplanmalıdır. Konvertörler ve iletim hatlarının güç değerleri, bağlanan baraların güç yüzdesi ile ilgilidir.

Bu mimari, önerilen diğer mimarilere kıyasla en basit ve uygulaması kolay olanıdır. Kullanılan kablo ve anahtarlama elemanları optimum seviyededir. Ancak motorların güç ihtiyacı yüksektir. Daha güçlü motor gerektiğinden motor ağırlığı sorun olacaktır. Ancak gelecekte HTS malzemelerinin geliştirilmesiyle çok daha küçük ve hafif motorlardan yüksek güç elde edilmesi beklenmektedir. Ayrıca, iletim hatları için daha ince ve daha hafif iletkenler sistemi hafifletecektir.

4.2.1. Baseline Architecture Simülasyonu

Bu tasarım, “Baseline Architecture”a göre yapılmıştır. GE T700 turboşaft motor, modelde birincil güç kaynağı olarak kullanılmıştır. Önerilen tasarım, her biri iki jeneratöre mekanik güç sağlayan iki turboşaft motor içermektedir. Her bir jeneratörden üretilen güç çıkışı dc'ye dönüştürüldükten sonra itki sağlayan 16 elektrik motoruna gönderilir. Sistem, Şekil 4.2’de gösterilen mimariye dayanmaktadır. Bu mimarinin NASA’nın tasarımından farkı, tüm jeneratörlerin itki için dört motoru beslemesidir. Mimari, optimum koşullarda 16 elektrik motorunu besler ve tek motor çalışma senaryosu için 8 motor kullanılır.

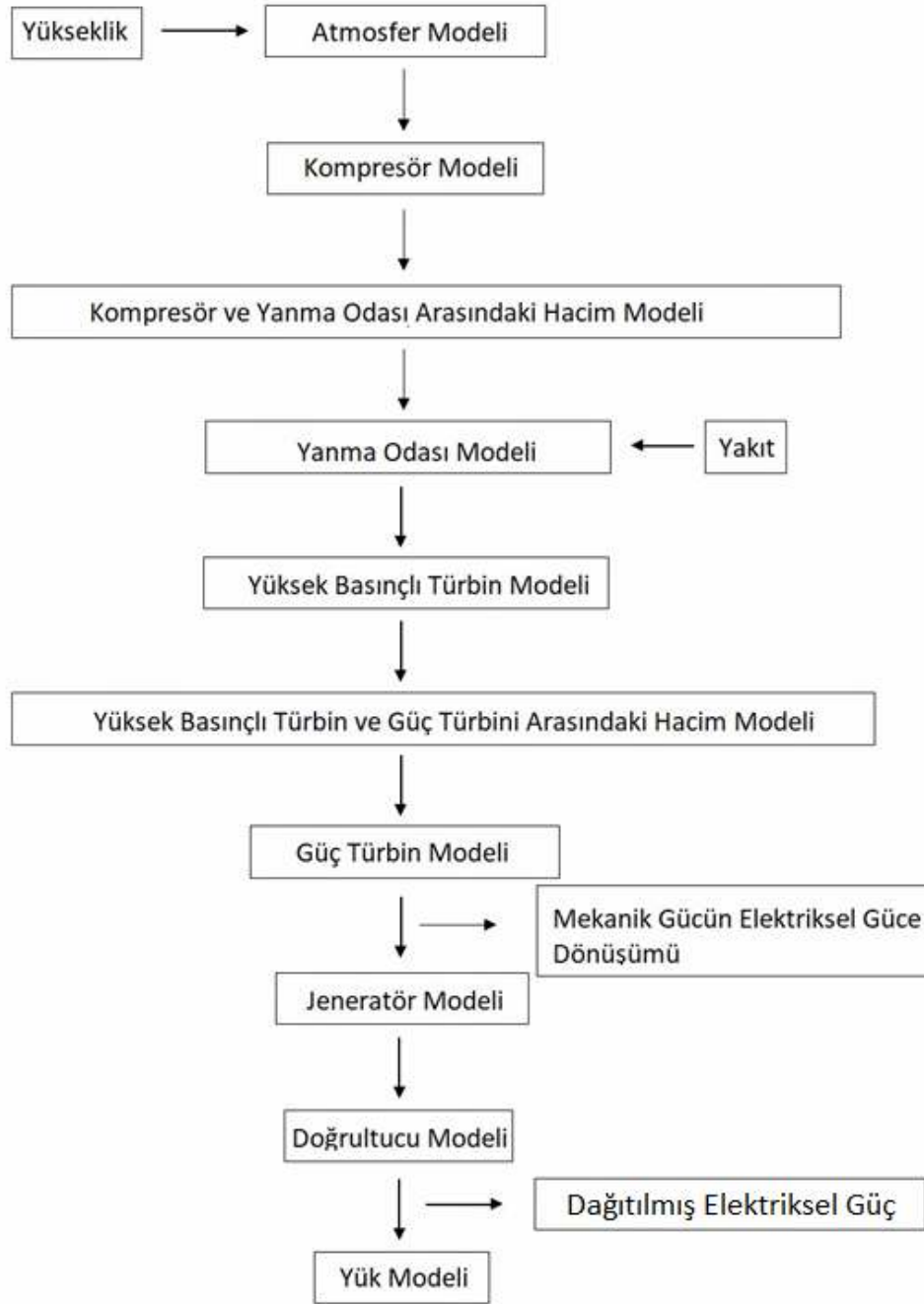
Şekil 4.3'te görüldüğü gibi mavi pervaneler sol kanatta, kırmızı pervaneler ise sağ kanatta yer almaktadır. Böylelikle kanatlarda bulunan itki sistemleri tek kanata oluşabilecek itki kaybı riskini minimuma indirir. Tek elektrik motoru arızası durumunda, eksik güç çalışan sistemlerden sağlanabilir.



Şekil 4.3. Önerilen Baseline Turboelektrik Sistemi

Bu çalışmanın temel amacı, GE T700 turboşaft motoru ile tasarlanan sistemin ürettiği gücü belirlemektir. Sistemin diğer elemanlarının gücünü belirleyerek genel bir güç mimarisi tasarımı amaçlanmaktadır. NASA tarafından tanımlanan ana arıza, sistemin güç

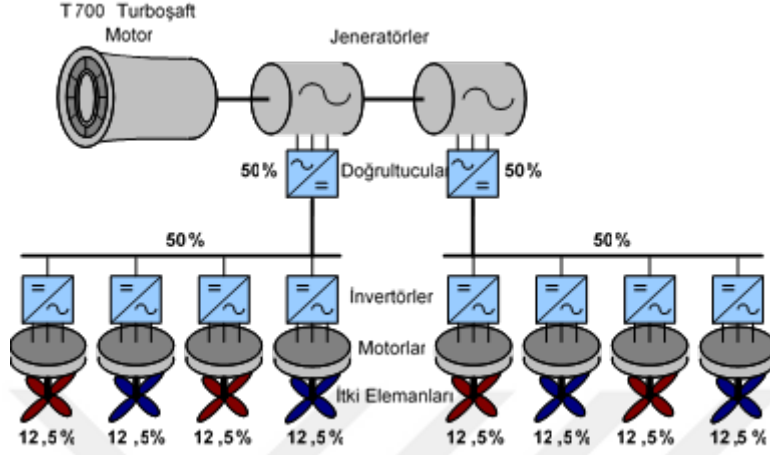
gereksinimlerinin tasarımı ve hesaplanması sırasında incelenen ve simüle edilen Şekil 4.5'te gösterilen tek turboşaft motor çalışma senaryosudur.



Şekil 4.4. Turboelektrik Dağıtılmış İtki Sistemi Modelinin Akış Şeması

Turboelektrik Dağıtılmış İtki Sistemi Modelinin Akış Şeması Şekil 4.4'te gösterilmiştir. Atmosfer modelinden başlayıp Jeneratör modeline kadar olan, MATLAB / Simulink'te tasarlanan model, (Yazar, I. 2018: 3), (Ballin M.A. 1988: 4), (Uzol O.A., 2011: 7)'da yapılan T700 turboşaft motor modeline dayanmaktadır. I. Yazar'ın (Yazar, I. 2018: 3) çalışmasından elde edilen matematiksel model, turboşaft motor modeli olarak kullanılmıştır. Mil, üç fazlı

elektrik gücü üretmek için jeneratörün girişine bağlanır. Kundur'un senkron jeneratör modeli referans olarak kullanılmıştır (Kundur, P., 2004: 117). Gerilim çıkış parametreleri, jeneratörün uyarma geriliminin nominal değerleri yeniden tanımlanarak ayarlanır. Uygulama için gerçekçi yani pratikte kullanılabilecek gerilim değerleri belirlenir.



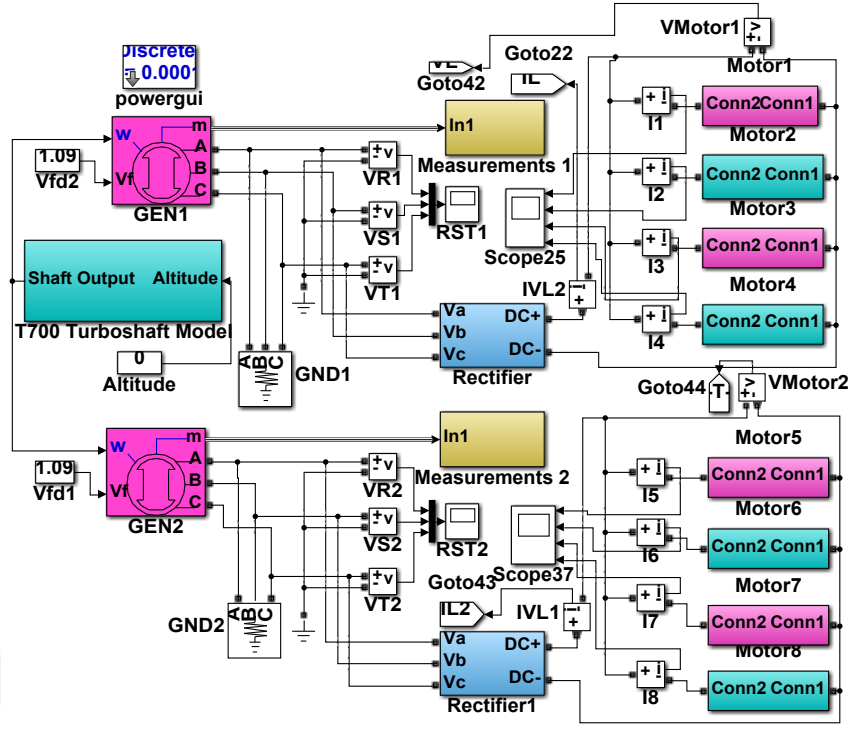
Şekil 4.5. Tek Motor Operasyonel Senaryo

Tasarım, “Baseline Architecture” için tek motorlu çalıştırma senaryosuna dayanmaktadır. Tek bir turboşaft motoru, elektrikli itki motorlarını simüle eden sekiz yükü besleyen iki jeneratöre doğrudan bağlanır. Amaç, GE T700 turboşaft motoruna dayalı bir turboelektrik sistemin güç gereksinimlerini tanımlamaktır.

Simülasyon, itki sistemi için bir yer testi olarak “sıfır” irtifada yapılır. Bu çalışmanın bulguları kullanılarak farklı motorlar ve güç mimarileri için minimum sistem gereksinimleri hesaplanabilir.

Şekil 4.6’da görülen Simulink modelinde sisteme T700 girişi, 10^{-4} örnekleme zamanı ile 10 saniye süreyle verilir. Senkron üç fazlı jeneratör, üç fazlı doğrultucu devresine Y olarak bağlanır. Devre çıkışından, sırasıyla sol ve sağ temsil eden pembe ve magenta renkli sekiz motor beslenir. Bu yöntemi kullanarak her elektrik motoruna güç verilir. Hesaplamalardan sonra elemanın uygun seçimi ve tasarımı sağlanmaktadır. Güç, gerilim ve akım değerleri elde edildikten sonra, itki sistemi için tasarım değerleri elde edilir.

Jeneratörler üç fazlı ac gerilim üretmesine rağmen, üretilen gerilim dc’ye dönüştürülür. Bu dönüştürme, ac senkronizasyon sorunlarını ortadan kaldırır. Ayrıca, gelecekteki olası dc motor uygulamaları için ac elde etmek veya farklı gerilim seviyeleri sağlamak için dc kullanmak daha kolaydır.



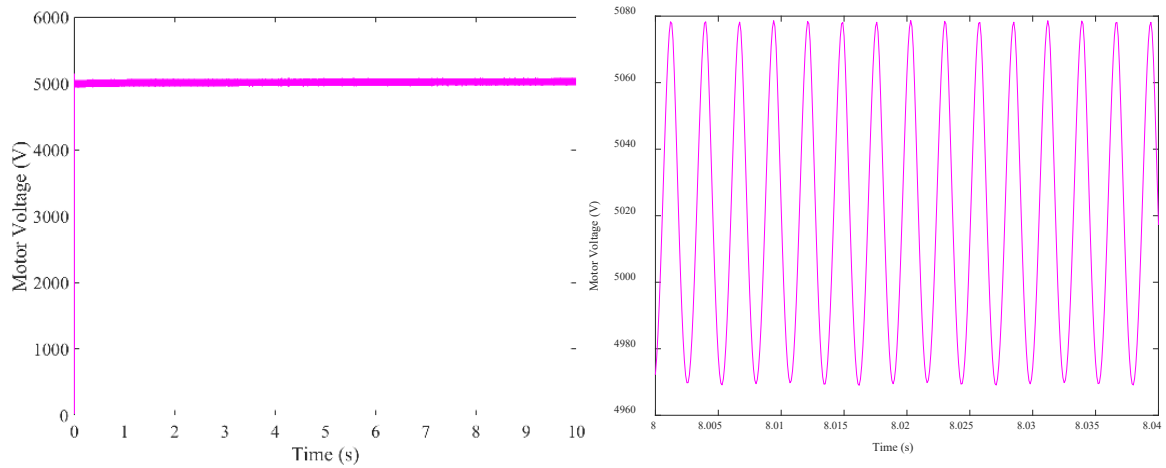
Şekil 4.6. Baseline Architecture Simulink Modeli

Bu modelde üretilen gerilim, düşük dalgalı bir dc gerilimi elde etmek için düzeltilir ve filtrelendir. Şekil 4.7, elde edilen 5018V dc gerilimini göstermektedir. Doğrultulmuş gerilim doğrudan yüklere bağlanır. Filtrelenmiş gerilim dalgalanması şu şekilde hesaplanabilir;

$$\%V_{ripple} = \frac{V_{peak} - V_{bottom}}{V_{mean}} \times 100 \quad (4.15)$$

$$\%V_{ripple} = \frac{5078 - 4969}{5018} \times 100 \quad (4.16)$$

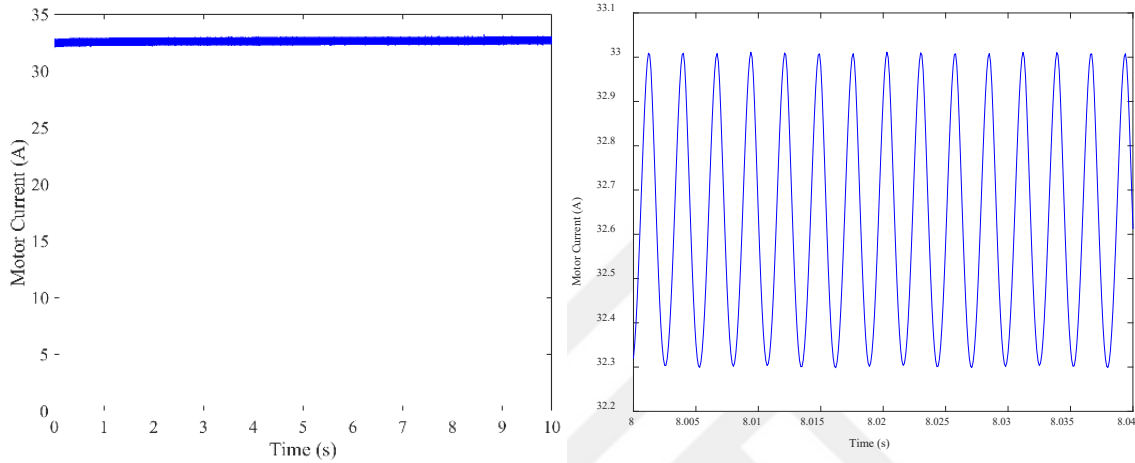
$$\%V_{ripple} = 2,1\% \quad (4.17)$$



Şekil 4.7. Motor Gerilimi Dalga Şekli

Şekil 4.6'de gösterilen bir yük ile temsil edilen elektrik motorunu sürmek için 32,6A dc akım kullanılmıştır. Simülasyon için kullanılan tüm yükler dinamik yükler değildir ve hepsi aynı özelliklere sahiptir. Böylece tüm motorlar aynı akımla beslenir. Buna bağlı olarak, her motorun akım değeri bir yük incelenerek elde edilebilir. Aynı şekilde, mevcut hesabın dalgalanması şu şekilde yapılabilir;

$$\%I_{ripple} = \frac{33.01-32}{32.6} \times 100 = 3.1\% \quad (4.18)$$



Şekil 4.8. Motor Akımı Dalga Şekli

Tek bir turboşaft motor çalışma senaryosu için, kalkış için ihtiyaç duyulan tüm güç tek bir motor ve motora bağlı diğer ekipmanlar tarafından sağlanmalıdır. “Baseline Architecture” konseptinden dolayı her jeneratörün gerekli gücün yüzde 50’sini sağlaması ve her elektrik motorunun gerekli gücün %12,5’ini sağlaması gerekmektedir. Tek bir motorun elektrik enerjisi şu şekilde hesaplanabilir;

$$P_{motor} = V_{motor} \times I_{motor} \quad (4.19)$$

$$P_{motor} = 5,018 V \times 32,6 A \quad (4.20)$$

$$P_{motor} = 163,59 kW \quad (4.21)$$

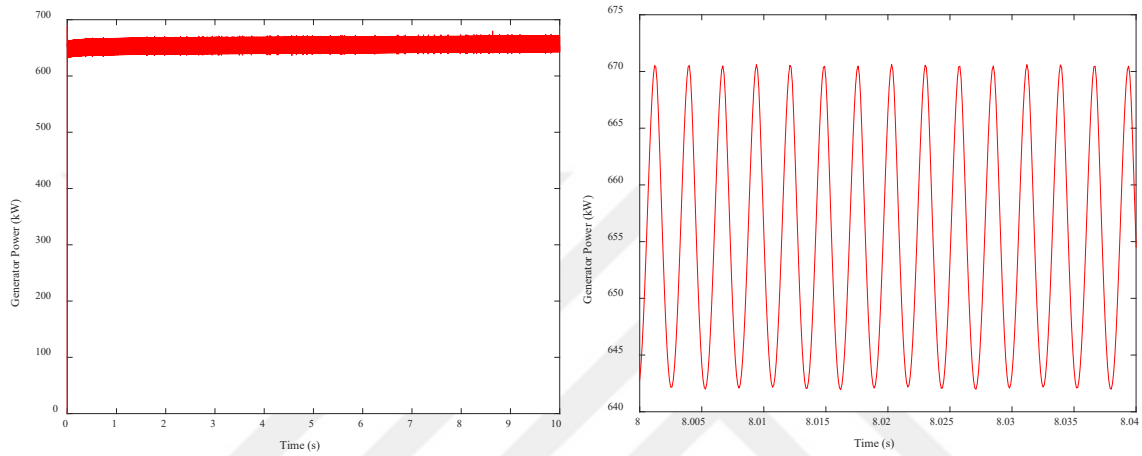
Bu hesaplama, her bir jeneratörün çıktısının toplam sistemin %50’si olması gerektiğini göstermektedir. Şekil 4.9, simülasyon sonuçlarının kriterlere uygun olduğunu göstermektedir. Şekil 4.9, 654,3 kW’lık elektrik enerjisinin tek bir jeneratör tarafından üretildiğini göstermektedir. İhtiyaç duyulan gücün %100’ünün her iki jeneratörden elde edilmesi beklenmektedir. Elde edilen gücün toplam çıktısı simülasyonlardan görülebilir;

Sistemde üretilen 1308,8 kW elektrik enerjisi Şekil 4.10’da gösterilmektedir. Elektrik enerjisi turboşaft motorun ürettiği 1324 kW’lık mekanik güçle karşılaştırıldığında (Şekil 4.11), ortaya çıkan dönüşüm verimi şu şekilde ölçülebilir:

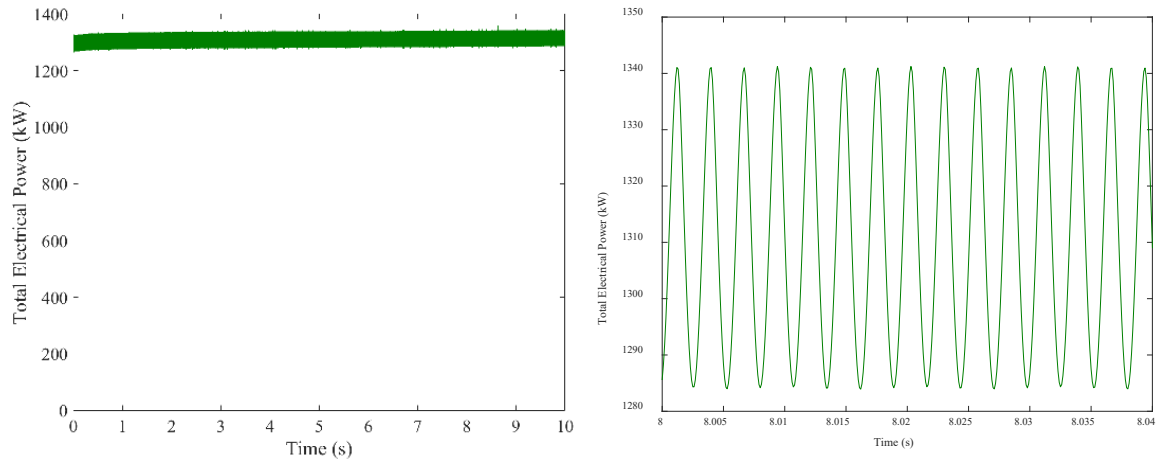
$$\%Efficiency = \frac{P_{electrical}}{P_{mechanical}} \times 100 \quad (4.22)$$

$$\%Efficiency = \frac{1308,8}{1324} \times 100 \quad (4.23)$$

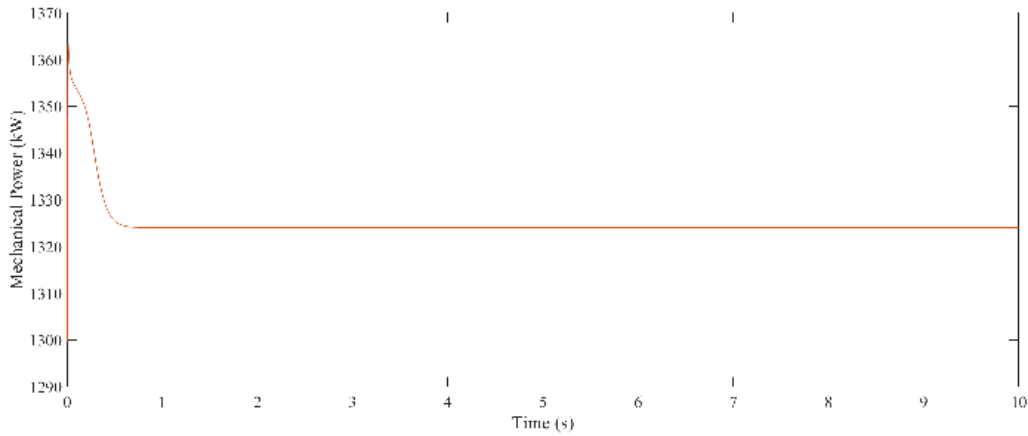
$$\%Efficiency = 98,8\% \quad (4.24)$$



Şekil 4.9. Tek Jeneratörün Güç Dalga Şekli



Şekil 4.10. Sistemin Toplam Güç Dalga Şekli



Şekil 4.11. Turboşaft Çıkışındaki Mekanik Güç

Simülasyondan elde edilen motor akımı %3,1 dalgalanma ile ortalama 32,6 A değerine sahiptir. Ayrıca, her motorun %2,1 ile 5018 V ortalama gerilim değeri vardır. Turboşaft motoru olan ana güç kaynağı 1324 kW güce sahiptir. Mekanikten elektrik enerjisine dönüşüm verimi %98,8 olarak hesaplanmıştır. Simulink aracılığıyla elde edilen sayısal sonuçlar Tablo 4.1’de görülebilir.

Tablo 4.1 Sistemin güç değerleri

Parametre	Değer	%Salınım
Motor Akımı	32,6 A	3,1%
Motor Gerilimi	5018 V	2,1%
Parametre	Değer	%Güç Yüzdesi
Toplam Mekanik Güç	1324 kW	~100%
Toplam Elektriksel Güç	1308,8 kW	100%
Jeneratör Gücü	654,3 kW	50%
Tek Motor Gücü	163,59 kW	12,5%
%Dönüşüm Verimi		98,8%

4.2.2. Baseline Architecture Simülasyon Sonuçları

Bu çalışma MATLAB / Simulink’teki “Baseline Architecture”ın TeDP elektrik sisteminin modellemesini ve simülasyonunu analiz etmektedir.

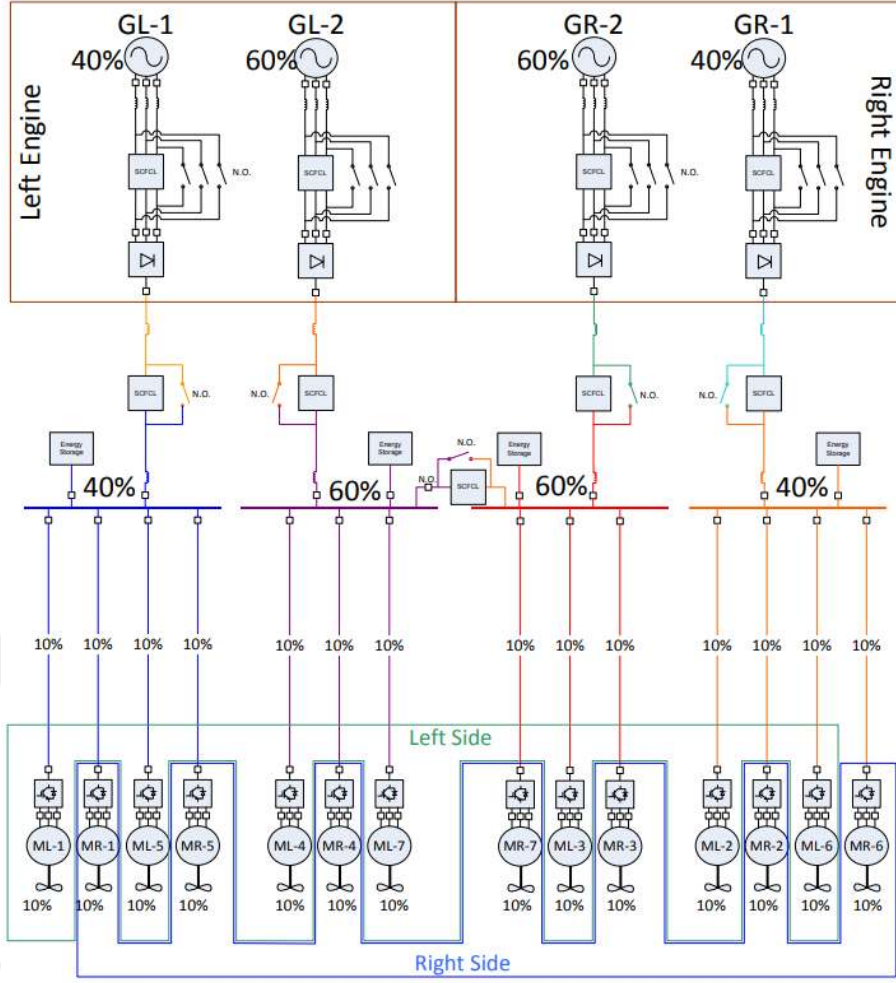
Tek turboşaftlı motor çalışma senaryosu test edilmiş ve bu durum için ana eleman gereksinimleri hesaplanmıştır. Ardından simülasyondan elde edilen sonuçlar sunulmuştur. Şekil 4.12’de görüldüğü gibi, T700 turboşaft motoru için “Baseline Architecture” modellemesinin tek motor arıza senaryosu ve simülasyon sonuçları belirlenmektedir. Elde

edilen gerilim ve akım dalgalanma değerleri kabul edilebilir seviyededir. Dört motor gücünün tek jeneratör gücüne eşit olduğu da görölmektedir. İki jeneratör gücünün toplamı, toplam elektrik gücüne eşittir. Mekanik-elektriksel güç dönüşümü simüle edilir ve kabul edilebilir (gerçekçi) değerler yüzdeler dikkate alınarak değerlendirilir. Aynı mimari için farklı motor uygulamaları, çalışmada tanımlanan yüzde sistemine kolayca uyarlanabilir. Daha sonra elektrik sistemi güç değerleri ayarlanabilir.

4.3. Inner Bus Tie Architecture Modellemesi

Inner Bus Tie Architecture, basitliği ve uygulama kolaylığı ile öne çıkan bir mimaridir. Ayrıca, kablolama gereksinimi ve yarıiletken anahtar ihtiyacı diğer mimarilere nazaran daha azdır. Bu sebeple sistemin boyutlarının küçölmesi daha kolaydır. Öte yandan motorların güç ihtiyacı diğer mimarilere göre yüksek olsa da elektrik motoru güç gereksinimi “Baseline Architecture”dan daha düşüktür. Inner Bus Tie mimarisi, daha karmaşık kablolamaya sahip mimariler için bir geçiş mimarisi görünümünde olmasına rağmen, yüksek güç gerektiren sistemler için motor ağırlığı sorunlarına neden olabilir. HTS malzemelerinin geliştirilmesi ile gelecekte çok daha küçük ve hafif motorlarla yüksek güç elde edilmesi beklenmektedir. Güç aktarımı için daha ince ve daha hafif iletkenler ve anahtarlar da mevcut olacaktır.

NASA tarafından 2014 yılında yapılan bir çalışmada (Jones vd., 2016: 3), turboelektrik itki sistemi kullanan N3-X uçağı için farklı elektrik mimarileri sunulmuştur. Her mimarinin birbirlerine kararlılık, kontrol ve güvenlik gibi farklı üstünlükleri mevcuttur. Çalışmada N3-X TeDP Inner Bus Tie mimarisi simüle edilmiştir. Turboşaft motorlar, jeneratörler, konvertörler, baralar ve elektrik motorlarından oluşan tüm güç elemanları, 30000 hp olan minimum güç çıkışı ihtiyacını karşılayacak şekilde hesaplanmıştır. Hesaplanan güç değeri, tek bir turboşaft motor çalışma modu ile kalkış için gereklidir. Mimarinin detaylı şematığında güç yüzdeleri ve güç dağıtımı Şekil 4.13 de detaylı bir biçimde sunulmuştur.



Şekil 4.13. Inner Bus Tie Architecture

Kaynak: (Ross vd., 2014: 28)

Her bir elemanın güç kapasitesi, şekilde gösterilen yüzde ile gerekli kalkış gücü çarpılarak hesaplanabilir. Güç gereksinimi mantığını anlamak için tek turbo shaft çalışma senaryosu dikkate alınmalıdır. Bu durumda, uçağa gerekli itkiyi uygulamak için on itici gereklidir. Örneğin, N3-X için tahmini kalkış gücü 30000 hp (22370,996 kW). Sol bara ve sol motorun sol jeneratörü için hesaplama yapılacak ise;

$$30000 \times 0.4 = 12000\text{hp} (8825,985 \text{ kW}) \quad (4.25)$$

ve sol motora bağlı sağ jeneratör sağlaması gereken güç;

$$30000 \times 0,6 = 18000\text{hp} (13422,598 \text{ kW}) \quad (4.26)$$

Bu nedenle, tüm iticiler, aşağıdakilere eşit olan gerekli gücün %10'unu sağlamalıdır:

$$30000 \times 0,1 = 3000\text{hp} (2237,1 \text{ kW}) \quad (4.27)$$

Tek bir motor çalışma senaryosunda, baraların ortasındaki süper iletken anahtar kapalıdır. Bu nedenle gerekli güç,

$$3000 \times 10 = 30000 \text{ hp (22370,996 kW)} \quad (4.28)$$

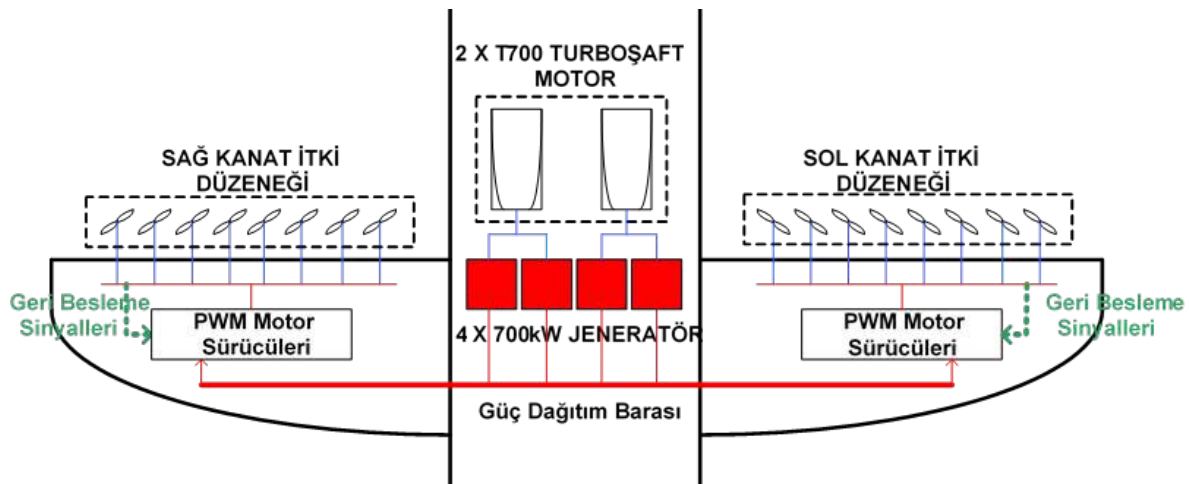
olarak hesaplanır.

10 adet elektrik motoru ile kalkış için gereken güç elde edilmiştir. Her iç bara üç iticiyi destekler ve dış baralar sırasıyla dört iticiyi destekler. Güç kapasiteleri 12000hp ve 18000hp olarak hesaplanmalıdır. Jeneratörler, konvertörler ve iletim hatlarının güç değerleri, bağlanan baraların güç yüzdesi ile ilgilidir.

4.3.1. Inner Bus Tie Architecture Simülasyonu

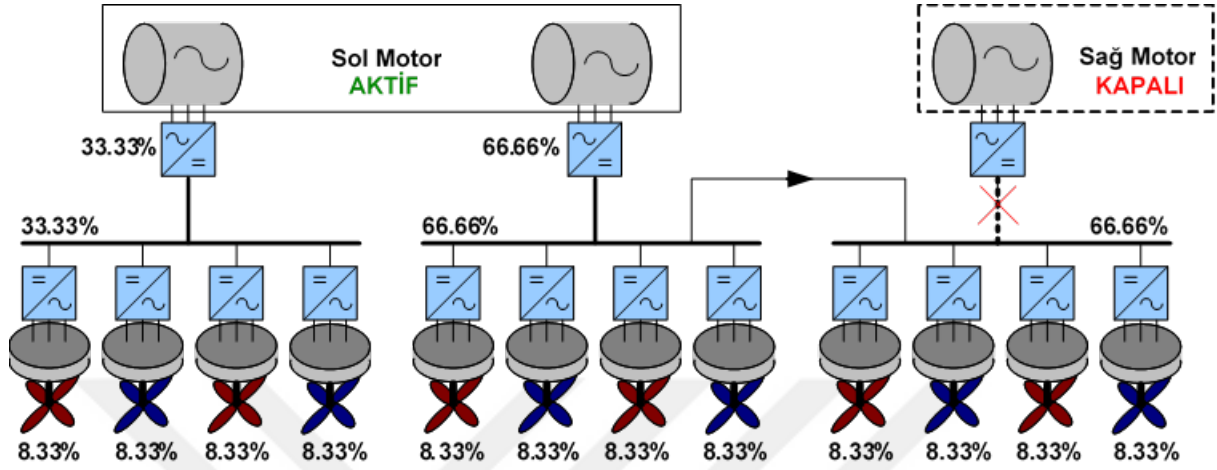
Modelde ana güç kaynağı olarak GE T700 turboşaft motoru kullanılmıştır. Inner Bus Tie Architecture'a göre, iki turboşaft motoru 4 jeneratörü çalıştırmakta, motorların her biri iki jeneratöre mekanik güç sağlamakta ve her jeneratörden gelen güç çıkışı dc'ye çevrildikten sonra elektrik motorlarına gönderilmektedir. Bu çalışma için, itme sağlamak üzere 16 motor seçilmiştir.

Önerilen sistem, NASA'nın bir TeDP için ön tasarımlarındaki Inner Bus Tie Architecture'a dayalı olarak Şekil 4.14'te gösterilmektedir. Farklı bir yaklaşım olarak, iki jeneratör dört motoru besliyor ve diğerlerinin burada tek bir turboşaft arızası durumunda sekiz motoru beslemesi sağlanıyor. Sistem optimum koşullarda 16 elektrik motorunu besler ve bir motor arıza senaryosu için 12 motor kullanılır. Şekil 4.14, farklı 16 iticili uçağın güç dağılımını ve dönüşümlerini göstermektedir.



Şekil 4.14. TeDP İtici Elemanlarının Yerleşimi

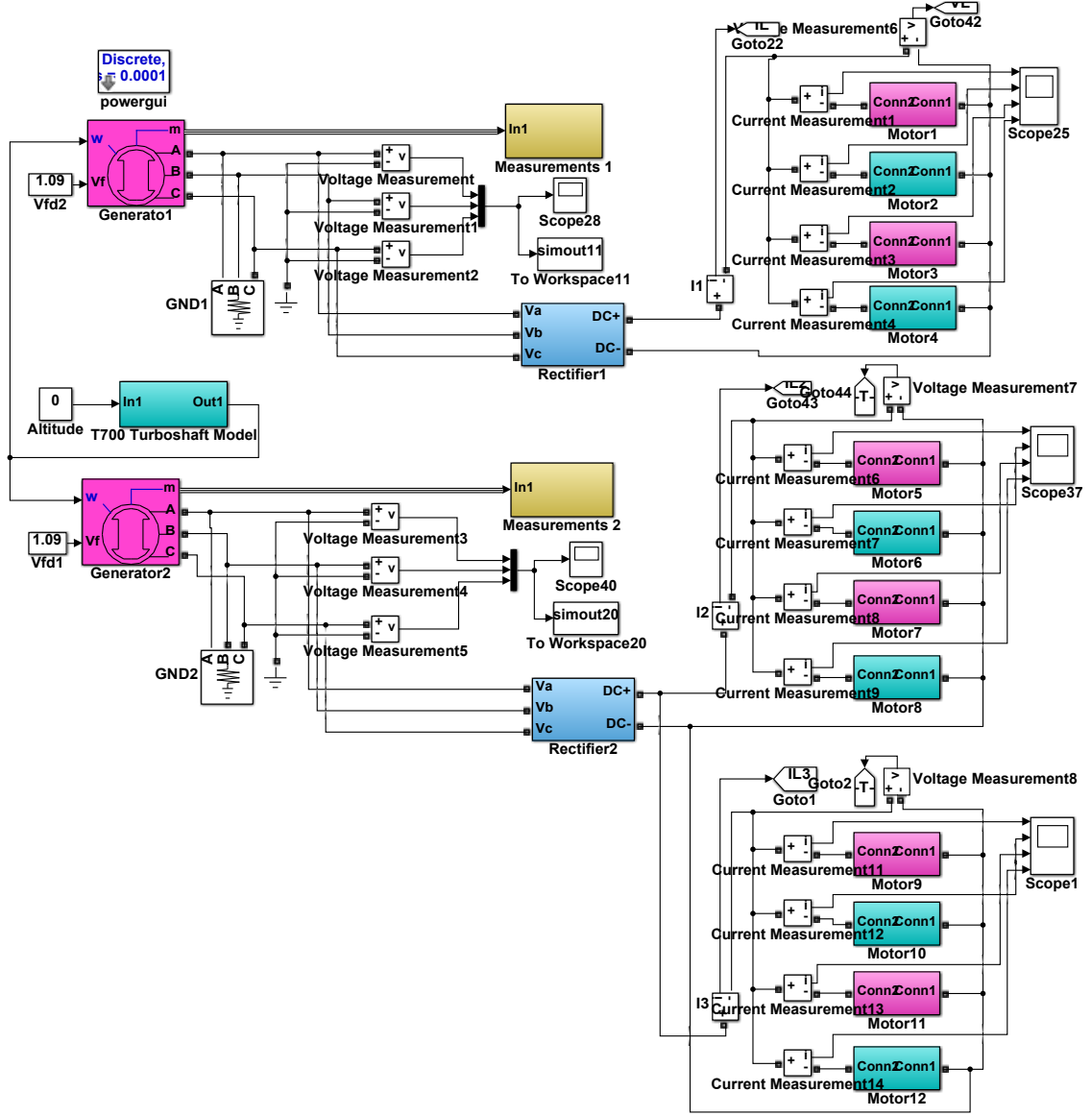
Şekil 4.14'teki mimariden görüldüğü gibi kırmızı pervaneler sağ kanatta, mavi pervaneler ise sol kanatta yer almaktadır. Turboşaft motor, jeneratör veya güç elektroniği sistemlerinin arızalanması durumunda bu şekilde bir yedeklik sağlanır. Tek elektrik motoru arızalarında, ekipmanın arızası, çalışan sistemlerin yedek gücü kullanılarak telafi edilebilir.



Şekil 4.15 Çalışmada Kullanılan Inner Bus Tie Architecture Şematiği

Bu çalışmanın temel amacı, GE T700 turboşaft motoru ile tasarlanan sistemin ürettiği gücü belirlemektir. Sistemdeki diğer unsurların gücünü belirleyerek bütüncül bir güç mimarisi tasarımı amaçlanmaktadır. Tek turboşaft motor çalışma senaryosu olan NASA tarafından belirlenen en büyük arıza, sistem tasarlanırken ve güç ihtiyaçları hesaplanırken analiz ve simüle edilmiştir.

MATLAB / Simulink modeli, T700 turboşaft motorunun matematiksel bir modeline dayanmaktadır, (Yazar, I. 2018: 3), (Ballin M.A. 1988: 5), (Uzol O.A., 2011: 11). Matematiksel model uygulandığında, şaft çıkış değerleri jeneratörün mekanik girişini sürmek için kullanılır. Sistem, “Inner Bus Tie Architecture”ın tek motor arızası senaryosuna dayanmaktadır. Tek bir turboşaft motoru, T700 turboşaft tabanlı sistem için güç gereksinimlerini belirlemek için doğrudan bir çift jeneratöre ve elektrik itki motorlarını simüle eden 12 yüke bağlanır. Motor yer testinde çalıştığı için irtifa simülasyonda ona göre “0” olarak tanımlanmıştır. Bu çalışmanın bulguları kullanılarak farklı motorlar ve güç mimarileri için minimum sistem gereksinimleri hesaplanabilir.



Şekil 4.16. Inner Bus Tie Architecture Simulink Modeli

Inner Bus Tie Architecture Simulink modeli Şekil 4.16’da görülmektedir. T700 girişi, sisteme 10^{-4} örnekleme zamanıyla 10 saniye süreyle verilmektedir. 3 fazlı senkron jeneratörler 3 fazlı doğrultucu devresine Y olarak bağlanır. Devre çıkışından sırasıyla sol ve sağ pembe ve magenta olarak temsil eden 12 motor beslenir. Bu nedenle, güç her bir elektrik motoruna dağıtılır. Hesaplamalar yapıldıktan sonra eleman seçimi ve tasarımı sağlanır. Daha sonra güç, gerilim ve akım değerleri elde edilerek güç dağıtım sistemi tasarımı gerçekleştirilir.

3 fazlı bir asenkron makine, günümüz teknolojisi için elde edilen güç değerlerine göre uygundur. 3 fazlı motor sistemi, motor sürüşü ve kontrolü için 3 fazlı bir invertör gerektirir. Jeneratörler motorlar için 3 fazlı ac gerilim üretmesine rağmen üretilen gerilim dc’ye çevrilir. Bu dönüşüm, yükler için güç dağıtım sırasında ac senkronizasyon gereksinimini ortadan

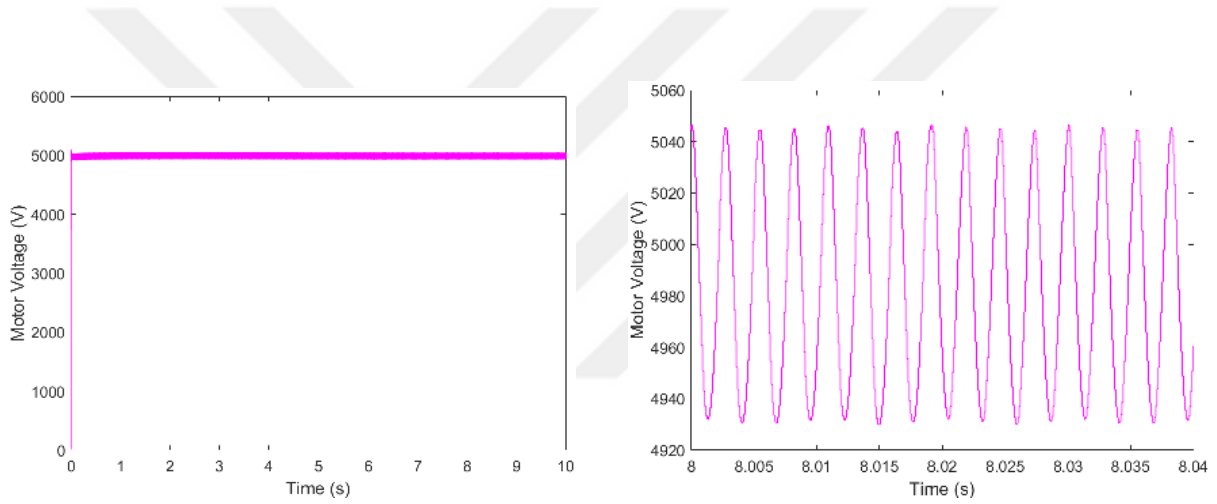
kaldırır. ac elde etmek için dc oluşturmak veya gelecekteki dc motorlar için farklı gerilim seviyeleri sağlamak da kolaydır.

Bu çalışmada, daha iyi bir dc gerilim çıkışı elde etmek için jeneratörün ürettiği gerilim doğrultulmuş ve filtrelenmiştir. Şekil 4.17, elde edilen 4981V dc gerilimini göstermektedir ve doğrudan yükleri beslemektedir. Filtrelenen gerilimin dalgalanma seviyesi şu şekilde hesaplanır;

$$\%V_{ripple} = \frac{V_{peak} - V_{bottom}}{V_{mean}} \times 100 \quad (4.29)$$

$$\%V_{ripple} = \frac{5046 - 4931}{4981} \times 100 \quad (4.30)$$

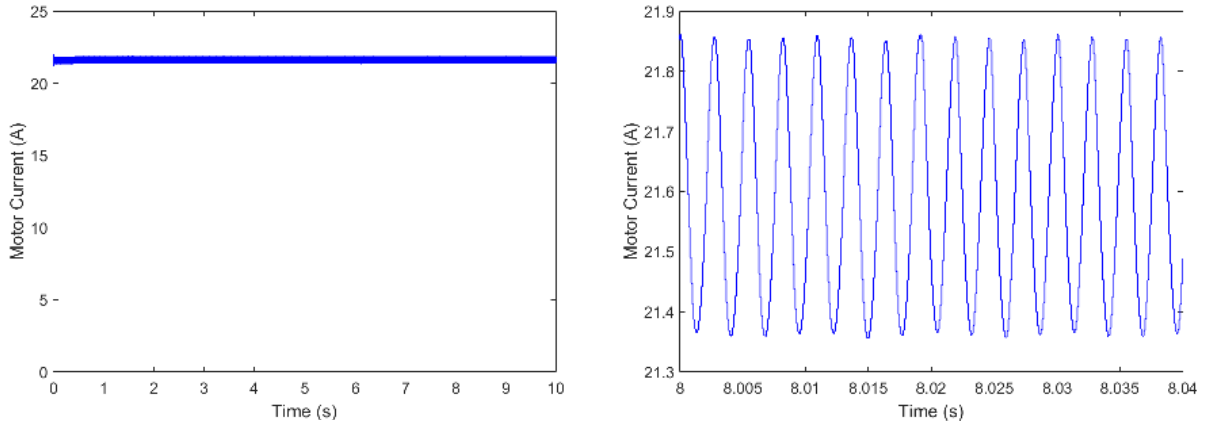
$$\%V_{ripple} = 2.3\% \quad (4.31)$$



Şekil 4.17. Motor besleme gerilimi dalga şekli

Elektrik motorunu temsil eden bir yükü besleyen 21.6 A doğru akım Şekil 4.18'de gösterilmiştir. Sistemdeki tüm yükler aynı özelliklere sahiptir ve dinamik yükler değildir. Bu nedenle tüm yükler aynı akımı kullanır. Sonuç olarak, bir yükün incelenmesi, her motoru besleyen akım değerini temsil edebilir. Ayrıca akım dalgalanması şu şekilde hesaplanabilir;

$$\%I_{ripple} = \frac{21.86 - 21.36}{21.6} \times 100 = 2,3\% \quad (4.32)$$



Şekil 4.18. Motor besleme akımı dalga şekli

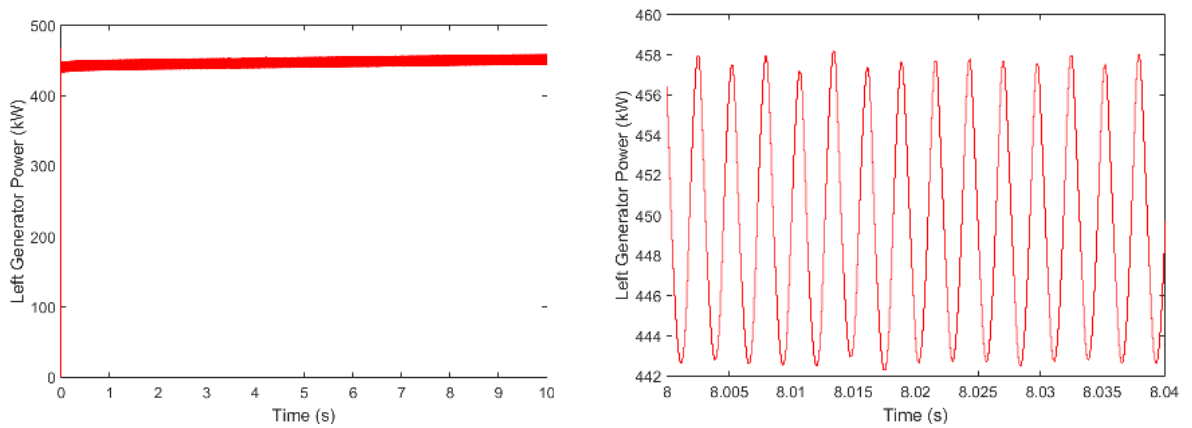
Tek bir turboşaftlı motorun kalkış durumunda, gerekli gücün %100'ü tek bir motor ve motora bağlı diğer elemanlar tarafından sağlanmalıdır. “Inner Bus Tie” tasarımı nedeniyle iki jeneratörün gerekli gücün %100'ünü ve her elektrik motorunun gerekli gücün %8,3'ünü sağlaması önerilmektedir. Her motorun gücü şu şekilde hesaplanabilir;

$$P_{motor} = V_{motor} \times I_{motor} \quad (4.33)$$

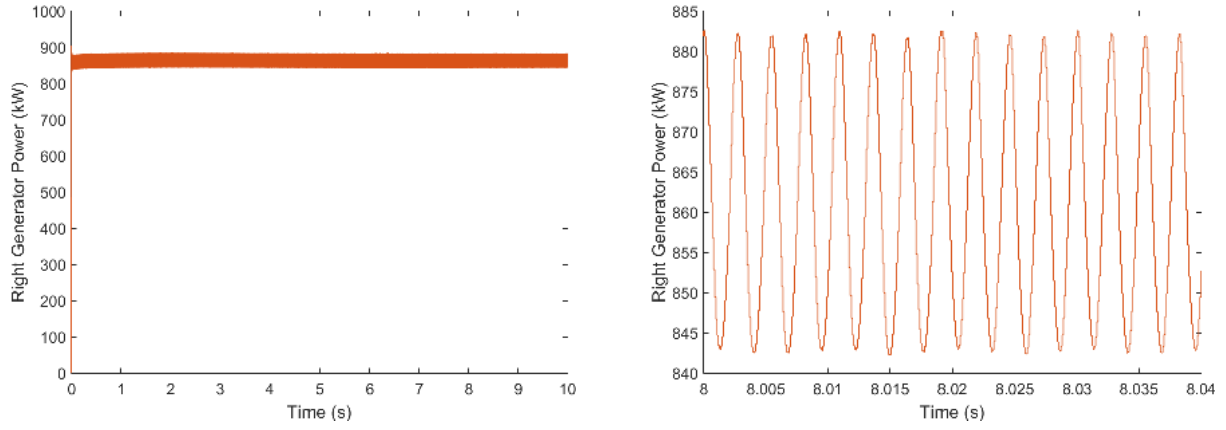
$$P_{motor} = 4981 \text{ V} \times 21,6 \text{ A} \quad (4.34)$$

$$P_{motor} = 107,58 \text{ kW} \quad (4.35)$$

Bu hesaplama, sol jeneratörden üretilen gücün toplam sistemin %33,3'ü ve sağ jeneratörün %66,6'sı olması gerektiğini göstermektedir. Şekil 4.19 ve 4.20, simülasyonların gereksinimlerle uyum içinde olduğunu göstermektedir.

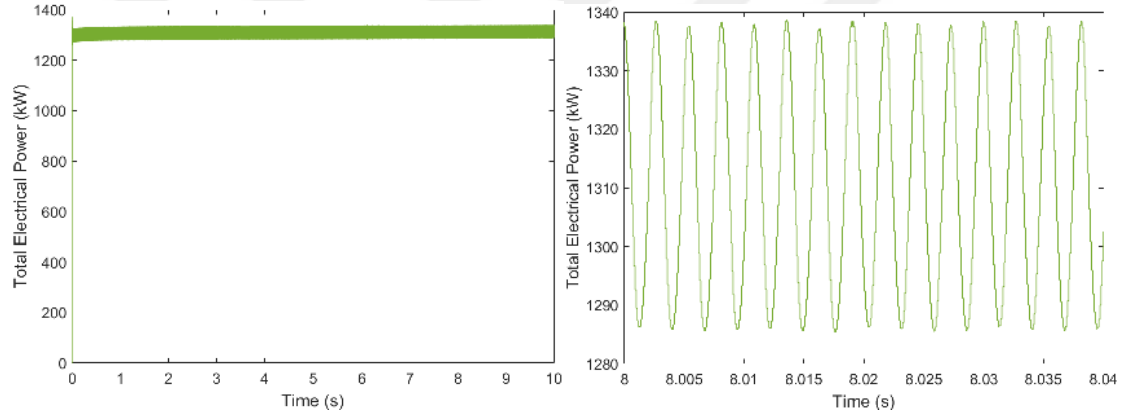


Şekil 4.19. Sol Jeneratör Güç Dalga Şekli

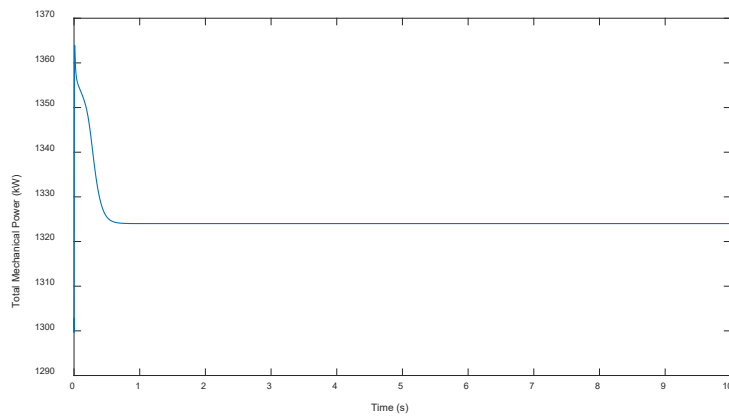


Şekil 4.20. Sağ Jeneratör Güç Dalga Şekli

Şekil 4.21'de görüldüğü gibi 1312,6 kW güç iki jeneratör üzerinden üretilmektedir. Gerekli gücün %100'ünün her iki jeneratörden sağlanması beklenmektedir. Simülasyonlar, aşağıda elde edilen toplam güç sonuçlarını göstermektedir.



Şekil 4.21. Toplam Elektriksel Sistem Gücü



Şekil 4.22. Turboşaft Çıkışının Mekanik Gücü

Sistemde üretilen 1312,6 kW elektrik gücü Şekil 4.21'de gösterilmiştir. Üretilen elektrik gücü (bk. Şekil 4.22) ile mekanik güç (1324 kW) arasındaki karşılaştırma aşağıda değerlendirilmiştir. Elde edilen dönüşüm verimliliği şu şekilde hesaplanabilir:

$$\%Efficiency = \frac{Pelectrical}{Pmechanical} \times 100 \quad (4.36)$$

$$\%Efficiency = \frac{1312.6}{1324} \times 100 \quad (4.37)$$

$$\%Efficiency = 99,1\% \quad (4.38)$$

Son olarak, Simulink aracılığıyla elde edilen toplam değerler gösterilebilir. Tek bir turboşaft motor çalışma senaryosu için, çalışan her bir elektrik motorunun %2,3 akım dalgalanması ile 21,6 A akım ve 4981 V gerilim ile beslenebileceği hesaplanmıştır. Bu durum için, çalışan her elektrik motorunun 107,58 kW elektrik gücüne ihtiyaç duyduğu gözlemlenebilir. Bu modelde, sol jeneratör ve sağ jeneratör sırasıyla dört ve sekiz elektrik motoruna güç sağlar. Simülasyon sonucunda sol jeneratörün 437,53 kW ve sağdaki jeneratörün sırasıyla 875,06 kW elektrik enerjisi ürettiği görülmüştür. Sisteme mekanik turboşaft girişinden üretilen toplam elektrik gücü 1312,6 kW'a eşittir. Turboşaft motorun ürettiği ölçülen mekanik güç 1324 kW'tır. Mekanik güç ve elektrik gücü karşılaştırıldığında, sistemin dönüşüm veriminin % 99,1'e eşit olduğu belirlenmiştir.

4.3.2. Inner Bus Tie Architecture Simülasyon Sonuçları

Bu çalışmada, “Inner Bus Tie Architecture” TeDP elektrik sisteminin modellenmesi ve simülasyonunun analizi MATLAB / Simulink üzerinde yapılmıştır. Tek turboşaft motor arıza senaryosu test edilir ve bu durum için ana eleman gereksinimleri hesaplanır. T700 turboşaft motoru için “Inner Bus Tie Architecture” modellemesinin tek motor arıza senaryosu ve simülasyon sonuçları elde edilmiştir. Ortaya çıkan gerilim ve akım dalgalanma değerleri kabul edilebilir seviyelerdedir. Daha yedekli bir sistem oluşturarak daha fazla elektrik motoru ile gerekli itikiyi sağlamak da mümkündür. Aynı şekilde, itme gücü sağlayan daha fazla elektrik motoru, küçük elektrikli itkilerin kullanılmasını sağlar.

Dört motor gücünün sol motorun sol jeneratör gücüne eşit olduğu da görülebilir; sekiz motor gücü, sol motorun sağ jeneratör gücüne eşittir. İki jeneratör gücünün toplamı, toplam elektrik gücüne eşittir. Mekanik-elektriksel güç dönüşümü simüle edilir ve yüzdeler dikkate alınarak pratik değerler değerlendirilir. Aynı mimari için farklı turboşaft motor uygulamaları sistem tanımlı yüzdeye kolayca uyarlanabilir. Daha sonra farklı mekanik güç girişleri ile gelecekteki uygulamalar için elektrik sistemi güç değerleri belirlenebilir.

5. GÜÇ ELEKTRONİĞİ SİSTEM MODELLENMESİ

Güç elektroniği modellenmesi yapılırken sistemdeki potansiyel gereksinimler göz önünde bulundurulmuştur. Bunlar iletim hatlarının ağırlığı, güvenlik ve güvenilirlik olarak 3 aşamada devre tasarımına uygulanmıştır. Aynı zamanda sistemin yüksek güç limitlerinde çalışacağı göz önünde bulundurularak tasarım elemanları seçilmiştir.

5.1. Doğrultucu Modellenmesi

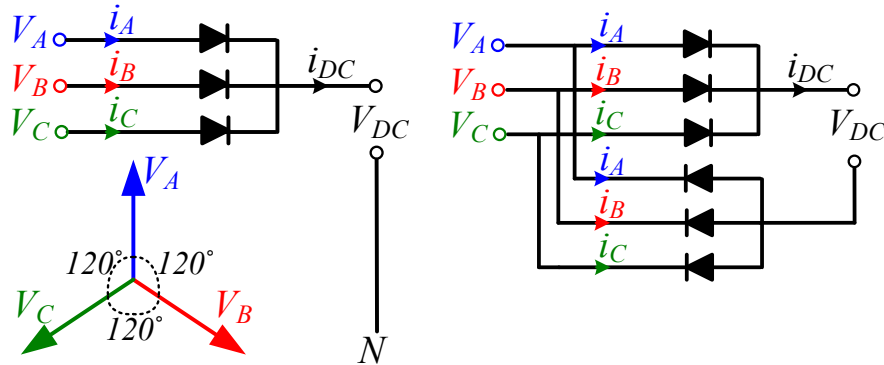
Doğrultucu devreler mimarideki ac jeneratörler tarafından üretilen ac gerilimi dc gerilime çevirerek sistemde senkronizasyon sorunu oluşmasını engellemek için kullanılmaktadır. İletimde dc kullanmanın bir diğer avantajı ise dc – dc ve dc – ac dönüşümlerin ac senkronizasyonuna ve ac – ac dönüşümüne kıyasla daha kolay olacağı düşüncesinden ileri gelmektedir.

5.1.1. Kontrolsüz Doğrultucular

Kontrolsüz doğrultucular, çıkış geriliminin aktif müdahaleler ile ayarlanamadığı sistemlerde, çıkış geriliminin sadece giriş gerilimine orantılı olarak değişim gösterdiği doğrultucu devrelerdir. Anahtarlama için ayrıca bir devre gerektirmemesi ve dolayısıyla aktif bir kontrol sistemi gerektirmemesi kontrolsüz doğrultucuları uygulanması basit ve ucuz bir sistem olarak öne çıkarmaktadır. Düşük maliyeti ve basitliği nedeniyle gündelik kullanılan şarj cihazı, adaptör gibi ekipmanlarda sıklıkla kullanılmaktadır.

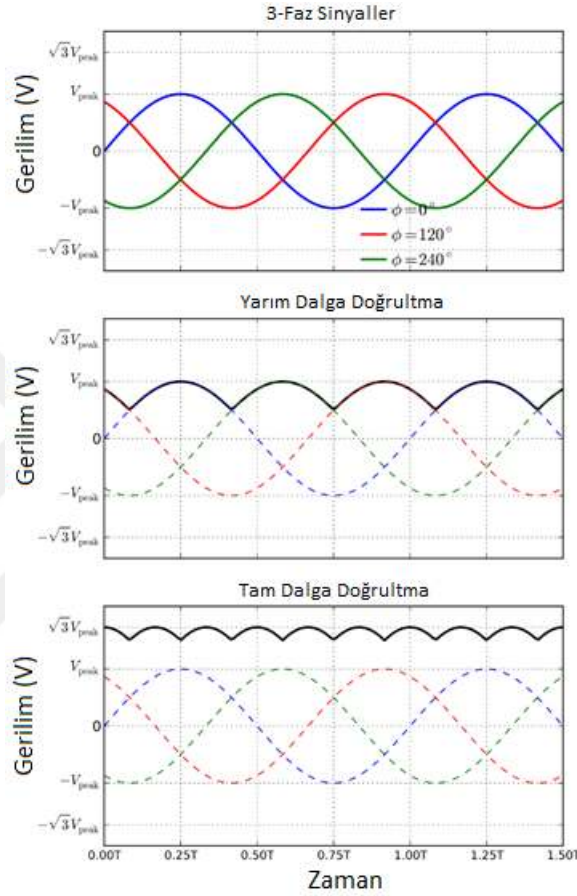
5.1.2. Yarım-Tam Köprü Doğrultucu

Yarım köprü doğrultucular gelen her alternatif akımın pozitif alternansını iletip negatif alternansını keserek alternatif akımdan doğru akım elde edilmesini sağlar. Tam köprü doğrultucunun yarısı kadar yarıiletken eleman kullanılır. Bu nedenle daha basit ve ucuzdur. Elde edilen çıkış gerilimi en fazla giriş geriliminin tepe gerilimi kadardır. Giriş gerilimi ile çıkış gerilimi arasındaki oran değişmez, sistem kontrolsüzdür.



Şekil 5.1 Yarım Köprü Doğrultucu, Tam Köprü Doğrultucu ve Faz Gösterimi

Tam köprü doğrultucular gelen her alternatif akımın hem negatif hem de pozitif alternansını iletip dc gerilim üretir. Yarım dalga doğrultucudan daha yüksek çıkışa sahiptir. Bütün alternansların doğrultulması için 6 adet diyot kullanması gerekmektedir. Çıkış gerilimi giriş geriliminden negatif ve pozitif alternanslar üst üste eklendiği için daha yüksektir. Giriş-çıkış arasındaki ilişki sabit olup kontrolsüzdür ve uygulanması basittir. Gerilim grafikleri Şekil 5.2 de gösterilmektedir.



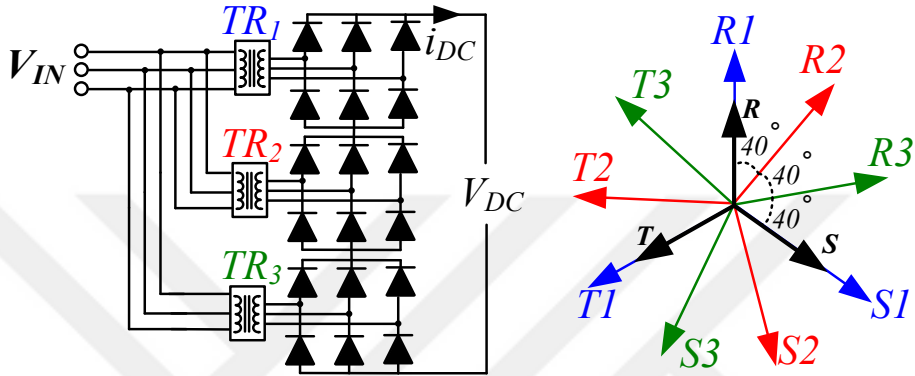
Şekil 5.2. Giriş Gerilimi, Yarım Köprü Doğrultucu Çıkışı, Tam Köprü Doğrultucu Çıkışı Dalga Şekilleri

Şekil 5.2 de görüldüğü üzere tam dalga doğrultucu gerilim kazancı ve kolay uygulama avantajı ile Baseline Architecture'ın ilk aşamasında kullanılması için seçilmiş ve ilk modelde tam dalga doğrultucu kullanılmıştır.

5.1.3. 6n Pulse Doğrultucular

6n pulse doğrultucular temelde tam köprü doğrultucu topolojisine dayanmaktadır. ac girişe eklenen transformatörler aracılığı ile faz farkı oluşturulur. Bu faz farkının oluşturulmasının amacı salınım frekansını arttırarak ideal dc'ye daha yakın bir çıkış elde edilmesidir. Bunun dezavantajı ise artan eleman sayısı, eklenen trafoların ağırlığı ve sistemin

kontROLSÜZ olmasıdır. 12 pulse, 18 pulse, ve 24 pulse gibi gereken talepler doğrultusunda pulse sayısı arttırılmaktadır. 18 pulse doğrultucu Şekil. 5.3’de gösterilmiştir. İstenilen salınım doğrultusunda trafo ve diyot sayısı arttırılarak salınım azaltılabilir, devre elemanları üzerindeki gerilim ve akım stresleri bölünebilir. Bu doğrultuda n sayısı kullanılarak trafo ve eleman adedi belirlenir. Belirtilen n sayısı ile trafolarla oluşturulacak faz kayması hesaplanabilir. Örneğin, 18 pulse doğrultucuda n sayısı 3 olarak belirlenmiştir. 3 adet trafo ve 3 adet köprü diyot devresi kullanılmaktadır. Bu doğrultuda faz kayması $120/3=40^\circ$ olarak hesaplanır.



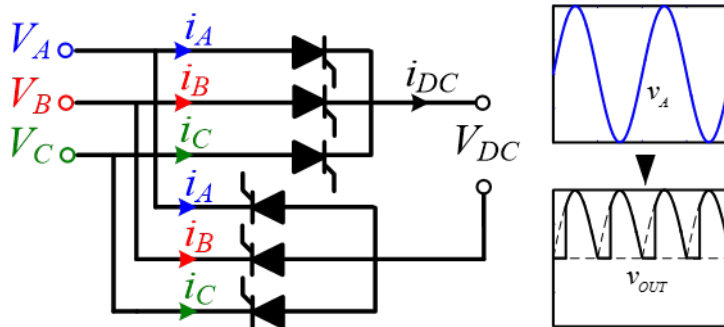
Şekil 5.3. 18 Pulse Doğrultucu ve Trafo Çıkışlarındaki Faz Gösterimi

Şekil 5.3’te görüldüğü üzere 18 pulse doğrultucu için 3 adet trafo, 18 adet diyot kullanılmaktadır. Birinci trafodaki faz kayması 0° , ikincideki 40° ve üçüncüdeki 80° olarak hesaplanmıştır.

5.1.4. Kontrollü Doğrultucular

5.1.4.1 Yarım Kontrollü Doğrultucular

Yarım kontrollü doğrultucuda anahtarların açma ve kapatılması kontrol aracılığıyla yapılmamakta, sadece açma işlemi yapılmaktadır. Bu işlemde kullanılan devre elemanı tristördür. Anahtarların açılış zamanı talep edilen gerilime göre ayarlanarak çıkış gerilimi değiştirilebilir. Şekil 5,4 yarım kontrollü doğrultucu ve dalga şekillerini göstermektedir.



Şekil 5.4. Yarım Kontrollü Doğrultucu ve Tek Faz Çıkışındaki Gerilim Gösterimi

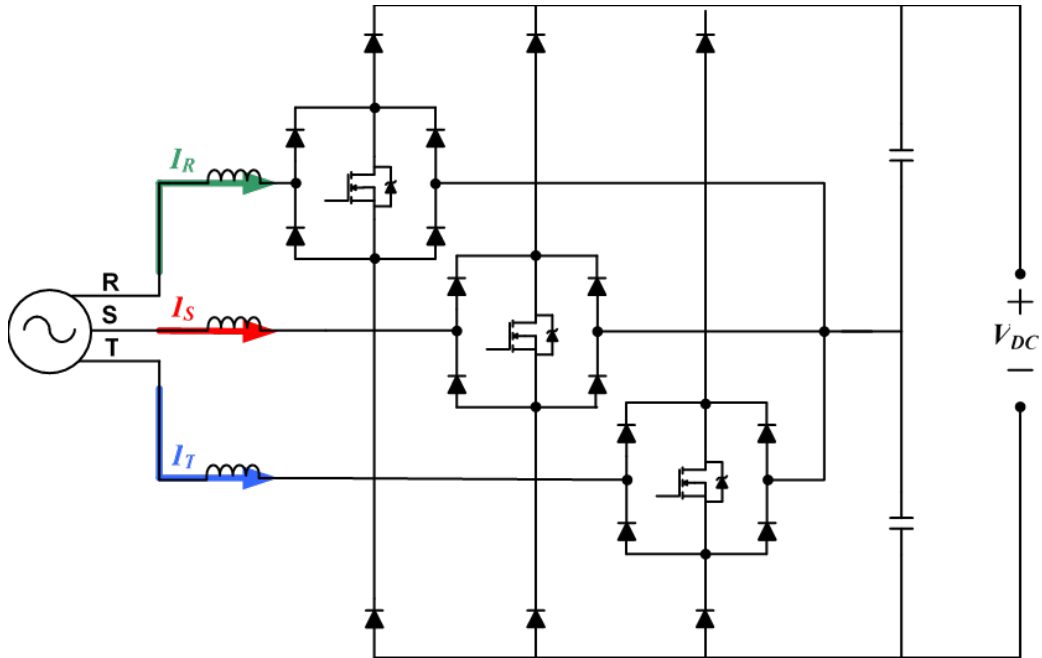
İstenilen gerilim miktarına göre tristörler için iletim süresi (t_{ON}) belirlenir. Bu süre aynı zamanda alfa açısı olarak da bahsedilir. Bu belirlenen alfa açısı ne kadar büyükse çıkış geriliminin ortalama değeri o kadar düşük olacaktır. Yarım kontrollü doğrultucu gerilim kırpıcı olarak görev yapar.

5.1.4.2. Tam Kontrollü Doğrultucular

Tam kontrollü doğrultucular sistemdeki anahtarların açma kapama işlemlerinin doğrudan kontrol sinyali ile yapılabildiği, çıkış geriliminin aktif olarak ayarlanabildiği ve salınımın da kontrolör ile baskılanabildiği doğrultucu devreleridir. Yapıları kontrolsüz ve yarı kontrollü devrelere kıyasla çok daha karmaşıktır. Kontrol devresi gerektirir ve dolayısıyla kontrol tasarımı yapmak ve uygulamak gerekir. Gerilim yükselten ‘boost’, düşüren ‘buck’ ve ikisini de yapabilen doğrultucu ‘buck-boost’ olarak adlandırılır.

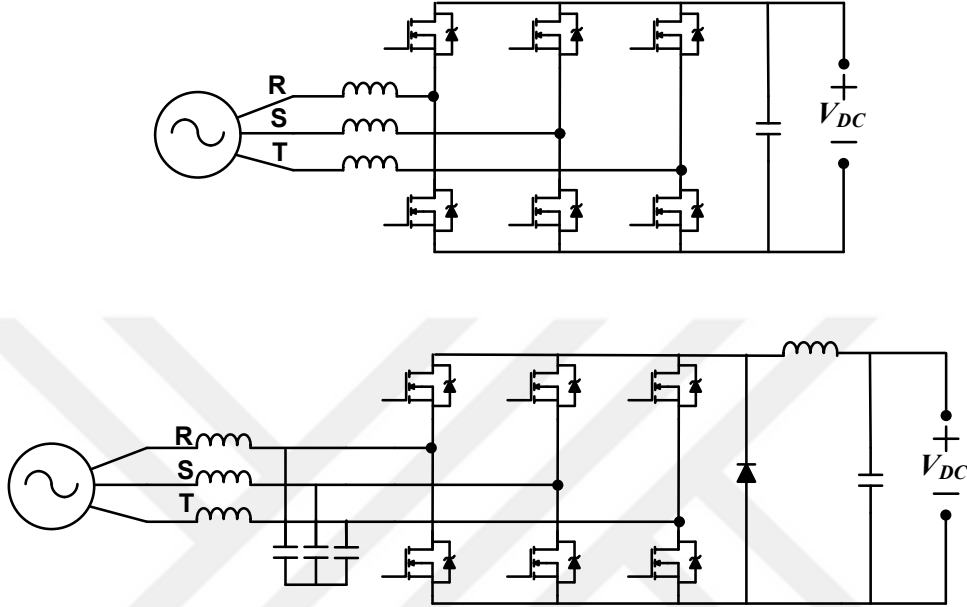
Giriş gerilimini tam kontrollü anahtarlama elemanları ile dc’ye çevirip yükselten doğrultuculardır. En yaygın olan topolojiler boost doğrultucu yani yükselten doğrultucu ve vienna doğrultucudur. Girişteki ac geriliminin tepe değerinden daha yüksek bir dc çıkış değerine ihtiyaç duyulduğunda kullanılır. Sistemin çıkışındaki salınımlar da kontrol sistemleri ve çoklu anahtarlama modları ile minimize edilebilmektedir.

Piyasada yaygın olarak kullanılan Vienna Doğrultucu; PWM ile çalışan, 1993 yılında Johann W. Kolar tarafından icat edilen bir doğrultucu devresidir (Kolar J.W., 1993: 4).



Şekil 5.5. Vienna Doğrultucu

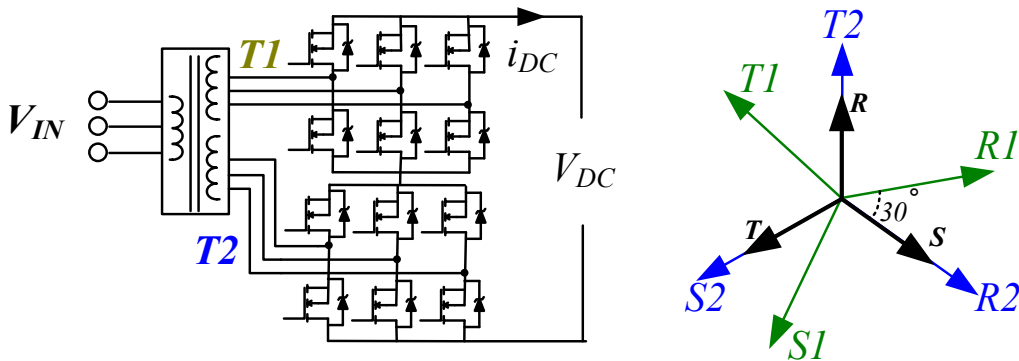
Günümüzde en yaygın kullanılan gerilim yükselten doğrultucu devresi yükselten doğrultucudur. Yükselten doğrultucu girişte basit bir tam kontrollü doğrultucu devresi içerir. Bu devre sayesinde modülasyonlar elde edilir ve gerilim kazancı sağlanır. Doğrultucu devresinin önündeki indüktör yardımı ile gerilim yükseltilir. Bir diğer topolojide ise doğrultulan gerilim daha sonra yükseltme devresi ile yükseltilir.



Şekil 5.6. Yükselten Doğrultucu Topolojileri

Yükselten doğrultucuların çalışma prensibi vienna doğrultucuya kıyasla daha basittir ve daha az eleman içerirler. Fakat karşılaştırmalı çalışmalar sonucu ac girişte daha fazla bozulmaya sebep olabileceği gözlemlenmiştir.

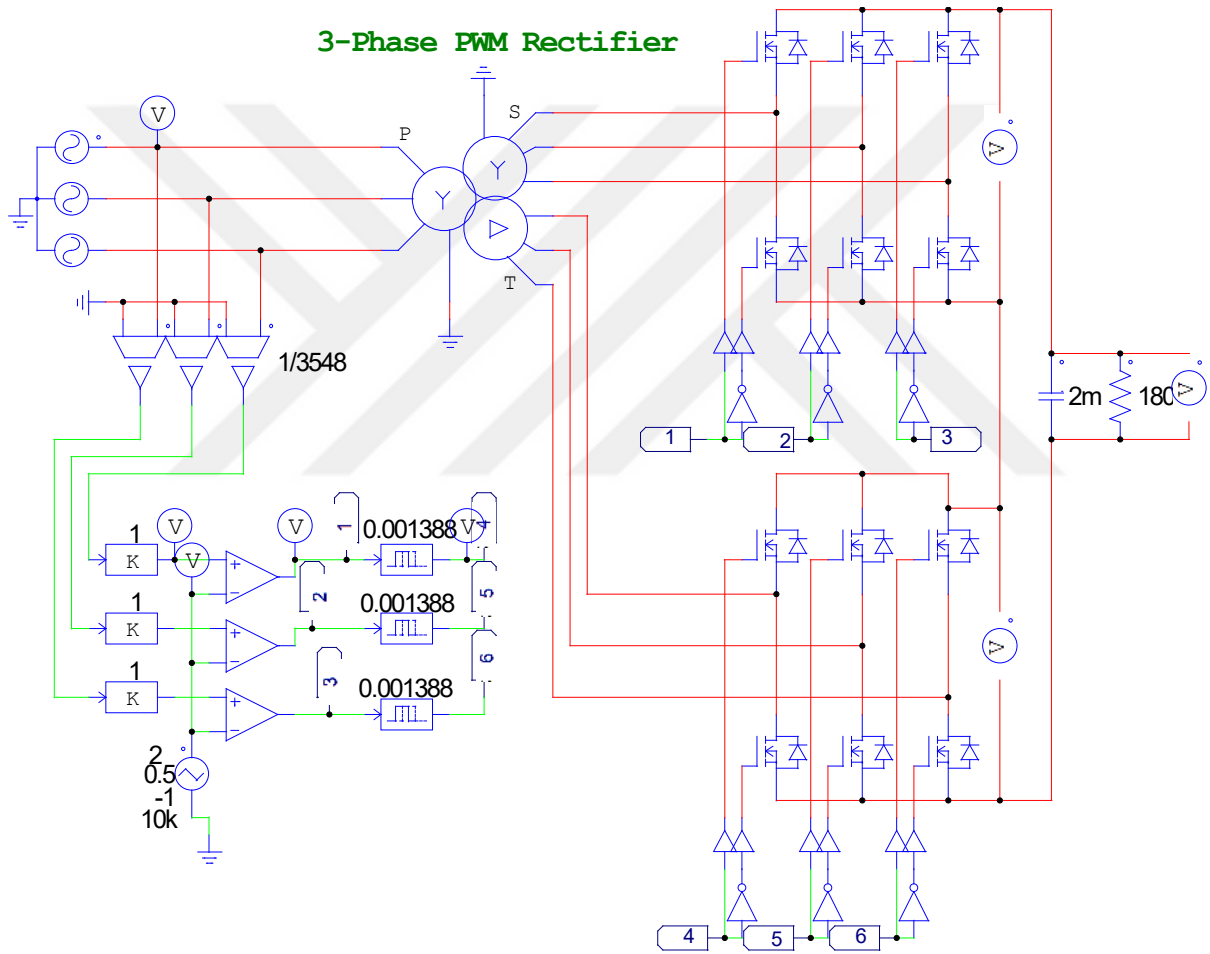
Turboşaft motorun bağlandığı jeneratör 3 faz ac gerilim üretmektedir. 3 faz ac gerilimin iletimi, dağıtımı ve motor sürücülerde gerilim-frekans değişiklikleri yapılarak kullanabilmesi için doğrultulması gerekmektedir. Bu doğrultma işlemini gerçekleştirmek için tasarlanan topoloji Şekil 5.7’de görülmektedir.



Şekil 5.7. Önerilen Doğrultucu Topolojisi

Tasarımda, 3 faz olan V_{IN} girişini 30 derece faz farkına sahip iki çıkış haline getiren bir transformatör kullanılmıştır. Transformatör kullanımındaki amaç faz farkı oluşturup çıkıştaki salınımın frekansını iki katına çıkararak salınımın genliğini azaltmak ve sistemdeki anahtar yükünü yarıya indirmektir. Transformatör aynı zamanda, sistemde bir galvanik izolasyon oluşturacak ve sistem yüksek gerilimlere karşı daha güvenli olacaktır

Şekil 5.8 önerilen devrenin PSIM güç elektroniği simülasyon programı ile tasarlanmış halini göstermektedir. 30° faz farkı elde etmek için ilk trafo yıldız-yıldız, ikinci trafo yıldız-üçgen olarak bağlanmıştır. Trafo değerleri, girişte indüktif filtre oluşturulacak ve çıkışlar arasında aynı gerilimi alacak şekilde düşük kayıplar varsayılarak belirlenmiştir.

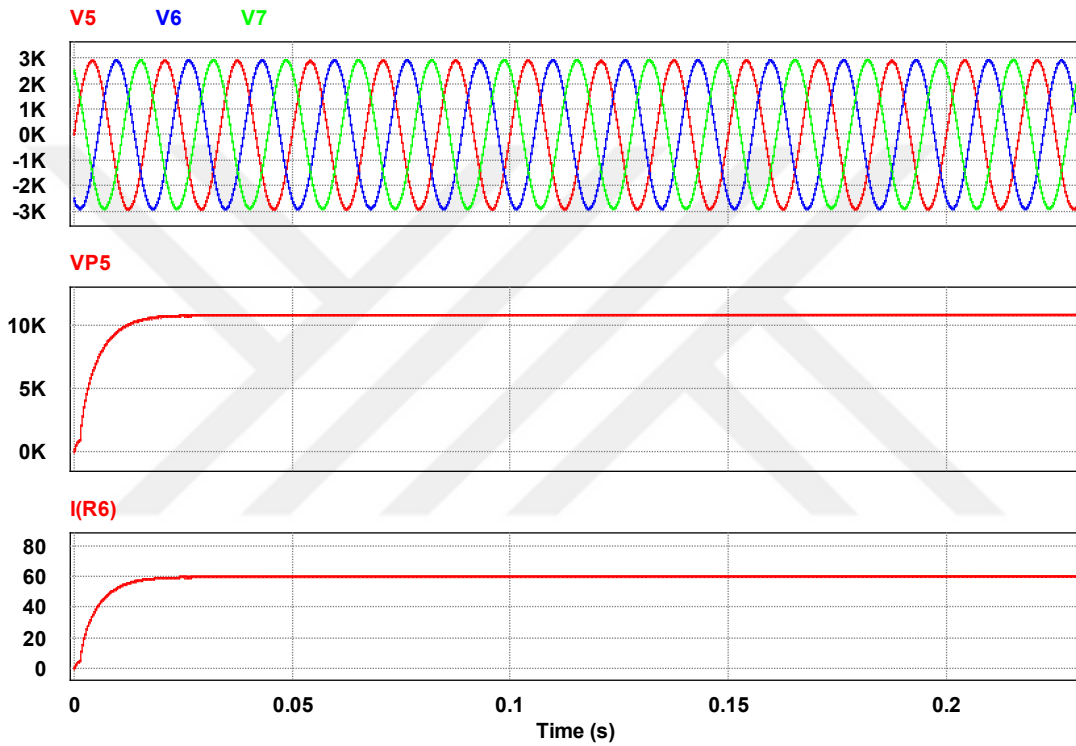


Şekil 5.8. Önerilen Doğrultucunun PSIM Simülasyon Modeli

PSIM ile yapılan simülasyonda Faz arası gerilim (V_{LL}) 3548 V RMS olarak belirlenmiş ve jeneratörün 60 Hz frekansta çalıştığı kabul edilmiştir. Jeneratörden gelen güç tek girişli çift çıkışlıdır. Girişi yıldız, çıkışı ise bir yıldız bir üçgen olan transformatöre bağlanmıştır. Transformatörden aralarında 30° faz farkı olan iki adet 3 faz güç çıkışı elde edilmiştir. Bu çıkışlardaki gerilim paralel çalışan iki adet aktif doğrultucu aracılığıyla dc'ye çevrilip, kapasitif

filtreden geçirilmiştir ve çok düşük salınımlı bir dc gerilim elde edilmiştir. Bu gerilimin değeri 11kV ve elde edilen akım değeri 60 A'dır.

Şekil 5.9 doğrultucunun giriş gerilimlerini ve çıkış akım gerilim dalga şekillerini göstermektedir. Çıkış dc dalga şekilleri oldukça düşük salınıma sahiptir. Ayrıca kararlı duruma geçiş oldukça kısa sürede gerçekleşmektedir. 10 kHz anahtarlama ile 2 mF'lik kapasitör filtre kullanılmıştır. Akımda ve gerilimde %0,7 Salınım gözlenmiştir. Kullanılan filtre anahtarlama frekansının değiştirilmesi ile daha küçük değerler alabilir fakat bu durumda elektromanyetik girişim problemleri ortaya çıkabilir. Anahtarlama frekansı bu yüzden çok büyük seçilmemiştir.



Şekil 5.9. Önerilen Doğrultucunun Giriş, Çıkış Gerilimleri ve Çıkış Akımı

6. SONUÇ

Çalışmada, turboelektrik itki sisteminin gelecekteki temellerini oluşturacak mimariler ve teknolojiler incelenmiş olup Baseline Architecture ve Inner Bus Tie Architecture MATLAB / Simülink ile modellenmiş ve her iki mimari detaylı şekilde incelenmiştir.

Enerji depolama ve tüketim teknolojisinde beklenen gelişmeler, büyük olasılıkla paralel hibrit ve tam elektrik mimarisi projeleri için uygulamaları ve zaman çizelgelerini belirleyecektir. Elektrikli ve hibrit-elektrikli itki sistemleri, çoğunlukla elektrik enerjisini depolamak için batarya kullanır. Ne yazık ki, düşük özgül enerji, şarj özelliklerinde sınırlamalar ve termal istikrarsızlık gibi uygulanabilir ve yeni ortaya çıkan batarya teknolojilerinde birkaç önemli sorun ve engel vardır. Bu, elektrikli ve elektrikli hibrit uçakların üretimini engelleyebilecek önemli bir sınırlama olabilir. Bu nedenle, çalışmada turboelektrik sistemler üzerine modelleme yapılması tercih edilmiştir.

Bu çalışmadaki temel amaç gelecekte kullanılması muhtemel olan alternatif itki sistemlerine dair geniş çaplı bir analiz yapılmasıdır. Bu analiz çerçevesinde alternatif itki sistemleri incelenmiş olup turboelektrik itki sisteminin uygulamalarından bahsedilmiştir. Daha sonra NASA N3-X turboelektrik uçak için önerilen dört itki sisteminden ilk ikisi olan Baseline Architecture ve Inner Bus Tie Architecture tasarımları yüksek doğrulukta T700 turboşaft motor modeli ile birlikte çalıştırılarak tasarımların simülasyonları yapılmıştır. Daha sonra elde edilen modelleme sonuçlarına uygun bir şekilde güç elektroniği devresi tasarlanmış ve simülasyonlar gerçekleştirilmiştir. . İstenilen seviyede ve düşük salınımlı doğru akım elde edilmiştir.

Baseline architecture da yapılan simülasyon sonucunda kimyasal gücü mekanik güce çeviren T700 turboşaft motorun ihtiyaç olan gücün %100 ünü ürettiği varsayılmıştır. Motorun ürettiği güç 1324 kW dır. Daha sonra bu güç 3 fazlı jeneratörler aracılığı ile %98,8 verim ile mekanik güç elektriksel güce dönüştürülmüştür. Bu dönüşüm ile 1308,8 kW elektriksel güç elde edilmiştir. Bu elektriksel güç iki jeneratör ile elde edilmiştir. Jeneratör başı üretilen güç 654,3 kW dır. Her jeneratör dört adet elektrik motorunu beslemekle yükümlü olduğu için toplam elektriksel gücün %12,5 inin elektrik motorlarına iletildiği; bu nedenle 163,59 kW gücün motorlara ulaştığı gözlemlenmiştir. Bu güç motorlara iletilirken de 5018 V gerilim değeri kullanılmış ve 32,6 A akım iletildiği gözlemlenmiştir. Aynı turboşaft motor modeli kullanılarak yapılan inner bus tie architecture tabanlı simülasyon sonucunda da 1312,6 kW elektriksel güç elde edilmiştir. Bu sistemde ise % 99,1 yüzde ile mekaniksel gücün elektriksel güce dönüşümü sağlanmıştır. Toplamda 12 motor ile itki sağlandığı için jeneratörler sırasıyla 4 ve 8 motoru beslemektedir. Jeneratör başı sırasıyla 437,53 kW ve 875,06 kW elektriksel güç

elde edilmektedir. Toplam elektriksel güç 12 motora dağıtıldığı için motor başı 107,58 kW güç iletilmektedir. Bu iletimde 4981 V kullanılmış ve 21,6 A akım iletildiği gözlemlenmiştir.

İki mimarinin de güç dağıtım sonuçları ve oranları değerlendirilmiş ve dikkat çekici avantajlar gözlemlenmiştir. Baseline Architecture ve Inner Bus Tie Architecture diğer mimarilere oranla basit olmalarınakarşın ikisinin de kendine has avantajları bulunmaktadır. Baseline Architecture daha basit olmasına rağmen daha yüksek kapasiteye sahip güç elemanları bulundurması gerektiğinden diğer mimariye göre avantajlı değildir. Inner Bus Tie Architecture ise daha az güç kapasitesine sahiptir ve daha hafif elemanlar kullanabilmesi dolayısıyla öne çıkmaktadır. Fakat gerek karmaşıklığı gerekse ekstra anahtarlama elemanları gerektirmesi sistemde ağırlık ve karmaşıklık oluşturacaktır. Süperiletkenlik teknolojisi turboelektrik mimarilerin çoğunun uygulanabilir olmasında pay sahibi olacaktır. Turboelektrik itki sisteminin iki mimari yaklaşımının değerlendirilmesiyle oluşturulan bu matematiksel modelleme ve simülasyon çalışması, havacılık alanında yapılacak olan yeni turboelektrik mimari çalışmaları için altyapı niteliğindedir.

KAYNAKLAR

Ådnanes, A. K. (2003). Maritime electrical installations and diesel electric propulsion.

Al-Hamdan, Q. Z., & Ebaid, M. S. (2005). Modeling and simulation of a gas turbine engine for power generation. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 128(2), 302-311. doi:10.1115/1.2061287

Ballin M. A. (1988). A high-fidelity real-time simulation of a small turboshaft engine. *NASA-TM-100991*. 1988; 15.

Bednorz J. G. & Müller K. A. (1986). "Possible high T_c superconductivity in the Ba-La-Cu-O system". *Z. Phys. B.* 64 (1): 189–193. Bibcode:1986ZPhyB..64..189B. doi:10.1007/BF01303701. S2CID 118314311.

Börner, M., vd., (2017). Correlation of aging and thermal stability of commercial 18650-type lithium ion batteries. *Journal of Power Sources*, 342, 382-392. doi:10.1016/j.jpowsour.2016.12.041

Bradley M. & Droney C.K., (2012). SUGAR Phase II: N+4 Advanced Concept Development, s.l, NASA. *NASA/CR-2012-217556*.

Brelje, B. J., & Martins, J. R. (2019). Electric, hybrid, and turboelectric fixed-wing aircraft: A review of concepts, models, and design approaches. *Progress in Aerospace Sciences*, 104, 1-19. doi:10.1016/j.paerosci.2018.06.004

Brown, G. (2011). Weights and efficiencies of electric components of a turboelectric aircraft propulsion system. *49th AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition*. doi:10.2514/6.2011-225

Camporeale, S. M. vd., (2002). A modular code for real time dynamic simulation of gas turbines in SIMULINK. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 128(3), 506-517. doi:10.1115/1.2132383

Chant, C. (2014) Battleships and battle-cruisers.. A Compendium of Armaments and Military Hardware. *Routledge Revivals.*, 200-200. doi:10.4324/9781315884851-20

Felder, J. L. (2015) Systems Analysis and Integration, Advanced Air Transport Technology Project. *NASA Glenn Research Center*, December 7, 2015.

Felder, J. vd., (2011). An examination of the effect of boundary Layer Ingestion ON Turboelectric Distributed propulsion systems. *49th AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition*. doi:10.2514/6.2011-300

Flynn, M. vd., (2019). Protection and fault management strategy maps for future electrical propulsion aircraft. *IEEE Transactions on Transportation Electrification*, 5(4), 1458-1469. doi:10.1109/tte.2019.2940882

Friedrich, C., & Robertson, P. (2015). Hybrid-Electric propulsion for aircraft. *Journal of Aircraft*, 52(1), 176-189. doi:10.2514/1.c032660

Gaudet, S. R. (2007). Development of a dynamic modeling and control system design methodology for gas turbines (*Master's thesis, 2007*). Ottawa.

Gibson, A. vd., (2010). The potential and challenge of TurboElectric propulsion for subsonic transport aircraft. *48th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition*. doi:10.2514/6.2010-276

Gohardani, A. S. (2014). Distributed Propulsion Technology. *Nova Science Incorporated*.

Guglielmi, P. vd., (2009). A direct-drive solution for Hydrogen SUPPLIED all-electric airplane. 2009 35th Annual Conference of IEEE Industrial Electronics. doi:10.1109/iecon.2009.5415050

Guide/American national standard guide to safety of hydrogen and Hydrogen Systems (aiaa g-095a-2017). (2017). *Guide/American National Standard Guide to Safety of Hydrogen and Hydrogen Systems (AIAA G-095A-2017)*. doi:10.2514/4.105191.001

Hansen, J. F. vd., (2000). Modelling and simulation of variable speed thruster drives with full-scale verification. *IFAC Proceedings Volumes*, 33(21), 347-352. doi:10.1016/s1474-6670(17)37099-4

How to design a 10kW Three-Phase AC/DC Interface step by step. (2018). Retrieved April 17, 2021, from http://www.gecko-research.com/reports/FrontEndComparison_Part_2.html

- ICAO** (2014). Forecasts of scheduled passenger and freight traffic. Retrieved April 17, 2021, from https://www.icao.int/sustainability/pages/eap_fp_forecast_tables.aspx
- Immarigeon, J.** (2015). Vincent Desportes : la dernière Bataille de France ; GALLIMARD, Collection LE DÉBAT, 2015 ; 208 pages. *Revue Défense Nationale*, N° 785(10), 126-128. doi:10.3917/rdna.785.0126
- Isikveren, A. vd.,** (2015). Distributed propulsion and ultra-high by-pass rotor study at aircraft level. *The Aeronautical Journal*, 119(1221), 1327-1376. doi:10.1017/s0001924000011295
- Isikveren, A. vd.,** (2014). Pre-design strategies and sizing techniques for dual-energy aircraft. *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*, 86(6), 525-542. doi:10.1108/aeat-08-2014-0122
- Jang, J.** (1993). ANFIS: Adaptive-network-based fuzzy inference system. *IEEE Transactions on Systems, Man, and Cybernetics*, 23(3), 665-685. doi:10.1109/21.256541
- Jones, C. E. vd.,** (2016). Comparison of candidate architectures for future distributed propulsion aircraft. *IEEE Transactions on Applied Superconductivity*, 26(6), 1-9. doi:10.1109/tasc.2016.2530696
- Kadyk, T. vd.,** (2019). Design of fuel cell systems for aviation: Representative mission profiles and sensitivity analyses. *Frontiers in Energy Research*, 7. doi:10.3389/fenrg.2019.00035
- Kolar, J. W. vd.,** (1993). „Dreiphasen-Dreipunkt-Pulsgleichrichter“, filed Dec. 23, 1993, File No.: AT2612/93, European Patent Appl.: EP 94 120 245.9-1242 entitled “*Vorrichtung und Verfahren zur Umformung von Drehstrom in Gleichstrom*”.
- Kolar, J. vd.,** (1995). Space vector based analysis of the variation and control of the neutral point potential of HYSTERESIS current controlled THREE-PHASE/SWITCH/LEVEL PWM rectifier systems. *Proceedings of 1995 International Conference on Power Electronics and Drive Systems*. PEDS 95. doi:10.1109/peds.1995.404952
- Kolar, J. vd.,** (1996b). Current handling capability of the neutral point of A three-phase/switch/level Boost-type PWM (vienna) rectifier. *PESC Record. 27th Annual IEEE Power Electronics Specialists Conference*. doi:10.1109/pesc.1996.548754

Kolar, J. vd., (1996a). Design and experimental investigation of a three-phase high power density high efficiency Unity power factor pwm (vienna) Rectifier employing a novel integrated power semiconductor module. *Proceedings of Applied Power Electronics Conference. APEC '96*. doi:10.1109/apec.1996.500491

Kundur, P. (2004). Power system stability and control. *New York: McGraw-Hill*.

Laskaridis, P. (2004). Performance investigations and systems architectures for the more electric aircraft (*Master's thesis*). Silsoe: Cranfield University.

Lents, C., (2015) United Technologies Research Center, *UTRC Presentation to the Committee on Propulsion and Energy Systems to Reduce Commercial Aviation Carbon Emissions*, September 1, 2015.

Luongo, C. vd., (2009). Next generation more-electric aircraft: A potential application for hts superconductors. *IEEE Transactions on Applied Superconductivity*, 19(3), 1055-1068. doi:10.1109/tasc.2009.2019021

Mavris, D. (2015), Georgia Tech Aerospace Systems Design Laboratory, *Briefing to the NRC Low Carbon Aviation Committee*, December 10, 2015.

McCoy, T. J. (2015). Electric ships past, present, and future [technology leaders]. *IEEE Electrification Magazine*, 3(2), 4-11. doi:10.1109/mele.2015.2414291

Moore, M. D. (2014). Misconceptions of electric aircraft and their emerging aviation markets. *52nd Aerospace Sciences Meeting*. doi:10.2514/6.2014-0535

Moore, M. D., (2015), Distributed Electric Propulsion (DEP) Vehicles, *NASA Langley Research Center* September 1, 2015.

Nalianda, D., & Singh, R. (2014). Turbo-electric distributed propulsion – opportunities, benefits and challenges. *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*, 86(6), 543-549. doi:10.1108/aeat-03-2014-0035

National Academies of Sciences, Engineering, and Medicine. (2016). Commercial Aircraft Propulsion and Energy Systems Research: Reducing Global Carbon Emissions. *Washington, DC: The National Academies Press*. <https://doi.org/10.17226/23490>.

- Nneji, Vd** (2017). Exploring concepts of operations for on-demand passenger air transportation. *17th AIAA Aviation Technology, Integration, and Operations Conference*. doi:10.2514/6.2017-3085
- Novikov Y.** (2012). Development of a high-fidelity transient aerothermal model for a helicopter turboshaft engine for inlet distortion and engine deterioration simulations. *Master of Science Thesis in Aerospace Engineering, Middle East Technical University. Turkey. 2012.*
- Polmar, N.** (2004). All the factors OF victory: Admiral JOSEPH Mason Reeves and the origins of Carrier airpower (review). *The Journal of Military History*, 68(1), 274-275. doi:10.1353/jmh.2003.0402
- Pornet, C.** (2015). Electric drives for propulsion system of transport aircraft. *New Applications of Electric Drives*. doi:10.5772/61506
- Pornet, C. vd.,** (2015). Methodology for sizing and performance assessment of hybrid energy aircraft. *Journal of Aircraft*, 52(1), 341-352. doi:10.2514/1.c032716
- Powers, S. T., & Mooney, J. L.** (1983). Dictionary of American Naval Fighting Ships, vol. vii. *Military Affairs*, 47(4), 208. doi:10.2307/1987880
- Rajashekara, K. vd.,** (2008). Hybrid fuel cell power in aircraft. *IEEE Industry Applications Magazine*, 14(4), 54-60. doi:10.1109/mias.2008.923606
- Ranasinghe, K., vd.,** (2019). Review of advanced low-emission technologies for sustainable aviation. *Energy*, 188, 115945. doi:10.1016/j.energy.2019.115945
- Rohacs, J., & Rohacs, D.** (2020). Energy coefficients for comparison of aircraft supported by different propulsion systems. *Energy*, 191, 116391. doi:10.1016/j.energy.2019.116391
- Romeo, G., vd.,** (2012). Design of inter-city transport aircraft powered by fuel CELL & flight test of zero emission 2-SEATER aircraft powered by fuel cells. *2012 Electrical Systems for Aircraft, Railway and Ship Propulsion*. doi:10.1109/esars.2012.6387492
- Ross, C., vd.,** (2014). Turboelectric distributed PROPULSION protection system design trades. *SAE Technical Paper Series*. doi:10.4271/2014-01-2141

Rostek, P., (2015) Project Leader Hybrid Electric Propulsion, Hybrid Electric Propulsion—A European Initiative for Technology Development,” presentation at *Electric and Hybrid Aerospace Technology Symposium (E&H ATS)*, Bremen, November 17, 2015.

Ryerson, M. S. vd., (2011). Fuel consumption and operational performance. *Transportation Research, (Part D)*, 305-314.

Silverstone,P (2012). Destroyer escorts. *The Navy of World War II, 1922-1947*, 113-135. doi:10.4324/9780203877784-14

Steiner, H., vd., (2014). Optimum number of engines for transport aircraft employing electrically powered distributed propulsion. *CEAS Aeronautical Journal*, 5(2), 157-170. doi:10.1007/s13272-013-0096-6

Stoll, A. M. vd., (2014). Drag Reduction Through Distributed Electric Propulsion. In Aviation Technology, *Integration and Operations Conference*, number June, Atlanta, Georgia, 2014.

Thackeray, M. M. vd., (2012). Electrical energy storage for transportation—approaching the limits of, and going beyond, lithium-ion batteries. *Energy & Environmental Science*, 5(7), 7854. doi:10.1039/c2ee21892e

Thome, R., vd., (2006). Integration of Electromagnetic technologies Into Shipboard Applications. *IEEE Transactions on Applied Superconductivity*, 16(2), 1074-1079. doi:10.1109/tasc.2006.870790

Tinkham, M. (1996). Introduction to Superconductivity. Mineola, New York: Dover Publications, INC. p. 8. ISBN 0486435032.

Tullibee ii (ssn-597). (2008). Retrieved April 17, 2021, from <https://www.history.navy.mil/research/histories/ship-histories/danfs/t/tullibee-ii.html>

Uzol O., (2011). A new high-fidelity transient aerothermal model for real-time simulations of the t700 helicopter turboshaft engine. *ISI BILIMI VE TEKNIGI DERGISI-JOURNAL OF THERMAL SCIENCE AND TECHNOLOGY*. 2011, 31(1), 37-44.

Wahls, R. (2010). N+3 technologies and concepts. Retrieved from http://www.aeronautics.nasa.gov/pdf/wahls_2_green_aviation_summit.pdf.

Yazar, I. (2018). Simulation of a high FIDELITY Turboshift Engine-Alternator model FOR TURBOELECTRIC propulsion system design and applications. *International Journal of Turbo & Jet-Engines*, 0(0). doi:10.1515/tjj-2018-0036

