

**UÇAKLAR İÇİN YAKIT PİLİNE DAYALI ELEKTRİKSEL TAKSİLEMENİN
PERFORMANS VE ÇEVRESEL ANALİZLERİ**

Mustafa KEÇECİ

Yüksek Lisans Tezi

Havacılık Elektrik ve Elektronik Anabilim Dalı

Danışman: Prof. Dr. T. Hikmet KARAKOÇ

(İkinci Danışman: Prof. Dr. C. Özgür ÇOLPAN)

Eskişehir

Eskişehir Teknik Üniversitesi

Lisansüstü Eğitim Enstitüsü

Aralık 2021

ÖZET

UÇAKLAR İÇİN YAKIT PİLİNE DAYALI ELEKTRİKSEL TAKSİLEMENİN PERFORMANS VE ÇEVRESEL ANALİZLERİ

Mustafa KEÇECİ

Havacılık Elektrik ve Elektronik Anabilim Dalı

Eskişehir Teknik Üniversitesi, Lisansüstü Eğitim Enstitüsü, Aralık 2021

Danışman: Prof. Dr. T. Hikmet KARAKOÇ

(İkinci Danışman: Prof. Dr. C. Özgür ÇOLPAN)

Havaalanı yer operasyonlarının çevre üzerinde büyük etkisi vardır. Uçakların ana motorlarını devre dışı bırakarak taksi hareketlerini gerçekleştirmeleri için çeşitli yenilikçi çözümler önerilmiştir. Bu çözümler çevre açısından faydalı olsa da, havalimanlarında aktif olarak kullanılan ve kullanılması planlanan, uçak üzerinde bulunan yerleşik ve harici elektrikli taksi çözümleri tamamen karbonsuz değildir. Mevcut çözümlerin dezavantajları, taksi hareketi için gerekli enerjinin karşılanması için harici bir yakıt hücreli hibrit güç ünitesi kullanılarak ve böylece uçağa ek ağırlık getirmeden giderilebilir. Sistemin ihtiyaç duyduğu güç ve enerjiyi ortaya çıkarmak için bu tezde beş farklı uçak tipi ele alınmıştır. Uçakların taksi yapmak için fiziksel gereksinimlerini belirlemek için, farklı pist eğimi, karşı rüzgâr ve maksimum hızlarda dört farklı periyottan oluşan toplam 900 saniyelik taksi-çıkış hareketi incelenmiştir. Havalimanlarında yolcu taşımak için sıklıkla kullanılan, dar gövdeli, Airbus A320-200 tipi uçak için belirlenen fiziksel gereksinimlere göre, önerilen yakıt hücreli harici güç ünitesi sisteminin kavramsal tasarımı oluşturulmuş ve her bir periyot için sistemin fiziksel verileri Matlab Simulink ortamı kullanılarak elde edilmiştir. Simülasyon sonucunda sistemin saniyede maksimum 2,23 gram hidrojen tükettiği görülmektedir. Ayrıca taksi-çıkış hareketi sırasında 578,34 kg CO₂ salındığı hesaplanmıştır. Elde edilen sonuçlar önerilen sistemin kullanılması durumunda yılda yaklaşık 14,6 milyon ton CO₂ emisyonunun önlenebileceğini de göstermektedir.

Anahtar Sözcükler: Elektrikli taksileme sistemleri, Yakıt hücreli hibrit güç ünitesi, Matlab simulink, Çevre, Havacılık.

ABSTRACT

PERFORMANCE AND ENVIRONMENTAL ANALYSIS OF FUEL CELL BASED ELECTRICAL TAXIING FOR AIRCRAFT

Mustafa KEÇECİ

Department of Avionics

Eskişehir Technical University, Institute of Graduate Programs, December 2021

Supervisor: Prof. Dr. T. Hikmet KARAKOÇ

(Co-Supervisor: Prof. Dr. C. Özgür ÇOLPAN)

Airport ground operations have a great impact on the environment. Various innovative solutions have been proposed for aircraft to perform taxi movements by deactivating their main engines. Although these solutions are environmentally beneficial, onboard and external electric taxiing solutions that are actively used and planned to be used in airports are not completely carbon-free. The disadvantages of the existing solutions can be alleviated by using an external fuel cell hybrid power unit to meet the energy required for taxiing that does not put additional weight on the aircraft. In order to reveal the power and energy required by the system, five different aircraft type are discussed in this thesis. To determine the physical requirements of aircraft for taxiing, a total of 900 seconds taxi-out movement consisting of four different periods with different runway slope, headwind, and maximum speeds were examined. According to the physical requirements determined for the narrow body Airbus A320-200 type aircraft, which is frequently used for carrying passengers at airports, the conceptual design of the proposed fuel cell external power unit system was created and the physical data of the system for each period were obtained using the Matlab Simulink environment. As a result of the simulation, it is seen that the system consumes maximum 2.23 grams of hydrogen per second. In addition, it has been calculated that 578.34 kg of CO₂ is emitted during the taxi-out movement. The results also show that as a result of using the proposed system, approximately 14.6 million tons of CO₂ emission per year can be prevented.

Keywords: Electric taxiing systems, Fuel cell hybrid power unit, Matlab simulink, Environment, Aviation.

TEŞEKKÜR

Bilgi, tecrübe ve desteğini esirgemeyen kıymetli hocam Prof. Dr. T. Hikmet KARAKOÇ'a,

Büyük katkıları ve değerlendirmeleri için değerli hocam Prof. Dr. C. Özgür ÇOLPAN'a,

Prof. Dr. Gökhan ÖZDEMİR başta olmak üzere desteklerini esirgemeyen tüm çalışma arkadaşlarıma,

Bu tezi yazmamda büyük katkıları olan sevgili eşim Yüksel ÖĞÜNÇ KEÇECİ'ye ve varlığıyla bana güç veren sevgili oğlum Kerem KEÇECİ'ye,

Desteklerini hiçbir zaman esirgemeyen aileme,

En içten teşekkürlerimi sunarım.

Mustafa KEÇECİ

ETİK İLKE VE KURALLARA UYGUNLUK BEYANNAMESİ

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

Mustafa KEÇECİ

İÇİNDEKİLER

Sayfa

BAŞLIK SAYFASI	i
JÜRİ VE ENSTİTÜ ONAYI.....	ii
ÖZET	iii
ABSTRACT.....	iv
TEŞEKKÜR	v
ETİK İLKE VE KURALLARA UYGUNLUK BEYANNAMESİ.....	vi
İÇİNDEKİLER	vii
TABLolar DİZİNİ	xi
GÖRSELLER DİZİNİ	xiii
SİMGELER DİZİNİ.....	xvii
KISALTMALAR DİZİNİ	xix
1. GİRİŞ.....	1
1.1. Literatür Taraması	4
1.2. Tezin Kapsamı ve Amacı	10
1.2.1. Sorunun tespiti.....	10
1.2.2. Tezin amacı	12
1.3. Tezin Yapısı	13
2. KONVANSİYONEL YER OPERASYONLARI	15
2.1. İniş-Kalkış (LTO) Çevrimi ve Taksileme	15
2.1.1. LTO çevrimi.....	15
2.1.2. Taksileme	16
2.1.2.1. Taksi-geliş ve taksi-çıkış	16
2.1.2.2. Geri-itme (push-back).....	18
2.2. Konvansiyonel Taksilemede Kullanılan Uçak Ekipmanları	18
2.2.1. Ana motorlar.....	19
2.2.2. İniş takımları.....	19
2.2.3. Dümen sistemi.....	20

2.2.4. Frenler	20
2.3. Tek Motorlu Taksileme (SET)	21
2.4. Havaalanlarında Taksilemenin Altyapısı	22
3. ELEKTRİKLİ TAKSİLEME SİSTEMLERİ.....	23
3.1. Harici ETS'ler	23
3.1.1. Elektrikli geri-itme (EP) sistemleri.....	23
3.1.2. TaxiBot harici ETS.....	25
3.2. On-board ETS'ler	26
3.2.1. On-board ETS'lerde kullanılan ana ekipmanlar	27
3.2.1.1. Elektrikli çekiş sistemi	27
3.2.1.2. Mekanik aktarma organı.....	27
3.2.1.3. Elektriksel enerji kaynağı.....	29
3.2.2. On-board ETS çalışmaları.....	30
3.2.2.1. WheelTug on-board ETS.....	30
3.2.2.2. DLR on-board ETS.....	31
3.2.2.3. Elektrikli yeşil taksi sistemi (EGTS)	32
3.2.2.4. Safran UoN on-board ETS.....	34
3.3. ETS'lerin Karşılaştırılması ve Fayda Değerlendirmesi.....	36
4. TAKSİ-ÇIKIŞ FİZİKSEL GEREKSİNİMLERİ	41
4.1. Taksileme Dirençleri için Matematiksel Model	41
4.1.1. Taksileme direnci için denklemler	42
4.1.2. Çekiş kuvveti.....	43
4.1.3. Tekerlek çekiş kapasitesi ve yuvarlanma sürtünmesi.....	44
4.1.4. Aerodinamik sürtünme ve rüzgar dirençleri.....	45
4.2. Taksileme Yakıtı	46
4.3. Pist Yönünde Taksileme Çevrimi	47
4.4. Seçilen Uçaklar için Taksi Hareketi ve Yakıt Tüketimi	49
4.5. Çeşitli Pist Koşullarında Çekişin Sağlanması	54
5. YAKIT HÜCRELİ & PİLLİ HİBRİD HARİCİ GÜÇ ÜNİTESİ	56
5.1. Üretilecek Gücün Belirlenmesi	57
5.2. Harici Güç Ünitesine Ait Ana Ekipmanların Belirlenmesi	58

5.2.1. Yakıt hücresi.....	58
5.2.1.1. Yakıt hücresi çeşitleri	59
5.2.1.2. PEM yakıt hücresi temel çalışma prensibi	60
5.2.1.3. Bazı büyük güçlü ticari PEMFC'lerin teknik özellikleri	62
Nuvera E-60-HD.....	62
Horizon VL II 100M yakıt hücresi sistemi	63
Ballard HD100 yakıt hücresi sistemi	65
Toyota Mirai yakıt hücresi sistemi	66
5.2.2. Batarya paketi.....	68
5.2.2.1. Lityum-iyon batarya paketi için gerekli hesaplamalar.....	69
İhtiyaç duyulan enerji.....	69
Batarya paketinin oluşturulması.....	70
5.2.3. DA/DA-DA/AA dönüştürücüler	73
5.2.3.1. DA/DA dönüştürücüler	73
Alçaltıcı (buck) DA/DA dönüştürücü	74
Yükseltici (boost) DA/DA dönüştürücü	74
Dönüştürücülerin kontrolü	75
5.2.3.2. DA/AA dönüştürücü	76
5.2.3.3. Önerilen sisteme uygun güç elektroniği ekipmanı.....	77
Fraunhofer DA/DA dönüştürücü	77
Wolfspeed CRD300DA12E-XM3 DA/AA dönüştürücü	78
5.2.4. Hidrojen tankı.....	79
5.2.5. Sistemin boyutları.....	81
6. YAKIT HÜCRELİ & PİLLİ HİBRİD HARİCİ GÜÇ ÜNİTESİ	
PERFORMANS ANALİZİ VE ÇEVRESEL ETKİSİ	83
6.1. Sistemin Simulink Ortamında Oluşturulması.....	84
6.1.1. Sistemin simülasyon sonuçları ve değerlendirmeler	88
6.2. Sistemin Hibritleşme Oranı.....	105
6.3. Çevresel Etki.....	106
7. SONUÇ	108
KAYNAKÇA.....	111
ÖZGEÇMİŞ	

TABLÖLAR DİZİNİ

Sayfa

Tablo 1.1. Sistem tasarım parametreleri	10
Tablo 1.2. Tek bir uçuş için hidrojen tüketimi.....	10
Tablo 3.1. EP Sistemlerin karşılaştırılması	24
Tablo 3.2. Safran UoN on-board ETS için üretilen TM parametreleri	36
Tablo 3.3. Mevcut ETS'lerin karşılaştırılması	37
Tablo 3.4. ETS'lerin potansiyel fayda karşılaştırmaları	40
Tablo 4.1. Önerilen taksi hareketi için belirlenen değerler	48
Tablo 4.2. Taksi hesaplamaları için seçilen uçakların temel bazı özellikleri.....	49
Tablo 4.3. Önerilen şartlarda taksileme yapan Cessna Citation CJ4'e ait performans değerleri	50
Tablo 4.4. Önerilen şartlarda taksileme yapan Embraer E175'e ait performans değerleri	51
Tablo 4.5. Önerilen şartlarda taksileme yapan Airbus A320-200'e ait performans değerleri	52
Tablo 4.6. Önerilen şartlarda taksileme yapan Boeing B777-300ER'ye ait performans değerleri	53
Tablo 4.7. Önerilen şartlarda taksileme yapan Airbus A380-800'e ait performans değerleri	54
Tablo 4.8. Önerilen şartlarda 23 kt hız ile taksileme yapabilmesi için gerekli çekiş kuvvetleri	55
Tablo 4.9. Kuru, ıslak ve buzlu pist yüzeyinde uçakların NLG ve MLG'lerinden elde edilebilecek maksimum çekiş kuvvetleri	55
Tablo 5.1. Önerilen şartlarda taksileme yapan Airbus A320-200'ün ihtiyaç duyduğu güç ve enerji	58
Tablo 5.2. Farklı tiplerdeki yakıt hücrelerine ait özellikler	60
Tablo 5.3. Nuvera E-60-HD yakıt hücresi motora ait teknik özellikler.....	63
Tablo 5.4. Horizon VL II 100M yakıt hücresi motora ait teknik özellikler.....	64
Tablo 5.5. Ballard HD100 yakıt hücresine ait teknik özellikler	65
Tablo 5.6. Toyota Mirai PEM yakıt hücresine ait teknik özellikler.....	67
Tablo 5.7. Farklı tipteki pillerin karşılaştırılması.....	68
Tablo 5.8. Bazı firmalara ait lityum iyon pillere ait özellikler.....	72

Tablo 5.9. Batarya paketlerine ait performans değerleri.....	73
Tablo 5.10. Fraunhofer SiC çift yönlü DA/DA dönüştürücü teknik özellikleri.....	78
Tablo 5.11. Wolfspeed CRD300DA12E-XM3 300 kW 3fazlı DA/AA dönüştürücü teknik özellikleri.....	79
Tablo 5.12. Faurecia 700 bar hidrojen tankı teknik özellikleri	81
Tablo 5.13. Sistemde kullanılan ekipmanların fiziksel özellikleri.....	82
Tablo 6.1. Yakıt hücresi yığını blok parametreleri	85
Tablo 6.2. Uçak gövde parametreleri ve kullanılan fiziksel değerler	87
Tablo 6.3. Sistemin ilgili periyotlara ait hibritleşme oranı	106
Tablo 6.4. CFM56-5B jet motoruna ait boşta yakıt tüketimi ve emisyon değerleri	106
Tablo 6.5. Belirtilen taksi hareketi sırasında ortaya çıkan emisyonlar ve değerleri	107

GÖRSELLER DİZİNİ

Sayfa

Görsel 1.1. Eurocontrol tarafından ortaya konulan 2024 yılına kadar beklenen uçuş sayısı	2
Görsel 1.2. Taksi süresi ve uçuş mesafesinin uçuş toplam yakıt tüketimindeki azalmaya etkisi	7
Görsel 1.3. Elektrikli taksileme için güç sistemi blok diyagramı	9
Görsel 1.4. Yakıt pilli hibrit harici güç ünitesinin perspektif görünüşleri	12
Görsel 1.5. Tezin yapısı	14
Görsel 2.1. LTO Çevrimi	15
Görsel 2.2. Yer üzerinde uçuş fazları	16
Görsel 2.3. Konvansiyonel taksi-çıkış hareketi	18
Görsel 2.4. Antonov AN-225	20
Görsel 2.5. Taksi-geliş sonrası SET	22
Görsel 3.1. Sırasıyla (soldan sağa) Mototok ve Charlatte firmalarına ait EP sistemleri	24
Görsel 3.2. Frankfurt havaalanında TaxiBot ile taksileme	25
Görsel 3.3. TaxiBot ön teker kilitleme sistemi	26
Görsel 3.4. Boeing 767 uçağın NLG kısmına WheelTug ETS'nin uygulanışı	30
Görsel 3.5. DLR on-board ETS için tasarlanan çift aşamalı planet dişlinin görünüşü	31
Görsel 3.6. EGTS'ye ait EDS mimarisi	33
Görsel 3.7. EGTS'nin MLG entegrasyonu	34
Görsel 3.8. EGTS'nin MLG entegrasyonu	34
Görsel 3.9. Üretilen Elektrik Motoru	36
Görsel 3.10. Konvansiyonel olarak ve ETS ile yapılan geri itme (PB) hareketinin karşılaştırması	39
Görsel 4.1. Eğimli bir taksi yolunda taksi hareketini yaparken uçak üzerine etkiyen kuvvetler	42
Görsel 4.2. Tipik bir elektrik motorunun ideal hiperbolik tork-güç karakteristiği	44
Görsel 4.3. Üretilen torka karşın aşılması gereken dirençlerin gösterimi	44
Görsel 4.4. Taksi gereksinimlerinin belirlenmesi için önerilen hareketin karakteristiği (ölçekli değil)	47

Görsel 4.5. Cessna Citation CJ4’ün %1 sabit eğimli ve sürekli 10 kt baş rüzgarına sahip bir taksi yolunda taksileme yaparken karşılaştığı direnç kuvvetler ve ihtiyaç olan çekiş gücü	50
Görsel 4.6. Embraer E175’in %1 sabit eğimli ve sürekli 10 kt baş rüzgarına sahip bir taksi yolunda taksileme yaparken karşılaştığı direnç kuvvetler ve ihtiyaç olan çekiş gücü	51
Görsel 4.7. Airbus A320-200’ün %1 sabit eğimli ve sürekli 10 kt baş rüzgarına sahip bir taksi yolunda taksileme yaparken karşılaştığı direnç kuvvetler ve ihtiyaç olan çekiş gücü	52
Görsel 4.8. Boeing B777-300ER’nin %1 sabit eğimli ve sürekli 10 kt baş rüzgarına sahip bir taksi yolunda taksileme yaparken karşılaştığı direnç kuvvetler ve ihtiyaç olan çekiş gücü	53
Görsel 4.9. Airbus A380-800’ün %1 sabit eğimli ve sürekli 10 kt baş rüzgarına sahip bir taksi yolunda taksileme yaparken karşılaştığı direnç kuvvetler ve ihtiyaç olan çekiş gücü	54
Görsel 5.1. Önerilen harici güç ünitesinin genel mimarisi.....	57
Görsel 5.2. A 320 uçağın taksi çıkış hareketi için belirlenen taksi hızı ve bu hızlara ulaşabilmesi için ihtiyaç olan gücün zamana bağlı değişimi	58
Görsel 5.3. Yakıt hücresi ile elektrik üretimi	59
Görsel 5.4. Yakıt hücresi temel prensibi	61
Görsel 5.5. Nuvera E-60-HD	63
Görsel 5.6. Horizon VL 100 kW PEMFC.....	64
Görsel 5.7. Ballard HD100 PEMFC	65
Görsel 5.8. Mirai YH ve yükseltici dönüştürücü	66
Görsel 5.9. Mirai YH konfigürasyonu	67
Görsel 5.10. Farklı pillerin gravimetrik ve hacimsel enerji yoğunlukları.....	69
Görsel 5.11. Farklı tiplerde lityum iyon pil hücreleri	70
Görsel 5.12. Hibrit elektrikli araçlarda kullanılan azaltan DA-DA dönüştürücü devre şeması.....	74
Görsel 5.13. Hibrit elektrikli araçlarda kullanılan yükselten DA-DA dönüştürücü devre şeması.....	75
Görsel 5.14. Gerilim kaynaklı 3 fazlı dönüştürücü devresi	76
Görsel 5.15. Fraunhofer SiC çift yönlü DA/DA dönüştürücü	77

Görsel 5.16. Fraunhofer SiC çift yönlü 6 fazlı DA/DA dönüştürücünün topolojisi	77
Görsel 5.17. Wolfspeed DA/AA dönüştürücü	78
Görsel 5.18. Wolfspeed 300 kW 3fazlı DA/AA dönüştürücü topolojisi	79
Görsel 5.19. Mirai yakıt hücresi hidrojen tüketimi	80
Görsel 5.20. Faurecia 700 bar hidrojen tankı	80
Görsel 5.21. Toyota Mirai yakıt hücreli otomobilde hidrojen tanklarının yerleşimi	81
Görsel 5.22. Hibrit harici güç ünitesi ve kullanılan ekipmanların boyutları.....	82
Görsel 6.1. Oluşturulan yakıt hücresi modeli.....	85
Görsel 6.2. DA/AA dönüştürücü modeli.....	86
Görsel 6.3. Batarya modeli.....	86
Görsel 6.4. Uçak gövde modeli.....	87
Görsel 6.5. Sistemin simülasyon mimarisi.....	88
Görsel 6.6. 1. periyot yakıt hücresi yığını çıkış gerilimi.....	88
Görsel 6.7. 1. periyotta yakıt hücresi yığınının çekilen akım.....	89
Görsel 6.8. 1. periyotta yakıt hücresi yığınının tükettiği hava ve hidrojen miktarı	89
Görsel 6.9. 1. periyot batarya paketi çıkış gerilimi	90
Görsel 6.10. 1. periyotta batarya paketinden çekilen akım	90
Görsel 6.11. 1. periyot batarya şarj durumu	91
Görsel 6.12. 1. periyot elektrik motor devri	91
Görsel 6.13. 1. periyotta uçağın hızı	92
Görsel 6.14. 1. periyotta kat edilen mesafe	92
Görsel 6.15. 2. periyot yakıt hücresi yığını çıkış gerilimi.....	93
Görsel 6.16. 2. periyotta yakıt hücresi yığınının çekilen akım.....	93
Görsel 6.17. 2. periyotta yakıt hücresi yığınının tükettiği hava ve hidrojen miktarı	94
Görsel 6.18. 2. periyot batarya paketi çıkış gerilimi	94
Görsel 6.19. 2. periyotta batarya paketinden çekilen akım	95
Görsel 6.20. 2. periyot batarya şarj durumu	95
Görsel 6.21. 2. periyot elektrik motor devri	96
Görsel 6.22. 2. periyotta uçağın hızı	96
Görsel 6.23. 2. periyotta kat edilen mesafe	97
Görsel 6.24. 3. periyot yakıt hücresi yığını çıkış gerilimi.....	97
Görsel 6.25. 3. periyotta yakıt hücresi yığınının çekilen akım.....	98
Görsel 6.26. 3. periyotta yakıt hücresi yığınının tükettiği hava ve hidrojen miktarı	98

Görsel 6.27. 3. periyot batarya paketi çıkış gerilimi	99
Görsel 6.28. 3. periyotta batarya paketinden çekilen akım	99
Görsel 6.29. 3. periyot batarya şarj durumu	99
Görsel 6.30. 3. periyot elektrik motor devri	100
Görsel 6.31. 3. periyotta uçağın hızı	100
Görsel 6.32. 3. periyotta kat edilen mesafe	101
Görsel 6.33. 4. periyot yakıt hücresi yığının çıkış gerilimi	101
Görsel 6.34. 4. periyotta yakıt hücresi yığınınından çekilen akım	102
Görsel 6.35. 4. periyotta yakıt hücresi yığınının tükettiği hava ve hidrojen miktarı ...	102
Görsel 6.36. 4. periyot batarya paketi çıkış gerilimi	102
Görsel 6.37. 4. periyotta batarya paketinden çekilen akım	103
Görsel 6.38. 4. periyot batarya şarj durumu	103
Görsel 6.39. 4. periyot elektrik motor devri	104
Görsel 6.40. 4. periyotta uçağın hızı	104
Görsel 6.41. 4. periyotta kat edilen mesafe	104
Görsel 7.1. Hibrit harici güç ünitesi	108

SİMGELER DİZİNİ

β	: Yer etki katsayısı
ΔH	: Entalpi [J]
η	: Verim
κ	: Döner atalet faktörü
μ	: Sürtünme katsayısı
ρ_{SL}	: Uluslararası standart atmosfer şartlarında hava yoğunluğu [$kg \cdot m^{-3}$]
σ	: Hava yoğunluk oranı
τ	: Tork [$N \cdot m$]
ϕ	: Eğim
A	: İş / Enerji [MJ]
a	: İvme [kg]
a_b	: Frenleme ivmesi [$m \cdot s^{-2}$]
b	: Kanat açıklığı [m]
C	: Pil hücre kapasitesi [$A \cdot sa$]
C_D	: Sürüklenme katsayısı
C_L	: Taşıma katsayısı
D	: Sürüklenme [N]
E	: Enerji [$kW \cdot sa$]
E	: Emisyon
F	: Kuvvet [N]
F	: Faraday sabiti [$C \cdot mol^{-1}$]
g	: Yer çekimi ivmesi [$m \cdot s^{-2}$]
I	: Eylemsizlik momenti [$kg \cdot m^2$]
I	: Akım [A]
K	: İndüklenmiş sürüklenme katsayısı
M	: Kütle [kg]
M	: Mach sayısı
M	: Mesafe [m]

$\dot{m}_f$	: Yakıt debisi [$kg \cdot s^{-1}$]
N	: Hücre sayısı (yakıt hücresi)
N	: Batarya hücre sayısı
P	: Güç [kW]
P	: Basınç [psi, atm, Mpa]
R	: İdeal gaz sabiti [$J \cdot mol^{-1} \cdot K^{-1}$]
R	: Direnç kuvveti [N]
S	: Uçak kanat alanı [m^2]
s	: Saniye
sa	: Saat
T	: Çalışma sıcaklığı [$^{\circ}C$]
T	: İtke [kN]
t	: Süre [s]
U	: Batarya hücresi gerilimi [V]
V	: Gerilim [V]
V	: Hacim [L]
v	: Hız [$m \cdot s^{-1}, knot$]
W	: Ağırlık [kg]

KISALTMALAR DİZİNİ

AA	: Alternatif akım
ABD	: Amerika Birleşik Devletleri
AFC	: Alkali yakıt hücresi
APU	: Yardımcı güç ünitesi
ATC	: Hava trafik kontrolü
ATRU	: Otomatik transformatörlü doğrultucu ünitesi
BLDC	: Fırçasız doğru akım motoru
CRR	: Yuvarlanma direnç katsayısı
DA	: Doğru akım
DLR	: Alman Havacılık ve Uzay Dairesi
DMFC	: Doğrudan metanol yakıt hücresi
EASA	: Avrupa Havacılık ve Uzay Dairesi
EC	: Avrupa Komisyonu
EDS	: Elektrik sürücü sistemi
EGTS	: Elektrikli Yeşil Taksi Sistemi
EMF	: Elektromotor kuvveti
EP	: Elektrikli geri-itme
ETS	: Elektrikli taksi sistemi
FAA	: Federal Havacılık İdaresi
FEP	: Sabit elektrik gücü
FOD	: Yabancı cisim zararı
GPU	: Yer güç ünitesi
HBPR	: Yüksek baypas oranı
IAI	: İsrail Havacılık ve Uzay Sanayi
IATA	: Uluslararası Hava Taşımacılığı Birliği
ICAO	: Uluslararası Sivil Havacılık Örgütü
IDG	: Entegre tahrik generatörü
IGBT	: İzole kapılı bipolar transistör
IGE	: Yer etkisi
LCA	: Yaşam döngü değerlendirmesi

LHV	: Alt ısııl değ�er
Li-ion	: Lityum-iyon
LTO	: İniş-kalkış
MCFC	: Erimiş karbonat yakıt h�creti
MEA	: Daha fazla elektrikli uçaklar
MLG	: Ana iniş takımı
MOSFET	: Metal oksit yarı iletken alan-etki transistörü
MRW	: Maksimum rampa ağırlığı
MTOW	: Maksimum kalkış ağırlığı
Ni-Cd	: Nikel-kadmiyum
Ni-Mh	: Nikel-metal hidrid
NLG	: Burun iniş takımı
PAFC	: Fosforik asit yakıt h�creti
PB	: Geri-itme
PEM	: Proton değişimli membran
PEMFC	: Polimer elektrolit membranlı yakıt h�creti
PM	: Sabit mıknatıs
PMSM	: Sabit mıknatıslı senkron makine
PWM	: Darbe genlik modülasyonu
RVDT	: Döner değişken türevsel dönüştürücü
S/G	: Marş generatörü
SET	: Tek motorlu taksileme
SMC	: Yüzey hareket kontrolü
SOFC	: Katı oksitli yakıt h�creti
TET	: Toplam motorla taksileme
TM	: Elektrikli �ekiş motorları
TRL	: Teknoloji hazırlık seviyesi
TSFC	: İtki �zg�l yakıt tüketimi
UHBPR	: Ultra yüksek baypas oranı
WACU	: Tekerlek aktivasyon kontrol �nitesi
YH	: Yakıt h�creti
YT	: Yakıt tüketimi

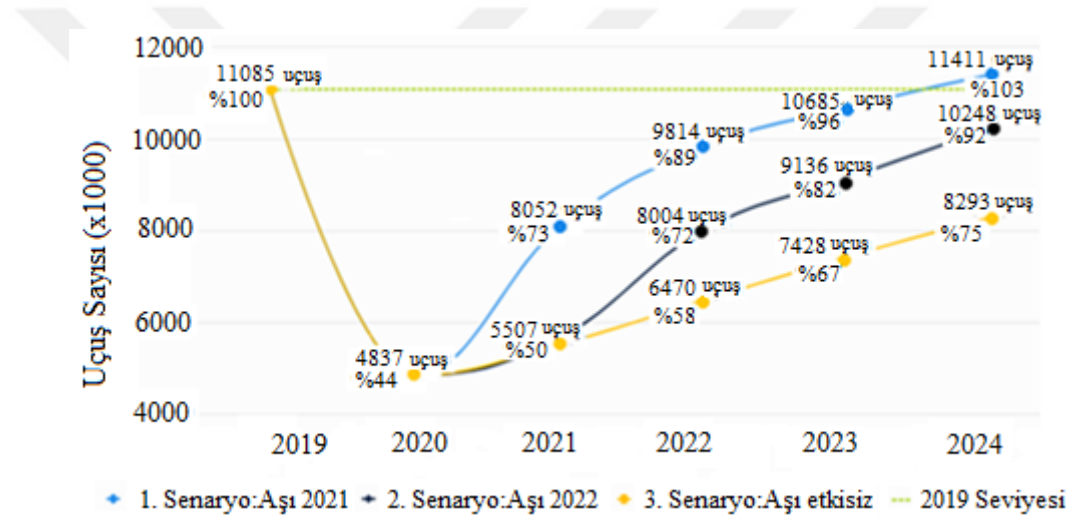
1. GİRİŞ

Havacılık endüstrisi hızla büyümekte ve gelecekte de bu büyüme artan bir hızla devam edecektir. 2020 yılının ilk çeyreğinden itibaren Covid-19 salgını nedeniyle hava trafiği önemli ölçüde azalmış olsa da Uluslararası Hava Taşımacılığı Birliği (IATA) yıllık % 3,5 oranında bir büyümeyle 2037 yılında 8,2 milyar insanın hava yolu ile seyahat edeceğini tahmin etmektedir [1, 2]. Görsel 1.1’de görülen grafikte Eurocontrol tarafından sunulan 2019 yılına kıyasla hava trafiğinde meydana gelen düşüş ve 2024 yılına kadar tekrar toparlanma sürecinin aşılarda etkisine bağlı olarak kestirimi verilmektedir [3]. Aşının 2021 yılı içerisinde bulunmuş olması belirtilen senaryoya göre havacılık sektöründeki toparlanmanın kısa süre içerisinde gerçekleşeceği anlamına gelmektedir. Havayolu ile sadece 2016 yılında yaklaşık 3,7 milyar yolcu taşınmıştır ve yolcu trafiğinin her 15 yılda bir ikiye katlandığı düşünüldüğünde mevcut filoların bu talebi karşılayamayacağı görülmektedir [4]. Airbus Küresel Pazar Tahmini’ne göre, 2036 yılına kadar 34170 yeni uçağın üretileceği ve şu an hizmette olan uçaklarla birlikte 2036 yılında toplam 42530 yolcu uçağının uçağı tahmin edilmektedir [5]. Bu durumun bir sonucu olarak, havacılık endüstrisinin yakıt tüketimi ve dolayısıyla sera etkisini oluşturan temel gaz olan CO₂ salınımı [6] önümüzdeki yıllarda önemli ölçüde artacaktır.

Avrupa Komisyonu (EC) bu büyümenin neden olacağı sıkıntılara dikkat çekmiş ve 2011 yılında yayınladığı “Flight Path 2050” strateji planında, oluşacak hava trafiğinin çevresel etkilerini azaltmak adına, 2000 yılı değerlerine göre yolcu kilometre başına %75 oranında CO₂ ve %90 oranında NO_x salınımlarını azaltmayı hedeflemektedir. Ayrıca yine bu planın hedefleri arasında, hava araçlarının taksi işlemleri esnasında sıfır emisyonlu olması, havaalanlarındaki gürültünün minimize edilmesi, sürdürülebilir alternatif yakıtların havacılıkta kullanılması ve hava araçlarının geri dönüştürülebilir olmaları da bulunmaktadır [7]. Benzer şekilde 2010 yılında ICAO 37. Uluslararası Sivil Havacılık Örgütü Konferansı’nda hava taşımacılığının neden olduğu karbon emisyon değerinin 21. yüzyılın ortalarında 1990 yılına kıyasla 7-8 kat artacağına değinilmiş ve çevrenin korunması konferansın odak noktası olmuştur [8].

Uçaklar, uçuşları için aldıkları yakıtlarının büyük miktarını havada tüketse de önemli bir miktarını da yerde taksi yapmak için kullanmaktadır. Airbus firmasının tahminine göre Avrupa’da gerçekleşen uçuşlarda toplam uçuş süresinin % 30’ una kadarı ile yine uçuşlarda kullanılan yakıtın % 5’i ile % 10’u arası yer operasyonları ve taksileme

için harcanmaktadır [9]. Yukarıda bahsedildiği şekilde artan hava trafiği neticesinde havaalanlarının genişleyip, kapasitelerinin daha da artması beklenmekte ve dolayısıyla bu durum uçaklar için taksileme zamanlarının da artan bir eğilimle büyüyeceği anlamına gelmektedir. ABD iç hat uçuşlarının taksi çıkış süreleri sadece 1995 ile 2007 yılları arasında % 21 artmış, 2003-2007 dönemine bakıldığında ise taksi-çıkış süreleri yaklaşık % 11 artarken, taksi-geliş süreleri de yaklaşık % 9 oranında artmıştır [10]. Eurocontrol CODA 2019 Yaz dönemi verilerine göre içlerinde İstanbul Havalimanının da bulunduğu dünyanın çeşitli yerlerinde bulunan 450 havaalanının ortalama taksi-geliş ve taksi-çıkış süreleri sırasıyla 5,6 dakika ile 11,7 dakikadır [11].



Görsel 1.1. Eurocontrol tarafından ortaya konulan 2024 yılına kadar beklenen uçuş sayısı [3]

Konvansiyonel olarak uçaklar taksileme yaparken motorların boşa itki kuvveti olan toplam itki kuvvetlerinin % 7 'si ile bu işlemi yerine getirmektedirler [12], bu durum aynı zamanda uçuş için optimize edilen uçak motorlarının verimsiz bir şekilde çalışması anlamına da gelmektedir [13-15]. New York'ta bulunan John F. Kennedy (JFK) havaalanı gibi yoğun ve büyük havaalanlarında taksi süresi 30 dakikayı aşmaktadır [16]. Dar gövdeli bir uçak olan Airbus A 320 'nin taksi işlemi için saniyede yaklaşık 0,1 kg [17] yakıt tükettiği göz önüne alınırsa, havaalanlarında uçakların yüksek miktarda salınım yaptıkları görülmektedir. Geniş gövdeli bir uçak olan Airbus 380'in ise havaalanında taksi yaparken motorlarının tamamı çalıştığında, saniyede yaklaşık 5 kg CO₂ salınımı yaptığı belirtilmektedir [17]. Heathrow havaalanında 2002 yılında salınan NO_x gazının %

56'sı taksileme esnasında oluşurken Zürih havaalanında bu değerin % 22 olduğu tahmin edilmektedir [18, 19].

Uçaklarla ilgili yapılan araştırma ve geliştirmeler ağırlıklı olarak uçağın uçuş fazı ile ilgili olsa da artan evre bilinci ve maliyet verimliliği arayışı ile birlikte uçakların yerdeki hareketleri dolayısıyla tüketilen yakıt ve bakım giderleri gelişen teknoloji ile birlikte iyileştirmeye değer görülmektedir. Bu hususta yer operasyonları için jet motorlarından farklı tahrik sistemi kullanmak umut verici bir çözüm olarak görülmektedir.

Uçak motorlarının yakış verimliliğini artırmak için operasyonel olarak ileride bahsedilecek olan Tek Motorlu Taksileme (SET) [20] gibi işlemler uygulanmaktadır. Bununla birlikte, yakıt tüketimini azaltarak havaalanlarında ortaya çıkan karbon dioksit (CO₂), karbon monoksit (CO), nitrojen oksit (NO_x) ve hidrokarbonlar (HC) gibi salınımları en aza indirmek, hatta sıfırlamak ve motorlar tarafından oluşan gürültüyü minimize etmek üzere elektrikli taksileme çözümleri ortaya atılmıştır. Elektrikli taksileme ile ayrıca uçağın geri itilmesi (push-back) için çekici ihtiyacı ortadan kalkmakta, bu işlem dolayısıyla kaybedilen süre kazanılmakta, motorların kapalı olması sebebiyle hem ömürleri uzamakta hem de meydana gelebilecek Yabancı Cisim Zararları (FOD)  nlenmiş olmaktadır [21].

İleride daha detaylı bahsedilecek olan elektrikli taksileme sistemleri temelde iki farklı yönteme dayanmaktadır. Bu yöntemlerden bir tanesi hâlihazırda uçakların geri çekilmeleri için kullanılan çekici kamyon benzeri, çektiği uçağın taksilemesi için gerekli hıza ulaştıracak güçte, harici çekicilerin kullanılmasıdır. Diğer yöntem ise uçağın iniş takımı tekerlekleri üzerinde bulunan elektrik motorlarının enerjisinin, uçağın Yardımcı Güç  nitesi'nden (APU) veya yine uçak üzerine monte edilen harici güç ünitesinden karşılanarak taksi işleminin yapıldığı on-board yöntemdir.

Bu tezin odak noktası uçakların taksi-çıkış işlemini yapabilmeleri için gerekli olan fiziksel parametrelerin hesaplanması ile dar gövdeli bir uçak olan Airbus A 320'nin on-board sistemlerdeki gibi ana iniş takımlarında bulunan uygun elektrik motorlarını besleyecek yakıt hücreli (YH) ve bataryalı hibrit harici güç ünitesinin tasarlanmasıdır. Tasarlanan g  ünitesinin belirlenen koşullarda taksileme yapmak için ihtiyaç duyacağı gücü karşılayıp karşılamadığını görmek adına sistem MATLAB Simulink ortamında

simüle edilecektir. Ayrıca tasarlanan bu sistemin performans analizi ile birlikte bu şekilde taksi yapılması sonucunda ortaya çıkan çevresel etki analizleri de bu tezin odak noktasını oluşturmaktadır.

Bu sistemde tasarlanacak yakıt hücreli ve bataryalı hibrit harici güç ünitesi kendi hareket edebilecek şekilde uçağın piste inişi ile birlikte uçağın gövdesinde bulunacak bağlantı soketine bağlanacak ve uçak üzerinde bulunan elektrik motorlarına gerekli enerjiyi sağlayacaktır. Kalkış yapacak uçağın pist başına bu sistemin yardımıyla elektrikli taksileme yaparak gelmesi ile birlikte hibrit harici güç ünitesi uçaktan ayrılacak ve yeni inecek uçağa bağlanmak üzere havaalanında kendine ayrılan tehlike arz etmeyecek şekilde uygun mahale gidecektir.

1.1. Literatür Taraması

Havacılık endüstrisi ve hava yolu şirketleri, yakıt tasarrufu ve çevresel avantajlarının yanı sıra fren ömürlerinin uzayacak olması ve yer operasyonlarında çekici kamyonu ihtiyaç duyulmayacak olması gibi çeşitli sebeplerle jet motorlarının kapatarak elektrikli taksi yapmaya ilgi göstermektedir. Bu hususta farklı şirketler ve üniversiteler çeşitli hesaplamalar ve analizler ortaya koymuşlardır [21].

Daidzic [22] çalışmasında, uçağa ait APU kullanılarak ve NLG veya MLG üzerinde bulunan elektrik motoru ile tahrik edilen mevcut ve üzerinde halen çalışılan elektrikli taksi yöntemlerinden bahsetmiştir. NLG yani ön teker üzerinden tahrik edilen sistemde çekiş kontrolü sorunu yaşanacağından bahsedilmiş ve sebep olarak ise uçaklarda ağırlığın ancak % 6 ile % 10'luk kısmının ön kısımda bulunması gösterilmiştir. Oluşturulan taksileme senaryosuna göre (eğim, hız, ivme, baş rüzgarı, dönme sürtünmesi vs.) farklı ağırlıktaki uçakların ihtiyacı olan maksimum güç ve toplam enerjinin hesaplanması ve mevcut APU'lar ile on-board elektrikli taksi yapılıp yapılamayacağına cevap aranmaktadır. Esasında makalenin giriş kısmında yazar, doğrudan mevcut APU'ların ürettikleri gücün büyük kısmının basınçlandırma, iklimlendirme vb. ihtiyaçlarda kullanıldığını belirtmiş, dolayısıyla APU'dan elde edilen gücün elektrikli taksileme için yeterli olmayacağını söylemiştir. Yeterli gücü elde etmek adına ek olarak Li-ion batarya paketi kullanıldığında ise hem uçağa ek yük getireceği hem de batarya paketinin uçuş için tehlike arz edeceği söylenmiştir. Çalışmada bu şekilde on-board bir çözümün ileride elektrikli taksileme için kullanılacak ekipmanların spesifik güç değerlerinin yükselmesiyle bir anlam ifade edeceği belirtilmiştir.

Teo ve ark. [23] yaptıkları çalışmada uçak ve pist bilgilerini kullanarak elektrikli taksi sisteminin teknik fizibilitesi üzerinde durmuşlardır. Bu çalışmada, elektrikli taksilemenin uzun taksi sürelerinin olduğu havaalanlarında ve kısa mesafeli uçuşlar için kullanılan uçaklarda yakıt tüketimini azaltmak konusunda potansiyeli olduğu belirtilmiştir. Aynı zamanda elektrikli taksileme sistemlerinin gelecek nesil daha fazla elektrikli uçakların (MEA) tasarımının önemli bir parçası olarak görülmesi gerektiğinin altı çizilmiştir. Diğer bir önemli sonuç ise uçağın burun iniş takımı (NLG) yerine ana iniş takımları (MLG) üzerinden tahrik edilmesinin daha iyi çekiş kuvveti elde edilmesi açısından avantaj sağlayacağı belirtilmiştir.

Re çalışmasında, maksimum kalkış ağırlığı 80 ton olan A 319 gibi orta ölçekli bir uçağın $0,25 \text{ m/s}^2$ ivme ile yeterli taksi hızına ulaşması için en az 129 kW güce ihtiyaç duyacağını belirtmiştir. Uluslararası Sivil Havacılık Örgütü (ICAO)'nın izin verdiği maksimum taksi yolu eğimi olan % 1,5 eğimde [24] ise ihtiyaç duyulacak gücün en az 200 kW olduğunu belirtmiştir. Gerekli gücün mevcut APU'dan temin edilebileceğini söylemekle birlikte uçak yakıtı ile enerji üreten APU'nun yerine yakıt hücreli yeni bir yardımcı güç ünitesinin monte edilmesinin de talep edilen bir durum olduğuna değinilmiştir. Böyle bir durum için ise ağırlığı, entegrasyonu ve hidrojen hattının güvenliği gibi konuların irdelenmesi gerektiğinden bahsedilmektedir. Çalışmanın sonucunda ise mevcut APU kullanılarak elektrikli taksi yapılması durumunda, uçuş misyonu ve taksi fazlarına bağlı olarak % 2,6' ya varan yakıt tasarrufu potansiyeli bulunduğu belirtilmektedir. Aynı şekilde belirtilen oranda CO₂ salınımının azalacağına vurgu yapılmıştır. [25].

Roling ve ark. [26] yaptıkları çalışmada mevcut orta ölçekli uçaklardaki APU 'nun gücünün 90kVA olduğu ve bu güçle ancak 12 knot hızla taksi yapılabileceğinden bahsetmiştir. Bu durumun büyük havaalanlarında handikap oluşturacağına değinilmiş, dolayısıyla APU'nun 312.5 kVA güce sahip olacak şekilde değişiklik yapılması gerektiği belirtilmiştir. EGTS'nin 80 tonluk bir uçakta kullandığı iki adet 50 kW'lık elektrik motoru ile % 1,38 yuvarlanma sürtünme katsayısı ve % 1,5 eğimde yalnızca 8,6 knot hıza ulaşabildiği söylenmiştir. Çalışmada Amsterdam Schiphol havaalanı gibi görece büyük havaalanlarında pist trafiği yaşanmaması açısından taksi hızının en az 9 m/s olması gerektiğine vurgu yapılmıştır.

Guo ve ark. [27] yaptıkları çalışmada ileride detaylıca bahsedilecek olan WheelTug ve EGTS on-board sistemler ile Taxibot harici sistemin karşılaştırmalarını yapmıştır. Konvansiyonel taksileme, tek motorlu taksileme, on-board ve harici taksilemenin sonuçları ile birbirlerine göre avantajlarını ortaya koymuşlardır. Elde edilen bu sonuçlara göre harici ve on-board taksileme çözümlerinin her ikisinin de konvansiyel yöneme göre hem yakıt tüketimi hem de emisyon değerlerine göre daha iyi olduğu görülmüştür (tek motorlu taksi çift motorluya göre daha iyi). On board sistemler ve harici Taxibot sistemin karşılaştırmasında ise yakıt tüketimi bakımından Taksibot, emisyon değerlerine göre ise on-board sistemler öne çıkmaktadır. Yakıtın az tüketildiği halde emisyonun fazla çıkmasının sebebi ise Taxibot'un kullandığı dizel motor sebebiyle daha yüksek miktarda CO ve NO_x salması gösterilmektedir.

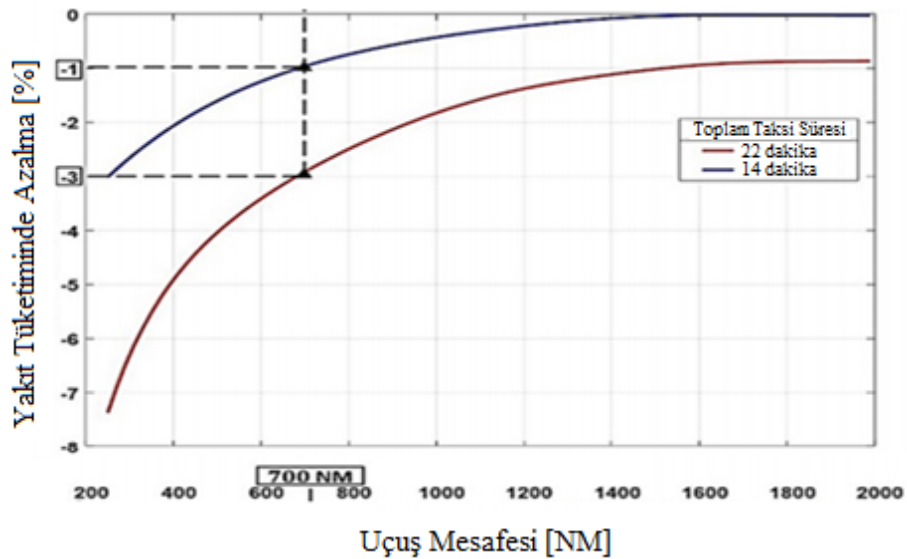
Çalışmada ayrıca farklı havaalanları için on-board ve harici sistemlerin fayda/maliyet analizi yapılmış, buna göre Taxibot 30:1 on board sistem ise 80:1 olarak hesaplanmıştır. Burada ise ana etken Taxibotun maliyeti olmaktadır. Taxibot'un maliyeti 1,5 milyon \$, on board sistem maliyeti ise 260 bin ile 1 milyon \$ arasında değişmektedir. Her şey göz önüne alındığında ise on board sistemin daha etkin olduğu belirtilmiştir.

Lukic ve ark. [28] yaptıkları çalışmada mevcut tüm elektrikli taksi sistemlerinin avantaj ve dezavantajlarından bahsetmiş ve elektrikli taksi ile ilgili kapsamlı bir derleme ortaya koymuşlardır. Detaylı bir şekilde incelenmemiş olsa da yakıt hücreli elektrikli taksi yöntemlerinden de bahsedilmiş ve bu hususta elektrikli taksileme adına çözüm olabileceğine değinilmiştir. On-board sistemler için 20 knot hızda % 1,5 eğimde ve yine % 1,5 yuvarlanma sürtünme katsayısı ile 80 tonluk bir uçağın elektrikli taksi yapabilmesi için 240 kW güç gerektiği belirtilmektedir. B737'nin APU gücü ise 90 kVA olarak söylenmiştir. İhtiyaç olan gücün karşılanması hususunda Li-ion bataryalar ile süperkapasitörlerin en önemli aday hüviyetinde olduğu belirtilmiştir. Ayrıca yakıt hücreli sistemin tek basına veya hibrit şekilde kullanılabileceği de belirtilmektedir. Çalışmada harici ve on-board sistemlerin birbirlerine göre avantajları ve dezavantajları incelenmiş, on-board sistemin hâlihazırda eksiklerine rağmen belirtilen eksikliklerin giderilmesi halinde çok sayıda avantaj sağlayacağı belirtilmektedir. Geri itme (push-back) işlemi için harcanan sürenin çok daha kısa olacak olması veya uçağı paralel park edip çift taraflı yolcu yükleme yapılabilir olması da fark yaratabilecek avantajlardan sadece bir kaçı olarak gösterilmektedir. Çalışmada ayrıca on-board sistemlerin tasarımlarının

özelliklerinden ve olası zorluklarından bahsedilmekle beraber elektrik motorlarının NLG veya MLG'lere montajının birbirlerine göre artı ve eksileri üzerinde durulmuştur. Elektrik motorunun Kalıcı Manyetik Senkron Makine (PMSM) olarak çıkık rotorlu (Permanent Magnet Synchrhonus Machine-outer rotor) tipte olmasının gerekli torku sağlaması açısından önemli olacağı belirtilmiştir. Motorun ve toplam sistemin ağırlığından ve bu ağırlığın sonuçlarına dikkat çekilmiştir. Sonuç olarak, on board sistemlerde taksi hızını artırmak, ağırlıkları azaltmak vb. zorlukların aşılması ve uygulanan sistemlerin sertifikalandırılması gerektiği belirtilmiştir. Harici sistem pratik bir çözüm olmasına rağmen çalışmayı yapanlar tarafından on-board sistemler, avantajları göz önünde bulundurularak tercih edilmektedir. Çalışmanın sonucunda ise elektrikli taksi sistemlerinin;

- Toplam taksi süresinde ciddi bir değişiklik yapmadığına,
- Blok yakıt tüketiminin (Tüm uçuş) % 1 ile % 3'ü kadar azalma meydana getirdiğine,
- Uçak başına 50 bin \$ ile 500 bin \$ arasında tasarruf sağlamakta olduğuna,

değinilmiştir. Havaalanı büyüklükleri, filolar ve uçuş mesafelerine göre havayolları firmaları on-board veya harici veya her ikisini de tercih edebileceklerinin altı çizilmektedir. Görsel 1.2'de uçuş mesafesi ile havaalanında taksi süresinin uçuş toplam yakıtına etkisi görülmektedir.



Görsel 1.2. Taksi süresi ve uçuş mesafesinin uçuş toplam yakıt tüketimindeki azalmaya etkisi [29]

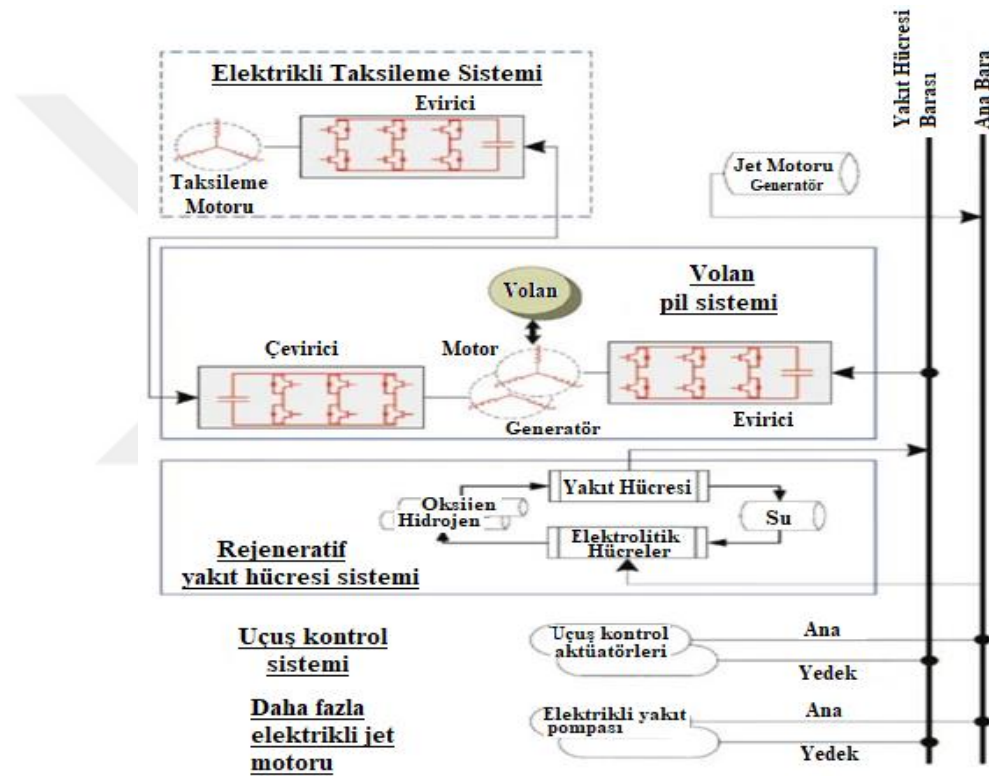
Postorino ve ark. [30] çalışmalarında uçaklar için havaalanlarında taksileme prosedürlerinden bahsetmiş ve özellikle aprondan pist başına kadar yarı robotik çekici kamyon olan Taxibot ile taksileme üzerinde durmuşlardır. Bu hususta, Taxibot kullanımının çevresel etkilerini görmek için Kuzey İtalya’da orta büyüklükte bir havaalanında kullanılması simüle edilmiştir. Ayrıca havayolu şirketlerinin böyle bir durumda elde edecekleri tasarruf miktarları da dikkate alınmıştır. Bologna havaalanında üretilen yıllık 101,428,935 ton CO₂’nin % 8,1’inin Taxibot kullanımı sonucunda elimine edilebileceği söylenmiştir. Aynı şekilde 2,631,283 litre yakıt tasarrufu yapılabileceği ve dolayısıyla 1,042,667 ABD Doları maliyet tasarrufu yapılabileceği vurgulanmıştır.

Hespanhol ve ark. [31] çalışmalarında Brezilya’nın Sao Paulo kentinde bulunan Congonhas havaalanında 2012 yılında uçuşların yaklaşık % 68’inin gerçekleştirildiği Boeing 737 (200-800 ailesi) ve Airbus (A318-A321 ailesi) tipi uçaklara elektrikli taksi sisteminin uygulanması durumunda yakıt tüketimi ve kirletici emisyonların ne ölçüde azalacağını göstermiştir. Buna göre Congonhas havaalanında bu dönüşüm gerçekleşirse yıllık yaklaşık 18 bin ton CO₂ gazı salınmayacak ve 5811,93 ton yakıt tasarrufu yapılabileceği belirtilmiştir. Ayrıca, yakıt fiyatını 3,97 Brezilya Reali/kg olarak hesaplayarak yıllık yaklaşık 27,5 milyon Brezilya Reali tasarruf yapılabileceğine de değinilmiştir.

Khammash ve ark. [32] çalışmalarında AnyLogic 7 yazılımı kullanarak ayırık olay modelleme ile taxi zaman yaklaşımı yapmış ve Lizbon havaalanında Taxibot’un kullanıldığı varsayılarak bir mikro simülasyon uygulamıştır. Bu simülasyonun sonucunda çevresel ve ekonomik etki incelemesinde bulunulmuştur. Çalışmanın sonucunda Taxibotun dar gövdeli uçaklar için saatte 6 galon, geniş gövdeli uçaklar için ise 22 galon yakıt tükettiği de göz önüne alınarak, dar gövdeli uçaklar için daha etkin olduğu görülmüştür. Dar gövdeli uçaklar için kullanıldığında % 18’e kadar CO₂ emisyonunda azalma görülmüştür. Ayrıca maliyet açısından günlük yakıt masrafından 2450 EUR gibi bir tasarruf yapıldığı ve dolayısıyla yılda yaklaşık 1 milyon Euro civarında kazanç sağlanabileceği belirtilmiştir.

Oyori ve Morioka, [33] Görsel 1.3’te görülen güç sistemi blok diyagramında görüldüğü gibi bir sistemi uçak üzerine entegre ederek jet motorlarını veya APU’yu kullanmadan elektrikli taksileme yapacaklarını belirtmiştir. Bu sistemde rejeneratif frenleme yöntemi ile veya uçuş esnasında ana generatör yardımıyla uçak üzerinde

bulunan suyun elektrolizi yapılmakta, elektroliz sonucunda oluşan hidrojen ve oksijen gazı depolanarak yakıt hücresinde kullanılmaktadır. Uçağın ivmelenmesi için gerekli enerji ise batarya paketi, süper kapasitörler veya volan sisteminden temin edilebilecektir. Uçak taksi-gelişi tamamlayıp kapıya ulaştığında ise elektroliz işlemi yer güç ünitesi (GPU) yardımıyla dışarıdan yapılacaktır. Bu yöntemle % 3'e varan yakıt tasarrufu ile birlikte havaalanlarında oluşan zararlı salınımların önüne geçileceğinden bahsedilmektedir.



GörSEL 1.3. Elektrikli taksileme için güç sistemi blok diyagramı [33]

Stockford ve ark. [34] çalışmalarında konvansiyel şekilde taksi yapan dar gövdeli A320 ailesinden bir uçağa on-board olarak yakıt hücreli sistem uygulanırsa etkilerinin ne olacağını incelemiştir. Tasarlanan sistemde 0,02 yuvarlanma sürtünme katsayısı esas alınarak 20-30 knot arasında bir taksileme hızı için maksimum güç kapasitesinin 400 kW olarak belirlendiği 4 adet yakıt hücresi kullanılmıştır. Tablo 1.1'de sistem tasarım parametreleri görülmektedir. Tablo 1.2'de ise tek uçuş çevrimi için yakıt hücreli sistem ile taksilemede tüketilen hidrojen gazı ağırlıkları verilmiştir.

Tablo 1.1. *Sistem tasarım parametreleri [34]*

Yuvarlanma sürtünme katsayısı	0,02
İvme (m/s ²)	0,18
Yakıt hücresi sayısı	4
Motor	GKN AF-140
Yakıt motoru sayısı	2
Motor ağırlığı (kg)	42
Dışli oranı	18
23 Knotta motor hızı (rpm)	3482
Pik çıkış gücü (kW)	400
Pik çıkış torku (Nm)	21600
Sürekli çıkış torku (Nm)	9360

Detaylı incelemede % 1 oranında yakıt tasarrufu yapıldığı ve ayrıca motor bakımından da tasarruf edildiği ve bu değerin % 7,3 seviyesinde olduğu yaklaşımları yapılmıştır. Ek olarak yakıt hücresi yerine batarya paketi kullanılsaydı ne olurdu sorusunun cevabı da araştırılmış ve enerji yoğunluğu 150 Wh/kg civarında olan batarya paketinin şu an için daha fazla (yakıt hücresine göre % 55) ağırlık getirdiğine değinilmiş, ancak ilerde 400Wh/kg özgül enerji seviyesi yakalanırsa batarya paketinin kullanılabileceği belirtilmiştir.

Tablo 1.2. *Tek bir uçuş için hidrojen tüketimi [34]*

	Taksi-geliş	Taksi-çıkış	Geri-çekme
Kararlı Hal	427 g	1024 g	19 g
Hızlanma	114,23 g	136 g	5 g
Toplam	1725 g		

1.2. Tezin Kapsamı ve Amacı

1.2.1. Sorunun tespiti

Yer operasyonlarında verimliliği artırması, yakıt tasarrufu sağlayacak olması, havaalanlarında gürültüyü ve emisyonları azaltacak olmasının yanı sıra havayolu şirketlerinin işletme ve bakım maliyetlerini de düşürecek olması Elektrikli Taksileme Sistemleri'ne (ETS) olan ilgiyi güncel tutmaktadır.

Açık literatür incelendiğinde elektrikli taksileme ile ilgili yayınlarda ve yapılan çalışmalarda görüldüğü üzere on-board sistemlerin ihtiyacı olan güç, uçağın APU'su kullanılarak ve/veya uçak üzerinde bulunacak yeni bir güç ünitesi tasarlanıp monte edilerek sağlanmaktadır. Uçaklarda APU'nun iklimlendirme, aydınlatma, vb. ihtiyaçlar için kullanılması nedeniyle havaalanlarında sıkışıklık yaratmayacak şekilde taksil yapabilmek adına tek başına yeterli olamayacağı da belirtilmektedir. Ayrıca APU, jet motorlarına kıyasla daha az yakıt tüketiyor olsa da bu durum hala havaalanlarında kirletici gazların emisyonunu tamamen ortadan kaldırmamaktadır [22, 25, 26, 28, 33-35].

Uçak üzerinde bulunacak ve uçakların istenilen şekilde taksileme yapabilmeleri için gerekli gücü temin edecek bir güç sistemi (yakıt hücresi, batarya paketi, süper kapasitörler vb.) ise sürekli uçak ile birlikte seyahat edeceğinden, uçağın ekstra yük ile uçuşuna dolayısıyla uçuş esnasında daha fazla yakıt tüketmesine sebep olacaktır. Bu durum ise özellikle uçuş menzili arttıkça yakıt tüketimindeki beklenen düşüşün gerçekleşmemesi anlamına gelmektedir (Bkz. Görsel 1.3.).

Yukarıda belirtilen sorunları aşmak için, sertifikalandırılmış ve Frankfurt Havaalanında aktif olarak kullanılan yarı robotik harici çekici kamyon Taxibot, İsrail firması (IAI) tarafından üretilmiştir [17, 36]. Taksileme işlemi için uçağın burun kısmına bağlanmış olan kamyonu tahrik edecek elektrik motorlarının enerjisi üzerinde bulunan dizel jeneratörler aracılığıyla sağlanmaktadır. Bu nedenle Taxibot sisteminin kullanımı sıfır emisyonlu bir çözüm olmamaktadır. Ayrıca taksileme için kullanılan ve kullanılacak Taxibot'ların pist üzerinde ekstra trafik ve karmaşa yaratması sorun teşkil etmektedir [25].

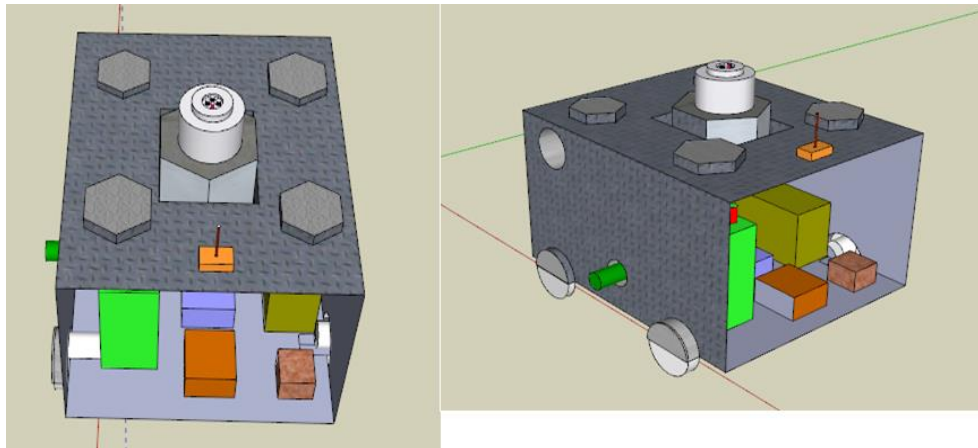
Literatürde mevcut on-board sistem tasarımlarında ve bu tez kapsamında önerilen tasarımda da uçağı tahrik edecek elektrik motorları ile bu sisteme gerekli enerjiyi sağlayacak enerji kabloları ve sistemin kontrol kumanda ekipmanları uçak üzerinde her daim bulunacaktır. Elektrik motorlarının MLG üzerinde monte edilecek yerin dar olması nedeniyle uygun elektrik motoru tasarımı ihtiyacı, yine elektrik motorlarının frenleme nedeniyle soğuma problemi yaşaması ile uçağın iniş sırasında veya kalkış için hızlanırken elektrik motorunun ve gerisindeki ekipmanın zarar görmemesi için tekerlekle bağlantısının kesilmesi gibi sorunlar bu sistemlerde aşılması gereken sorunlardandır [4, 25, 28, 37]. Ayrıca uçak üzerinde gerekli modifikasyonların yapılması ve sistemin

sertifikalandırılması sorunları mevcuttur, ancak bu sorunların çözümlenmesi bu tezin kapsamı dışındadır.

1.2.2. Tezin amacı

Uçağın havaalanında taksi yapması uçuş misyonunun küçük bir kısmını oluştursa da bu kısım işletme maliyetleri ve emisyonlar açısından önemli etkileri olan bir kısımdır [38]. Tezin giriş bölümünde detaylı olarak belirtildiği üzere havaalanlarında uçakların konvansiyonel taksileme yerine elektrikli taksileme sistemlerini kullanarak yer operasyonlarını emisjonsuz yapmaları çevresel, ekonomik ve operasyonel anlamda oldukça fayda sağlayacaktır. Ancak bu hususta önerilen çözümlerden on-board sistemde uçak ağırlığının artıyor olması nedeniyle bahse konu avantajlar kaybolmaktadır. Harici çekici kamyon çözümünde ise havaalanlarında ekstra trafik oluşturacak olması, dolayısıyla oluşacak kamyon trafiğini çözmek için havaalanlarında yeni yolların yapımının gerekmesi gibi sorunlar ortaya çıkmaktadır.

Görsel 1.4'te görüldüğü gibi ihtiyaç olan gerekli gücü temin edebilecek şekilde yakıt hücresi ve Li-ion batarya paketini hibritleyerek havaalanlarında harici bir güç ünitesi kullanmanın yukarıda belirtilen sorunlara çözüm olması düşünülmektedir. Önerilen çözüm, on-board sistemlerde ihtiyaç olan enerjinin karşılanacağı güç ekipmanlarının uçak dışında olacak olması nedeniyle avantaj getirecektir. Harici olarak bağlanacak sistemin havaalanlarında dolaşımı nedeniyle karışıklık olacağı düşünülse de Taxibot sistemindeki gibi büyük hacimli olmayacağı ve mobilite kabiliyeti yüksek olacağı için getirdiği avantajların yanında göz ardı edilebilecektir.



Görsel 1.4. Yakıt pilli hibrit harici güç ünitesinin perspektif görüntüleri

Literatürde bulunmayan ve bir anlamda harici sistem ile on-board sistemi harmanlayarak mevcut çalışmaların dezavantajlarını ortadan kaldırmayı amaçlayan sıfır emisyonlu bu sistemin yakıt tüketimi (H_2), elektrik tüketimi, verimi, vb. performans incelemelerinin yapılması amaçlanmaktadır. Ayrıca belirlenen şartlar altında böyle bir sistemin kullanımının havaalanlarındaki emisyonu azaltmak adına çevresel etkilerinin ortaya konularak sürdürülebilir ve daha temiz bir hava taşımacılığının yapılabileceği gösterilmek istenmektedir.

1.3. Tezin Yapısı

Bu tez kapsamında giriş bölümünde artacak hava trafiği ile birlikte havaalanlarında uçakların konvansiyonel taksi hareketleri sonucu çevre kirliliği sorununa değinilmiş aynı zamanda literatür kısmında elektrikli taksileme ile ilgili yapılan çalışmaların gözden geçirilmesi ile birlikte bu çalışmalar sonucunda elektrikli taksilemenin çevresel etkilerine vurgu yapılmıştır.

Görsel 1.5'te genel yapısının görüldüğü tezin dördüncü bölümünde ise seçilen beş farklı tip uçağın havaalanlarında belirlenen şartlar altında taksi-çıkış işlemleri için ihtiyaç duyduğu fiziksel değerler (kuvvet, güç enerji, vb.) ortaya konulmuş ve bu durumda tüketecekleri yakıt miktarları incelenmiştir. Bu bölümde ayrıca rüzgâr baş hızı, pist eğimi gibi değişkenlerin etkileri incelenerek elde edilen veriler tasarımı yapılacak harici güç ünitesinin parametrelerinin belirlenmesinde kullanılmıştır.

Beşinci bölümde dar gövdeli, kısa ve orta uçuşlarda havayolu şirketleri tarafından sıkça tercih edilen Airbus A 320 tipi uçağın havaalanlarında emisyonsuz olarak elektrikli taksi yapabilmesi için ihtiyacı olan gücü temin edebileceği harici güç ünitesinin kavramsal tasarımı yapılmıştır. Bu bölümde yakıt hücresi seçimi, batarya paketi seçimi, dönüştürücüler ile bu sistemlerin boyutlandırılmalarına da değinilmiştir.

Altıncı bölümde kavramsal tasarımı yapılan bu sistemin MATLAB Simulink ortamında simüle edilmesi sonucunda yakıt hücresinin hidrojen tüketimi, hava tüketimi, batarya paketinin enerji tüketimleri ile sistemin genel verimi gibi performans değerlendirmeleri yapılmıştır. Ayrıca bu bölümde havaalanlarında bahse konu uçakların geleneksel yöntemle taksileme yaptığı durumda ortaya çıkardığı kirletici emisyonların

(CO₂, NO_x, HC, vb.) miktarı belirlenerek tasarlanan sistemin kullanılması durumunda ne ölçüde emisyonun bertaraf edilebileceğinin altı çizilmiştir.



Görsel 1.5. Tezin yapısı

Yedinci ve son bölümde ise elde edilen sonuçlar tartışılmış ve gelecekte elektrikli taksileme için yapılması gerekli görülen çalışmalara ve geliştirmelere değinilmiştir.

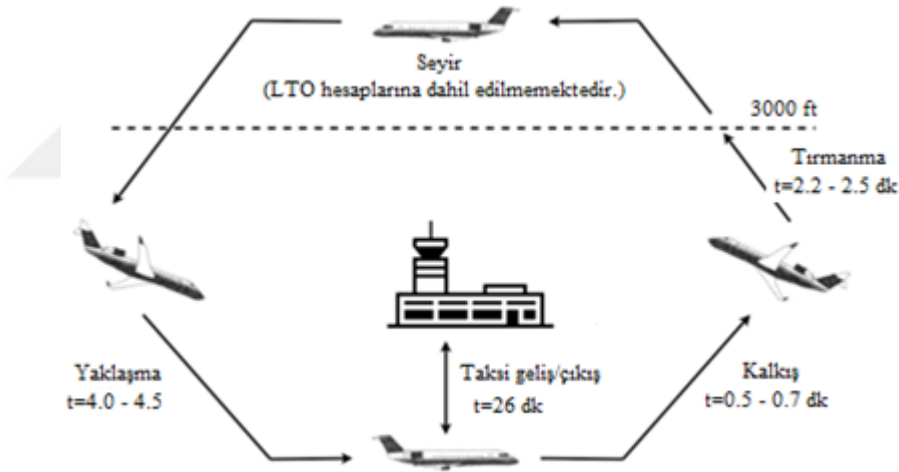
2. KONVANSİYONEL YER OPERASYONLARI

Bu bölümde günümüzde uçakların havaalanlarında yaptıkları taksi işlemlerinin doğasından ve pratiklerinden bahsedilecektir. Uçakların taksi yapma prosedürlerinin iyi bilinmesi elektrikli taksileme sistemlerinin tasarımı için ihtiyaç olan gereksinimlerin tespiti için hayati önem taşımaktadır.

2.1. İniş-Kalkış (LTO) Çevrimi ve Taksileme

2.1.1. LTO çevrimi

Hava operatörleri ve analistler esas olarak taksileme prosedürleri için bir iniş-kalkış (LTO) çevrimi kapsamında bulunan uçak taksi işlemlerine atıfta bulunmaktadır [39]. Görsel 2.1’de görüldüğü gibi LTO çevrimi uçağın 3000 ft (yaklaşık 1000m) yükseklikte başlamakta ve bitmektedir. Bu yüksekliğin altındaki taksi geliş/çıkış, kalkış, tırmanma, yaklaşma ve iniş gibi tüm uçuş fazları LTO çevrimi dâhilindedir.



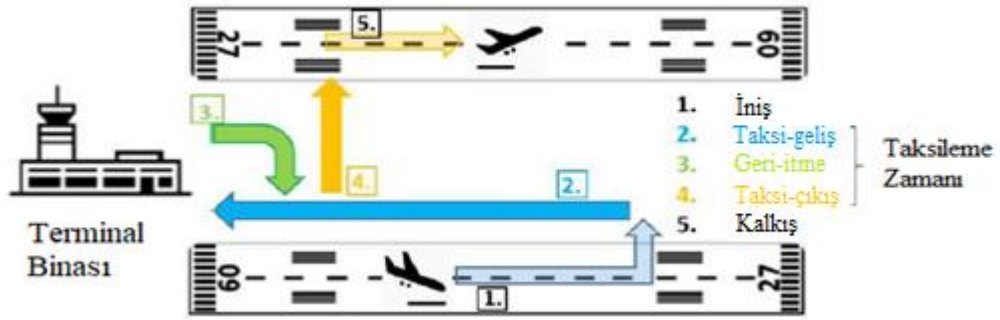
Görsel 2.1. LTO Çevrimi [40]

Standart bir LTO çevrimi uçağın havaalanına yaklaşmasıyla başlar bu esnada toplam itki kuvvetinin % 30'unu kullanan uçak inişi gerçekleştirir ve kapıya/aprona doğru taksi yolu boyunca yol alır. Kalkış öncesi ise geri çekilen uçak yine taksi yollarını kullanarak pist başına doğru yol alır. Taksi geliş ve taksi çıkış için uçağın toplam itki kuvvetinin % 7'si ile bu işlemleri yaptığı belirtilmektedir. Kalkış ise uçağın toplam itkisinin tamamı (%100) kullanılarak yapılmaktadır [41]. Bazı diğer çalışmalarda bu değerler yerde boştaki bekleme, sabit hızda taksileme, hızlanma ve dönüşler için toplam

itki kuvvetinin sırasıyla %4'ü, %5'i, %9'u ve %7'si olarak verilmiştir [42]. Araştırmalar ve endüstri, dar gövdeli bir uçak olan Airbus A 320'nin taksileme esnasında taksi süresinin ortalama olarak %15'ten fazlasını harcaması toplam tükettiği yakıtın ise %5 ile %10'unun bu tip operasyonlarda tüketilmesi nedeniyle taksi işlemlerinde verime odaklanmaktadır [43].

2.1.2. Taksileme

ICAO'ya göre taksileme bir uçağın havaalanı yüzeyinde kendi gücü ile bir yerden bir yere hareket ettiği uçuş fazı olarak tanımlanmaktadır. İniş ve kalkış evreleri ise bu uçuş fazının dışındadır [44, 45]. Bu durum Görsel 2.2'de görüldüğü şekilde uçağın park etme ve yükleme alanından (terminal kapısı veya apron) kalkış için tahsis edilen piste veya tam tersi, iniş pistinden park veya yükleme alanına getirilmesi ile ilgilidir.



Görsel 2.2. Yer üzerinde uçuş fazları [28]

Uçağın yerde taksileme hızları ve ivmesi ile ilgili olarak ise aşağıda belirtilen kısıtlamalar getirilmiştir.

- Maksimum ve minimum taksi hızları ile dönüşlerdeki taksi hızı sırasıyla 30, 10 ve 10 knot'tur. Bu hız kısıtlamaları uçağın güvenli ve verimli (karışıklık meydana getirmeden) bir şekilde taksileme yapması için getirilmiştir [46].
- İvme ise uçağın içindeki yolcuları rahatsız etmeyecek şekilde 0,1 g'den küçük olmalıdır [47].

2.1.2.1. Taksi-geliş ve taksi-çıkış

Taksi geliş işlemi, uçuşunu tamamlayan uçağın piste inişi sonrası ilgili park pozisyonuna gelmesi hareketidir. İniş sonrası uçak taksi hızına frenlenir ve tayin edilen

park pozisyonuna taksi hareketi ile gelir. Taksi-geliş hızı ile taksi-çıkış hızları birbirine benzerdir. Genel olarak bu işlem sırasında motorlar rölantide çalışmaktadır. Bazı havayolu şirketleri, yaygın olmasa da, yakıt tasarrufu sağlamak için çalışan motor kümesinin yarısını kullanarak taksi yapma prosedürlerini tamamlarlar. Mürettebatın ilgili park pozisyonunda yer güç kaynağının (GPU) olmadığı veya GPU'nun hemen kullanılamayacağı farkında olması halinde, APU gerekli elektrik yüklerini bağlamadan önce belirlenen ısınma süresini tamamlamak için taksi-geliş işlemi yapılırken açılabilir. Park pozisyonuna ulaşıldığında ise ana motorlar kapatılır [48].

Taksi-çıkış işlemi, uçağın kalkıştan önce park pozisyonundan ayrılıp, tahsis edilmiş piste doğru yaptığı taksi hareketidir. Taksi çıkışı genellikle uçuş öncesi işlemleri ve kalkış öncesi brifingin tamamlanmasından sonra başlar. Bu işlemlerin ve brifinglerin içeriği uçak modeline, havayolu direktiflerine ve kanun düzenlemelerine bağlıdır. İlk olarak, (GPU) veya sabit elektrik gücü (FEP) dâhil olmak üzere tüm yer ekipmanlarının bağlantısı kesilir. Bu durum uçağın kendi güç kaynağına sahip olması gerektiği anlamına gelir. Bu nedenle ya ana motorlar ya da APU aktif olarak çalışıyor olmalıdır [48].

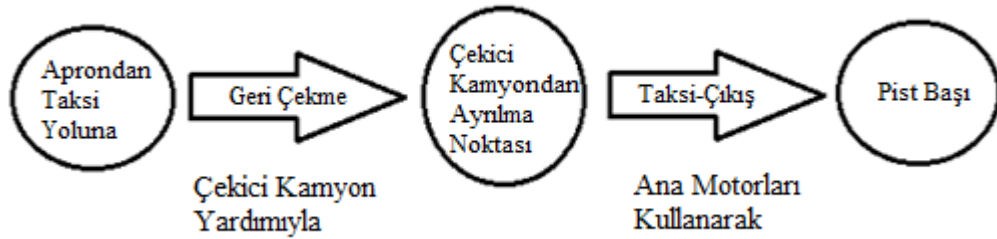
Uçak terminale yakın bir rampada veya yolcu kapısında bulunduğunda taksi yoluna girmesi için genellikle geriye doğru manevra yapması gerekir. Turbojet motor kullanan uçak bunu normalde kendi gücüyle yapamayacağından, uçağı geriye doğru itmek için uçağın NLG 'sine bağlı bir çekici (römorkör olarak da bilinir) kullanılmalıdır. Bu aşamaya geri itme adı verilir ve resmi olarak taksi-çıkış aşamasından [49] önce gelir. Uçak için ihtiyaç olan elektrik bu aşamada APU ile sağlanır. Geri itme işlemi sırasında kapalı olan motorlar römorkörün ayrılmasının ardından taksi-çıkış işlemini gerçekleştirmek için devreye alınır [48].

Taksi-çıkış işleminin başında ana motorlar çalışırken hava tahliyesi (bleed air) ve diğer elektrikli sistemlere (aydınlatma, havalandırma, vb.) güç sağlayan APU hala devrededir. Motorlar boşta hızına ulaştıktan sonra APU, yakıttan ve APU çalışma saatlerinden tasarruf etmek için normalde mümkün olan en kısa sürede kapatılır. Bazı havayolu şirketleri, acil durumlarda yedek bir generatör olarak mevcut bulunması için (havaalanı düzenlemelerinin buna izin vermesi koşuluyla) APU'nun kalkışa kadar çalışacağını öngörmektedir. Bazı havalimanlarında, motorun çalıştırılması için gereken tahliye havası GPU ile sağlanır. Bu durumda, APU'ya ihtiyaç duyulmaz ve ana motorlar, GPU bağlantısı kesilmeden ve uçak hareket etmeye başlamadan önce çalıştırılır [48].

Ana motorları çalıştırdıktan ve römorkörün bağlantısını kestikten sonra uçak, pilot tarafından belirlenen veya Yüzey Hareket Kontrol (SMC) tarafından atanan taksi yolu güzergâhı boyunca tahsis edilen kalkış pistine kadar hareket eder. Seyahat edilen hızlar, uçak tipine, havaalanı düzenlemelerine, hava ve yer koşullarına ilişkin uçak şirketlerinin yönergelerine bağlıdır. Maksimum hızlar genellikle düz bölümlerde 15 ile 25 kn (28 ile 46 km / saat) arasında ve dönüşlerde ise yaklaşık 10 kn (19 km / saat) değerindedir [48]. Görsel 2.3'te geleneksel olarak yapılan bir taksi çıkış işlemi verilmiştir.

2.1.2.2. Geri-itme (push-back)

Konvansiyonel olarak geri itme işlemi uçağın apron/kapı dan ilgili taksi yoluna geçmesi için çekici bir kamyon yardımıyla geri çekilmesi işlemidir. Taksi çıkış işlemini başlatan geri itme işlemi, toplam taksi süresinin uzamasında en fazla katkısı olan aşamalardan biridir. Yer kontrol tarafından çeşitli güvenlik önlemlerinin alınması için harcanan süre ile uygun çekicinin hemen temin edilememesi ve çekici kamyonun uçağa bağlanıp işlemin tamamlanmasından sonra ayrılması işlemleri nedeniyle bu süre önemli ölçüde uzamaktadır. İdeal olarak geri itme işlemlerinin %98'i 20 dakikanın altında tamamlanırken, geri itme ile taksi çıkış işleminin başlaması ortalama olarak 8 dakikayı bulmaktadır [50].



Görsel 2.3. Konvansiyonel taksi-çıkış hareketi

2.2. Konvansiyonel Taksilemede Kullanılan Uçak Ekipmanları

Ticari bir uçağın konvansiyonel olarak taksi operasyonlarında hareketin kontrol edilmesinde kullanılan ana ekipmanlardır.

2.2.1. Ana motorlar

Ana motorlar ileri doğru itki kuvvetini sağlamak için kullanılır. Turboprop motorlar, pervane eğimini uygun şekilde ayarlayarak çok çeşitli yer hızlarında ters itme üretebilirken, bu çalışmanın odaklandığı ticari orta menzilli ve uzun menzilli uçaklarda kullanılan turbofan motorlar taksi işlemleri için yalnızca ileri itki sağlamaktadır [48].

Motorlar, pist üzerinde eğim veya baş rüzgarı yoksa genellikle sabit hızı sürdürmek için yeterli itme kuvveti geliştirdiklerinden, taksileme sırasında çoğu zaman rölantide tutulur. Uçağın durur hale geldikten sonra ivmelenerek hızlanması gereken noktalarda motorlar itki impulsu üretir ve böylece uçağı durma noktasından daha hızlı bir şekilde hızlandırır. Taksi yolunda seyir halindeyken, boşta itme kuvveti istenen sabit bir hız için yüksek gelebilir, bu durumda pilotun frenleri kullanarak periyodik olarak yavaşlaması gerekir. Bu durum ise gereksiz fren aşınmasına ve ayrıca fren sıcaklığında artışa neden olur. Fren sıcaklığının normalden fazla artması ise kalkıştan sonra uçağın tekrar piste inmesini gerektiren kalkışın iptal olması gibi bir durumda tehlike arz etmesi açısından kritik olabilmektedir [48].

Motor itki kuvveti, her motor için ayrı ayrı düzenlenebilir. Ortaya çıkan diferansiyel itme, yanal hareketi etkileyen bir moment oluşturur. Bu teknik neredeyse yalnızca U dönüşleri gibi dar dönüşlerde kullanılır [48].

2.2.2. İniş takımları

İniş takımı (alt takım olarak da bilinir) yerdeyken uçağı destekler ve yer yüzeyi boyunca hareket etmesine olanak sağlar. Havalimanlarında kullanılan ticari hava taşıtları için, normalde lastik takılı birden fazla tekerlek grubundan oluşur ve bu düzeneklere boji (bogie) adı verilir. Bojiler, uçak gövdesine, taksi sırasında dikey salınımları ve iniş sırasında oluşan teması sönümleyen oleo payandaları aracılığıyla bağlanır [48].

Modern uçaklarda en yaygın iniş takımı konfigürasyonu, uçağın önünde bir ön iniş takımı (NLG) ve uçağın uzunlamasına eksenine göre simetrik olarak yerleştirilmiş, uçağın ağırlık merkezinin biraz arkasında en az iki ana iniş takımı (MLG) içeren üç tekerlekli bisiklet formundaki yapıdır. NLG normalde iki tekerleği sahiptir ve yönlendirilebilir. MLG boyutu, ağırlık merkezine yakınlığı nedeniyle ağırlığın çoğunu desteklediği için büyük ölçüde uçak kütlesine bağlıdır. Airbus A320 veya Boeing 737 gibi orta menzilli dar gövdeli uçaklar, her biri iki tekerleğe sahip iki MLG'ye sahiptir.

Hizmette olan en büyük ve en ağır uçak olan Antonov An-225 ise Görsel 2.4’te görüldüğü gibi dört tekerli NLG ve toplam 28 tekerli MLG’ye sahiptir [48].

2.2.3. Dümen sistemi

Direksiyon sistemi, NLG’nin payanda etrafında dönme açısını kontrol eder ve böylece uçağın yerde yanal kontrolüne izin verir. Ticari uçakta pilot, yeke adı verilen bir el çarkı aracılığıyla istenen bir direksiyon açısını kumanda eder. Dümen pedalları (rudder) da direksiyon açısını kontrol eder ancak, dümen pedalları ile yönlendirme, kalkış veya iniş sırasında uçağı hizalı tutmak için tasarlandığından, açı aralığı çok daha küçüktür. Direksiyon sistemi hidrolik bir sistemdir. Aktüatör, komuta göre NLG’yi döndürür. RVDT sensörleri yardımıyla ise mevcut konumun geri besleme bilgisi alınır. [48].



Görsel 2.4. Antonov AN-225 [51]

Bazı geniş gövdeli uçaklarda (örneğin Boeing 747), bazı ana dişliler de yönlendirilebilir ve daha az lastik kayması ve daha iyi manevra kabiliyeti ile istenen kinematik yolu takip etmek için burun dişlisi direksiyon açısıyla belirli bir ilişki içinde döndürülür [48].

2.2.4. Frenler

Frenler, kinematik enerjiyi dağıtarak uçak yerdeyken hızını düşürür. Frenler, uçak ağırlığının büyük çoğunluğunun MLG üzerinde bulunması sebebiyle MLG üzerine monte edilmiştir. NLG üzerinde fren sistemi yaratacağı karmaşıklığın yanında çok az ek fayda sağlayacaktır. Günümüz ticari hava taşıtlarında frenler, sürtünmeyle ısı üretmek için bir

hidrolik aktüatör sistemi ile birbirine bastırılan bir dizi alternatif stator ve rotor diskinden oluşur. Uçaklarda frenleme için kullanılan malzeme karbondur ve daha düşük yoğunluk, daha yüksek termal iletkenlik, daha yüksek özgül ısı, daha düşük termal genleşme katsayısı, daha yüksek termal şok direnci ve daha yüksek sıcaklık limiti gibi çeliğe göre bir dizi avantajı vardır [52].

Daha önce bahsedildiği gibi frenler, motor boşa çalışırken oluşturduğu itki kuvveti fazla geldiği durumda taksi yaparken hızı kontrol etmek için sıklıkla kullanılır. Bunun sonucunda, kalkıştan önce veya inişten sonra kritik bir aşamada fren aşınmasına ve sıcaklıkta bir artışa neden olur. Deneyimler, özellikle fren uygulamalarının sayısının, uygulanan frenleme kuvvetinden ziyade karbon fren aşınması için daha önemli bir etken olduğunu ve özellikle taksi-çıkış işleminde olduğu gibi karbon frenler nispeten soğuk olduğunda aşınmanın yüksek olduğunu göstermiştir [53, 54]. Sonuç olarak, konvansiyonel yer operasyonları önemli fren aşınmasına neden olmaktadır [48].

2.3. Tek Motorlu Taksileme (SET)

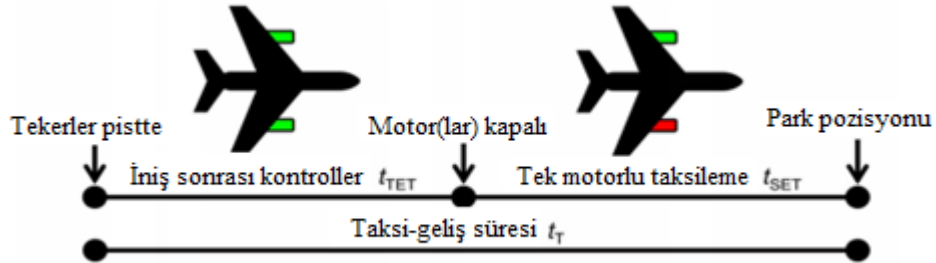
Uçağın, üzerinde bulunan motorların yarısını kapatarak (iki motorlu uçaklarda bir motorla, dört motorlu uçaklarda iki motorla) taksi hareketini yapması durumudur. SET, düşük güçlerde verimsiz çalışan motorun daha fazla yüklenerek daha verimli çalışmasını sağlamakla birlikte yakıt tüketimini ve NO_x, CO ve HC emisyonlarını azaltma fırsatı sunmaktadır [55]. Sabit filo, program, pist atama prosedürleri ve taksi- çıkış operasyonları altında, tek motorlu taksilemenin emisyonları yaklaşık% 44'e kadar azaltma potansiyeli sağladığını gösterilmektedir [20].

Aynı zamanda motor ömrü ekonomisi açısından da faydalı olduğu belirtilen SET [27] özel taksi koşulları altında gerçekleştirilememektedir. Örneğin, bu prosedür yokuş yukarı eğimli, kaygan yüzeyler için veya buzlu zeminde önerilmemektedir. SET kullanımının sorumluluğu havayolu şirketlerine ve pilotlara bırakılmıştır [9, 25].

Airbus gibi uçak üreticileri, böyle bir prosedürün dikkatlice düşünülmesi gerektiğini ve belirli havaalanı koşullarının dikkate alınmasını belirtmektedir. Özellikle büyük motorlu, ağır uçaklar (örneğin A330, A380, B777 vb.) için ani jet itkisi ve FOD riski gibi güvenlik endişeleri de bulunmaktadır. Belirtilen uçaklarda keskin dönüş yapılması esnasında oluşabilecek sorunlardan bahsedilmektedir [56].

Bu endişelerin yanı sıra, pilotların SET kullanmasına engel oluşturan bir başka neden ise, diğer motorların kalkış için ısıtılması gereken zamandır (tipik olarak 2-5 dakika) [9, 20, 57]. Görsel 2.5'te piste iniş yapan bir uçağın iniş sonrası kontrollerin

ardından park pozisyonuna kadar motorların tümü ile taksi yapmak (TET) yerine tek motorlu taksi (SET) yapması gösterilmiştir.



Görsel 2.5. Taksi-geliş sonrası SET [55]

2.4. Havaalanlarında Taksilemenin Altyapısı

Taksi işlemi, ilgili tüm havalimanı tesislerini birbirine bağlayan özel taksi yollarında gerçekleştirilir. Taksi yolları, ticari havaalanlarında genellikle beton veya asfaltla kaplanır ve bir alfanümerik kodla (normalde bir harf veya bir harf ve bir sayı şeklinde) tanımlanır. Taksi yollarında yönlendirme, trafik düzenlemesi ve güvenlik için bir dizi işaret ve ışık mevcuttur [58]. Pist ve taksi yolu tanımlayıcıları dahil olmak üzere havalimanlarının yerleşimi, halka açık olan havalimanı diyagramlarında gösterilmektedir. Pilotlar, park alanı ile tahsis edilmiş pist arasındaki yer yolunu planlamak için bunları kullanabilirler [48].

Kule bulunmayan havalimanlarında pilot, havalimanı diyagramlarına, deneyimine, trafik durumuna, gözlemine göre ve havalimanındaki değişikliklerle ilgili Havacılara Uyarıları (NOTAM) dikkate alarak yer operasyonları hakkında kendi kararlarını verirler. Kuleli havalimanlarında ise pilotlara çoğunlukla Hava Trafik Kontrolü (ATC) veya Yer Kontrol Otoritesi (Yüzey Hareket Kontrolü veya SMC olarak da adlandırılır) tarafından yer rotaları atanması söz konusudur. Yer Kontrolü, tüm yer operasyonlarından sorumludur ve havalimanı içinde sorunsuz çalışmayı sürdürmek ve verimliliği optimize etmek için hareketleri yönlendirir. Yine de güvenlik açısından kritik noktalarda hata yapılmaması açısından pilotların havaalanı düzenini kontrol etmeleri ve park alanı ile pist arasındaki yolu tahmin etmeye çalışmaları tavsiye edilmektedir [59].

3. ELEKTRİKLİ TAKSİLEME SİSTEMLERİ

Bu bölümde, 5 veya daha ileri Teknoloji Hazırlık Seviyesi'ne (TRL) sahip ETS'lerin [28] bir incelemesi sunulmaktadır. Ayrıca havaalanlarında uçakların geri itme (PB) işlemlerinde yakıt tüketen çekici kamyonların yerine kullanılmak üzere tasarlanan elektrikli EP sistemlerinden de bahsedilmektedir. İncelenen ETS'ler ise en az bir Airbus A320 veya Boeing 737 uçağın Maksimum Kalkış Ağırlığı'nda (MTOW) taksi hareketini yaptırabilecek kapasitede olan sistemlerdir.

3.1. Harici ETS'ler

Harici ETS'ler adından da anlaşılacağı üzere uçak üzerinde taksi işlemi için herhangi bir donanım bulundurmadan elektrikli ve hibrit çekici yardımıyla havaalanlarında istenen hızlarda ilgili uçağın taksi hareketini tamamlamasını sağlayan araçlardır. Taksi işlemleri için harici ETS kullanmanın avantajı, bunların uçak tasarımına müdahaleci olmamasıdır. Bu özellik sayesinde bu tip araçların sertifikasyon süreci kolaylaşmakta ve dolayısıyla bu sistemlerin havayolu işletmecileri tarafından onayının alınması ve benimsemesi daha kolay olmaktadır. Aynı zamanda önemli bir avantajı ise uçağa fazladan ağırlık eklenmemesi durumudur [28].

Diğer taraftan, uçağın otonomisini büyük ölçüde azaltmasının yanı sıra, bu sistemlerin önemli dezavantajı, çalışan çekici kamyonların sayısının artması nedeniyle kapılar ve pistler arasındaki tıkanıklığı artırabilmeleridir [17]. Bu nedenle, uçağın kalkışından sonra traktör hareketi için yeni yolların ilave edilmesi gibi havaalanı altyapısında değişiklikler yapılmalıdır. Ayrıca, harici ETS kullanımı, taksi-geliş sürecinde piste iniş yapan uçağa bağlantı yapılması esnasında kaybedilen süre nedeniyle taksi-geliş süresinin uzamasına sebep olmaktadır [14]. Dezavantajlarına rağmen, bu sistemlerin havayolu firmaları tarafından ilgilenilen sistemlerden olduğu görülmekte ve ileride detaylı bahsedilecek olan Taxibot sistemi şu anda faaliyet göstermektedir.

3.1.1. Elektrikli geri-itme (EP) sistemleri

EP sistemleri, yakıt tüketen geleneksel çekicilerin, elektrik ile çalışan ve emisyonlu olanlarla değiştirilmesi için tasarlanmıştır. EP sistemleri çok düşük hızlarda, yani 2-6 knot (3,7-11,1 km / sa) çalıştıkları için yalnızca geri itme işlemi için uygundur. Bu teknolojinin başlıca sağlayıcılarından bazıları Mototok [60], Charlotte-America [61], EagleTugs [62] ve Lektro'dur [63]. Bu üreticilerin bir karşılaştırması Tablo 1.3'te özetlenmiştir. Her şirkete ait çeşitli modeller mevcuttur ancak karşılaştırmada yalnızca en

yüksek çekme kabiliyetine sahip çekme demirsiz modelleri dikkate alınmıştır. Bu çekicilerin örnekleri aşağıdaki görsellerde verilmiştir. ETS'lere benzer şekilde, EP'ler de geleneksel dizel çekicilere kıyasla yakıt tüketimini ve emisyonları azaltmaktadır [28].

Bu modellerin tümü, çalışma gerilimleri 40 V ila 80 V arasında değişen kurşun asit bataryalar kullanmaktadır. Elektrikle çalıştırıldığı için, geri itme prosedürleri sırasında emisyon oluşmamakta ve nispeten düşük gürültü ortaya çıkmaktadır. Dahası, bu sistemler geleneksel traktörlere göre daha küçüktür, dolayısıyla depolama ve havalimanı hangarlarında daha esnek manevralara imkân vermektedir. Bu avantajlara ek olarak, Motok firmasına ait bazı modeller sürücü ve ehliyet gerektirmemekte ve bu nedenle daha düşük işletme, personel eğitimi ve yatırım maliyetlerinin yanı sıra daha basit sertifika süreci sunmaktadır [28]. Görsel 3.1'de görülebileceği gibi, operatör dışarıda bulunduğundan, daha güvenli geri itme işlemlerine izin veren, daha geniş ve daha iyi bir görüş açısı elde edilmektedir.



Görsel 3.1. Sırasıyla (soldan sağa) Mototok ve Charlotte firmalarına ait EP sistemleri [60, 61]

Tablo 3.1. EP Sistemlerin karşılaştırılması [28]

	Mototok	Charlotte	LEKTRO	Eagle
Traktör Modeli	Spacer 8600	CPB35E	AP89	EJP-12
Çekme Kapasitesi [t]	86	116	127	45
Çekiş Gücü [kW]	2 çekiş motoru	2×26 AA motor	2×45,5 DA motor	2×17 AA motor
Batarya Gerilimi [V]	48	80	40	72
Batarya Kapasitesi [Ah]	300	500	595	440
Batarya Paketi Sayısı	2	2	2	1
Çekme Hızı [km/h]	3,6-10	11,3 (yüksüz)	6,44	4,8
Sürüş Metodu	Uzaktan Kumanda	Sürücü ve ekstra operatör gerekli	Sürücü ve ekstra operatör gerekli	Sürücü ve ekstra operatör gerekli
Boyutları (B-E-Y) [m]	4-4-0,88	5-2,3-1,86	6,2-2,5-0,99	5,6-1,9-0,99

3.1.2. TaxiBot harici ETS

TaxiBot, İsrail Havacılık ve Uzay Sanayii (IAI) tarafından geliştirilen Görsel 3.2’de görüldüğü şekilde harici bir ETS'dir. Özellikle, tüm yer işlemleri (geri-itme, taksi-çıkış ve taksi-geliş) sırasında uçağı çekmek için tasarlanmış yarı otonom, hibrit elektrikli traktördür. Güvenlik ve yedeklilik nedenlerinden dolayı güç aktarım sistemi, her biri bir elektrik jeneratörünü çalıştıran ve dört tekerleğe yerleştirilmiş sekiz elektrik motorunun beslenmesinde gerekli enerjiyi sağlayan iki dizel motordan oluşmaktadır [17, 28].



Görsel 3.2. Frankfurt havaalanında TaxiBot ile taksileme [30]

Dar gövdeli uçakları çekmek için kullanılan TaxiBot aracının maksimum tork değeri 45 kNm ve maksimum gücü ise 500 kW'dır. Bu güç ile MTOW'de bir Boeing 737'yi çekerek 23 knot (42,6 km / s) hıza ulaştırabilmektedir [64]. En güçlü TaxiBot ise 1500 HP olup Airbus A380 uçağın 20 knot hızla taksi hareketi yapmasını sağlayabilmektedir [17]. TaxiBot pilot tarafından normal taksi hareketlerinde olduğu gibi bir kol (yeke) üzerinden yönlendirilmektedir. Bu durum ise uçak otonomisini kısmen eski haline getirdiği ve bu nedenle güvenliği ve hâkimiyeti artırdığı için önemli bir özelliktir [65]. Bu özellik, Görsel 3.3'te gösterildiği gibi, çekme demiri kullanılmadan, dönen bir taret platformuna monte edilmiş NLG kenetleme mekanizması aracılığıyla elde edilir. Platforma takılan sensörler, NLG'nin direksiyon açısını algılar ve tüm tekerlekleri yönlendirir [66, 67]. Frenleme aşaması, geleneksel taksi işlemlerinde olduğu gibi, MLG'deki fren sistemini kontrol eden fren pedalları kullanılarak gerçekleştirilir [65]. TaxiBot kullanımında pilot taksi işlemlerinin çoğunu kontrol etmesine rağmen, geri itme

işlemleri için, uçağın kalkışından sonra aracı iade etmek için ve olası bir acil durum için hala bir sürücüye ihtiyaç duyulmaktadır. Karbon ayak izi perspektifinden bakıldığında ise, çekiş sisteminin hibrit yapısı sayesinde hem yakıt tüketimini hem de sera gazı emisyonunu düşürmektedir. Ancak yakıt tüketimi ve emisyonları azaltmasına rağmen TaxiBot sistemi karbon nötr hedefine tam olarak uymamaktadır. [28].



Görsel 3.3. TaxiBot ön teker kilitleme sistemi [30]

TaxiBot sistemi günümüze kadar gelmiş tek sertifikalı ve ticari olarak işlevsel alternatif taksi çözümüdür [68]. Nitekim Boeing 737 ile kullanım sertifikası Kasım 2014'te Avrupa Havacılık ve Uzay Dairesi (EASA) tarafından verilmiştir. O zamandan beri, Frankfurt Uluslararası Havalimanı'nda Lufthansa LEOS (Lufthansa'nın yer hizmetleri şirketi) için üç dar gövdeli model faaliyet göstermektedir. Mayıs 2017'de EASA, Airbus A320 ailesi için de TaxiBot'u onaylamıştır. Aynı yılın Ekim ayında, Federal Havacılık İdaresi (FAA) de Avrupa'da olduğu gibi Boeing 737 ailesi için Taxibot sistemine sertifika vermiştir [28]. Ekim 2018'de TaxiBot Delhi havaalanında hizmete girmiştir, ayrıca Hindistan 2023 yılına kadar en yoğun havalimanlarında kullanılmak üzere çekici havuzunu 40 traktöre kadar genişletmeyi amaçlamaktadır [69].

3.2. On-board ETS'ler

On-board sistemler, harici sistemlerle karşılaştırıldığında, uçağın geri itme dahil olmak üzere tüm yerdeki aşamalarda tamamen özerk olmasını sağlamakta ve bu da potansiyel olarak daha kısa toplam taksi sürelerine yol açmaktadır. Ayrıca, daha önce de bahsedildiği şekilde on-board sistemler, harici ETS'lerin oluşturduğu havaalanı çekici trafiğini önemli ölçüde azaltabilecektir. Bununla birlikte, on-board sistemlerin ana dezavantajı ise uçak üzerine getirdiği ek ağırlıktır. Bu ek ağırlık nedeniyle, taksi hareketi sırasında tasarruf edilen yakıt havada uçuş aşamasında kaybedilebilmektedir. On-board

sistemler için diğ er bir büyük zorluk ise, geliştirme, sertifikasyon ve mevzuat açısından önemli çabalar gerektiren ve uçak üreticileri tarafından her zaman olumlu görülmeyen uçak mimarisinin değiştirilmesi ve ayarlanması işlemeleridir [28].

Tipik bir on-board sistem genel yapı olarak bir tür elektrikli sürücüden oluşmaktadır. On-board sistemler arasındaki farklılıkları ise, farklı elektrikli sürücü sistemi yapılandırılmaları, mekanik aktarma organları ve kullanılan enerji kaynakları ortaya çıkarmaktadır. Literatür göz önüne alındığında, aşağıda sıralanan özellikler, on-board sistemler tanımlanırken ele alınması gereken temel özellikler olarak belirlenmiştir.

3.2.1. On-board ETS'lerde kullanılan ana ekipmanlar

3.2.1.1. Elektrikli  ekiiş sistemi

Hem NLG hem de MLG konfigürasyonlarının birbirlerine göre farklı avantajları ve dezavantajları vardır. NLG düzeni, fren sisteminin MLG üzerinde bulunmasından dolayı elektrik motorları ve kullanılacaksa dişli grubu için daha geniş alan sunmaktadır. Ancak sınırlı kullanılabilir alana rağmen uçak ağırlığının yaklaşık % 90'ının MLG üzerinde taşınması daha yüksek  ekiiş kuvveti elde edilmesi nedeniyle motor kurulumu için özellikle çekici hale gelmektedir [70]. Bu nedenle, kar, buz ve yağmur gibi şiddetli hava koşullarında, lastik-yol tutuşu zayıfladığında, NLG  zerine monte edilen ETS'nin performansı sorun yaratabilecektir. Dar gövdeli uçaklarda MLG dört tekerlekle donatılmıştır ve teorik olarak dişlilere dört elektrik motoru monte edilebilir [28].

Bu potansiyel çözüm, genel sistemin yedekli çalışabilme kapasitesini artıracak ve aynı zamanda gereksinimler de dört kat küçüleceğinden elektrikli  ekiiş motorlarının (TM) tasarlanmasında daha fazla esneklik sağlayacaktır. Bununla birlikte, TM'leri MLG'ye kurmanın en büyük zorluğu ise sistemin termal yönetimdir [71]. MLG  zerine kurulan sistemde ısı hem uçak frenleri hem de elektrik motorları tarafından üretilmektedir, bu nedenle uygun ve gelişmiş soğutma sistemlerinin kurulması gerekmektedir [72, 73]. Alternatif olarak, frenlere fren soğutma fanları (BCF) takılıysa (genellikle bölgesel ve kısa mesafeli uçaklarda olduğu gibi) BCF'ler mevcut alandan daha iyi yararlanılmasına izin verecek şekilde TM soğutma sistemi ile birleştirilebilirler [28].

3.2.1.2. Mekanik aktarma organı

Doğrudan tahrikli veya dişli konfigürasyon olarak tercih edilebilecek TM ve uçak tekerleği arasındaki mekanik bütünleşme, on-board ETS'ler için ayırt edici özelliklerdendir. Se ile konfigürasyonun dişli bir sistem olması durumunda TM, uçak

tekerleğine uygulanan torku artıran bir redüktör aracılığıyla bağlanır. Bu tür bir seçim, daha düşük güçlü bir TM'nin tork oranını artırmakta ve dolayısıyla daha kompakt TM tasarımını mümkün kılmaktadır. Ancak bu durum, bileşen sayısının artması ve mekanik sistemin sıkışması olasılığı ile birlikte sistem güvenilirliğini azaltmaktadır. Aksine, doğrudan tahrikli bir çözüm, genel sistem güvenilirliğini artıran daha basit bir aktarma organı yapısına sahiptir [28].

Her iki yaklaşımda da mekanik aktarma organları, uçağın iniş ve kalkış aşamaları sırasında ortaya çıkacak taksi hızlarına göre yüksek tekerlek hızı değerlerini kompanze edebilmelidir. Bu koşullar altında, gerçek hız TM'nin anma veya maksimum hızlarını aşabilir ve dişli kutusu TM şaftındaki hızı artıracığından sorunun ortaya çıkması daha olasıdır. Sistem kalıcı mıknatıslı (PM) elektrik motorları içerdiğinde, aşırı hız kritik bir sorun haline gelmektedir. PM'ler, mekanik aktarma organı yapılandırmasına bakılmaksızın tüm hızlarda başarılı bir şekilde tutulmalıdır. Bu riski önlemek için yaygın olarak TM montajı aşamasında PM'leri tutan ve koruyan bir tutma kolu sisteme adapte edilmektedir [74].

Mekanik zorluk ve risklerin dışında, uçak iniş ve kalkış hızları TM izolasyonu üzerinde, oluşacak yüksek gerilim ile birlikte deformasyona neden olabilir [75]. Dolayısıyla, TM sargılarında meydana gelebilecek tehlikeli gerilim indüklenmesi ve sonucunda elektrikli sürücüde ortaya çıkabilecek ciddi hasarların önlenmesi için güvenlik önlemlerinin alınması gerekmektedir. Örneğin, TM'yi uçak tekerleğinden fiziksel olarak ayırmak için mekanik veya manyetik bir kavrama bu hususta yardımcı olabilir.

Daha önce belirtildiği gibi, TM ile tekerlek arasına yerleştirilecek bir dişli kutusu sistem ağırlığını ve güvenilirliğini etkilemesine rağmen, TM'yi uçak tekerleğinden ayırmak için kullanılabilecek debriyaj sistemi dişli kutusuna entegre edilebildiği için debriyaj uygulaması daha kolay olabilir. Dişli kutusunun kullanılmadığı durumlarda debriyaj sistemine bir alternatif olarak ise TM sargıları uçları, dönüştürücü tarafında yapılacak uygun anahtarlama ile açık devre veya kısa devre yapılabilir. Uçların açık devre olarak bırakılması durumunda, özellikle faz-toprak gerilimi açısından, sargı izolasyonu indüklenen zıt elektromotor kuvvet (EMF) gerilimine dayanabilmelidir. Dolayısıyla, izolasyonun iyileştirilmesi gerekmektedir ve bu durumda TM tasarımı boyutlarının artması ile birlikte özellikle ısı dağıtma kapasitesinin azalması nedeniyle olumsuz etkilenecektir.

Sargı uçlarının güç elektroniği tarafında kısa devre edilmesi durumunda ise, indüklenen zıt EMF tarafından üretilen nispeten yüksek akımın sargılarda dolaşması, aşırı akıma ve oluşacak termal aşırı yüklerin mıknatısların manyetikliğini gidermesine neden olabilecektir [76]. Tüm bu hususlar, güvenilirlik ve emniyet gereksinimleri için kritiktir ve bu nedenle, TM bu tür zorluklarla başa çıkmak için dikkatlice tasarlanmalıdır. Aynı zamanda bu hususta performansa dayalı termal yönetim genellikle etkili bir yöntem olarak belirtilmektedir [77].

3.2.1.3. Elektriksel enerji kaynağı

On-board ETS'ler için elektrik enerjisi, uçak üzerinde halihazırda bulunan APU marş generatörü (S/G) ve ana motor [78] tarafından tahrik edilen entegre tahrik generatörü (IDG) gibi kaynaklarla sağlanabilmektedir. Başlangıçta yapılan çalışmalarda ETS'lerin APU tarafından beslenmesi ön plana çıkmış olsa da uçağın uygun taksi hareketini yapabilmesi için sağlanan gücün yetersiz kaldığı görülmüştür. Daha önce de belirtildiği gibi %1,5 eğime sahip bir taksi yolunda %1,5 sürtünme katsayısı ile 80 ton ağırlığındaki bir uçağın 20 knot (37 km/sa) hız ile taksi yapabilmesi için yaklaşık 240 kW güç üretilmesi gerekmektedir. Boeing B737'ye ait APU'nun nominal kapasitesi ise 90 kVA'dır [28].

Daha sonra ise, istenen kinematik performansın sağlanabilmesi için tahrik gücünün APU ve IDG [29] arasında paylaşıldığı bir hibrit çözüm önerilmiş, ancak bu fikir uçak ana motorlarının sisteme dâhil olması nedeniyle geniş çapta kabul görmemiştir. Çünkü böyle bir çözüm havaalanlarında uçak ana motorlarını kullanmadan taksi yapması fikri ile çelişmektedir. ETS'nin APU tarafından beslenmesi fikrinin temeli APU'nun ana motorlara kıyasla daha az yakıt tüketmesine dayanmaktadır, ancak APU nispeten daha az yakıt tüketse de taksi hareketi esnasında emisyonlar hala mevcuttur. Bu nedenle, ETS için gerekli enerji alternatif olarak batarya paketi ve yakıt hücreleri kullanılarak veya bunların bir kombinasyonu aracılığıyla daha elektrikli ve daha yeşil olarak sağlanabilir [28].

Gelecek alt bölümlerde on-board ETS'ler ile ilgili olarak sırasıyla WheelTug, DLR System, Safran/Honeywell ve Safran/University of Nottingham (UoN) tarafından geliştirilen sistemlerden bahsedilecektir.

3.2.2. On-board ETS çalışmaları

3.2.2.1. *WheelTug on-board ETS*

2005 yılında Cebelitarık merkezli bir şirket olan WheelTug, revize edilebilen ve istenildiğinde sökülebilen, Chorus Motors firmasına ait NLG üzerinde bulunan 2 adet asenkron motor ile taksi hareketini yapabilecek şekilde on-board ETS için öncülük etmiştir [79, 80]. Bu uygulama için, Chorus Motors, örgü bağlantı kullanarak yüksek faz sıralı yoğun sargılı bir endüksiyon motoruna bağlanan, yüksek faz sıralı bir dönüştürücüden oluşan Meshcon sürücüsü olarak adlandırılan ve patentini aldıkları bir sistemi kullanmışlardır [81]. Bu yapılandırmanın geleneksel endüksiyon motorlu sistemlere göre avantajlarından biri, makinenin tam gücünü düşük hızlarda ve dolayısıyla düşük gerilimde kullanılabilmesidir. Bu nedenle uçağı kinematik gereksinimlere göre hızlandırabilen yüksek kalkış torku elde edilebilmektedir. Ek olarak Meshcon sürücü, dönüştürücü tarafından elektronik olarak ayarlanabilen değişken gerilim ve frekans oranı elde etme imkânı sunmaktadır [81].

Enerji kaynağı olarak APU'dan faydalanan sistem, mekanik aktarma organı olarak bir planet dişli kutusu kullanmaktadır [82]. Konvansiyonel olarak yapılan taksi hareketinde [83] ulaşılan 30 knot (55.6 km/sa) maksimum taksi hızına karşın WheelTug on-board ETS ile 9 knot (16.7 km/sa) maksimum taksi hızına ulaşılabilir. Sistemin sahip olduğu toplam ağırlık ise 130 kg'dir [84].

2005 yılında WheelTug ETS Görsel 3.4'te görüldüğü gibi Boeing 767 üzerinde denenmiş, ikinci test ise kritik hava koşullarında sistemin fizibilitesini ve kullanılabilirliğini kanıtlamak için 2010 yılında gerçekleştirilmiştir [85]. 2012 yılında ise Prag havaalanında bir Boeing 737 uçak üzerinde uygulaması yapılmıştır [86, 87].



Görsel 3.4. Boeing 767 uçağın NLG kısmına WheelTug ETS'nin uygulandığı [28]

WheelTug on-board ETS kurulum, bakım ve hatta pilot eğitimi gibi gerekli tüm desteğin yanı sıra, saatlik kiralama gibi anlaşmalarla havayolu firmalarına önerilmektedir [50, 80]. Bu iş modeli ile birlikte firma 20 havayolundan 1200'den fazla sipariş almıştır [88]. Sertifikasyon süreciyle ilgili olarak, Ocak 2017'de FAA, WheelTug'un Boeing 737 NLG planlarını onaylarken, Air Transat havayolu firması gönüllü olarak ilgili çabalara yardımcı olmayı teklif etmiştir [89]. WheelTug firması ileriki yıllarda TM'nin daha uyumlu olması açısından yeni bir ön teker çalışması yapmak adına İngiltere'den Stirling Dynamics adlı firma ile çalışmaktadır [90].

3.2.2.2. DLR on-board ETS

Alman Havacılık ve Uzay Merkezi DLR ile Lufthansa Teknik arasındaki işbirliği sayesinde Airbus A320 için NLG konfigürasyonu ile birlikte bir ETS tasarımı yapılmıştır. Bu tasarımda iki adet üç fazlı 16 kutuplu ve 24 yuvalı sabit mıknatıslı fırçasız DA motor kullanılmıştır [91]. Her bir TM maksimum 400 Nm tork üretmekte ve bu tork ile uçağın yerde 13.5 knot (25 km/sa) hızında taksi yapmasını sağlamaktadır [92]. Uçak tekerleğine uygulanan gerçek tork ise 1:12 tahvil oranına sahip çift aşamalı planet dişli vasıtasıyla maksimum 9,6 kNm tork değerine ulaşabilmektedir. Görsel 3.5'te görülen çift aşamalı planet dişli sayesinde üretilen bu tork değeri uçağın yerde hızlanması için tatmin edici bir değerdir. Ayrıca bu sistem ile iniş ve kalkış aşamalarında daha önce bahsedilen, uçağın iniş ve kalkışlarında ortaya çıkan zıt EMF sorununu önlemek adına serbest tekerlek dönüşüne izin veren kavrama özelliğini de barındırmaktadır [92]. Bu ETS'yi beslemek için maksimum 50 kW güce sahip bir yakıt hücresi kullanılmaktadır [25, 93]. Yakıt hücresinin düşük olan çıkış gerilimini 300 V seviyesine yükseltmek için ise bir DA/DA dönüştürücü bu tasarımda kullanılmıştır [91].



Görsel 3.5. DLR on-board ETS için tasarlanan çift aşamalı planet dişlinin görünüşü [91]

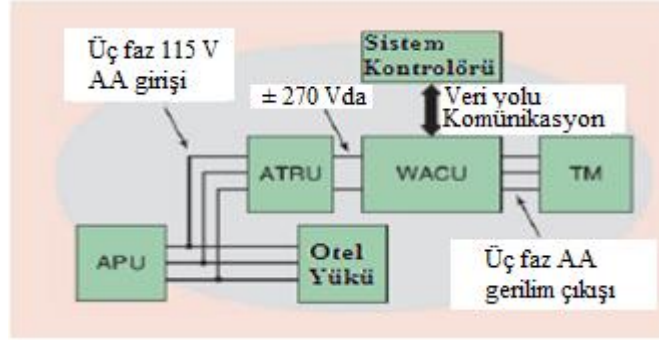
DLR ETS, 2011 yılında Hamburg Finkenwerder havaalanında bir Airbus A320 üzerinde test edilmiştir [94]. Başlıca avantajlarına rağmen hala teknolojik açıdan mobil uygulamalar için tam olarak geliştirilmemiş olan yakıt hücrelerinin bu sistemde kullanılması başlıca sorun olmuştur. Hidrojen tankının uçak üzerinde bulunması ağırlık ve güvenlik açısından sorun teşkil etmektedir. Bu tip uygulamalarda hidrojeni depolamak için en yaygın teknik, basınçlı hidrojen gazını 700 bar'da tutan tanklar kullanmaktır ve bu tankların gravimetrik ağırlık yoğunluğu (mH_2 / m_{tank}) ağırlıkça yaklaşık % 5,5 gibi düşük bir değerdedir. Bu nedenle uçak üzerinde ek ağırlık endişeleri doğurmaktadır [95]. Ayrıca yakıt hücreli sistem taksi hareketi için talep edilen hızlanma oranlarına ulaşmak hususunda tepkisel olarak yavaş kalmakta bu nedenle ek enerji depolama cihazlarıyla (batarya paketi ve/veya süper kapasitör) birlikte kullanılması gerekmektedir [28].

3.2.2.3. Elektrikli yeşil taksi sistemi (EGTS)

2011 yılında, Safran ve Honeywell Aerospace firmaları birlikte dar gövdeli uçakların MLG'leri üzerine uygulanacak Elektrikli Yeşil Taksi Sistemi (EGTS) adı verilen yeni bir uçak taksi sistemi geliştirmek için bir ortak girişimde bulunmuşlardır. EGTS, aşağıdaki gereksinimleri karşılamak için tasarlanmıştır [96].

- 90 saniyelik bir zaman aralığında maksimum 20 knot (37 km/sa) hıza ulaşmak,
- Aktif pist geçişi sırasında 20 saniyede 10 knot (18,5 km/sa) hız elde etmek,
- % 1,5 eğime sahip bir taksi yolunda MTOW'de hızlanma için gerekli torku sağlamak.

Görsel 3.6'da, EGTS için kullanılan elektrik sürücü sisteminin (EDS) genel görünümü verilmiştir. Bu sistem, bir otomatik transformatör redresör ünitesi (ATRU), bir tekerlek aktivasyon kontrol ünitesi (WACU) ve bir TM içermektedir. Görselden de anlaşılabileceği gibi ETS, aydınlatma, iklimlendirme, eğlence, iletişim sistemi vb. otel yüklerini de besleyen APU üzerinden beslenmektedir [28].



Görsel 3.6. EGTS'ye ait EDS mimarisi [28]

EGTS'de MLG başına bir TM, dolayısıyla uçak başına toplamda iki TM kullanılmaktadır. Monte edilen TM, 24 yuvalı, 8 kutuplu, iç rotorlu, üç fazlı, yıldız bağlantılı, yüzeye monte edilmiş sabit mıknatıslı senkron makinedir (PMSM) ve toplam ağırlığı, soğutma fanı dahil (cebri hava soğutma sistemi) 36 kg'dır. Bu sistemde ani hızlanma sırasında üretilen maksimum tork yaklaşık 200 Nm iken, normal hızlanma için 130 Nm tork üretilmektedir [97]. TM'nin nispeten düşük tork seviyelerine sahip olması, EGTS'de dişli mekanizma kullanılmasını gerektirmektedir. WACU, girişinde ± 270 V DA gerilim bulunan DA bağlantı voltajı değerleri ± 270 V'a karşılık gelen ve 40 kW sürekli güç ile ATRU tarafından beslenen iki seviyeli üç fazlı bir dönüştürücüdür [21]. Bu sistemde ATRU 60 kW'lık bir tepe güce sahip olduğundan, geçici aşırı yüklenmeleri karşılayabilmektedir. EDS vektör kontrollüdür ve TM'nin hız aralığını 10000 rpm'ye kadar genişletmek için alan zayıflatma tekniği uygulanmaktadır [28].

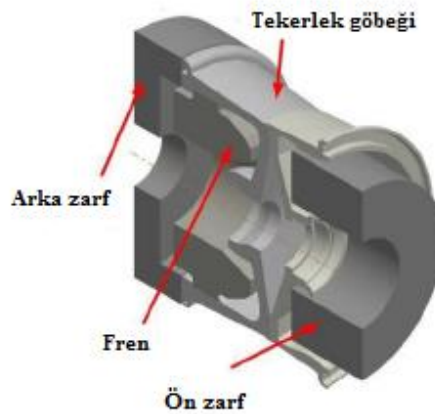
EGTS, Görsel 3.7'de görüldüğü gibi bir Airbus A320 üzerine monte edilmiş ve 2013 yılında Paris Uluslararası Hava Gösterisinde (PAS) test edilmiştir. Gösteri sırasında, PAS güvenlik yönetmelikleri nedeniyle yalnızca 10 knot (18,5 km/sa) hıza çıkılmıştır, ancak daha sonra Toulouse havaalanında 20 knot (37 km/sa) hıza ulaşılmıştır [97]. Gösterim olumlu bir sonuç sağlasa da, Safran ve Honeywell firmaları EGTS projesini 2016'da sonlandırmaya karar vermişlerdir. Bununla birlikte Safran firması, Clean Sky 2 programı çerçevesinde hala ETS üzerine çalışmalar yapmaktadır. Özellikle, APU beslemesine olan bağımlılığı azaltmayı amaçlayan ve TRL6'ya kadar ulaşmış olan optimum enerji depolama sistemi Safran Landing Systems tarafından geliştirilmektedir [98].



Görsel 3.7. EGTS'nin MLG entegrasyonu [28]

3.2.2.4. Safran UoN on-board ETS

Safran firması çalışmalarını sürdürmek ve MLG için dişli sistemi kullanmadan doğrudan tahrikli bir on-board ETS geliştirmek için [93] CleanSky Ortak Teknoloji Girişimi altında UoN, Airbus, Adeneo ve DLR şirketleri ile işbirliği yapmıştır [37, 99]. Bu birliktelikle temel olarak, sistemin ağırlığını azaltırken, güvenilirliğini ise artıracak çözümlere ulaşmak amaçlanmaktaydı. Bu nedenle, bu sistemde doğrudan sürüş çözümü tercih edilmiştir. Bununla birlikte, EDS'nin MLG içinde uygulanması, uygulanacak bölgede sınırlı alan bulunması nedeniyle sorun teşkil etmekteydi. Airbus A320 uçak üzerinde çalışılan sistemde Görsel 3.8'de görüldüğü gibi MLG'nin ön ve arka zarfları TM montajı için uygun konumlar olarak belirlenmiştir. Diğer elektrikli makine topolojilerine kıyasla üstün güç yoğunluğu nedeniyle böyle bir sistem için PMSM tercih edilmiştir [28].



Görsel 3.8. EGTS'nin MLG entegrasyonu [93]

TM tasarım süreci sonucunda, 65 Nm/kg'lık pik tork yoğunluğuna sahip bir elektrik motoru ortaya çıkmıştır. 108 kg ağırlığa sahip bu motor ile 7 kNm tork elde edilebilmektedir [37] ve tekerleklerde toplam 14 kNm tork ile dönme hareketi yapılabilmektedir. Elde edilen bu değerlere çeşitli tork geliştirme tekniklerinin uygulanmasıyla ulaşılmıştır [100-102]. İlk olarak, aşağıda listelenen nedenlerden dolayı çıkık rotor konfigürasyonu tercih edilmiştir.

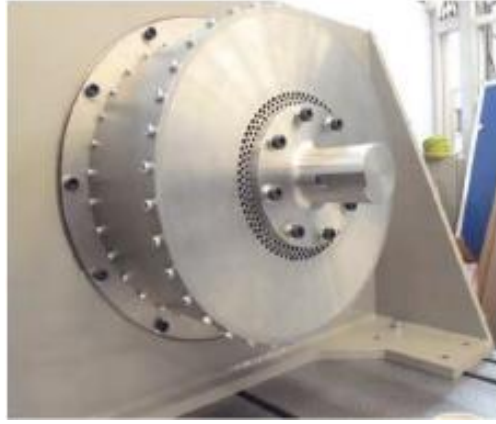
- Benzer performans özelliklerine sahip elektrikli makineler göz önüne alındığında, çıkık rotorlu motorlar eksenel olarak iç rotorlu muadillerine göre daha kısadır ve daha kompakt bir tasarım sağlamaktadır.

- Aynı dış çapa sahip elektrikli makineler karşılaştırıldığında ise, çıkık rotor konfigürasyonu, iç rotorlu motora göre hava boşluğunda daha uzun bir yarıçap ile karakterize edilmektedir bu durum tork üretimi için daha büyük kaldıraç kolu anlamına gelmektedir ve bu tür bir özellik, tork üretimini olumlu yönde etkiler. Bu durum çıkık rotorlu motorları doğrudan tahrikli uygulamalar için uygun hale getirmektedir.

- Çıkık rotor tasarımı, daha büyük bir rotora ve dolayısıyla tork salınımlarını sönümlemeye yardımcı daha yüksek bir atalet momentine neden olmaktadır. Bu özellik, nispeten düşük hız seviyelerinde de kararlı ve pürüzsüz tork üretimi sağlamaktadır. Bu konfigürasyonda ortaya çıkan yüksek atalet momenti, bağımsız bir bileşen olarak TM makinesinin dinamik performansını düşürse de, genel ETS ataleti üzerindeki etkisi ihmal edilebilir düzeydedir.

- Son olarak, daha büyük bir rotor, ETS gibi uçak üzerinde yapılan böyle özel bir uygulamada motor ve tekerlek arasındaki bağlantıyı kolaylaştırmaktadır.

Görsel 3.9'da bahsi geçen motorun görünüşü ve Tablo 3.2'de ise parametreleri verilmektedir.



Görsel 3.9. Üretilen Elektrik Motoru [28]

Tablo 3.2. Safran UoN on-board ETS için üretilen TM parametreleri [28]

Parametre	Değer
Yuva sayısı	36
Kutup sayısı	42
Pik tork [kNm]	7
Pik torkta akım [A]	223
Nominal hız [d/dk]	175
DA hat gerilimi [V]	540

3.3. ETS'lerin Karşılaştırılması ve Fayda Değerlendirmesi

ETS'ler özellikle konfigürasyonları ve teknolojileri bakımından birbirlerinden farklılık göstermektedir. Önceki bölümde bahsi geçen ETS'lerin temel özellikleri Tablo 1.5'te özetlenmiş ve karşılaştırılmıştır. ETS'ler üzerinde çalışan firmaların gizlilikleri ve konuyla ilgili kamuya açık dokümantasyon eksikliği bulunması nedeniyle istenen tüm bilgiler toplanamamıştır. Tablo 3.3'te görüldüğü gibi NLG üzerine monte edilen on-board ETS'lerin (WheelTug ve DLR) hem MLG üzerine monte edilen on-board ETS'lere göre hem de harici ETS'lere kıyasla en düşük maksimum taksi hızına ulaşabildiği görülmektedir. Öte yandan, mevcut verilere göre, 1,5 milyon \$ 'lık bir TaxiBot'un fiyatına (geleneksel bir çekici traktörün 3 katı [17]) göre çok daha düşük maliyetlidirler. ETS'ler arasında en pahalısı olmasına rağmen TaxiBot harici ETS aktif olarak kullanılmaktadır ve bazı havayolu firmaları 2014'ten beri bu çekicilerden faydalanmaktadır. On-board ETS'ler ise hala geliştirme, test ve sertifikasyon sürecindedir ancak yakın gelecek için umut vaat etmektedir [28].

Tablo 3.3. *Mevcut ETS'lerin karşılaştırılması [28]*

	TaxiBot	Lektro	WheelTug	DLR	EGTS	Safran/UoN
Sistem konfigürasyonu	Harici	Harici (EP)	On-board (NLG+Dişli)	On-board (NLG+Dişli)	On-board (MLG+Dişli)	On-board (MLG+Dişli)
Tahmini hizmete giriş zamanı	2014 yılından beri faaliyette	1990'lar dan beri faaliyette	Veri yok	Veri yok	2016 yılında durduruldu	2021-2022 [103]
Uçak üzerine getirdiği ek ağırlık [kg]	-	-	130-140	Veri yok	400 (TM başına 36)	Tahmini olarak 320-380 (TM başına 108) [104]
Maksimum güç [kW]	500	90	Veri yok	50	120 (90 sürekli)	120 [104]
Maksimum hız [knot]	23	3,5	9	13,5	20	20
Çekme kapasitesi [t]	68-85 (B737)	127 (B757)	Veri yok	78 (A320)	78 (A320)	Veri yok
Fiyatı	1,5-3 milyon \$ [105]	159000 \$ [63]	Saatlik kiralama [80]	Veri yok	Veri yok	Uçak başına 1 milyon \$'dan daha az [103]

ETS'lerin konvansiyonel taksi hareketine göre en önemli iki özelliği uçak ana motorlarını kullanmadan ve çekme demirsiz yapılan yer operasyonlarıdır. Motorları kullanmadan yapılan taksi hareketinin ise en önemli faydası, yakıt tüketiminin ve buna bağlı olarak kirliliklerin en aza indirilmesidir. Yukarıda bahsedilen sistemler tamamen emisyonuz ve gürültüsüz olmamakla birlikte, on-board sistemlerde ana jet motorlarına göre daha verimli çalışan APU'ların ve harici sistemlerde dizel motorların kullanılması nedeniyle hem çift hem de tek motorlu taksilemeye göre daha az kirlletici gaz ve gürültü açığa çıkarmaktadırlar. Örneğin, yaklaşık 17 dakikalık geleneksel taksi hareketinde, bir Boeing 747 yaklaşık 1 ton yakıt yakmakta ve bunun sonucunda 3.2 ton CO₂ salınmaktadır. Aynı uçağın TaxiBot sistemiyle piste çekilmesi ile 25-30 litreden daha az dizel yakıt tüketilerek yaklaşık 60 kg CO₂ açığa çıkması ve bu da açığa çıkan CO₂'de % 98'lik bir düşüş anlamına gelmektedir [106]. CO₂'yi önemli ölçüde azaltmasına rağmen, TaxiBot sisteminde dizel motorlar kullanıldığı için tek motorlu konvansiyonel taksileme ve on-board ETS'ler ile taksilemeye kıyasla daha fazla NO_x üretme eğilimindedir. Akaryakıt ile çalışan bir çekici sistemin kullanıldığı bir taksileme senaryosu [9] düşünüldüğünde, görünümün aşağıda detaylandırıldığı gibi olması beklenmektedir. Dizel yakıtla çalışan çekicilerin kullanılması durumunda, jet yakıtı yaklaşık % 75 azalırken,

CO₂, HC ve CO emisyonları sırasıyla ortalama % 70, % 40 ve % 72 azalmaktadır. Bununla birlikte, dizel motorun kendine özgü doğası sonucu olarak NO_x emisyonlarını % 70 ile % 120 arasında artırmaktadır. NO_x salınımlarının azaltılması amacıyla yakıt olarak benzin ile çalışan çekiciler önerilmiştir, ancak genel sorun tam olarak çözülmemiştir çünkü NO_x emisyonları azaltılmasına rağmen hem CO hem de HC emisyonlarında artış görülmektedir. Ayrıca doğalgaz ile çalışan çekiciler de değerlendirilmiş ancak diğerleri gibi emisyonları azaltmada başarısız görülmüşlerdir [28].

Yakıt tüketen çekici sistemler sera gazı emisyonlarını büyük ölçüde azaltsa da, yine de bu anlamda on-board ETS'ler ile daha iyi sonuçlar elde edilmektedir. Bu bağlamda, yakıt ve emisyon azaltımlarına ilişkin detaylı analizler [18], [107] ve [108]'de tartışılmaktadır. Özellikle Zürih havalimanı için yapılan bir çalışmanın incelendiği [20]'de, on-board ETS'lerin uygulanması durumunda sırasıyla % 66, % 40, % 59 ve % 70 daha az CO₂, NO_x, HC ve CO açığa çıktığına değinilmektedir. Bununla birlikte, daha önce de bahsedildiği üzere on-board ETS'lerin, uçak üzerine getirdiği ilave ağırlık nedeniyle her zaman yakıt tasarrufu sağlamadığının da altını çizmek gerekmektedir.

Görsel 3.10'da görüldüğü şekilde on-board ETS kullanımı geri itme prosedürünün basitleştirilmesi ve bunun sonucunda toplam geri itme süresinin kısalması anlamında oldukça faydalı olmaktadır. Uçağın geriye doğru hareketinin, toplam geri itme süresinin yalnızca küçük bir kısmını oluşturduğu da ayrıca görülmektedir. Bu nedenle, yerleşik ETS'lerin uygulanması, adımların çoğunun doğrudan ortadan kalkmasına neden olabilir ve yine Görsel 3.10'da görüldüğü gibi geleneksel geri itme prosedürünü oldukça basitleştirebilir. Ayrıca, kapı alanında jet patlamalarının olmaması, yer kontrolünden verilen izinlerin düzene girmesine yol açacaktır. WheelTug firmasının anketine göre, ortalama geri itme süresinin ve geri itme prosedürlerinin toplam süreleri sırası ile 8 ve 20 dakika iken bu değerlerin on-board ETS kullanımı sonucunda 2 ile 5 dakikaya inebileceği tahmin edilmektedir [80].

Uçağın motorlarını çalıştırmadan havaalanında dolaşması FOD riskini azaltmakla beraber motor bakım maliyetlerini de düşürmektedir. ETS'lerin diğer bir faydası ise frenlerin kullanım ömürlerini uzatacak olmasıdır. Konvansiyonel taksi hareketinde, istenen hızı korumak için yoğun olarak frenler kullanılmakta, ETS'lerde ise hız kolaylıkla kontrol edilebilmekte ve frenlerin aşırı kullanımına gerek kalmamaktadır. Ayrıca, kapıların yakınında jet motoru patlamaları olmayacağı için yer operatörlerinin çok daha güvenli ve sağlıklı çalışmaları sağlanabilecektir. Son olarak, WheelTug firmasının

bahsetmiş olduğu terminal binasına paralel park etme olasılığı ile birlikte yolcuların uçağa binme prosedürü için iki havaalanı köprüsünün kullanılmasına izin verilebilecek ve bu da yolcuların uçağa binış süresini kısaltacaktır [83].



Görsel 3.10. Konvansiyonel olarak ve ETS ile yapılan geri itme (PB) hareketinin karşılaştırması [80]

ETS'ler ekonomik açıdan bakıldığında, blok yakıt ve zaman tasarrufu ile birlikte diğer bahsedilen faydaları göz önünde bulundurulduğunda havayollarını, havaalanı yönetimini ve nihayetinde yolcuları etkileyecek önemli gider tasarrufuna olanak sağlayabilecektir. Örneğin, sadece çekici traktörleri takma veya sökme ihtiyacını ortadan kaldırarak, yükleme başına dakikada 66 ila 150 ABD Doları arasında tasarruf sağlanabilecektir [108]. WheelTug'un tahminlerine göre, ETS kullanılarak uçak başına yıllık 385,000 \$ tasarruf edilebilir ve bu miktar, havayolunun toplam yakıt faturasının % 40'ına tekabül etmektedir [50]. EGTS için ise uçak başına yıllık tasarrufun, EGTS'nin kullanım seviyesine bağlı olarak 240,000 ila 283,000 ABD Doları arasında olduğu belirtilmektedir. Safran, on-board ETS kullanımıyla ilişkili olarak uçak başına yılda 500,000 \$ 'a kadar çıkarak en yüksek tasarrufu öngören şirkettir [109]. Harici ETS TaxiBot kullanımının ise işlem başına 600 \$ tasarruf sağlayabileceğini iddia edilmekte, dolayısıyla günde 25 operasyon gerçekleştirildiği göz önüne alınarak, bütün bir yıl boyunca toplam 5,4 milyon \$'a kadar tasarruf sağlanabileceği belirtilmektedir [17]. Bahsedilen ETS'lerin çevresel ve ekonomik olarak fayda karşılaştırmaları Tablo 3.4'te özetlenmiştir.

Tablo 3.4. ETS'lerin potansiyel fayda karşılaştırmaları [28]

	TaxiBot	Mototok	WheelTug	EGTS	Safran
Kirlilikte azalma	-%98 [106]	Veri yok	-%60 (Tüm emisyonlarda) [84]	-%47 NO _x -%62 CO ₂ -%74 HC -%74 CO [96]	-%51 NO _x -%62 HC -%61 CO ₂ -%73 CO [109]
Yakıt tüketimindeki düşüş	Taksi yakıtının %98'i [106]	Geri itme yakıtının %100'ü	Taksi yakıtının %50'si	Toplam yakıtın %3'ü [96]	Toplam yakıtın %4'ü [103]
Zaman kazanma	Veri yok	Geri itmede %54 [60]	6 dakika (ortalama)	Geri itmede 2 dakika [96]	Geri itmede 2 dakika
Tasarruf	TaxiBot başına yılda 5,4 milyon \$	Yılda 100000 \$ - 236000 \$ [60]	Uçak başına yılda 385000 \$	Uçak başına yılda 240000 \$ -283000 \$	Uçak başına yılda 250000 \$ -500000 \$

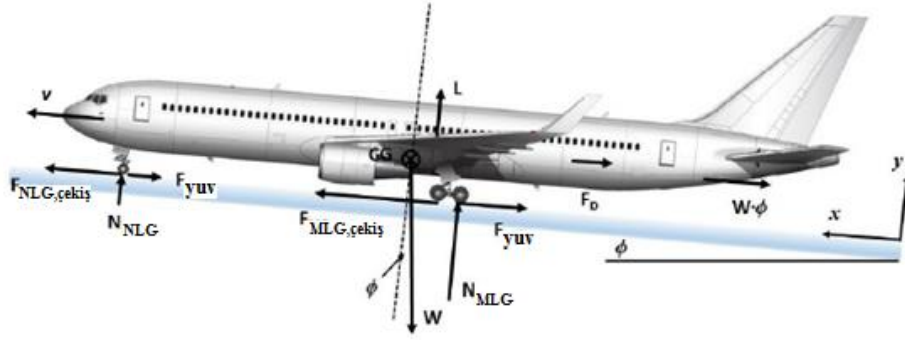
4. TAKSİ-ÇIKIŞ FİZİKSEL GEREKSİNİMLERİ

Bu bölümde uçakların havaalanlarında taksi-çıkış işlemi yaparken ihtiyaç duyacağı kuvvet, güç, enerji, gibi fiziksel gereksinimler belirlenmiştir. Bu hesaplamalar yapılırken öncelikle belirli varsayımlar (ivme, hız, rüzgâr baş hızı, eğim, vb.) altında çeşitli uçaklar için taksileme dirençlerinin ortaya konulması gerekmektedir. Bu nedenle, uçaklarda taksi dirençlerinin belirlenmesinde ayrıntılı bir matematiksel model kullanılmıştır. Ayrıca, önceki bölümde bahsedildiği üzere NLG üzerinden çekişin sağlandığı sistemlerde yeterli çekişin sağlanıp sağlanamayacağını görebilmek adına kuru, ıslak ve buzlu pist zemini için incelemeler yapılmıştır.

Belirlenen dirençler göz önünde bulundurularak toplamda 900 saniye süren dört farklı periyottan oluşan bir taksi-çıkış için uçakların ihtiyacı olan güç ve tükettikleri yakıt miktarlarının tahminleri de ayrıca yapılmıştır. Ortaya konulan bu sonuçlar ise ileride güç grubunun tasarlanmasında ve sistemin çevresel etkilerinin incelenmesinde temel teşkil edecektir.

4.1. Taksileme Dirençleri için Matematiksel Model

Daha önce belirtildiği gibi uçak konvansiyonel taksi hareketini ana motorları kullanarak yapmaktadır. Uçağın yerde taksi hareketini yapması bir arabanın yolda ilerlemesine benzer şekildedir. Görsel 4.1’de görüleceği gibi tekerleklerde oluşan sürtünme kuvvetini, aerodinamik kuvvetleri varsa eğim dolayısıyla oluşan kuvveti ve ivmelenme kaynaklı eylemsizlik kuvvetini aşarak istenen hıza ulaşabilmek için jet motorlarının boşta itki kuvvetinden yararlanılmaktadır. On-board ETS’lerde ise bu kuvvetleri yenerek belirli bir ivme ile istenilen taksi hızına ulaşılmasını sağlayan çekiş kuvveti, tasarımına göre NLG veya MLG üzerinden TM’ler aracılığıyla sağlanmaktadır.



Görsel 4.1. Eğimli bir taksi yolunda taksi hareketini yaparken uçak üzerine etkiyen kuvvetler [22]

4.1.1. Taksileme direnci için denklemler

Newton'un 2. Yasası göz önüne alındığında Görsel 4.1'de verilen uçağa etki eden kuvvetler aşağıdaki gibi ifade edilebilir.

$$M_{eff} \cdot a = M_A \cdot \kappa \cdot \frac{dv}{dt} = F_{NLG/MLG}(v) - D_a(v) - \mu_{CRR}(v) \cdot W_A \cdot \cos \phi - W_A \cdot \sin \phi \quad (4.1)$$

Burada v , yatay doğrultuda anlık yer hızını belirtmektedir. Aynı şekilde a ise ileri hareketin ivmesini göstermektedir. M_A uçağın kütlesini, W_A sembolü uçağın yerçekimsel ağırlığını, $F_{NLG/MLG}(v)$ ise tasarım durumuna göre NLG veya MLG üzerinden tekerleklerin çekiş kuvvetini ifade etmektedir. Denklemin diğer parametreleri $D_a(v)$ ve $\mu_{CRR}(v)$ sırası ile hıza bağlı aerodinamik sürüklenme kuvveti ve yine hıza bağlı olarak yuvarlanma sürtünme kuvveti katsayısıdır. ϕ ise taksi yolunun eğimini ifade etmektedir. Uçağın etkin atalet kütlesi $M_{eff} = M_A \cdot \kappa$ ile döner bileşenler (tekerlekler / lastikler, diskler, rotorlar, akslar, miller, dişliler, şanzımanlar vb.) göz önüne alındığı durumdaki ataleti ifade etmektedir. Burada döner atalet faktörü κ aşağıdaki gibi ifade edilebilir.

$$\kappa = 1 + \frac{1}{M_A} \sum_{j=1}^n \frac{i_j^2 \cdot I_j}{r_j^2} \quad (4.2)$$

Burada, I (kg.m^2) eylemsizlik momentini ifade ederken boyutsuz i ifadesi ayrıık dişli oranını ve r ise döner bileşenlerin etkin yarıçapını göstermektedir. Döner atalet faktörü κ tahmini olarak eylemsizlik kütlesine % 1'lik fazlalık getirdiği dolayısıyla $\kappa = 1.01$ olarak kabul edilebileceği belirtilmektedir. Ayrıca döner bileşenlerin eylemsizliğinin büyük uçaklar için göz ardı edilebileceğinden bahsedilmektedir [110].

Akslar, miller, yataklar, fren rotorları vb. çeşitli bileşenlerden gelen iç dirençler Denklem 4.1’de dahil edilmemiştir. Bu tür dahili dirençler, daha sonra güç aktarımı verimliliğine dahil edilebilir. Bulunulan konuma göre gerçek yerçekimi ivmesi yerel olarak değişse de, tüm hesaplamalarda $9,80665 \text{ m/s}^2$ nominal standart (orta enlem) yerçekimi ivmesi kullanılmıştır. Taksi hızlarında üretilen kaldırma kuvveti (L) ve taksi esasındaki dönüşlerden gelen ek dirençler ihmal edilmiştir.

4.1.2. Çekiş kuvveti

Daha önce de belirtildiği gibi önerilen çeşitli ETS tasarımlarında, çekiş kuvveti NLG veya MLG üzerine monte edilen elektrik motorları üzerinden sağlanmaktadır. Bazı sistemlerde yeterli torku elde etmek için dişli kutusu kullanılmış, bazı sistemlerde ise doğrudan elektrik motoru milinden alınan güçle tekerlek tahrik edilmiştir. Yürüyen aksamın genel verimi η_t olarak gösterildiğinde tekerlekteki çekiş kuvveti F_t ve elektrik motorunun torku τ_m arasında aşağıdaki gibi bir ilişki kurulabilir.

$$F_t = \frac{\tau_w}{r_d} = \frac{\tau_m \cdot i_{gbx} \cdot \eta_t}{r_d} \leq F_{t,maks} \quad (4.3)$$

Burada, tekerleğin dinamik (etkin) yarıçapı r_d , tahrik milinin torku τ_w , dişli tahvil oranı ise i_{gbx} ile gösterilmiştir.

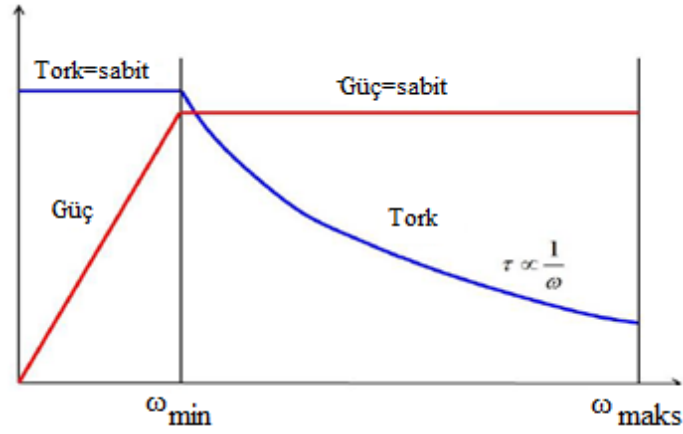
Asfalt, beton gibi pist yüzeylerinde, lastik üzerindeki maksimum çekiş kuvveti çeşitli yüzey koşullarındaki maksimum sürtünme katsayısı $\mu_{t,maks}$ ve üzerine gelen dikey yük F_v ile ilgilidir.

$$F_{t,maks} = F_v \cdot \mu_{t,maks} \quad (4.4)$$

Aşağıda kuru, ıslak ve buzlu zeminler için maksimum sürtünme katsayıları verilmektedir [22].

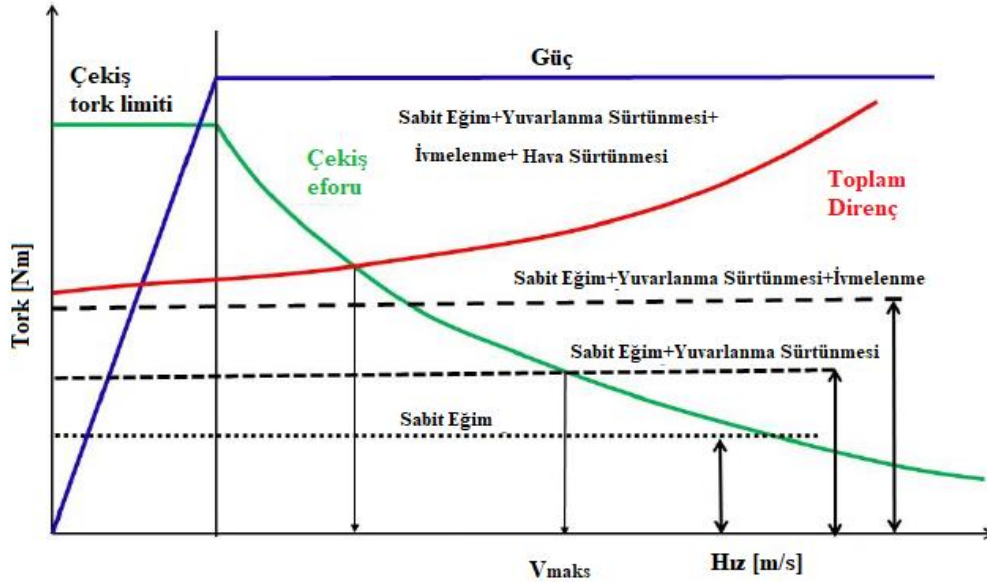
$$\mu_{t,maks} = \begin{cases} 0,6-0,8 \rightarrow kuru \\ 0,4-0,6 \rightarrow ıslak \\ 0,05-0,15 \rightarrow buzlu \end{cases}$$

Otomotiv sektöründe gerekli çekişi sağlamak için kullanılan fırçasız doğru akım motoru (BLDC), anahtarlamalı relüktans motor (SRM), asenkron motor gibi elektrik motorlarının ideal hiperbolik tork-güç karakteristiği Görsel 4.2’de verildiği gibidir [22].



Görsel 4.2. Tipik bir elektrik motorunun ideal hiperbolik tork-güç karakteristiği [22]

Elektrik motorlarının birçoğu kısa süreler için aşırı yüklenebilmektedirler. Bu durum ETS uygulamaları için faydalı olmaktadır. Aşağıda Görsel 4.3'te ölçekli olmayacak şekilde elektrik motoru tork-güç karakteristiği ile birlikte taksileme esnasında karşılanması gereken kuvvetler gösterilmektedir.



Görsel 4.3. Üretilen torka karşı aşılması gereken dirençlerin gösterimi [22]

4.1.3. Tekerlek çekiş kapasitesi ve yuvarlanma sürtünmesi

Günümüzde havacılık için kullanılan yüksek basınçlı lastiklerde yuvarlanma sürtünme katsayısı (CRR) hız ile birlikte neredeyse lineer olarak artmaktadır (çok yüksek

hızlarda bu durum değişmektedir). Düzgün olarak şişirilmiş (örneğin B767-300ER için NLG 170 psi, MLG 200 psi) yüksek basınçlı uçak tekerleklerinin yuvarlanma sürtünme katsayısına ulaşmak için aşağıdaki gibi bir lineer ilişki kurulmuştur [111].

$$\mu_{CRR}(v) = \mu_0 \left(1 + \frac{v}{v_0} \right) \quad \mu_0 = f(p_{lastik}) = 0.01 \quad v_0 = 80knot \quad v \leq 50knot \quad (4.5)$$

Asfalt veya beton gibi düzgün bir yüzeyde serbest yuvarlanma hareketi yapan bir uçak tekerinin sürtünme katsayısı, 0,006 ile 0,015 aralığında tipik olarak bir kamyonun tekerleğine benzemektedir [111-114]. Lastiğin yuvarlanma direnci, çekiş/frenleme eforlarından yaklaşık olarak iki kat daha küçüktür. Yuvarlanma sürtünmesi ayrıca lastiğin basıncına, yapısına ve diğer faktörlere bağlıdır [115].

4.1.4. Aerodinamik sürtünme ve rüzgar dirençleri

Baş rüzgarı veya kuyruk rüzgarı etkisinde kalkış konfigürasyonundaki bir uçağın anlık aerodinamik sürüklenmesi (D_a),

$$D_a = G \cdot (v + v_w)^2 \quad G = \frac{\rho_{SL} \cdot \sigma}{2} S \cdot C_{D,tkoff} \quad \begin{matrix} v_w \leq 0 \\ v_w \geq 0 \end{matrix} \quad (4.6)$$

şeklinde ifade edilebilir. Burada v uçağın yerdeki hızını, v_w baş rüzgarı veya kuyruk rüzgarını, ρ_{SL} uluslararası standart atmosfer şartlarında havanın yoğunluğunu ($1,225 \text{ kg/m}^3$), σ uçağın bulunduğu yükseklikteki havanın yoğunluğunun yerdeki havanın yoğunluğa oranını ifade etmektedir (taksi hareketi için bu değer 1'e eşittir). Ayrıca S uçak kanat alanını ifade ederken, $C_{D,tkoff}$ ise kalkış pozisyonunda uçağın sürüklenme katsayısını ifade etmektedir.

Kalkış konfigürasyonunda yerde hareket eden bir uçağın sürüklenme katsayısı $C_{D,tkoff}$ ise,

$$C_{D,tkoff} = (C_{D0} + \Delta C_{D, flap} + \Delta C_{D, gear}) + \beta \cdot K \cdot C_L^2 \quad (4.7)$$

şeklinde ifade edilebilir. Sıfır sürüklenme katsayısı C_{D0} , 0,015 ile 0,020 arasındadır [116, 117]. Uzatılmış flap ve iniş takımı tertibatı nedeniyle eklenen parazitik sürüklenme değerlerinin doğru bir şekilde tahmin edilmesi zor olmaktadır. Çoğunlukla bu tür sürüklenme verileri rüzgar tüneli ile yapılan deneylerden ve uçuş testi denemelerinden elde

edilmektedir. Sıkça kullanılan bazı yolcu uçakları için arka kenar flap sapma açısına bağlı olarak iniş takımı uzatılmış parazitik sürükleme artışı için 0,014 ile 0,028 arasındaki değerleri önerilmektedir (örneğin, kalkış konfigürasyonunda B747 için bu değer yaklaşık olarak 0,025'tir) [117]. Flap uzantısına bağlı olarak parazitik sürüklemenin değişimi için ise mevcut üretim yolcu uçaklarında bu değer 0,015 civarında alınabileceği belirtilmektedir [118].

Uçak yere yaklaştıkça kanat uçlarında oluşan vorteksin azalması nedeniyle daha az sürtünme kuvvetine maruz kalmaktadır. Taksi hareketinde de yer etkisi (IGE) dikkate alınabilir. Denklem 2.7'de verilen IGE katsayısı β için aşağıdaki gibi bir yaklaşım yapılmaktadır [117, 119].

$$\beta = 1 - \frac{1 - 1,32 \cdot (h/b)}{1,05 + 7,4 \cdot (h/b)} \quad 0,033 \leq \frac{h}{b} \leq 0,25 \quad \frac{d\beta}{d(h/b)} > 0 \quad (4.8)$$

Ancak tipik olarak T kategorisi uçaklarda yerden ortalama yükseklik h ve kanat açıklığı b 'nin oranı (h/b) , 0,07 ile 0,09 arasında değişmektedir ve β ise 0,42-0,49 aralığında olmaktadır. İndüklenmiş sürükleme katsayısı K ise tipik olarak 0,060 ve 0,090 arasında bir değer almaktadır [120]. Genel olarak IGE altında kaldırma katsayısı C_L 'nin etkisi ise oldukça düşük kalmaktadır [22].

4.2. Taksileme Yakıtı

Uçağın MTOW ile yaptığı standart bir taksi hareketi için jet motorları tarafından üretilen itki kuvveti taksileme dirençlerine eşit olmalıdır. Çeşitli uçakların itici olmayan sistemleri için jet motoru güç kesintileri oldukça farklılık gösterebilmektedir ancak bu analizde, jet tahrikinin yalnızca taksi hareketi için kullanıldığında tükettiği yakıtın hesabı yapılmıştır [121-124]. Genel olarak ise tasarım maksimum yakıt ağırlığının yaklaşık % 2,5 ile % 3'ü tipik olarak taksi yakıtı (kalkış ve iniş) için planlanmaktadır [117]. İtici özgül yakıt tüketimi (TSFC) ve ihtiyaç olan kuvvetleri göz önüne alarak anlık yakıt debisi aşağıdaki gibi olacaktır.

$$\dot{m}_f = TSFC(v) \cdot T_{motor} = TSFC(v) \cdot R_{çekiş} \quad (4.9)$$

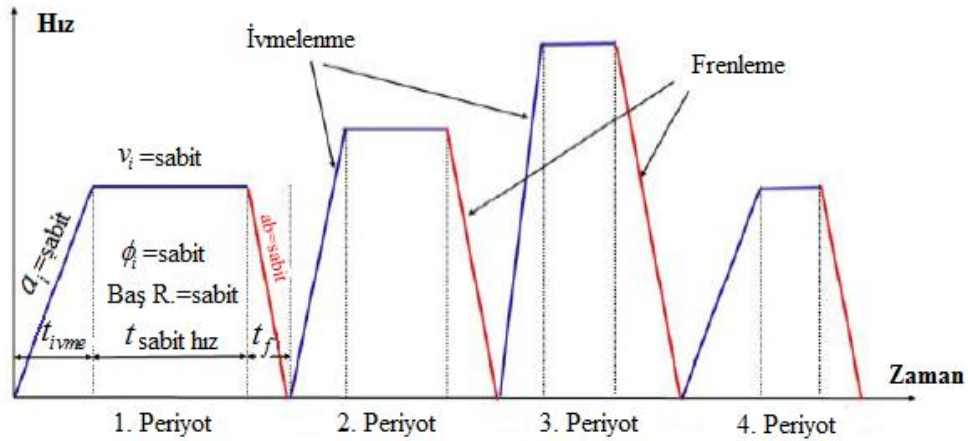
Mach sayısı M 'nin ve sıcaklık oranı θ 'nın bir fonksiyonu olarak TSFC, bazı geçmiş motor verilerine dayanarak yaklaşık yarı deneysel bir şekilde aşağıdaki gibi ayrıca ifade edilebilir [22].

$$TSFC(\theta, M) = TSFC_0 \cdot \sqrt{\theta} \cdot (1 + 0,8 \cdot M) \quad M \ll 1 \quad (4.10)$$

Burada $TSFC_0$, deniz seviyesinde uluslararası standart atmosferdeki (SL ISA) ve sıfır hızdaki (Mach) TSFC değeridir. Modern yüksek baypas oranı (HBPR) ve ultra yüksek baypas oranı (UHBPR) turbofan motorlar için bu değer 30,59 g/N.sa ile 40,78 g/N.sa arasındadır. $TSFC_0$ değerleri, UHBPR için HBPR turbofan motorlara göre daha düşüktür. TSFC'nin kesin değerlerini motor üreticilerinden elde etmek son derece zor olmaktadır. Burada seyir uçuşu ve diğer mevcut verilerden tahmin edilmiştir. Tipik seyir irtifalarında ve ortalama seyir Mach sayılarında (0,78 – 0,85), TSFC, 56,08 g/N.sa ile 66,27 g/N.sa arasında değerlere sahiptir [22].

4.3. Pist Yönünde Taksileme Çevrimi

Uçakların pist yönünde taksi hareketini yaparken karşılaştığı dirençleri ve ihtiyacı olan gücü belirleyebilmek adına Görsel 4.4'te görüldüğü gibi üç ara duraklı dört periyottan oluşacak şekilde bir hareket karakteristiği belirlenmiştir. Ölçekli olmayan bu görselde V hızı, ϕ eğimi, a ivmeyi, a_b frenleme esnasındaki ivmeyi, t_{ivme} , t_{sbt} ve t_f sırası ile uçağın ivmelendiği, sabit hızla ilerlediği ve fren yaparak durduğu süreleri ifade etmektedir.



Görsel 4.4. Taksi gereksinimlerinin belirlenmesi için önerilen hareketin karakteristiği (ölçekli değil)

Detayları Tablo 4.1’de verilecek olan hareket, toplamda 900 saniye olacak şekilde çeşitli eğimlerin ve baş rüzgarlarının bulunduğu farklı uzunluklarda ve farklı hızlardaki bölümlerden oluşmaktadır. Genel hatları ile pist yönünde taksileme yapacak uçaklar için fiziksel gereksinimleri ortaya çıkaracak bu bölümlerde uçağın taksi yolunda ilerlerken yaptığı dönüş hareketi dolayısıyla oluşacak kuvvetler hesaba katılmamıştır.

Tablo 4.1. Önerilen taksi hareketi için belirlenen değerler

Periyot	P1	P2	P3	P4	Toplam
Süre (s)	178	242	355	125	900
Hız [m/s](kt)	5,2(~10)	7,8(~15)	10,2(~20)	5,2(~10)	
Mesafe [m]	851,24	1720,29	3334,89	575,64	6482,06
İvme [m/s ²]	0,2	0,2	0,2	0,2	
B. rüzgarı [m/s](kt)	5,14(10)	2,57(5)	5,14(10)	7,72(15)	
Eğim [derece] (%)	0,573(1)	0,286(0,5)	0(0)	0,859(1,5)	
F. ivmesi [m/s ²]	2	2	2	2	

Not:B.rüzgarı:Baş rüzgarını, F.ivmesi: Frenleme ivmesini ifade etmektedir.

Belirlenen şartlarda uçağın taksi hareketi esnasında her periyot için ayrı ayrı ve toplamda kat edilen mesafe (M) aşağıdaki gibi hesaplanabilir.

$$M = \sum_{i=1}^4 m_i = \sum_{i=1}^4 \left(\int_{t_{i-1}}^{t_i} v_i \cdot dt \right) \quad v_i(t) = \begin{cases} a_i \cdot t & 0 \leq t < t_{ivme} \\ v_{sbt} & t_{ivme} \leq t \leq t_f \\ a_b \cdot t & t > t_f \end{cases} \quad (4.11)$$

Burada m_i i. periyota ait mesafeyi, t_i periyotun süresini, v_i i. periyota ait hızı, v_{sbt} ise ilgili periyotta uçağın sabit hızını ifade etmektedir. Ayrıca, her periyot için ivmelenerek ve sabit hızla gittiği yolun toplamı ile frenleme esnasında aldığı yol sırasıyla,

$$m_i = v_i \cdot t_i - \frac{v_i^2}{2 \cdot a_i} \quad m_{bi} = \frac{v_i^2}{2 \cdot a_b} \quad (4.12)$$

şeklinde ifade edilebilir.

Uçağın taksi hareketi sırasında yaptığı iş ise aşağıdaki gibi gösterilebilir.

$$A_{toplam} = \sum_{i=1}^4 \left(\int_{m_{i-1}}^{m_i} F_i \cdot dm \right) = \sum_{i=1}^4 \left(\int_{t_{i-1}}^{t_i} F_i \cdot v_i(t) \cdot dt \right) \quad (4.13)$$

Uçağın belirtilen şartlarda taksi hareketini yapabilmesi için gereken enerji ise aşağıdaki denklemden hesaplanabilir. Burada v_{br} , baş rüzgâr hızını ifade etmektedir.

$$A_i = \underbrace{\frac{M_A \cdot \kappa \cdot v_i^2}{2}}_{\text{eylemsizlik}} + \underbrace{M_A \cdot g \cdot \phi_i \cdot m_i}_{\text{eğim}} + \underbrace{M_A \cdot g \cdot \mu_0 \cdot m_i + M_A \cdot g \cdot \mu_0 \cdot \frac{v_i}{v_0} \left(m_i - \frac{1}{3} \frac{v_i^2}{2 \cdot a_i} \right)}_{\text{yuvarlama - sürtünmesi}} + \underbrace{G \cdot \frac{v_i^2}{2 \cdot a_i} \left(\frac{v_i^2}{2} + \frac{4}{3} v_i \cdot v_{br} + v_{br}^2 \right) + G \cdot (v_i + v_{br})^2 \cdot \left(m_i - \frac{v_i^2}{2 \cdot a_i} \right)}_{\text{rüzgarla birlikte aerodinamik sürüklenme}} \quad (4.14)$$

4.4. Seçilen Uçaklar için Taksi Hareketi ve Yakıt Tüketimi

Tablo 4.1’de verilen koşullar altında taksi hareketini yapacak 5 farklı tip uçak seçilmiştir. Seçilen bu uçakların belirlenen şartlarda taksileme yaparken karşılaştıkları dirençler ve bu dirençleri yenmek için ihtiyaç duydukları güç ve enerji yukarıda verilen denklemler ve kabuller yardımıyla hesaplanmıştır. Ayrıca yine benzer şekilde uçakların belirlenen hareket için tükettikleri yakıt miktarı ortaya konulmuştur. Tablo 4.2’de seçilen uçak modellerine ait maksimum rampa ağırlığı (MRW), kanat alanı (S), kanat açıklığı (b) ve üzerindeki jet motorları bilgileri verilmektedir.

Tablo 4.2. Taksi hesaplamaları için seçilen uçakların temel bazı özellikleri

	Cessna Citation CJ4 [125]	Embraer E175 [126]	Airbus A320- 200 [127]	Boeing B777- 300ER [128]	Airbus A380- 800 [129]
MRW[kg]	7815	37660	78400	352000	577000
S[m²]	30,66	72,72	122,60	436,80	845
b[m]	15,49	28,65	34,10	64,80	79,75
Motor	FJ44-4A 2×16,11 kN	GE CF34-8E4 2×62,3 kN	CFM 56-5B 2×120 kN	GE 90 115B 2×513 kN	Trent 970 4×348 kN

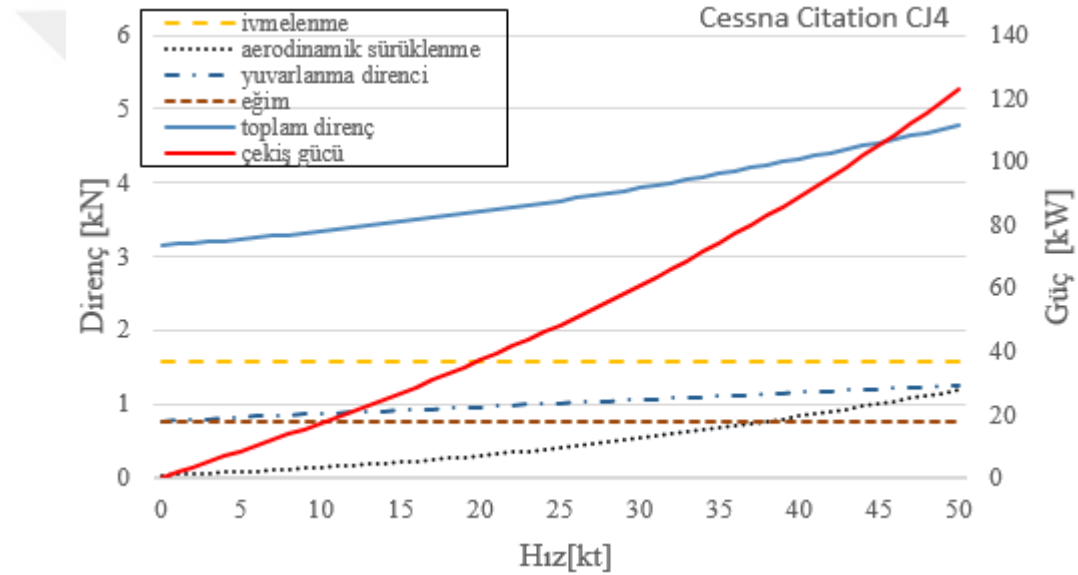
Seçilen uçakların belirtilen şartlarda taksi hareketini yaparken elde edilen sonuçlar aşağıda tablolar halinde verilmektedir. Ayrıca farklı uçak tipleri için ortaya çıkan dirençler ve bu dirençleri yenebilmek için ihtiyaç olan çekiş gücünün hız ile değişimini gösteren grafikler yine aşağıdaki görsellerde sunulmaktadır.

Taksileme esnasında tüketilen yakıtın hesaplanmasında Denklem 4.15’ten yararlanılmıştır. Farklı uçak tiplerinde kullanılan farklı motorların kendilerine özgü TSFC

değerleri bulunmaktadır ancak burada yakıt tüketiminin hesaplanılmasında TSFC değeri olarak 0,00849 kg/kN.s değeri kullanılmıştır.

$$YT = TSFC \cdot (t_{ivme} \cdot F_{maks} + t_{sbt_hız} \cdot F_{sbt_hız}) \quad (4.15)$$

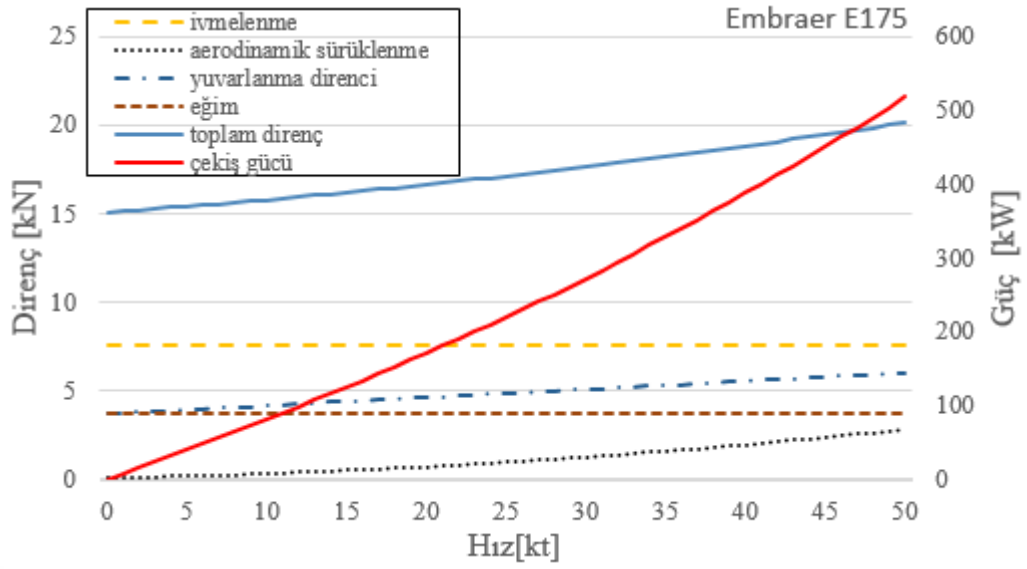
Burada YT her periyot için yakıt tüketimini ifade ederken, t_{ivme} ve $t_{sbt_hız}$ sırasıyla uçağın ilgili periyotta ilerlerken ivmelenme için geçen süre ile sabit hızla ilerlerken geçen süreyi ifade etmektedir. F_{maks} ve $F_{sbt_hız}$ ise uçak motorlarının sırasıyla ivmelenme esnasında ve sabit hızla ilerlerken sağladığı itki kuvvetlerini göstermektedir.



Görsel 4.5. Cessna Citation CJ4'ün %1 sabit eğimli ve sürekli 10 kt baş rüzgarına sahip bir taksi yolunda taksileme yaparken karşılaştığı direnç kuvvetler ve ihtiyaç olan çekiş gücü

Tablo 4.3. Önerilen şartlarda taksileme yapan Cessna Citation CJ4'e ait performans değerleri

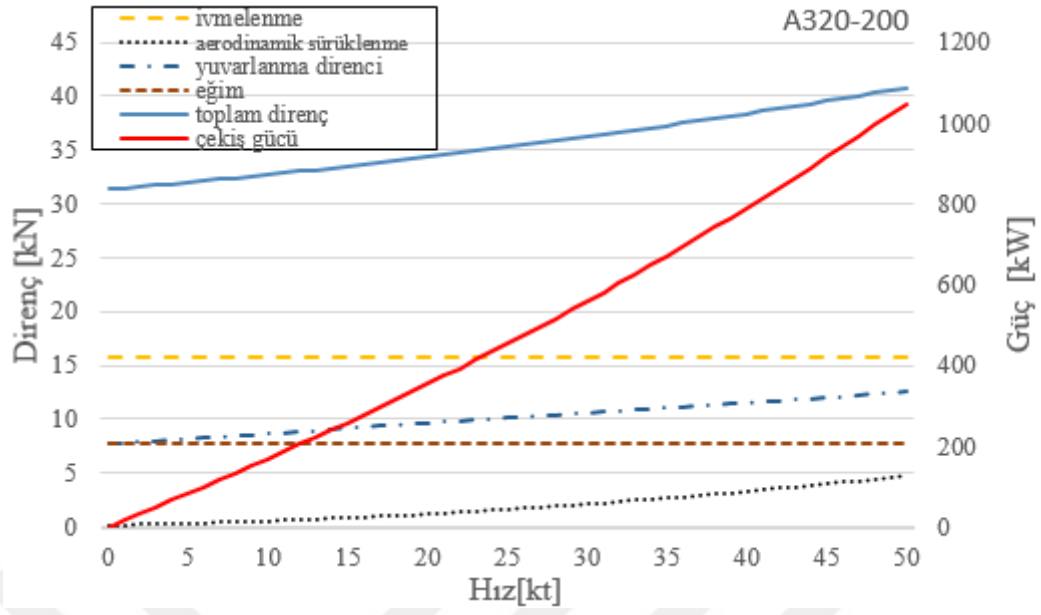
CJ4	P1	P2	P3	P4	Toplam
F_{maks} [kN]	3,34	3,01	2,83	3,80	
P_{maks} [kW]	17,38	23,46	28,85	19,76	
$F_{sbt_hız}$ [kN]	1,76	1,43	1,25	2,22	
$P_{sbt_hız}$ [kW]	9,17	11,14	12,75	11,55	
Enerji [MJ]	1,60	2,68	4,53	1,38	10,20
YT [kg]	2,97	3,41	4,40	2,66	13,44



Görsel 4.6. Embraer E175'in %1 sabit eğimli ve sürekli 10 kt baş rüzgarına sahip bir taksi yolunda taksileme yaparken karşılaştığı direnç kuvvetler ve ihtiyaç olan çekiş gücü

Tablo 4.4. Önerilen şartlarda taksileme yapan Embraer E175'e ait performans değerleri

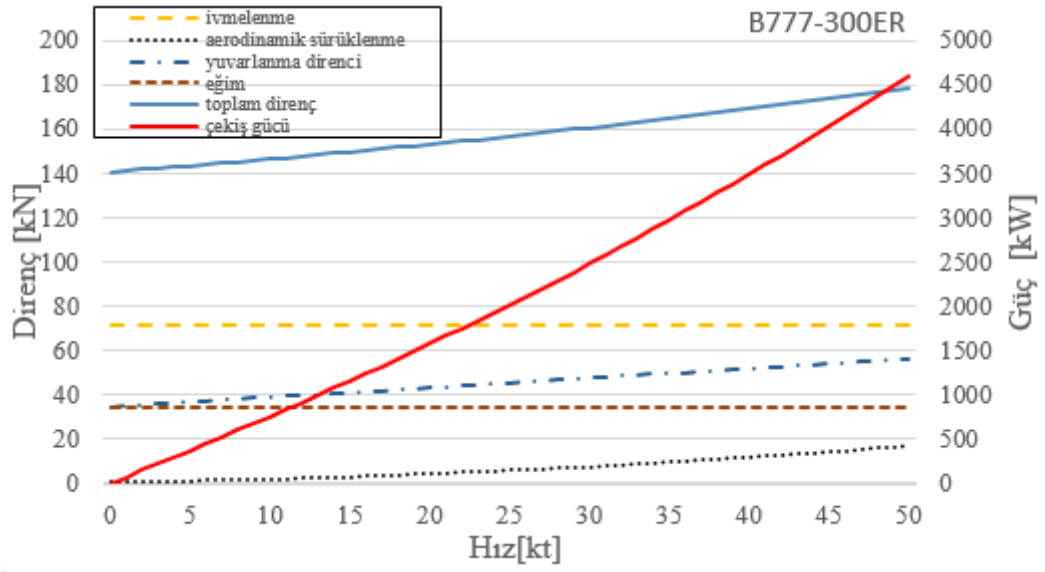
E175	P1	P2	P3	P4	Toplam
F_{maks} [kN]	15,78	14,16	12,91	17,80	
P_{maks} [kW]	82,05	110,48	131,71	92,56	
$F_{sbt-hız}$ [kN]	8,17	6,56	5,30	10,19	
$P_{sbt-hız}$ [kW]	42,49	51,14	54,11	53,00	
Enerji [MJ]	7,30	12,08	18,22	6,20	43,80
YT [kg]	13,85	15,77	19,05	12,27	60,94



Görsel 4.7. Airbus A320-200'ün %1 sabit eğimli ve sürekli 10 kt baş rüzgarına sahip bir taksi yolunda taksileme yaparken karşılaştığı direnç kuvvetler ve ihtiyaç olan çekiş gücü

Tablo 4.5. Önerilen şartlarda taksileme yapan Airbus A320-200'e ait performans değerleri

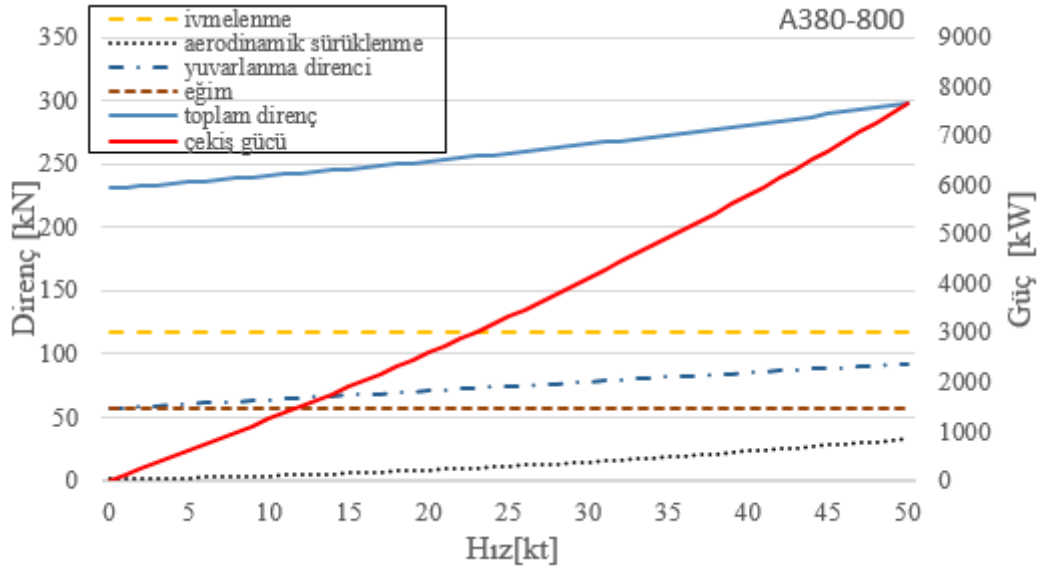
A320-200	P1	P2	P3	P4	Toplam
F_{maks} [kN]	32,72	29,36	26,60	36,86	
P_{maks} [kW]	170,15	229,00	271,36	191,66	
$F_{sbt-hız}$ [kN]	16,89	13,52	10,77	21,02	
$P_{sbt-hız}$ [kW]	87,80	105,47	109,82	109,31	
Enerji [MJ]	15,08	24,90	36,91	12,79	89,68
YT [kg]	28,64	32,58	38,84	25,34	125,40



Görsel 4.8. Boeing B777-300ER'nin %1 sabit eğimli ve sürekli 10 kt baş rüzgarına sahip bir taksi yolunda taksileme yaparken karşılaştığı direnç kuvvetler ve ihtiyaç olan çekiş gücü

Tablo 4.6. Önerilen şartlarda taksileme yapan Boeing B777-300ER'ye ait performans değerleri

B777-300ER	P1	P2	P3	P4	Toplam
F_{maks} [kN]	146,43	131,32	118,37	164,72	
P_{maks} [kW]	761,41	1024,32	1207,35	856,56	
$F_{sbt-hız}$ [kN]	75,32	60,22	47,26	93,62	
$P_{sbt-hız}$ [kW]	391,67	469,71	482,09	486,82	
Enerji [MJ]	67,32	111,02	162,40	57,01	397,76
YT [kg]	127,86	145,27	171,19	112,98	557,31



Görsel 4.9. Airbus A380-800'ün %1 sabit eğimli ve sürekli 10 kt baş rüzgarına sahip bir taksi yolunda taksileme yaparken karşılaştığı direnç kuvvetler ve ihtiyaç olan çekiş gücü

Tablo 4.7. Önerilen şartlarda taksileme yapan Airbus A380-800'e ait performans değerleri

A380-800	P1	P2	P3	P4	Toplam
F_{maks} [kN]	240,58	215,83	195,26	270,89	
P_{maks} [kW]	1251,03	1683,47	1991,66	1408,63	
$F_{sbt-hız}$ [kN]	124,03	99,28	78,71	154,34	
$P_{sbt-hız}$ [kW]	644,95	774,35	802,81	802,55	
Enerji [MJ]	110,29	181,84	265,60	93,38	651,11
YT [kg]	210,42	239,27	284,28	186,11	920,09

4.5. Çeşitli Pist Koşullarında Çekişin Sağlanması

Daha önce çeşitli ETS konfigürasyonlarından bahsedildiği gibi bazı sistemlerde çekiş uçağın ön tekerlerinden bazı sistemlerde ise arka tekerleri üzerinden sağlanmaktadır. Uçak ağırlığının %6 ila %10'unun NLG tarafından desteklendiği ve aşağıda verilen çeşitli pist koşullarına ait sürtünme katsayılarına [22] dayanarak, ETS konfigürasyonunun çekiş üzerindeki etkisi incelenmiştir.

$$\mu_{t,maks} = \begin{cases} 0,6-0,8 \rightarrow kuru \\ 0,4-0,6 \rightarrow ıslak \\ 0,05-0,15 \rightarrow buzlu \end{cases}$$

Tablo 4.8’de 0,2 m/s² ivme ve %1 eğime sahip bir taksi yolunda 23 kt hız ile taksileme yapan uçaklar için gerekli olan maksimum kuvvetler gösterilmektedir.

Tablo 4.8. Önerilen şartlarda 23 kt hız ile taksileme yapabilmesi için gerekli çekiş kuvvetleri

	CJ4	E175	A320-200	B777-300ER	A380-800
F_{maks} [kN]	3,69	16,91	34,86	155,21	255,92

Tablo 4.9’da ise yukarıda verilen pist şartlarında en kötü durumlar göz önünde bulundurularak uçakların MLG ve NLG üzerinden elde edeceği maksimum çekiş kuvvetleri verilmektedir.

Tablo 4.9. Kuru, ıslak ve buzlu pist yüzeyinde uçakların NLG ve MLG’lerinden elde edilebilecek maksimum çekiş kuvvetleri

		CJ4	E175	A320-200	B777-300ER	A380-800
Kuru	F_{maks,NLG} [kN]	4,60	22,17	46,15	207,19	339,62
	F_{maks,MLG} [kN]	41,40	199,50	415,32	1864,68	3056,60
Islak	F_{maks,NLG} [kN]	3,07	14,78	30,76	138,12	226,41
	F_{maks,MLG} [kN]	27,60	133,00	276,88	1243,12	2037,73
Buzlu	F_{maks,NLG} [kN]	0,38	1,85	3,85	17,27	28,30
	F_{maks,MLG} [kN]	3,45	16,63	34,61	155,39	254,72

Her iki tablo incelendiğinde özellikle pist yüzeyinin buzlu ve ıslak olduğu durumlarda çekiş için ön tekerleğin kullanıldığı ETS’lerin taksileme esnasında sorun yaşayabileceği görülmektedir.

5. YAKIT HÜCRELİ & PİLLİ HİBRİD HARİCİ GÜÇ ÜNİTESİ

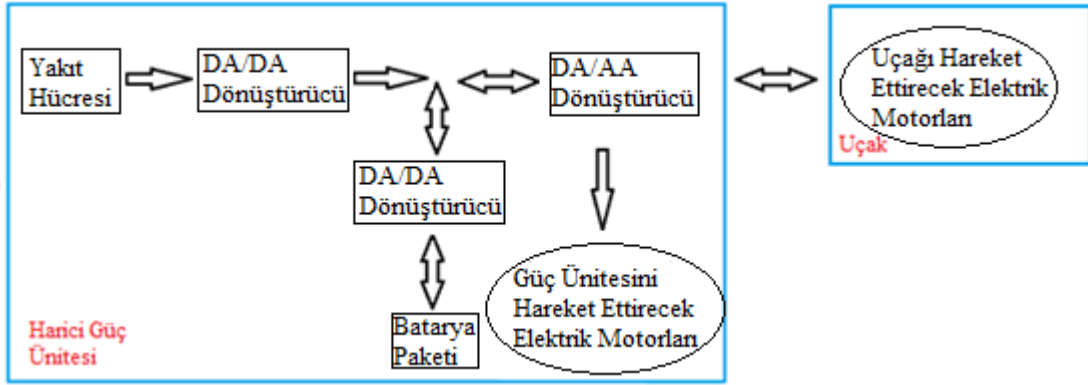
Önceki bölümlerde bahsedildiği üzere on-board elektrikli taksi sistemlerinde taksileme için ihtiyaç olan ekipmanların getirdiği ek ağırlıkların uçuş süreleri arttıkça elde edilen yakıt tasarrufunun ortadan kalkmaya başladığına değinilmiştir. A 320 gibi dar gövdeli yolcu uçakları için uçuş esnasında uçak üzerinde bulunan her 100 kg ek ağırlığın saatte yaklaşık 3 kg yakıt tüketimine sebep olduğu belirtilmektedir [34, 130]. Ayrıca on-board elektrikli sistemlerde kullanılması önerilen APU'nun ise havaalanlarında sıkışıklık yaratmayacak şekilde istenilen şartlarda taksileme yapılabilmesi için yeterli olmadığından bahsedilmiştir. Bu şartlarda on-board ETS için yeterli gücü sağlayacak ve uçak üzerinde bulunacak şekilde yakıt hücreli ve Li-ion bataryalı çözümler üretilmiştir. Uçak üzerinde sürekli bulunacak olan yakıt hücresi sistemi ağırlık bakımından Li-ion batarya grubuna göre daha avantajlı olmaktadır [34], ancak sistemde yalnızca yakıt hücresi kullanılması durumunda ise bu durum, yüksek güç taleplerinde ve anlık yük değişimlerinde yeterli tepkinin alınamamasına sebep olmaktadır [131].

TaxiBot gibi harici çekici kamyonların kullanılması durumunda ise havaalanlarında uçak trafiğine ek olarak kamyon trafiğinin ortaya çıkmakta ve dolayısıyla havaalanlarında alt yapı geliştirmelerine ihtiyaç duyulmaktadır. Ayrıca, uçağın taksi hareketinin büyük çoğunluğu pilotun yönetimi altında gerçekleşse de uçuştan sonra kamyonun belirlenen şekilde yerine dönmesi gibi işlemleri için sürücü çalışmak durumundadır [17].

Yukarıda bahsedilen sorunlar göz önünde bulundurularak taksi hareketini istenilen şartlarda yapabilmek adına gereken gücü sağlayacak şekilde Görsel 5.1'de genel mimarisinde görüldüğü gibi yakıt hücresi ve batarya grubu içeren hibrit harici güç ünitesi tasarlanmıştır. Aslında bu sistem ile birlikte on-board ve harici sistemler de hibritleştirilmektedir. On-board sistemlerde olduğu gibi, uçak tekerlekleri üzerinde taksi hareketi için gerekli elektrik motorları bulunacak, ancak bu motorları besleyecek güç ünitesi uçakta bulunmayacak ve dolayısıyla uçuş aşamasında ağırlığın etkisi azaltılacaktır. Öte yandan, havaalanında harici sistemdekine benzer şekilde ekstra bir hareketlilik olacaktır ancak bu sistemin boyutları çekici kamyon kadar büyük olmayacağı için işlemlerin ardından hızlıca pisti terk edecek ve sıkışıklığa neden olmayacaktır.

İhtiyaç olan gücü sıfır emisyon ile üretecek bu sistemde batarya grubu taksi hareketinde uçağın ivmelendiği ve ani güç ihtiyacının olduğu durumlarda sistemi besleyecek, yakıt hücresi ise uçağın sabit hızla taksi yolunda ilerlemesini sağlayacaktır. Ayrıca, sistemde kullanılacak PEM (Proton Exchange Membrane) tipi hidrojen yakıt

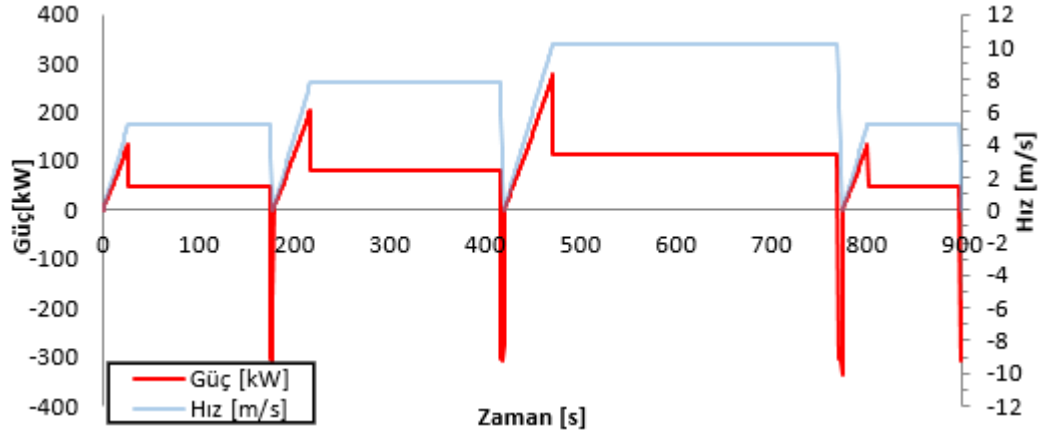
hücresi ile yakıt hücresinin nominal kapasitesinin altında çalıştığı durumlarda uygun bir enerji yönetim sistemi ile birlikte batarya grubunun şarj ihtiyacı da karşılanabilecektir. Hidrojen gazının tanka daha hızlı doldurulabilmesinin getirmiş olduğu avantajla birlikte batarya grubunun yer istasyonlarında şarj için geçireceği süre kısılacak ve böylece harici güç ünitesinin aktif kullanım oranı artacak ve daha az sayıda güç ünitesi havaalanlarındaki ihtiyacı karşılamada yeterli olacaktır.



Görsel 5.1. Önerilen harici güç ünitesinin genel mimarisi

5.1. Üretilen Gücün Belirlenmesi

Tasarımı yapılacak harici güç ünitesi için havaalanlarının taksi çıkış süreleri göz önünde bulundurularak bir önceki bölümde Tablo 4.1’de ve aşağıda Görsel 5.2’de görüldüğü gibi toplam 900 saniye süren ve çeşitli hızlarda dört kısımdan oluşan bir hareketin uygulandığı varsayımı yapılmıştır. Airbus A320-200 tipi tek koridorlu bir yolcu uçağının belirtilen şartlarda taksi çıkış hareketini tamamlaması için ihtiyaç duyduğu gücün değişimi de yine aşağıda görülmektedir. Gücün sıfırın altında olduğu durumlar ise uçağın frenleme esnasında ortaya çıkardığı gücü ifade etmekte ve dilerse bu güç rejeneratif frenleme kapsamında batarya grubunu şarj etmede kullanılabilir. Yine benzer şekilde Tablo 5.1’de her periyot için ivmelenme ve sabit hızla ilerlerken ihtiyaç duyulan güç ve enerji miktarları belirtilmektedir.



Görsel 5.2. A 320 uçağın taksi çıkış hareketi için belirlenen taksi hızı ve bu hızlara ulaşabilmesi için ihtiyaç olan gücün zamana bağlı değişimi

Tablo 5.1. Önerilen şartlarda taksileme yapan Airbus A320-200'ün ihtiyaç duyduğu güç ve enerji

A320-200	P1	P2	P3	P4	Toplam
P_{maks} [kW]	170,15	229,00	271,36	191,66	
P_{sbt-hız} [kW]	87,80	105,47	109,82	109,31	
Enerji [MJ]	15,08	24,90	36,91	12,79	89,68
Süre [s]	178	242	355	125	900

Tasarımı yapılacak harici güç ünitesi yukarıda verilen güç ve enerji miktarlarını karşılayabilecek nitelikte olmalıdır. Uçağın yerde ivmelendiği kısımlarda ihtiyaç duyduğu gücün karşılanmasında li-ion batarya grubundan faydalanılacak, sabit hızla ilerlediği kısımlarda ise yakıt hücresi gerekli gücün karşılanmasında kullanılacaktır.

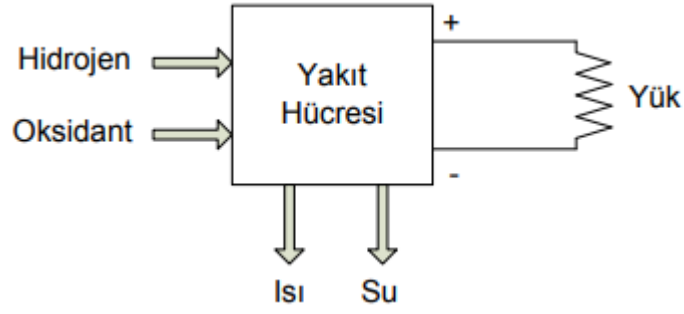
5.2. Harici Güç Ünitesine Ait Ana Ekipmanların Belirlenmesi

5.2.1. Yakıt hücresi

Temel kimyasal reaksiyonu ve elektrik üretimi sırasıyla Denklem 5.1. ve Görsel 5.3'te verilen yakıt hücresi (yakıt pili), yakıtın kimyasal enerjisini doğrudan DA elektrik enerjisine çeviren elektrokimyasal enerji çeviricileri olarak tanımlanmaktadır [132].



Burada ortaya çıkan ürün yalnızca su ve enerjidir. Özellikle araçlar için yaygın olarak kullanılan yakıt hücreleri ~85 °C sıcaklık seviyelerinde çalıştıklarından hücre içerisinde oksitleyici olarak kullanılan havanın bileşenlerinin reaksiyonu sonucu azot oksit oluşmamaktadır. Bu sebeple yakıt hücresi bir araç sıfır emisyonlu olarak nitelendirilebilir [133].



Görsel 5.3. Yakıt hücresi ile elektrik üretimi

Çalışma sıcaklığına göre tüm yakıt pillerinde su bir reaksiyon ürünü olarak, sıvı veya buhar şeklinde açığa çıkmaktadır. Oksitleyici olarak oksijen kullanıldığı zaman su, hava kullanıldığı zaman azot ile su ve bileşimde karbon bulunan yakıtın kullanılması durumunda ise CO_2 açığa çıkmaktadır. Su yakıt pilini terk ederken yakıt pili kendi kendini soğutmaktadır, ancak çok yüksek sıcaklıklarda çalışan piller için bir soğutma sistemine ihtiyaç duyulmaktadır. Yakıt pilinin performansı, pilin sıcaklığı ve maddelerin kısmi basınçlarının artırılmasıyla gerçekleştirilir. Yakıt pilleri için elektrolit seçimi oldukça önemlidir. Yakıt pillerinde, fosforik asitli, ergimiş karbonatlı, katı oksitli ve proton geçiren zarlı (PEM) elektrolitler kullanılmaktadır [134-136].

5.2.1.1. Yakıt hücresi çeşitleri

Yakıt hücrelerinin birçok farklı çeşidi geliştirilmiştir ve kullanımdadır. Yakıt hücreleri genellikle kullanılan elektrolit tipi, transfer edilen iyon türü, çalışma sıcaklık aralığı ve kullanılan yakıtın cinsine göre sınıflandırılmaktadır. Günümüzde yaygın olarak sınıflandırma, hücrenin içinde kullanılan elektrolit malzemesinin cinsine göre yapılmaktadır. Bu sınıflandırmaya göre 6 çeşit yakıt hücresi bulunmaktadır. Bunlar;

- Fosforik Asit Yakıt Hücresi (PAFC)
- Katı Oksitli Yakıt Hücresi (SOFC)
- Erimiş Karbonat Yakıt Hücresi (MCFC)
- Alkali Yakıt Hücresi (AFC)
- Doğrudan Metanol Yakıt Hücresi (DMFC)
- Polimer Elektrolit Membranlı Yakıt Hücresi (PEMFC)

Tablo 5.2’de yukarıda verilen farklı tip yakıt hücrelerine ait özellikler verilmektedir.

Tablo 5.2. Farklı tiplerdeki yakıt hücrelerine ait özellikler [133, 137]

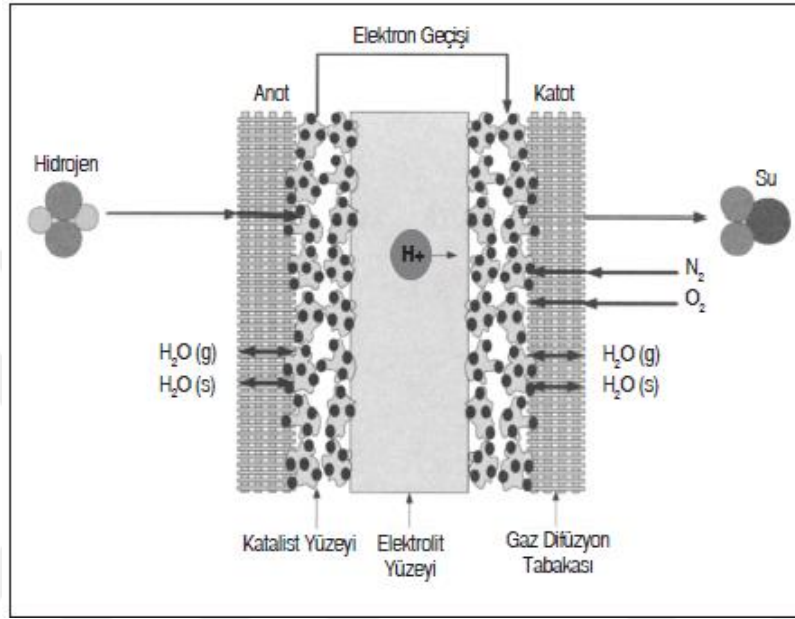
	PAFC	SOFC	MCFC	AFC	DMFC	PEMFC
Elektrolit	Fosforik Asit Çözeltisi	Erimiş Alkali Metal Karışımı	Lityum ya da Potasyum Karbonat	Potasyum Hidroksit	Katı Polimer	Katı Polimer (Nafion)
Güç Yoğunluğu	120-180 W/kg	15-20 W/kg	30-40 W/kg	35-105 W/kg	350-400 W/kg	350-1500 W/kg
Çalışma Sıcaklığı	~220 °C	500-1000 °C	~650 °C	50-200 °C	20-90 °C	30-100 °C
Elektriksel Verim	%55	%60-65	%65	%60-70	%20-30	%40-60
Yakıt/ Oksitleyici	Doğalgaz, H ₂ biyogaz / O ₂ , hava	Doğalgaz, H ₂ biyogaz, kömür gazı / O ₂ , hava	Doğalgaz, H ₂ biyogaz, kömür gazı / O ₂ , hava	H ₂ / O ₂	CH ₃ OH / O ₂ , hava	H ₂ / O ₂ , hava
Mobil İyon	H ⁺	O ²⁻	CO ₃ ²⁻	OH ⁻	H ⁺	H ⁺
Uygulama Alanı	200 kW kojen. sistemler	2 kW ile MW mertebesinde kojenerasyon sistemler	Orta ve büyük ölçekli kojen. sistemler	Uzay Araçları	Düşük güçlü taşınabilir elektronik sistemler	Ulaşım araçları ve düşük güçte kojen. sistemler

Diğer yakıt hücrelerine kıyasla daha fazla güç konsantrasyonuna sahip olması, hızlı tepki süresi ve kompakt yapısından dolayı havaalanlarında uçakların taksi hareketi için önerilen harici yakıt hücreli hibrit güç ünitesinde PEMFC kullanılacaktır.

5.2.1.2. PEM yakıt hücresi temel çalışma prensibi

PEM Yakıt hücresi, kullanılan yakıttan aldığı kimyasal enerjiyi direk olarak elektrokimyasal proseslerle doğru akım (DA) elektrik enerjisine çevirir. Görsel 5.4’te görüldüğü gibi yakıt ve oksijen, sürekli olarak reaksiyonun gerçekleştiği yakıt hücresinin iki ayrı elektrotuna gönderilmektedir. Elektrotlar arasında bulunan elektrolitte ise yakıt (hidrojen) beslemesinin yapıldığı anottan oksijenin bulunduğu katoda doğru bir iyon geçişi gerçekleşmektedir [138].

Hidrojen gazı anot üzerinden geçerken hava da katot üzerinden geçmektedir. Elektrolit ise pozitif iyonların geçmesine izin veren ve elektronların geçmesini engelleyen özellikte olmalıdır [138]. Anotta ve katotta oluşan reaksiyon sırasıyla Denklem 5.2. ve Denklem 5.3.'te verilmektedir.



Görsel 5.4. Yakıt hücresi temel prensibi [139]



Elektronlar, yüke doğru akarken hidrojen protonları da elektrolite doğru akmaktadır. Hidrojen protonları ile elektronların katotta oksijen akışı ile birleşmesiyle su oluşurken, atık ısı ve elektrik enerjisi açığa çıkmaktadır. Yakıt hücresindeki reaksiyonlar ile elde edilen gerilim, açığa çıkan enerji ve reaksiyon sonucu katoda geçen elektron sayısı ile ilgilidir. Yakıt hücresinde gerçekleşen reaksiyon sonucu oluşan enerji, Gibbs Serbest Enerjisi'ndeki değişimle ifade edilmektedir. Serbest enerji değişimi (G_0), sabit sıcaklık ve basınçtaki reaksiyon için maksimum elektrik işinin (W_{elk}) ölçüsüdür [140].

$$W_{elk} = G_0 \quad (5.4)$$

Bu bağıntı basınç ve sıcaklığın sabit olduğu durumlar için geçerli olmakla beraber entalpi (H) ve entropi (S) değişimine bağlı olarak farklı sıcaklıklar (T) için serbest enerji değişimi ise aşağıdaki gibidir.

$$G_0 = \Delta H - T \cdot \Delta S \quad (5.5)$$

Yakıt hücresinde eğer bir mol yakıt (H_2) reaksiyona girerse dışarıdaki devreden iki mol elektron akacaktır. Aynı zamanda aşağıda verilen temel enerji denkleminde göre, enerji, şarj (F) ile gerilimin (V) çarpımına eşittir. Faraday sabiti (F) bir mol elektronun şarj durumunu ifade etmektedir. Bu durumda, yakıt hücresinde eğer bir mol hidrojen %100 verim ile kullanılırsa;

$$Enerji = 2F \cdot V_{\%100} = \Delta H \quad (5.6)$$

Faraday sabiti için standart değer olan 96485 Coulomb ve ΔH (entalpi) için alt ısı değer (LHV) kullanıldığında %100 verimli tek bir yakıt hücresinde 1,25 V gerilim ortaya çıkmaktadır [133].

Ancak yakıt hücreleri %100 verimle çalışmamaktadır ve dolayısıyla çalışan bir yakıt hücresinin gerçek gerilim değeri (V_c) üst değer olan 1,25 V'den daha düşük olacaktır ve gerilim kayıpları nedeniyle yakıt hücrelerinden 0,65-0,70 V arası gerilim elde edilebilmektedir. Denklem 5.7.'den de anlaşılacağı gibi bu gerilim seviyesi yakıt hücresinin yaklaşık olarak %50 verim ile çalıştığını ortaya koymaktadır.

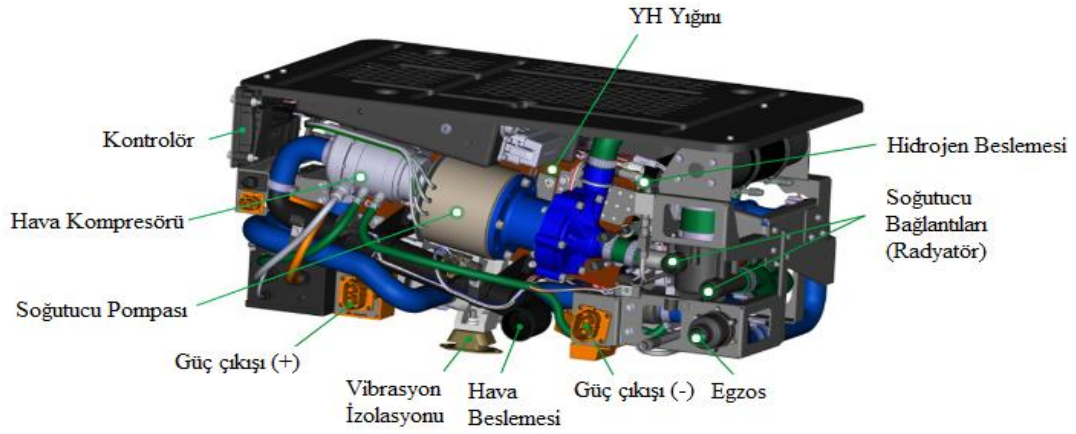
$$Verim = \frac{V_c}{V_{\%100}} = \frac{V_c}{1,25} \quad (5.7)$$

Pek çok uygulamada bu değerden (0,7 V) daha yüksek gerilim değerlerine ihtiyaç duyulur (örneğin ticari bir elektrik motoru 200-300 V'a ihtiyaç duyar). Gerekli olan bu gerilim değeri yakıt pillerinin birbirine seri olarak bağlanması ile elde edilebilir ve ortaya çıkan bu sisteme “yığın” adı verilir. Büyük güç gerektiren uygulamalar için çok sayıda yığın seri ya da paralel bağlanabilir [141].

5.2.1.3. Bazı büyük güçlü ticari PEMFC'lerin teknik özellikleri

Nuvera E-60-HD

Nuvera firmasına ait E-60-HD model yakıt hücresi motoru ve teknik özellikleri sırasıyla Görsel 5.5 ve Tablo 5.3'te verilmektedir.



Görsel 5.5. Nuvera E-60-HD [142]

Tablo 5.3. Nuvera E-60-HD yakıt hücresi motora ait teknik özellikler [142]

Parametre	Özellik
Toplam Çıkış Gücü	67 kW
Net Çıkış Gücü	59 kW
İşletme Gerilimi	180-270 V DA
Maksimum İşletme Akımı	375 A
Boyutlar (B x E x Y)	1000 x 600 x 500 mm
Ağırlık	190 kg
Ortam Çalışma Sıcaklığı	-30 °C, +45 °C
Soğutucu	Deiyonize su veya glikol karışımı
Oksidant	Hava
Yakıt Kalitesi	SAE J2719 ISO 14687/2
Hava Besleme Basıncı	0,70-1,05 bar
Yakıt Besleme Basıncı	12,5-15 bar
Egzos	Sıfır Emisyon (PM, NO _x , SO _x , CO veya CO ₂ yok)

Horizon VL II 100M yakıt hücresi sistemi

Horizon firmasına ait VL II 100M model yakıt hücresi motoru ve teknik özellikleri sırasıyla Görsel 5.6 ve Tablo 5.4'te verilmektedir.



Görsel 5.6. *Horizon VL 100 kW PEMFC [143]*

Tablo 5.4. *Horizon VL II 100M yakıt hücresi motora ait teknik özellikler [144]*

Parametre	Özellik
Sistem Nominal Çıkış Gücü	100 kW
Yığının Nominal Gücü	120 kW
Hücre Sayısı	500
Ortam Çalışma Sıcaklığı ve Nemi	-30 °C, +45 °C / %0-95
Koruma Sınıfı	IP 67
Gürültü	≤ 78 db
Çıkış Gerilimi/Akımı	400 A @ 300 V
Boyutlar (Hava kompresörü hariç)	1130 x 790 x 990 mm
Ağırlık	237,6 kg
Spesifik Güç (Radyatör hariç)	420 W/kg
Yığın Çalışma Sıcaklığı	70-85 °C
H ₂ Tüketimi (nominal güçte ortalama değer)	≤ 0,73 m ³ / kW·h
Verim (nominal güçte)	≥ %47,8
H ₂ Giriş Basıncı	1,2 Mpag

Ballard HD100 yakıt hücresi sistemi

Ballard firmasına ait HD100 model yakıt hücresi ve teknik özellikleri sırasıyla Görsel 5.7 ve Tablo 5.5'te verilmektedir.



Görsel 5.7. Ballard HD100 PEMFC [145]

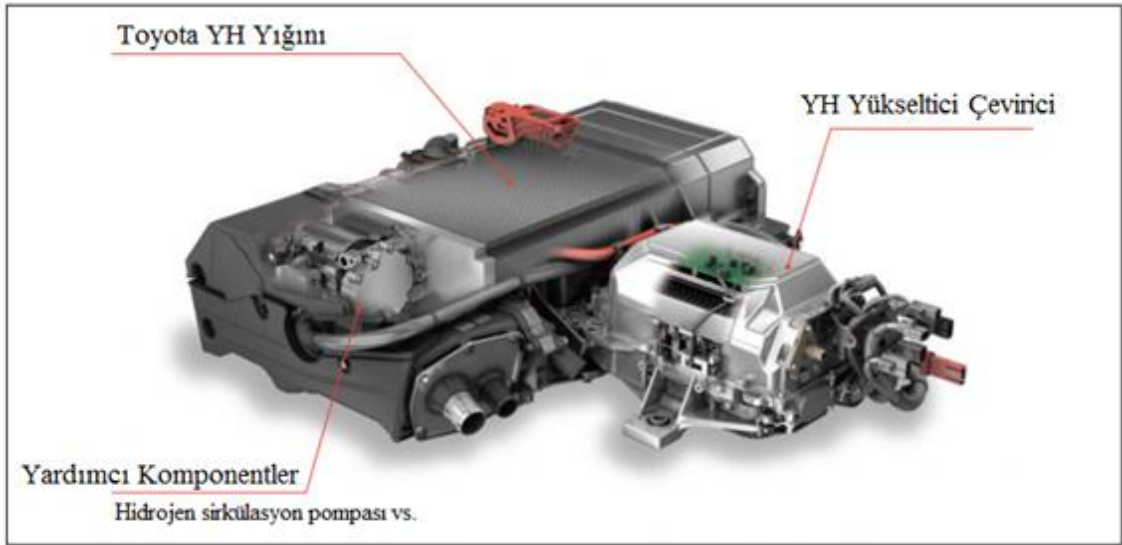
Tablo 5.5. Ballard HD100 yakıt hücresine ait teknik özellikler [145]

Parametre	Özellik
Net Güç	100 kW
Çalışma Gerilim Aralığı	400-580 V
Nominal Net Akım	288A
Boşta Çalışma Gücü	6 kW
Boyutlar (B x E x Y)	1200 x 869 x 506 mm
Ağırlık	285 kg
Soğutucu Alt Sistemi Boyutları	737 x 529 x 379 mm
Soğutucu Alt Sistemi Ağırlığı	44 kg
Hava Alt Sistemi Boyutları	676 x 418 x 352 mm
Hava Alt Sistemi Ağırlığı	61 kg
H ₂ Besleme Basıncı	8 barg nominal
Oksidant	Hava
Soğutucu	50/50 saf etilen glikol ve deiyonize su WEG 60 – 70 °C
Koruma Sınıfı	IP 55
Egzos	Sıfır Emisyon (PM, NO _x , SO _x , CO veya CO ₂ yok)

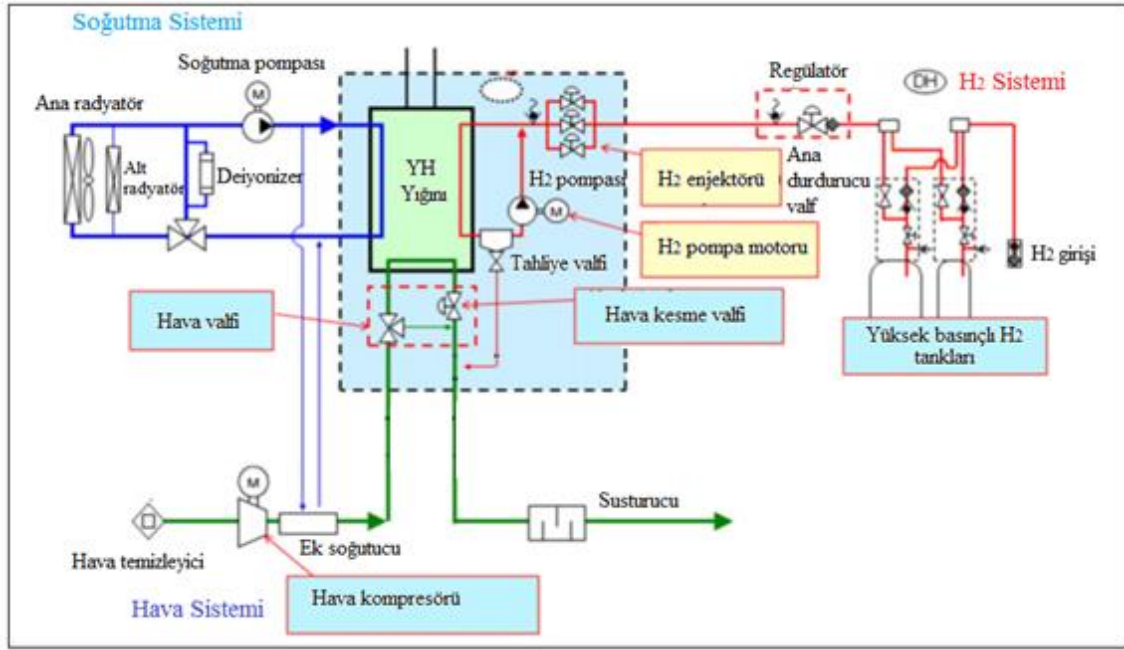
Toyota Mirai yakıt hücresi sistemi

114 kW maksimum güç elde eden bu yakıt hücresinde elektrik üretim verimliliği 3 boyutlu ince örgü akış kanalları kullanılarak artırılmıştır. Toyota'ya göre dünyada bir ilk olan bu kanallar ince bir üç boyutlu kafes yapısında düzenlenmiş ve bu sistemle havanın (oksijen) dağılımı artırılarak hücre yüzeylerinde muntazam bir şekilde elektrik üretimine imkân sağlanmaktadır. Bu durum, 3,1 kW / litre gibi bir güç yoğunluğu ve 2 kW / kg gibi bir spesifik güç ile birlikte yığının kompakt olmasını ve daha yüksek seviyede performansla çalışmasını sağlamaktadır. Ayrıca, yakıt hücresi elektrolit membranları üzerindeki su miktarı, elektrik üretim verimliliği üzerinde önemli bir etkiye sahiptir ve bu sistemde su miktarının kontrolü, elektrik üretilirken oluşan suyun sirkülasyonu için bir iç sirkülasyon sistemi kullanılarak gerçekleştirilmektedir, dolayısıyla harici bir nemlendirici kullanılmamıştır. Büyük ölçüde küçültülmüş yığın, otomobilde ön sürücü ve yolcu koltuklarının altına sığabilmektedir [146].

Görsel 5.8 ve 5.9'da sırasıyla genel görünüşü ve konfigürasyonu verilen Toyota Mirai YH motora ait teknik özellikler Tablo 5.6'da verilmektedir.



Görsel 5.8. Mirai YH ve yükseltici dönüştürücü [147]



Görsel 5.9. Mirai YH konfigürasyonu [148]

Tablo 5.6. Toyota Mirai PEM yakıt hücresine ait teknik özellikler [146, 149, 150]

Parametre	Özellik
Güç	114 kW
Güç Yoğunluğu	3,1 kW / L
Spesifik Güç	2 kW / kg
Hücre Sayısı	370
Hücre Kalınlığı	1,34 mm
Hücre Ağırlığı	102 g
Yığın Çıkış Gerilimi	240 V
Boyutlar (Tahmini)(B x E x Y)	500 x 350 x 210 mm
Ağırlık	57 kg
Oksidant	Hava

Belirtilen yakıt hücresinin gücü, önceki bölümde belirlenen ve Tablo 5.1’de gösterilen uçağın yerde sabit hızla gitmesi için ihtiyaç olan güç taleplerini karşılamaktadır. Ek olarak, spesifik gücü, boyutları gibi özellikler göz önünde bulundurularak, taksi hareketi için gerekli gücü temin edecek yakıt hücreli hibrit harici

güç ünitesinin tasarımında Toyota firmasına ait Mirai isimli yakıt hücresine hibrit modelinde kullandığı yakıt hücresinin kullanılması uygun görülmüştür.

Harici güç ünitesinin havaalanında karışıklık yaratmaması bakımından yer üzerinde seri bir şekilde ve mümkün olduğunca yer işgal etmeden vazifesini tamamlaması gerekmektedir. Bu nedenle güç ünitesini oluşturan ekipmanların ihtiyaç olan gücü sağlayabilmesinin yanı sıra boyutları da önem teşkil etmektedir ve sistem mümkün olduğunca kompakt olmalıdır.

5.2.2. Batarya paketi

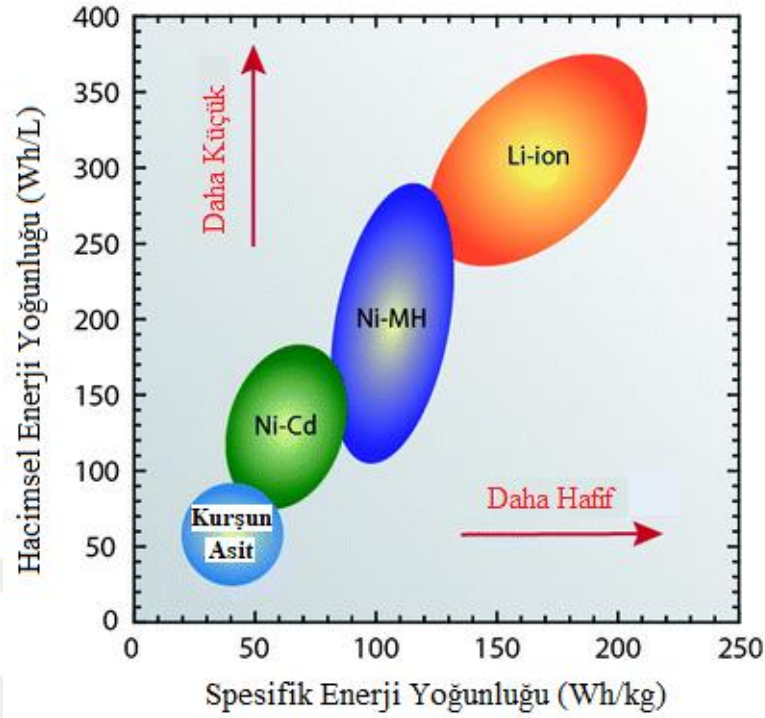
Piller kimyasal enerjiyi depolayarak, elektrik enerjisine dönüştürebilen yapılardır. Temelde primer ve sekonder tip olmak üzere iki kısma ayrılırlar. Primer piller şarj edilemez nitelikte, tek kullanımlık piller iken, sekonder piller ise defalarca şarj edilerek, şarj-deşarj döngüsü sağlayabilmektedir [151]. Önerilen sistemde kullanılacak piller şarj-deşarj döngüsü içerisinde kullanılacak tipte olmalıdır. Bu pillerden bazıları aşağıdaki gibidir.

- Kurşun-Asit Piller
- Nikel-Kadmiyum Piller (Ni-Cd)
- Nikel-Metal Hidrid Piller (Ni-MH)
- Lityum-iyon Piller (Li-ion)

Tablo 5.7. Farklı tipteki pillerin karşılaştırılması [152, 153]

Tip	Enerji Yoğunluğu [Wh/kg]	Enerji Verimi [%]	Güç Yoğunluğu [W/kg]	Çevrim Ömrü [Çevrim]	Kendiliğinden Deşarj [%/Ay]	Hafıza Etkisi	Nominal Gerilim [V]
Kurşun-Asit	30-40	70-90	180	200-2000	3-4	Yok	2
Ni-Cd	40-60	60-90	140-180	500-2000	10-15	Var	1,2
Ni-MH	30-80	70	250-1000	500-1000	30	Var	1,2
Li-ion	100-250	75-90	1800	500-2000	5-10	Yok	3,6

Tablo 5.7’de ve Görsel 5.10’da görüldüğü üzere lityum-iyon pillerin önerilen sistemin tasarımında kullanılmasında avantajları göz önüne alınarak daha uygun olduğu görülmektedir.



Görsel 5.10. Farklı pillerin gravimetrik ve hacimsel enerji yoğunlukları [154]

5.2.2.1. Lityum-iyon batarya paketi için gerekli hesaplamalar

İhtiyaç duyulan enerji

Harici güç ünitesinde uçağın ivmelenmesinde gerekli enerjinin temin edilmesinde kullanılacak olan batarya paketinin hesaplanmasında öncelikle belirtilen durumda ihtiyaç olan toplam enerjinin belirlenmesi gereklidir. Tablo 5.1’de periyotlarda ve toplamda ihtiyaç duyulan enerji verilmişti. Burada batarya paketinin sahip olması gereken enerji miktarını belirlemek için ilgili periyotlarda uçağın ivmelenmesi esnasında ihtiyaç duyduğu enerji, periyota ait toplam enerjinin sabit hızla gitmek için ihtiyaç duyduğu enerjiden çıkarılması ile aşağıdaki denklemler yardımıyla hesaplanacaktır. Daha sonra ilgili periyotlardaki bu değerler toplanarak belirlenen şartlarda A320-200 tipi bir uçağın taksi çıkış hareketini yaparken ivmelendiği durumlarda ihtiyaç duyduğu toplam enerji hesaplanacaktır. Ortaya çıkan değere göre batarya paketinin tasarımı yapılacaktır.

$$E_{ivme_n} = E_n - (P_{sbt_hız_n} \cdot t_{sbt_hız_n}) \quad (5.8)$$

Burada, E_{ivme_n} ilgili periyottaki ivmelenme için gerekli enerjiyi, E_n ilgili periyottaki toplam enerjiyi $P_{sbt_hız_n}$ ve $t_{sbt_hız_n}$ ise sırasıyla ilgili periyottaki sabit hızla

ilerlerken ihtiyaç duyulan gücü ve geçen süreyi göstermektedir. İlgili periyotta sabit hızla ilerlerken geçen süre ise o periyota ait toplam süreden ivmelenme için geçen sürenin çıkarılması ile bulunabilir.

$$t_{sbt_hız_n} = t_n - \left[\left(\frac{v_n}{a_n} \right) + \left(\frac{v_n}{a_{f_n}} \right) \right] \quad (5.9)$$

Burada, t_n ilgili periyotta geçen süreyi, v_n ilgili periyottaki maksimum hızı, a_n o periyottaki ivmeyi, a_{f_n} ise frenleme esnasındaki ivmeyi göstermektedir. İvmelenme sırasında ihtiyaç duyulan toplam enerji ise Denklem 5.10. ile bulunabilir.

$$\sum_{n=1}^4 E_{ivme_n} \quad (5.10)$$

Tablo 4.1 ve 5.1'deki bilgilerin yardımıyla ve gerekli dönüşümler yapılarak ivmelenme için gerekli toplam enerji, 3,39 kWsa olarak hesaplanmıştır. Ancak, bataryadan tekere kadar olan kayıpları ve yakıt hücresinin devreye geç girebileceği gibi acil durumları gözeterek bataryanın sahip olması gereken enerji, hesaplanan değerin iki katı alınacaktır, dolayısıyla batarya paketinin tasarımında gerekli enerji olarak 6,78 kWsa değeri göz önünde bulundurulacaktır.

Batarya paketinin oluşturulması

Batarya paketi oluşturulurken istenilen gerilim ve kapasitenin elde edilmesi için piller seri ve paralel şekilde bağlanarak bir konfigürasyon oluşturulur. Görsel 5.11'de elektrikli araçlarda kullanılan farklı tiplerde pil hücreleri görülmektedir.



Görsel 5.11. Farklı tiplerde lityum iyon pil hücreleri [155]

İhtiyaç duyulan terminal geriliminin elde edilmesi için seçilen pil hücrelerinin seri olarak bağlanması gerekmektedir. İstenilen kapasiteye ulaşmak için ise oluşturulan seri gruplar birbirine paralel olarak bağlanır.

Seri bağlı grupta bulunan batarya hücrelerinin sayısı (N_s), nominal batarya paketi geriliminin (U_{bp}) pil hücresinin gerilimine (U_{ph}) bölünmesi ile elde edilir. Çıkan sonuç tam sayı olmalıdır ve dolayısıyla küsuratlı sonuç yukarıya yuvarlanır.

$$N_s = \frac{U_{bp}}{U_{ph}} \quad (5.11)$$

Seri bağlı dizinin sahip olduğu enerji (E_s), dizide bulunan pil hücrelerin sayısının, pil hücresinin sahip olduğu enerji miktarı (E_{ph}) ile çarpılması ile bulunur.

$$E_s = N_s \cdot E_{ph} \quad (5.12)$$

Batarya paketindeki seri bağlı dizinin (N_{sb}) adedini hesaplamak için batarya paketinin sahip olduğu enerji miktarı (E_{bp}) seri bağlı dizinin sahip olduğu enerji (E_s) miktarına bölünür. Benzer şekilde çıkan sonuç tam sayı olmalıdır dolayısıyla küsuratlı sonuç yukarıya yuvarlanır.

$$N_{sb} = \frac{E_{bp}}{E_s} \quad (5.13)$$

Batarya paketinin kapasitesi (C_{bp}) seri bağlı dizi sayısı (N_{sb}) ile pil hücresinin sahip olduğu kapasitenin (C_{ph}) çarpılması ile hesaplanır.

$$C_{bp} = N_{sb} \cdot C_{ph} \quad (5.14)$$

Batarya paketinde bulunan toplam pil hücre sayısı (N_{ph}) aşağıdaki gibi bulunur.

$$N_{ph} = N_{sb} \cdot N_s \quad (5.15)$$

Batarya paketinin kütlesi (m_{bp}) ve hacmi (V_{bp}) ise sırasıyla aşağıdaki denklemler yardımıyla hesaplanır.

$$m_{bp} = N_{ph} \cdot m_{ph} \quad (5.16)$$

$$V_{bp} = N_{ph} \cdot V_{ph} \quad (5.17)$$

Önerilen sistemde kullanılacak batarya paketinin ağırlık ve hacim bilgileri sistemin tasarımı için önemlidir. Yukarıda yapılan hesaplamalarda yalnızca piller göz önünde bulundurulmaktadır. Gerçekte ise elektronik devreler, soğutma devresi, pillerin muhafazası, kablolama gibi ağırlığı ve hacmi artıracak faktörler mevcuttur. Bu nedenle batarya paketinin ağırlığı ve hacmi ek donanımlar dikkate alınarak %30 fazla olarak seçilecektir. Ayrıca, yapılan hesaplamalar kese tipi piller için daha uygun olup silindirik pillerde hava boşlukları da hacim hesaplamasında dikkate alınmalıdır.

Bir diğer önemli husus ise pilin şarj/deşarj kapasitesini belirten C_{rate} değeridir. Bu değer batarya paketinin sağlayacağı pik akımın (I_p), dolayısıyla üreteceği pik gücün (P_p) hesaplanmasında önemlidir. Sürekli ve pik olarak üretici firmalar tarafından teknik özelliklerini belirtir dokümanlarda verilmektedir. Aşağıda Tablo 5.8’de bazı firmalara ait lityum iyon pillere ait teknik özellikler verilmektedir.

Tablo 5.8. Bazı firmalara ait lityum iyon pillere ait özellikler [156, 157]

	Panasonic	A123- Systems	Molicel	Toshiba	Grepow	Kokam
Tip	Silindirik	Silindirik	Silindirik	Kese tipi	Kese tipi	Kese tipi
Model	NCR18650 B	ANR26650m1-B	ICR-18650K	20Ah	GRP814 5150	SLPB75 70270
Çap [m]	0,0185	0,0260	0,0186	-	-	-
Yükseklik [m]	0,0653	0,0650	0,0652	0,103	0,150	0,272
Genişlik [m]	-	-	-	0,115	0,045	0,082
Kalınlık [m]	-	-	-	0,022	0,0078	0,0077
Ağırlık [kg]	0,0485	0,076	0,050	0,510	0,117	0,317
Kapasite [Ah]	3,2	2,5	2,6	20	5	15,6
Gerilim [V]	3,6	3,3	3,7	2,3	3,7	3,6
C-rate (sürekli)	1	10	1	1	40	2
C-rate (pik)	1	24	2	1	40	3

Yukarıda verilen pil hücreleri kullanılarak 400 V terminal gerilimi ve en az 6,78 kWh enerji sağlayacak şekilde konfigüre edildiğinde farklı pil paketlerinin performans değerleri Tablo 5.9’da verildiği gibidir.

Tablo 5.9. Batarya paketlerine ait performans değerleri

	Panasonic	A123- Systems	Molicel	Toshiba	Grepow	Kokam
Dizi Sayısı	6	7	7	1	4	2
Dizideki Hücre Sayısı	112	122	109	200	134	134
Toplam Hücre Sayısı	672	854	763	200	536	268
Enerji [kWh]	7,74	7,05	7,34	8,00	8,04	12,06
Kapasite [Ah]	19,20	17,50	18,20	20,00	20,00	30,00
Sürekli Akım [A]	19,20	175,00	18,20	20,00	800,00	60,00
Pik Akım [A]	19,20	420,00	36,40	20,00	800,00	90,00
Sürekli Güç [kW]	7,68	70,00	7,28	8,00	320,00	24,00
Pik Güç [kW]	7,68	168,00	14,56	8,00	320,00	36,00
Hacim [L]	11,80	29,47	13,52	52,12	28,22	46,03
Ağırlık [kg]	32,59	64,90	38,15	102,00	62,71	84,96

Yukarıda verilen tablo silindirik pillerin ağırlık ve hacim konusunda daha avantajlı olduklarını ancak kapasite ve deşarj bakımından kese tipi pillerin gerisinde kaldığı hakkında bilgi vermektedir. Kese tipi pil hücrelerinden oluşan batarya paketi, ağırlık ve hacim olarak dezavantajlı olsa da daha yüksek pik gücü sağlaması bakımından bu tasarımda öne çıkmaktadır.

Önerilen sistemin tasarımında yukarıda teknik özellikleri verilen pillerden Grepow firmasına ait GRP8145150 model kese tipi pil C-rate değerinin yüksek olması nedeniyle tercih edilmiştir. Üreticinin sağladığı C-rate değeri ile birlikte önerilen harici güç ünitesi, bir Airbus A320-200 uçağın taksi çıkış hareketini yapması için talep edilen en yüksek güç 271,36 kW (bkz. Tablo 5.1) değerini karşılamaktadır.

5.2.3. DA/DA-DA/AA dönüştürücüler

5.2.3.1. DA/DA dönüştürücüler

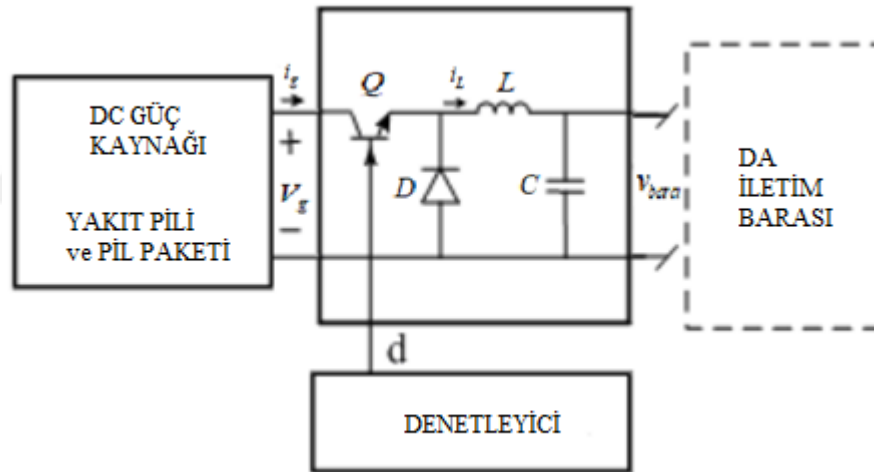
DA/DA dönüştürücüler önerilen sistemde yakıt hücresinden ve bataryadan gelen regüle edilmemiş DA (Doğru Akım) gerilimi kontrollü bir biçimde sabit DA gerilime dönüştürülmesi ve DA barasının batarya paketi ve yakıt hücresi tarafından beslenebilmesi için kullanılmaktadırlar.

Dönüştürücülerin genel çalışma prensibi, belirli bir periyot içerisinde yarı iletken anahtarlama elemanlarının kontrollü bir şekilde iletme ve kesime geçmesi sonucu giriş geriliminden farklı bir çıkış geriliminin elde edilmesi olarak açıklanabilir [158].

Literatürde alçaltıcı (buck) ve yükseltici (boost) olmak üzere 2 temel dönüştürücü topolojisinden söz edilmektedir.

Alçaltıcı (buck) DA/DA dönüştürücü

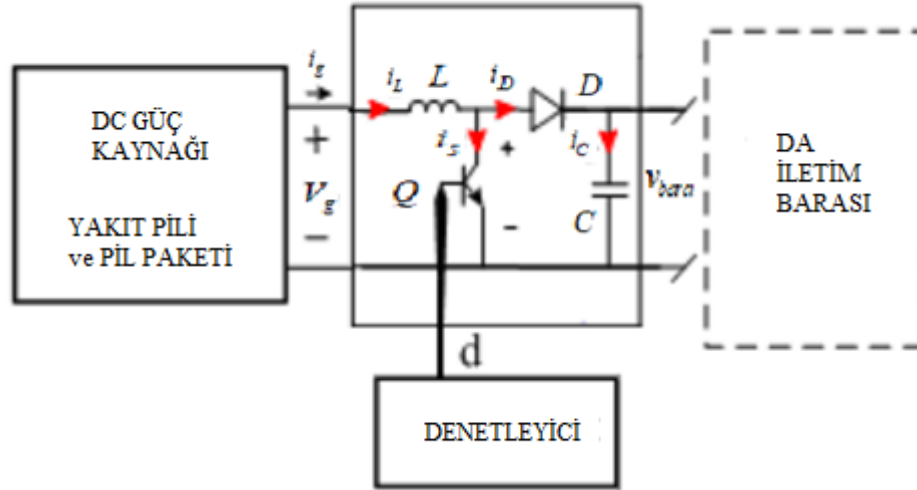
Belirli bir periyot içerisinde, yarı iletken anahtarın iletme ve kesime geçmesi ile ortalaması giriş geriliminden daha düşük sabit bir DA gerilim elde edilmektedir. Temel şeması Görsel 5.12’de verilen devrenin çıkışında bir L-C filtre bulunmaktadır. Burada endüktans yük akımındaki dalgalanmayı, kondansatör ise dönüştürücü çıkış gerilimindeki dalgalanmayı azaltmak için kullanılmaktadır.



Görsel 5.12. Hibrit elektrikli araçlarda kullanılan azaltan DA-DA dönüştürücü devre şeması [159]

Yükseltici (boost) DA/DA dönüştürücü

Yükseltici dönüştürücü kullanılarak ortalaması giriş geriliminden daha yüksek olan çıkış gerilimi elde edilmektedir. Bu sistemde, anahtar iletme geçtiğinde endüktans üzerinde enerji depolanmaya başlanır ve kesime geçtiğinde ise kaynak ve endüktans geriliminin toplamı, diyot üzerinden yükü besler. Anahtarın iletme geçtiği sürede yük, çıkış kondansatörü tarafından beslenmektedir. Görsel 5.13’te yükseltici DA-DA dönüştürücünün şematik resmi görülmektedir.



Görsel 5.13. Hibrit elektrikli araçlarda kullanılan yükselten DA-DA dönüştürücü devre şeması [159]

Dönüştürücülerin kontrolü

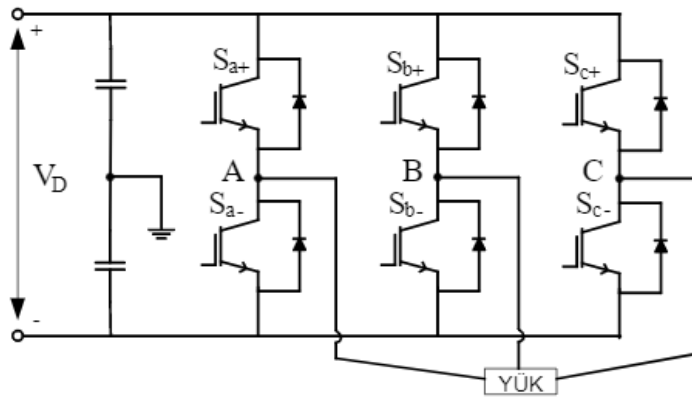
DA-DA dönüştürücülerde ortalama DA çıkış gerilimi, giriş gerilimindeki dalgalanmaya veya yükteki bir değişmeye rağmen istenilen bir değerde sabit tutulmalıdır. DA gerilimi bir seviyeden diğerine çevirmek için bir veya birden fazla yarı iletken anahtar içeren dönüştürücülerde ortalama DA çıkış gerilimi bu anahtarların iletim ve kesim sürelerinin değiştirilmesiyle kontrol edilir. Bunun için en yaygın kontrol yöntemi, sabit bir anahtarlama frekansında, anahtarın iletim süresinin ayarlanması işlemidir. PWM (Darbe genlik modülasyonu) adı verilen bu yöntemde, anahtarın iletim süresinin anahtarlama periyoduna oranı değiştirilir [160].

Batarya paketinin oluşturulmasında bahsedildiği gibi pil hücrelerinin seri olarak bağlanması ile istenilen DA gerilim elde edilebilir. Bu durumda akü grubu için DA-DA dönüştürücü kullanmaya gerek olmayabilir, ancak yakıt pili sistemlerinin çıkış gerilimi genellikle bu seviyenin altında olduğundan, yakıt pilleri DA barasına güç yönetim sistemi adı da verilen DA-DA dönüştürücü aracılığı ile bağlanırlar. Önerilen sistemde yükün çektiği akıma bağlı olarak zamanla ürettikleri gerilim değişiklik göstereceğinden hem batarya paketi hem de yakıt hücresi çıkışları DA/DA dönüştürücü ile DA barasını besleyeceklerdir.

Burada batarya paketi çıkışında kullanılan DA-DA dönüştürücü, standart dönüştürücülerden farklı olarak, çift yönlü güç akışını sağlamalıdır. Sistem boşa iken yakıt pili tarafından batarya paketi şarj edilebilmelidir.

5.2.3.2. DA/AA dönüştürücü

DA/AA dönüştürücüler, doğru gerilim üretilen bir kaynaktan, arzu edilen genlik ve frekansa sahip, simetrik bir alternatif gerilim üretmek amacıyla kullanılan güç elektroniği elemanlarıdır. Elektrikli taşıt tahrik sistemlerinde, 3 fazlı gerilim beslemeli PWM dönüştürücüler asenkron ve sürekli mıknatıslı senkron motor kontrollerinde kullanılmaktadır. Günümüzde anahtarlama elemanı olarak çoğunlukla IGBT'ler tercih edilmektedir.



Görsel 5.14. Gerilim kaynaklı 3 fazlı dönüştürücü devresi [161]

Her faz için iki adet IGBT anahtarın (S_{a+} , S_{a-} , S_{b+} , S_{b-} , S_{c+} , S_{c-}) kullanıldığı Görsel 5.14'te gösterilen dönüştürücü devresinde çıkış geriliminin genliğinin ve frekansının ayarlanabilmesi için darbe genlik modülasyon (PWM) adı verilen çeşitli teknikler geliştirilmiştir [162]. Geliştirilen her bir PWM tekniği ile anahtarlama kayıplarının azaltılması, lineer modülasyon aralığının genişletilmesi ve özellikle dönüştürücü çıkışında elde edilen gerilim ve akım dalga şekillerinde bulunan harmoniklerin azaltılması ve temel harmonik bileşenin genlik frekansının denetimi amaçlanmaktadır [163].

DA/AA dönüştürücülerden bu dönüştürme sırasında beklenen en önemli özellik çıkışlarına istenilen gerilim ve çalışma frekansına ulaşılması ve elde edilen gerilim/akım bozulmalarının düşük seviyede olmasıdır. Önerilen sistemde batarya paketi ve yakıt hücresinin beslediği DA barasından alınan gerilim, DA/AA dönüştürücü ile uçak tekerlekleri üzerinde bulunan elektrik motorlarını enerjilendirmek için uygun şartlarda 3 faz AA çıkış gerilimi üretecektir.

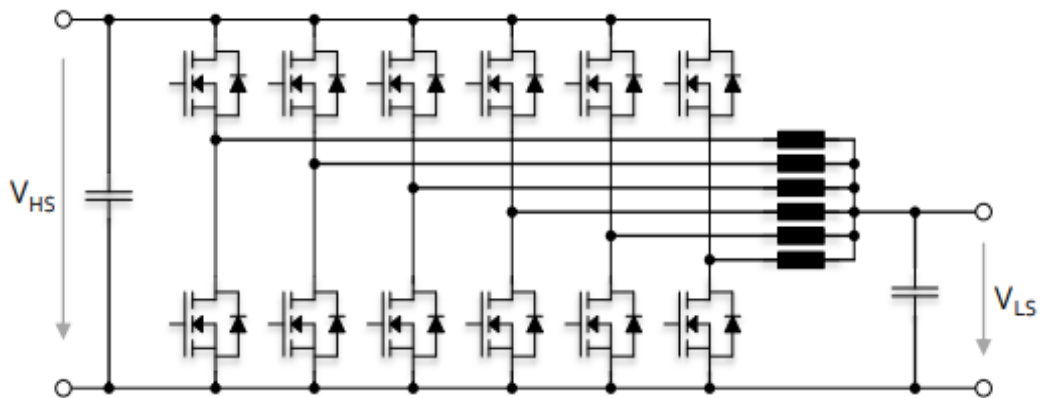
5.2.3.3. Önerilen sisteme uygun güç elektroniği ekipmanı

Fraunhofer DA/DA dönüştürücü

Fraunhofer firması tarafından üretilen silisyum karbür (SiC) 6 fazlı yarım dalga dönüştürücü elektrik güç aktarım sistemleri için uygun olup Görsel 5.16’da verilen topolojisinin yardımıyla dönüştürücü öncesi batarya paketi veya yakıt hücresi geriliminin regüle edilmesinde kullanılmaktadır. Ayrıca çift yönlü (bidirectional) bir DA/DA dönüştürücüdür. Görsel 5.15’te görülen DA/DA dönüştürücü çeşitli gerilim seviyelerinde 360 kW’a kadar güç çıkışı imkanı sağlamaktadır [164]. Teknik özellikleri Tablo 5.10’da verilmektedir.



Görsel 5.15. Fraunhofer SiC çift yönlü DA/DA dönüştürücü [164]



Görsel 5.16. Fraunhofer SiC çift yönlü 6 fazlı DA/DA dönüştürücünün topolojisi [164]

Tablo 5.10. *Fraunhofer SiC çift yönlü DA/DA dönüştürücü teknik özellikleri [164]*

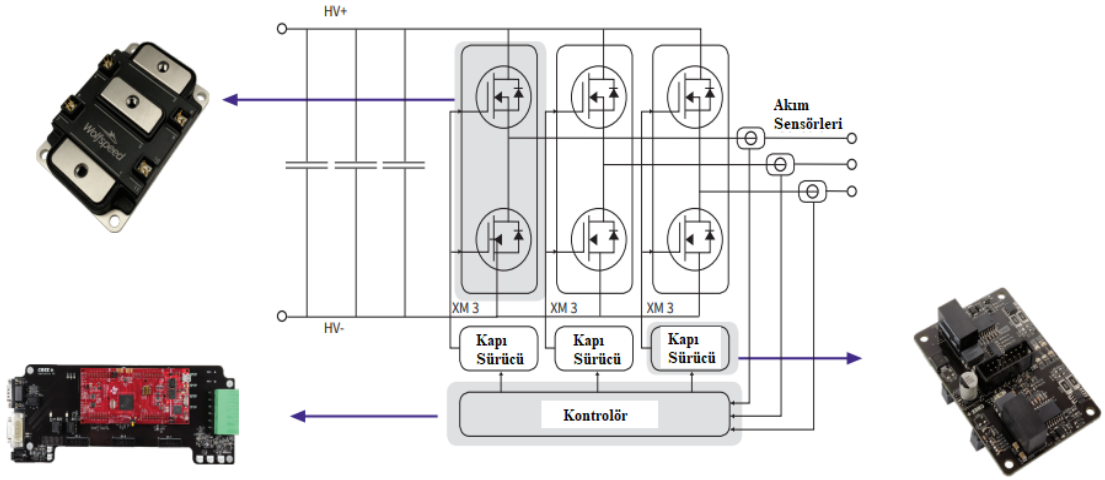
Parametre	Değer
Yüksek Taraf Gerilim Aralığı V_{HS}	20 - 850 V
Alçak Taraf Gerilim Aralığı V_{LS}	10 - V_{HS}
Alçak Taraf Akım Tepe Noktası	600 A (5 dakika)
Alçak Taraf Akım	400 A
Maksimum Çıkış Gücü	360 kW (600 V giriş geriliminde)
Soğutucu Sıcaklığı	-25 – 85 °C
Anahtarlama Frekansı	100 kHz
Boyutlar	~ 40 cm x 25 cm x 5 cm (~ 5 dm ³)
Ağırlık	~ 12 kg
Güç Yoğunluğu	> 50 kW/dm ³
Verim	% 98- 99
İzolasyon Gerilimi	2,4 kV

Wolfspeed CRD300DA12E-XM3 DA/AA dönüştürücü

Motor ve çekiş sistemlerinin sürücü uygulamalarında kullanılan 300 kW güç ile 3 faz AA gerilim çıkışı sağlayan dönüştürücüde anahtarlama elemanı olarak SiC tabanlı MOSFET kullanılmaktadır. Sırasıyla Görsel 5.17 ve 5.18’de görünüşü ve topolojisi verilen dönüştürücüye ait teknik özellikleri Tablo 5.11’de verilmektedir.



Görsel 5.17. *Wolfspeed DA/AA dönüştürücü [165]*



Görsel 5.18. *Wolfspeed 300 kW 3fazlı DA/AA dönüştürücü topolojisi [165]*

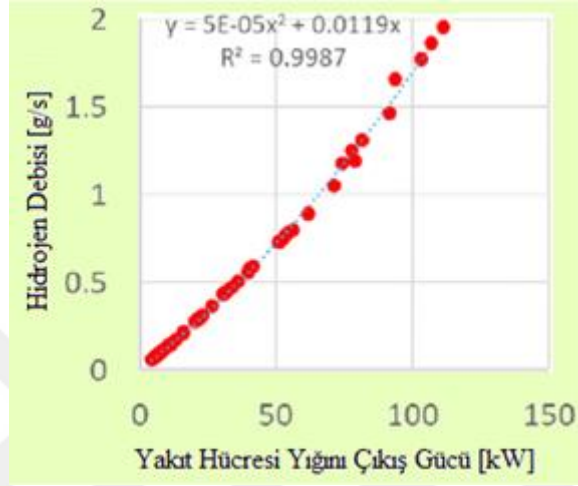
Tablo 5.11. *Wolfspeed CRD300DA12E-XM3 300 kW 3fazlı DA/AA dönüştürücü teknik özellikleri [165]*

Parametre	Değer
Modül	XM3
Uygulama Alanı	Motor Sürücü
Çıkış Gücü	300 kW
Giriş Gerilimi	800 V _{DA}
Hat Akımı	360 A (AA,RMS)
Endüktansı	5,3 nH
Güç Yoğunluğu	32 kW/L
Verim	> %98
Boyutlar	28 cm x 29 cm x 11,5 cm
Ağırlık	6,2 kg

5.2.4. Hidrojen tankı

Önerilen sistemde Toyota Mirai otomobilde kullanılan yakıt hücresi uçak yerde sabit hızla ilerlerken ve diğer zamanlarda da batarya paketinin şarj edilmesi işlemleri için neredeyse sürekli olarak tüm geçte kullanılacaktır. Aşağıda görsel 5.19'a ilgili yakıt hücresi yığınının, hidrojen tüketim değeri verilmektedir. Görselde verilen denklem dikkate alınarak 100 kW güç için saniyede 1,69 gram hidrojen tüketimi olduğu

hesaplanmaktadır. 900 saniye süren taksi çıkış hareketinde yakıt hücresi sürekli yaklaşık 100 kW güç çıkışı ile çalıştığında 1,5 kg civarında hidrojen tüketmektedir. Önerilen sistemi en az 3 taksi çıkış çevriminde kullanmak istersek 5 kg'lık yakıt hücresi tankı yeterli olacaktır.



Görsel 5.19. Mirai yakıt hücresi hidrojen tüketimi [149]



Görsel 5.20. Faurecia 700 bar hidrojen tankı [166]

Faurecia firması tarafından Haziran 2019 yılında duyurusu yapılan [166] ve Görsel 5.20'de görülen hidrojen tankı önerilen sistemde kullanmak için uygundur ancak Tablo 5.12'de teknik özelliklerinde de görüldüğü gibi 2,75 kg hidrojen kapasitesine sahiptir. Bu nedenle 2 adet tank kullanılmalıdır.

Tablo 5.12. Faurecia 700 bar hidrojen tankı teknik özellikleri [166]

Parametre	Değer
Basınç	700 bar
Hidrojen Kapasitesi	2,75 kg
Uzunluk	1100 mm
Çap	350 mm
Hacim	69 L
Ağırlık	37,5 kg
Verim (brüt)	>7 (% wt)
Ömür	20 yıl, 5000 dolum

Toyota Mirai yakıt hücreli otomobilde benzer şekilde 700 bar basınçlı toplam 5,6 kg hidrojen kapasitesine sahip ve gravimetrik yoğunluğu 5,7 (% wt) olan 2 adet tank kullanılmaktadır. Görsel 5.21’de hidrojen tanklarının otomobil içerisindeki yerleşimi görülmektedir. Bu iki tankın toplam ağırlığı ise 87,5 kg’dır [167, 168].



Görsel 5.21. Toyota Mirai yakıt hücreli otomobilde hidrojen tanklarının yerleşimi [167]

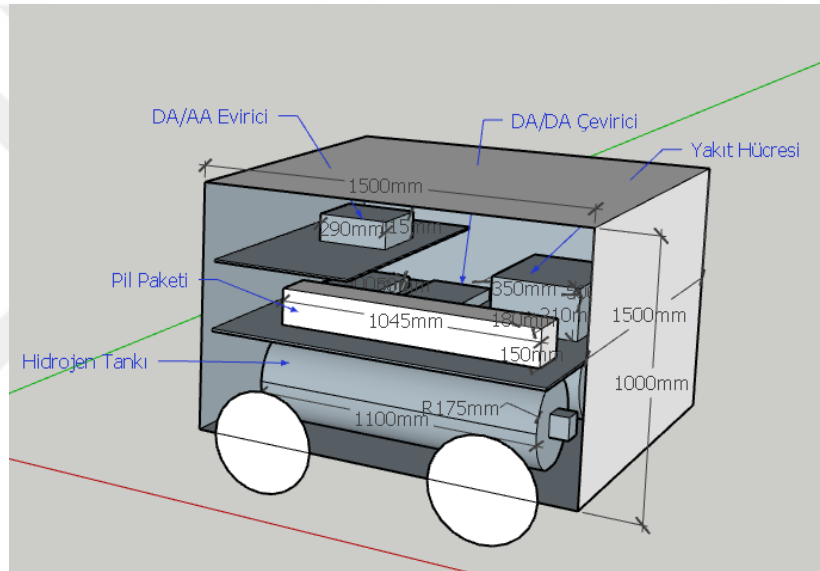
5.2.5. Sistemin boyutları

Sistemde kullanılan ana ekipmanlara ait Tablo 5.13’te verilen ağırlık ve hacim değerleri incelendiğinde, Görsel 5.22’de görülebileceği gibi aracın boyutu yaklaşık olarak bir otomobilin boyutunun yarısı kadar olmaktadır.

Tablo 5.13. Sistemde kullanılan ekipmanların fiziksel özellikleri

Ekipman	Boyut(ExBxY)[mm]	Hacim [L]	Ağırlık [kg]
Yakıt Hücresi	350x500x210	36,75	57
Batarya Paketi	180x1045x150	28,22	62,71
DA/DA Dönüştürücü ¹	250x400x50	5	12
DA/AA Dönüştürücü	280x290x115	9,34	6,2
Hidrojen Tankı ¹	(Çap:350mm, Uzunluk:1100mm)	~100	37,5 (Boş)

¹Verilen ölçüler ekipmanın adet başına ölçüleri olup sistemde 2 adet hidrojen tankı ve 2 adet DA/DA dönüştürücü kullanılmıştır.



Görsel 5.22. Hibrit harici güç ünitesi ve kullanılan ekipmanların boyutları

Bu boyutlarda bir sistem özellikle TaxiBot'a kıyasla havaalanlarında çok daha az karışıklık yaratacak ve hava alanlarında ekstra taksi yolları gibi yüksek maliyetli altyapı çalışmalarına ihtiyaç duyulmayacaktır. Ayrıca uçak üzerinde bulunması gerekecek en az 250 kg ağırlık tüm uçuş boyunca taşınmak zorunda kalınmayacak dolayısıyla yakıt tüketimi ve çevre kirliliğine sebep olan emisyonların salınımı azalmış olacaktır. Yakıt hücreli bu sistemde batarya paketinin operasyon esnasında şarj edilebilmesi ve hidrojen tanklarının kısa sürede doldurulabilir olması sayesinde araçlar daha uzun süre aktif olarak kullanılabilir ve bu durum daha az sayıda araçla daha fazla uçağa enerji sağlanması anlamına gelecektir.

6. YAKIT HÜCRELİ & PİLLİ HİBRİD HARİCİ GÜÇ ÜNİTESİ PERFORMANS ANALİZİ ve ÇEVRESEL ETKİSİ

Airbus A320-200 tipi bir uçağın havaalanlarında taksi hareketini, ana motorları kapalı şekilde gerçekleştirerek petrol ürünü yakıt tüketimi yapmadan çevreci bir şekilde tamamlayabilmesi için önerilen yakıt hücreli hibrit harici güç sisteminin performans analizini yapmak için MATLAB Simulink ortamında simülasyonu yapılmıştır. Önceki bölümde belirtildiği üzere toplam 900 saniye olacak bir taksi çıkış hareketinin simülasyonu çeşitli hızlardan oluşan 4 ayrı periyotta incelenmiştir. Her periyot için uçağın talep edilen hızlarda ilerlerken sistemin tükettiği hidrojen miktarı ve batarya şarj durumundaki değişime ait sonuçlar incelenmiştir.

Bu bölümde ayrıca önerilen sistemin kullanılması durumunda tek bir taksi çıkış hareketinde bile ne kadar yakıt tasarrufu yapıldığı ve dolayısıyla hangi miktarda zararlı emisyonların önlenebileceği incelenerek toplam uçuş sayıları dikkate alındığında ne oranda çevre kirliliğinin önüne geçilebileceği gözler önüne serilecektir.

Sistemin modellenmesinde ve çevresel etki değerlendirmesinde aşağıdaki kabuller yapılmıştır.

- Sistemin Airbus A320-200 tipi uçağın taksilemesinde kullanıldığı varsayımı yapılmıştır.
- Taksi-çıkış hareketinin dört ayrı periyottan oluştuğu ve toplamda 900 saniye sürdüğü bir hareket için hesaplamalar ve sistem simülasyonu yapılmıştır.
- Uçağın taksi yolunda ilerlerken ilk hareketten itibaren istenilen hıza ulaşması için gerekli ivmelenme hareketi için bataryanın gerekli enerjiyi sağladığı, sabit hızla ilerlerken ise yakıt hücresinin elektrik motorlarını beslediği varsayılmıştır. Sistemin uçağa bağlı olmadığı durumlarda yakıt hücresinin bataryayı şarj ettiği düşünülmüştür.
- Simülasyonda ilgili periyotta istenilen hıza ulaştığında batarya devreden çıkmış ve yakıt pili tarafından gerekli enerji sağlanmıştır. Yakıt pilinin bataryayı beslediği durum dikkate alınmamıştır.
- Batarya paketi ve yakıt hücresi çıkışında bulunması gereken DA/DA dönüştürücüler analizlerin yapılamaması nedeniyle devre dışı bırakılmıştır.
- Simülasyonda batarya paketinin 100 amper saat kapasitede ve 40 kWsa enerjili olarak her periyotta tam dolu başlangıç seviyesinde olduğu kabul edilmiştir.

- Sistemde bulunan ekipmanların açığa çıkardıkları ısıнын bertaraf edilmesi için gerekebilecek soğutma işlemleri göz ardı edilmiştir.
- Çevresel etkinin ve yakıt tüketiminin hesaplanmasında A320-200 uçak için CFM56-5B4/3 motorun kullanıldığı [34] varsayılmış ve ICAO'nun yayınladığı motor emisyon verilerinden yararlanılmıştır.

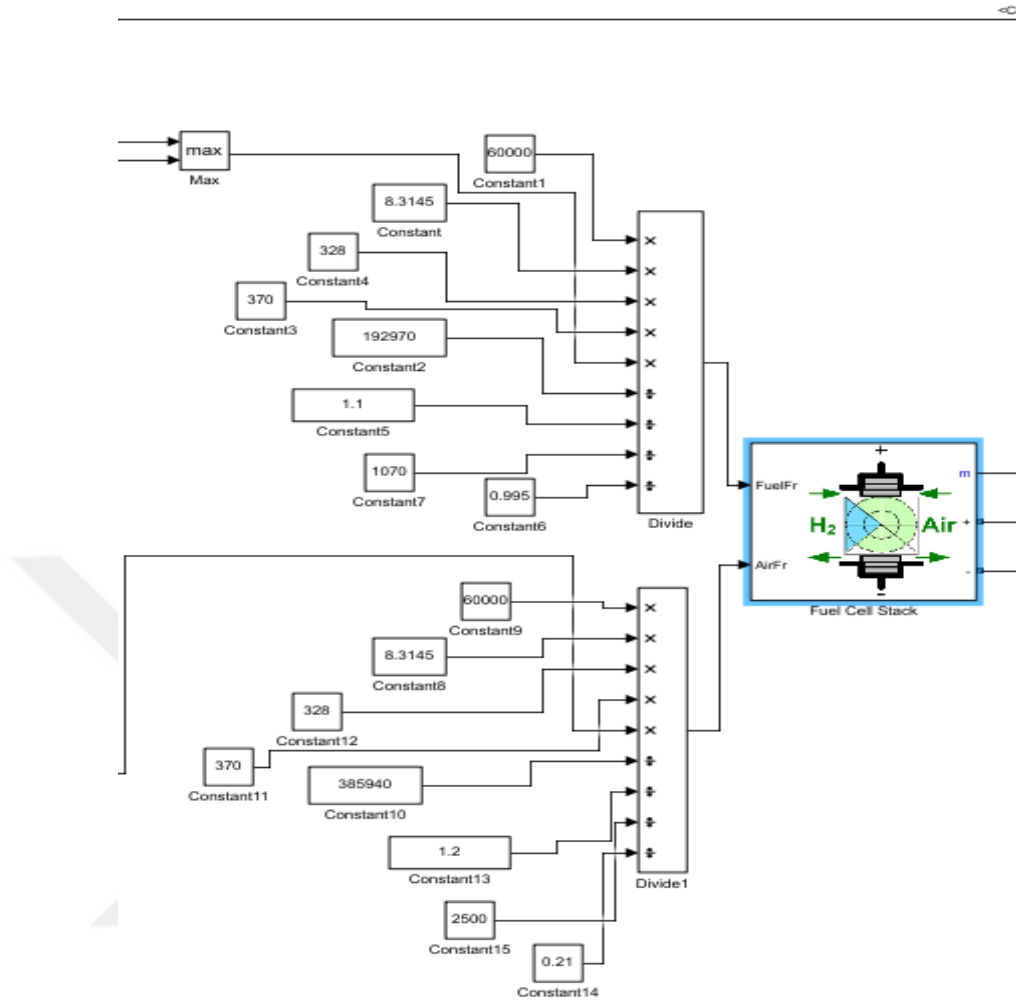
6.1. Sistemin Simulink Ortamında Oluşturulması

Aşağıda verilen görsellerde ve tablolarda, oluşturulan simulink modelinde ilgili kısımlara ait tasarım ve parametreler verilmektedir. Yakıt hücresinde model oluşturulurken simulinkte bulunan blokta girişi yapılan hidrojen ve oksijenin utilizasyonları (dönüşümleri) aşağıdaki denklemlerin yardımıyla yapılmıştır.

$$U_{fH_2} = \frac{60000 \cdot R \cdot T \cdot N \cdot i_{fc}}{z \cdot F \cdot P_{H_2} \cdot V_{H_2} \cdot x} \quad (6.1)$$

$$U_{fO_2} = \frac{60000 \cdot R \cdot T \cdot N \cdot i_{fc}}{2z \cdot F \cdot P_{hava} \cdot V_{hava} \cdot y} \quad (6.2)$$

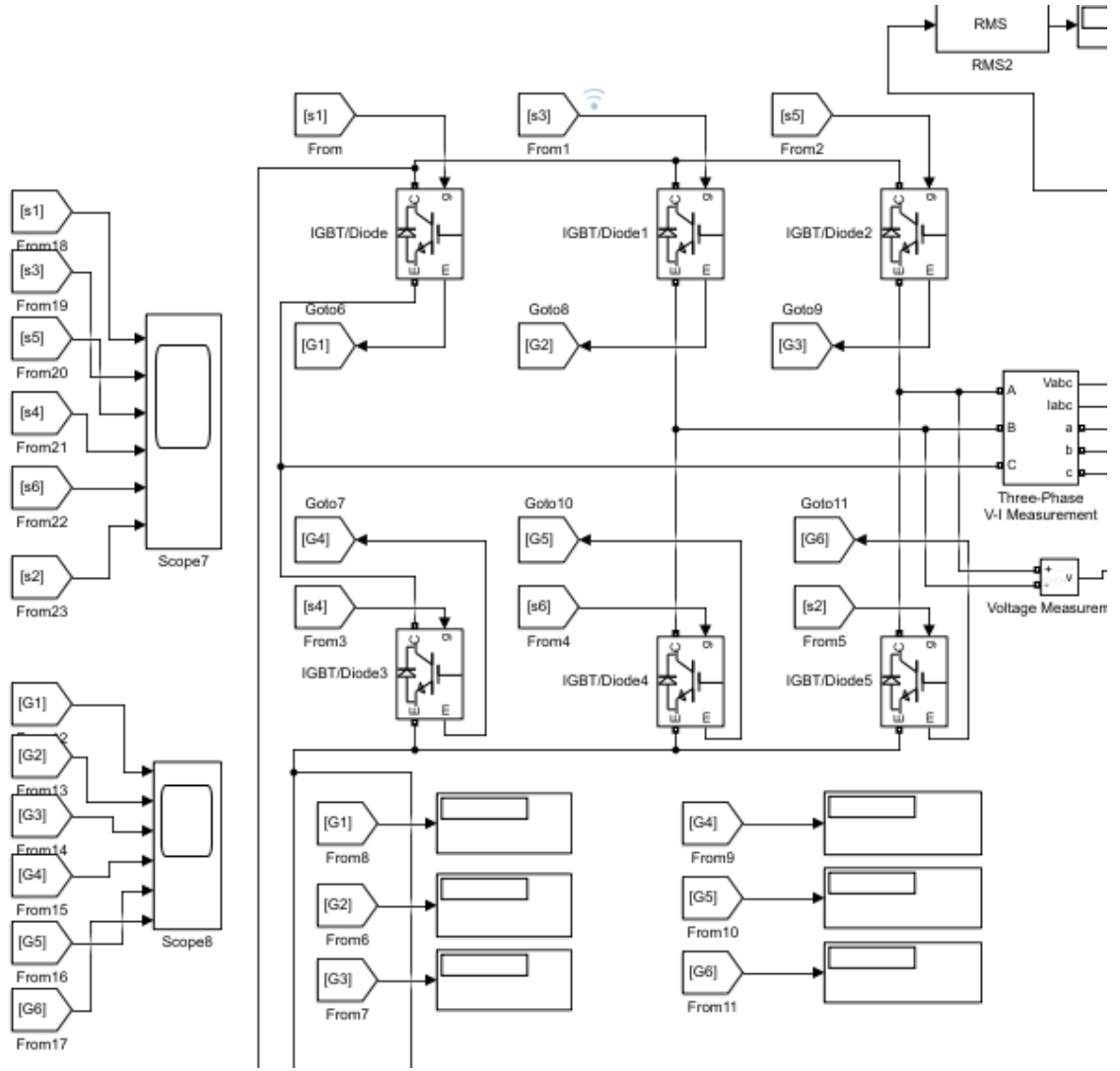
Burada, P_{H_2} hidrojen yakıtının mutlak besleme basıncını (atm), P_{hava} havanın mutlak besleme basıncını (atm), V_{H_2} yakıt debi oranını (litre/dakika), V_{hava} hava debi oranını (litre/dakika), x yakıttaki hidrojen yüzdesini (%), y havadaki oksijen yüzdesini (%), N hücre sayısını, T çalışma sıcaklığını (Kelvin), R ideal gaz sabitini, i_{fc} yakıt hücresinden çekilen akımı z hareket eden elektron sayısını ve F Faraday sabitini ifade etmektedir. 60000 sayısı ise litre/dakika m^3/s dönüşümünden gelmektedir (1 litre/dakika=1/60000 m^3/s).



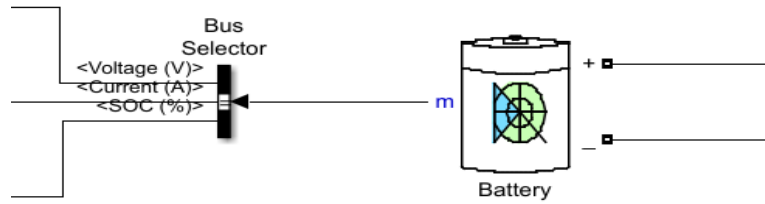
Görsel 6.1. Oluşturulan yakıt hücresi modeli

Tablo 6.1. Yakıt hücresi yığını blok parametreleri

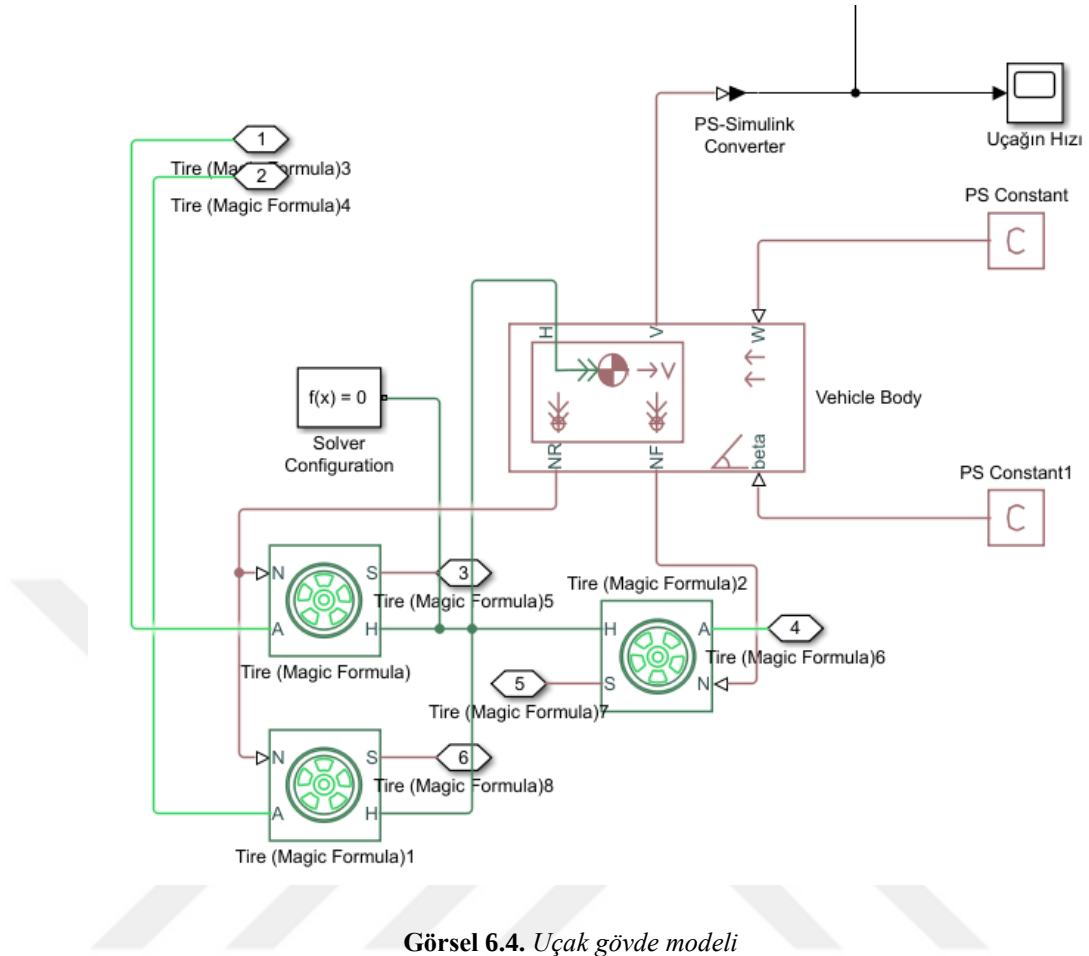
Parametre	Sembol	Değer
Nominal çalışma noktası	$[I_{nom}(A), V_{nom}(V)]$	[445,440]
Maksimum çalışma noktası	$[I_{end}(A), V_{end}(V)]$	[600,250]
Nominal güç	W	120000
Hücre sayısı		370
Nominal verim	%	50
Çalışma sıcaklığı	°C	80
Nominal hava debisi	Litre/dakika	2700
Nominal besleme basıncı	$[Yakıt(bar)-Hava(bar)]$	[1,1-1,2]
Nominal karışım	(%) $[H_2-O_2-H_2O(hava)]$	[99,95-21-1]



Görsel 6.2. DA/AA dönüştürücü modeli



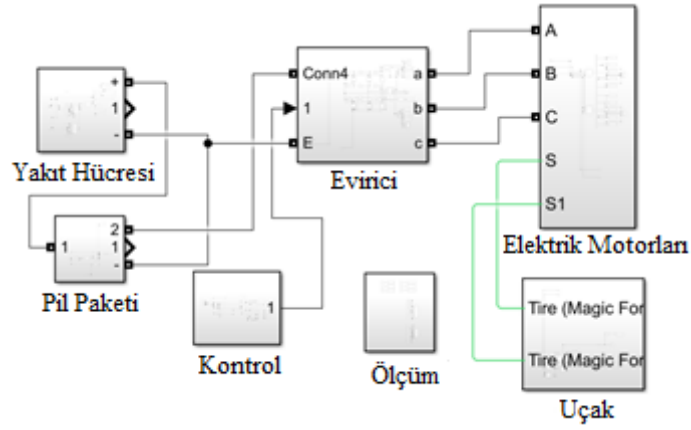
Görsel 6.3. Batarya modeli



Görsel 6.4. Uçak gövde modeli

Tablo 6.2. Uçak gövde parametreleri ve kullanılan fiziksel değerler

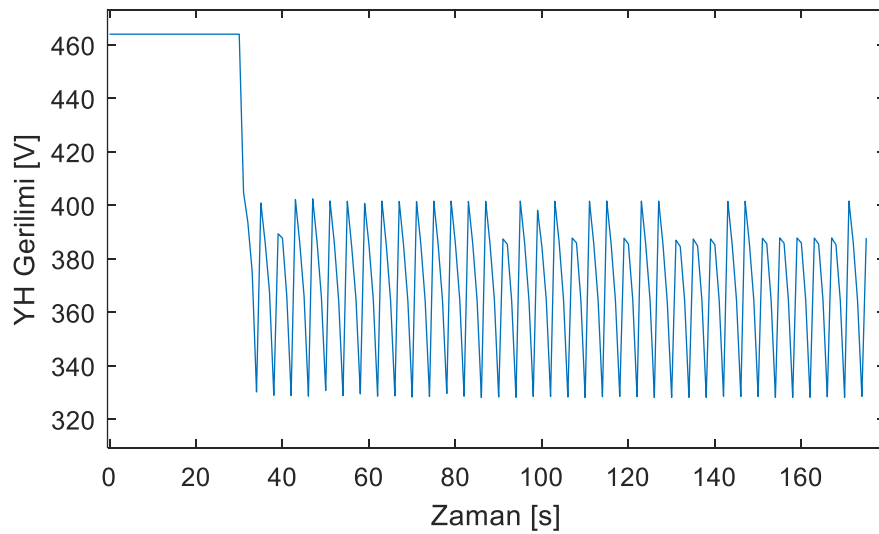
Parametre	Sembol	Değer
Ağırlık	t	80
Ağırlık merkezinin yerden yüksekliği	m	2
Aks üzerindeki tekerlek sayısı		2
Yüzey alanı	m ²	122,4
Yer çekimi ivmesi	m/s ²	9,81
Hava yoğunluğu	kg/m ³	1,225



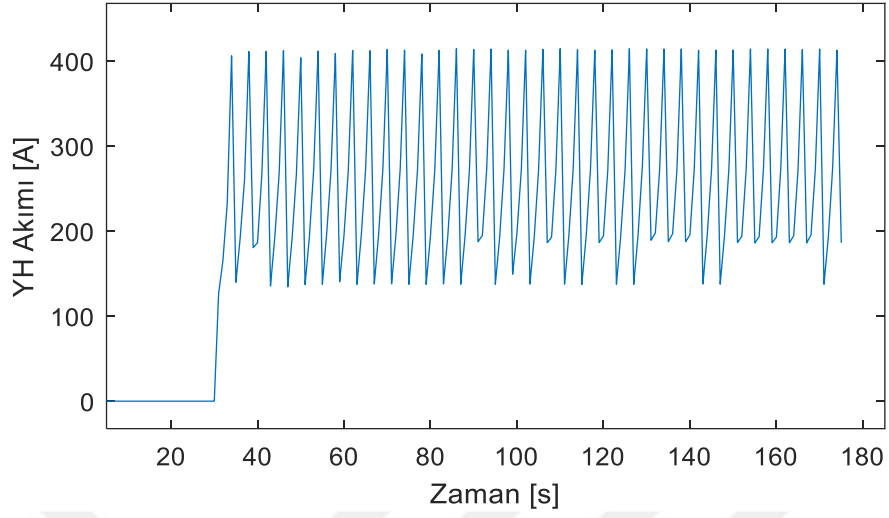
Görsel 6.5. Sistemin simülasyon mimarisi

6.1.1. Sistemin simülasyon sonuçları ve değerlendirmeler

Dört ayrı periyotta belirli sürelerde ve hızlarda durup ilerlediği varsayılan 80 ton ağırlığındaki bir Airbus A320-200 model yolcu uçağının taksi çıkış hareketi simüle edilmiştir. Tablo 4.1’de verilen periyot süreleri ve hızlara sadık kalınarak yapılan simülasyon sonucunda yakıt hücresi hava ve hidrojen tüketimi değerleri, gerilimi ve yakıt hücresinden çekilen akım, benzer şekilde batarya paketi gerilimi ve batarya paketinden çekilen akım ile birlikte batarya şarj durumu incelenmiştir. Ayrıca yine her periyota ait elektrik motor devri ve uçağın hızı verileri alınmıştır. Aşağıda verilen görsellerde ilgili periyotlara ait simülasyon sonuçlarını gösteren grafikler verilmektedir.

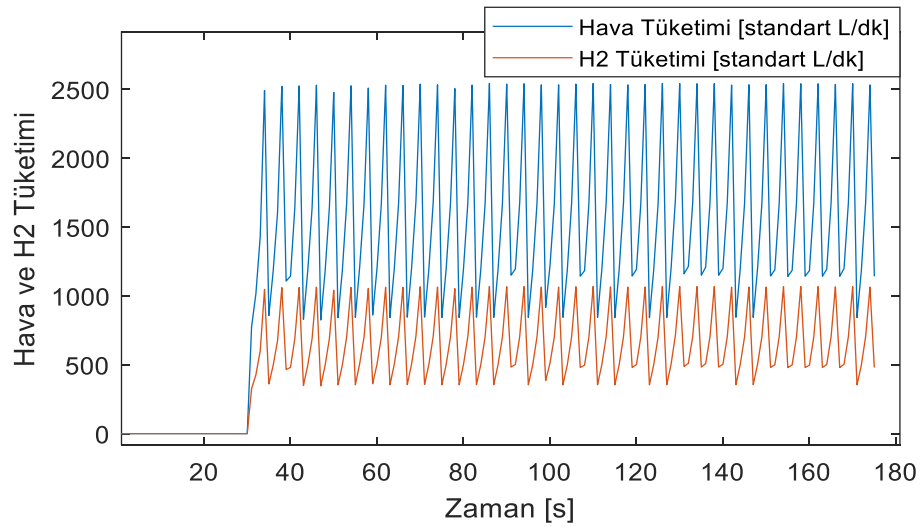


Görsel 6.6. 1. periyot yakıt hücresi yığıcı çıkış gerilimi



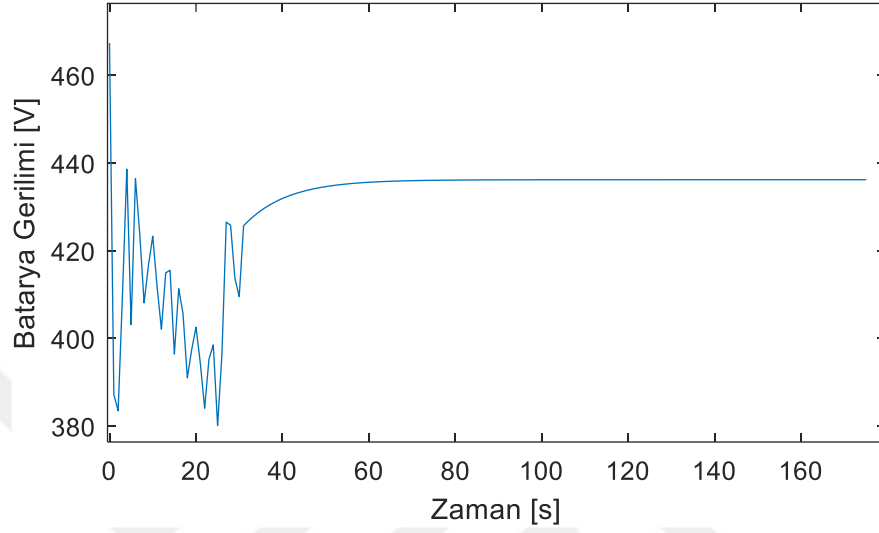
Görsel 6.7. 1. periyotta yakıt hücresi yığınının çekilen akım

Görsel 6.6 ve Görsel 6.7’de sırasıyla 1. periyotta yakıt hücresinden elde edilen DA gerilim ve çekilen akım görülmektedir. Batarya grubunun ivmelenme hareketi için kullanıldığı esnada yakıt hücresi herhangi bir yükü beslemediğinden dolayı yaklaşık 460 V gerilim üretmekte ancak güç üretmemektedir. Uçağın sabit hızla ilerlediği durumda batarya devreden çıkmış yakıt hücresi devreye girmiştir, bu durumda yakıt hücresinden güç çekilmektedir. Simülasyonun çözümlemesinden kaynaklı olarak bir salınım görülmekte bu durum sağlıklı olarak yakıt hücresinden çekilen gücün hesaplanmasını zorlaştırmaktadır.

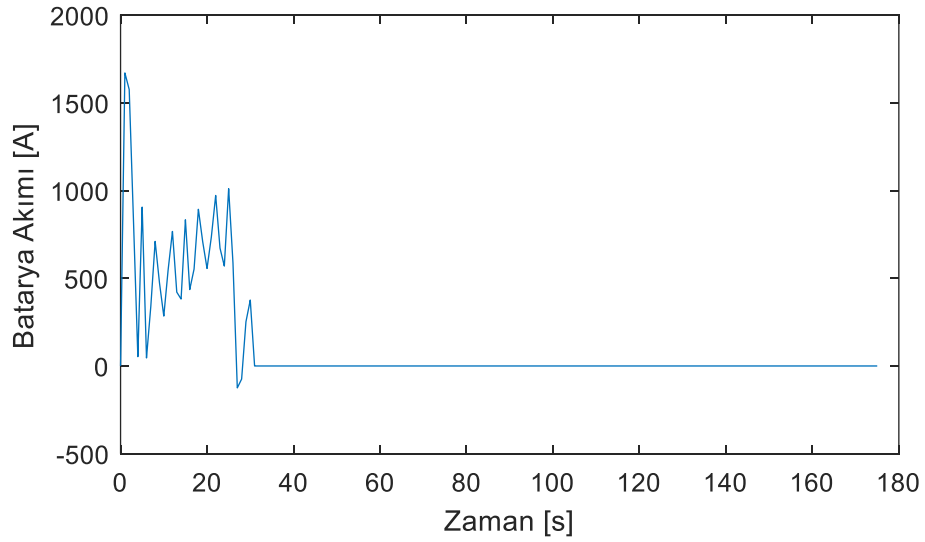


Görsel 6.8. 1. periyotta yakıt hücresi yığınının tükettiği hava ve hidrojen miktarı

Görsel 6.8’de yakıt hücresinin hava ve hidrojen tüketimi görülmektedir. Tüketimin sınırları hakkında bir fikir verse de benzer şekilde salınım sebebiyle sağlıklı veri elde edilememiştir.



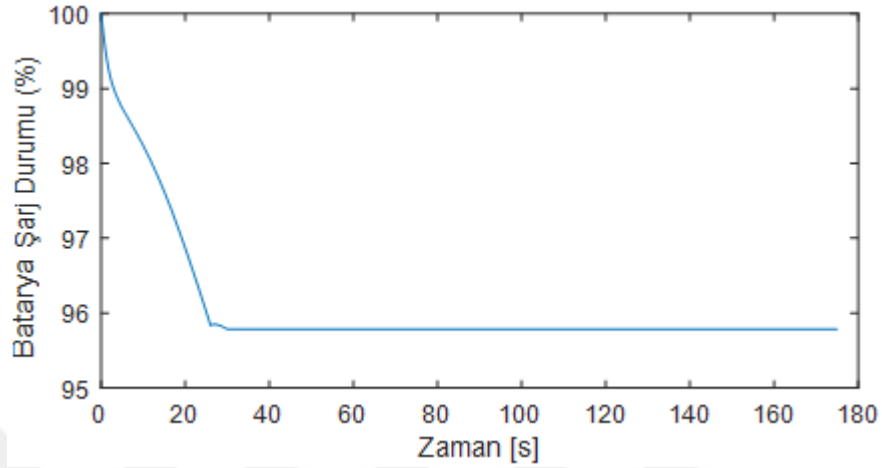
Görsel 6.9. 1. periyot batarya paketi çıkış gerilimi



Görsel 6.10. 1. periyotta batarya paketinden çekilen akım

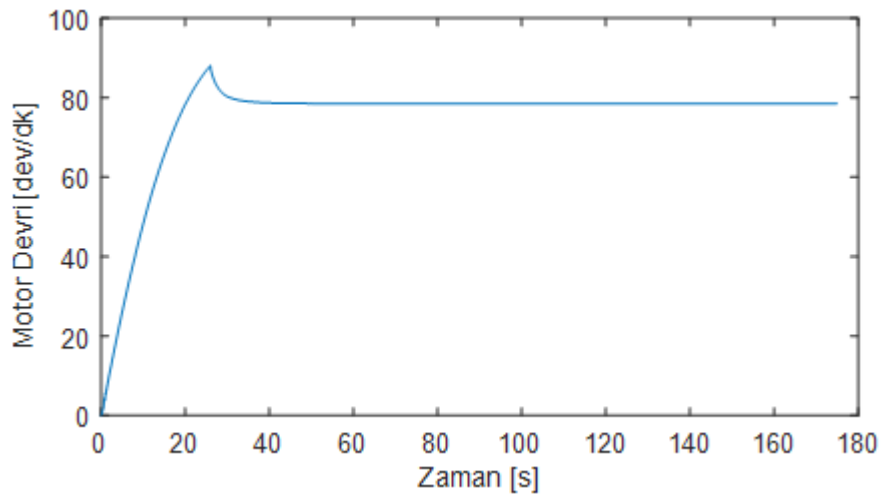
Görsel 6.9 ve Görsel 6.10’da sırasıyla 1. periyottaki batarya gerilimi ve bataryadan çekilen akım görülmektedir. Batarya paketinden sistem ilk devreye girdiği anda yüksek akım çekildiği görülmektedir. Salınımlı olsa da uçağın ivmelenmesi sırasında bataryadan

çekilen akımın artışı gözlenebilmektedir. Yakıt hücresi devreye girdiğinde ise bataryanın sisteme herhangi bir güç sağlamadığı ortaya konmaktadır.

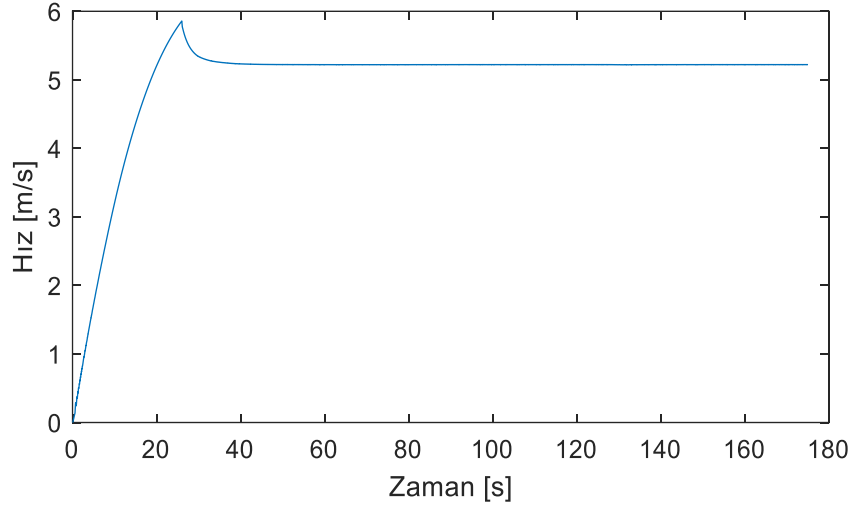


Görsel 6.11. 1. periyot batarya şarj durumu

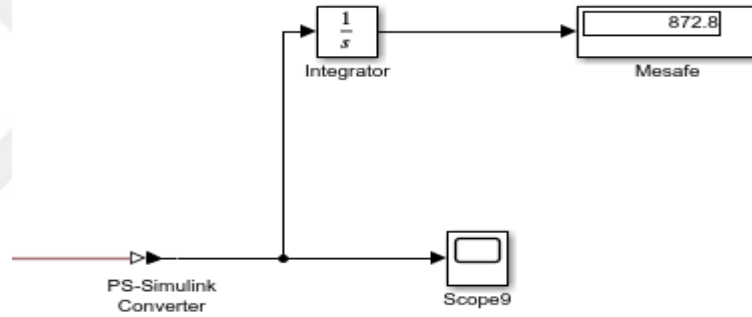
Görsel 6.11’de bataryanın ivmelenme hareketi esnasında harcadığı enerjiye bağlı başlangıç değerine göre % olarak şarj durumu gösterilmektedir. Yakıt hücresinin devreye girmesiyle bataryanın şarjında bir azalma olmadığı görülmektedir.



Görsel 6.12. 1. periyot elektrik motor devri

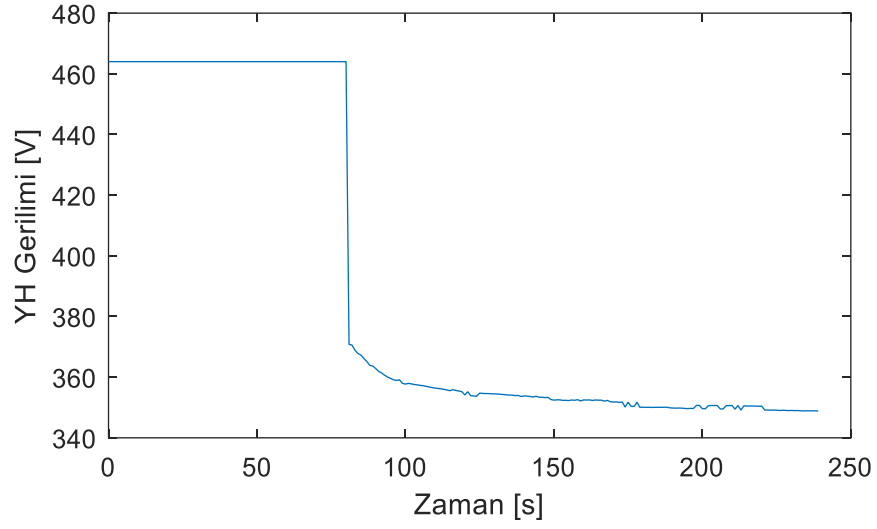


Görsel 6.13. 1. periyotta uçağın hızı

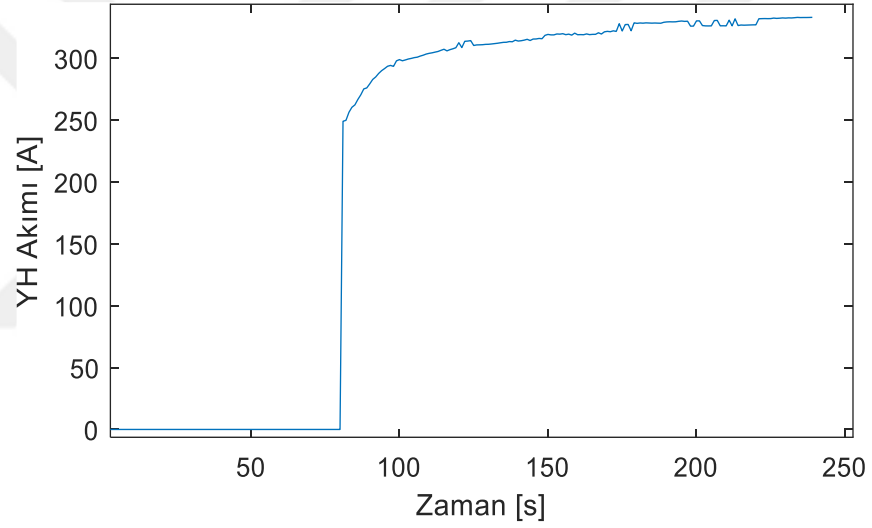


Görsel 6.14. 1. periyotta kat edilen mesafe

Görsel 6.12’de uçağı tahrik eden elektrik motorunun devir sayısı, Görsel 6.13 ve Görsel 6.14’te ise sırasıyla uçağın hızı ve taksi yolu üzerinde kat ettiği mesafe görülmektedir. 6 m/s hıza ulaşan uçağın ilk periyotta 873 metre mesafe kat ettiği görülmüştür. İvmelenme sonrası sabit hıza geçişte yakıt hücresinin devreye girdiği sırada uçağın bir miktar hız kaybettiği ancak sabit hızla bir sonraki periyota kadar hareketine devam ettiği görülmektedir.

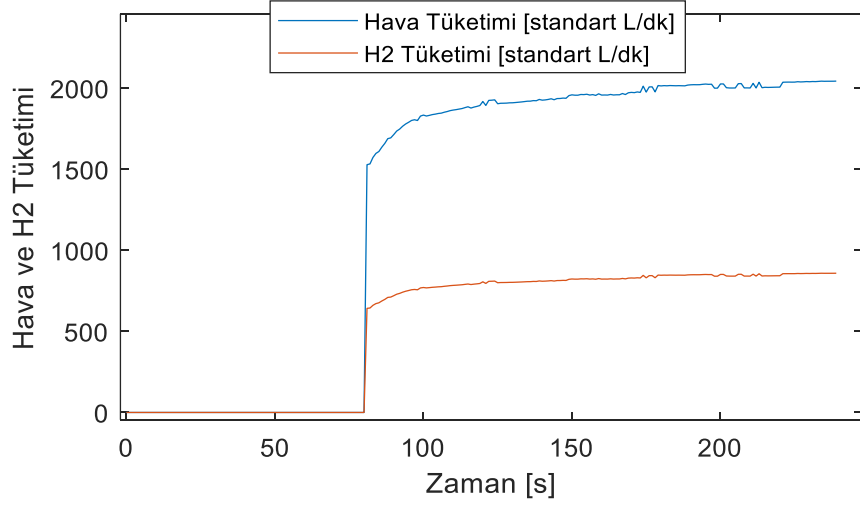


Görsel 6.15. 2. periyot yakıt hücresi yığının çıkış gerilimi



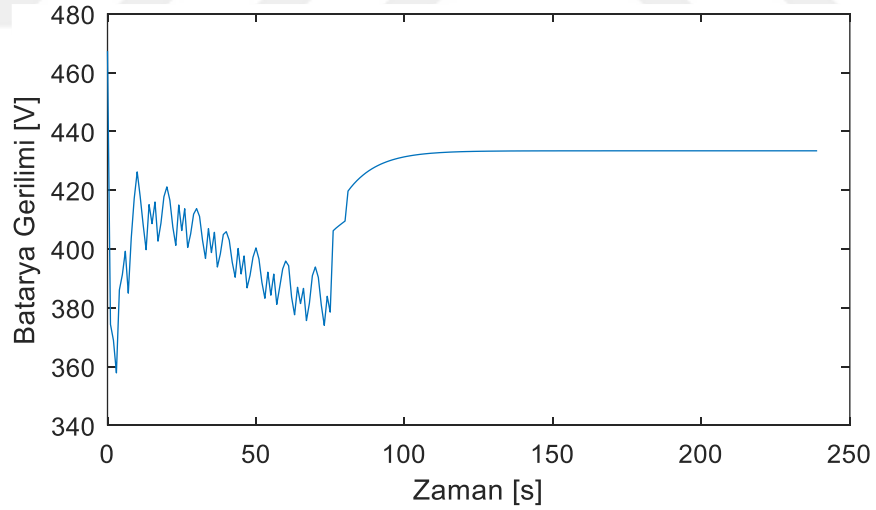
Görsel 6.16. 2. periyotta yakıt hücresi yığınınından çekilen akım

Görsel 6.15 ve Görsel 6.16’da sırasıyla yakıt hücresi gerilimi ve yakıt hücresinden çekilen akım görülmektedir. İlk periyotta olduğu gibi bir salınımın görülmemesi çekilen akım ve sağlanan yakıt hücresi gerilimi ile birlikte elde edilen güç açısından daha sağlıklı bir bilgi edinmemize imkan sağlamaktadır.

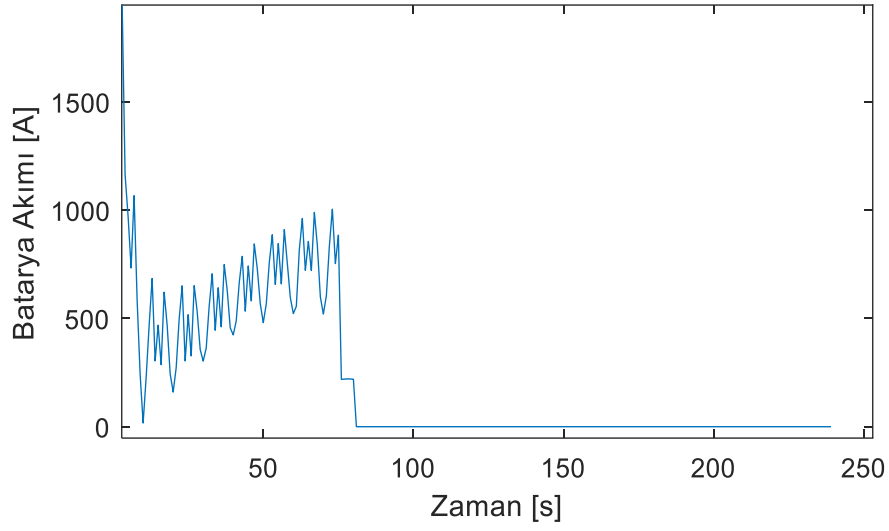


Görsel 6.17. 2. periyotta yakıt hücresi yığınının tükettiği hava ve hidrojen miktarı

Görsel 6.17’de verilen hava ve hidrojen gazı tüketiminin zamana bağlı değişimini gösteren grafik ilk periyotta olduğu gibi salınımlı değil sabit bir tüketim değerini göstermektedir. Dakikada yaklaşık 900 standart litre hidrojen gazı tüketildiği görülmektedir.

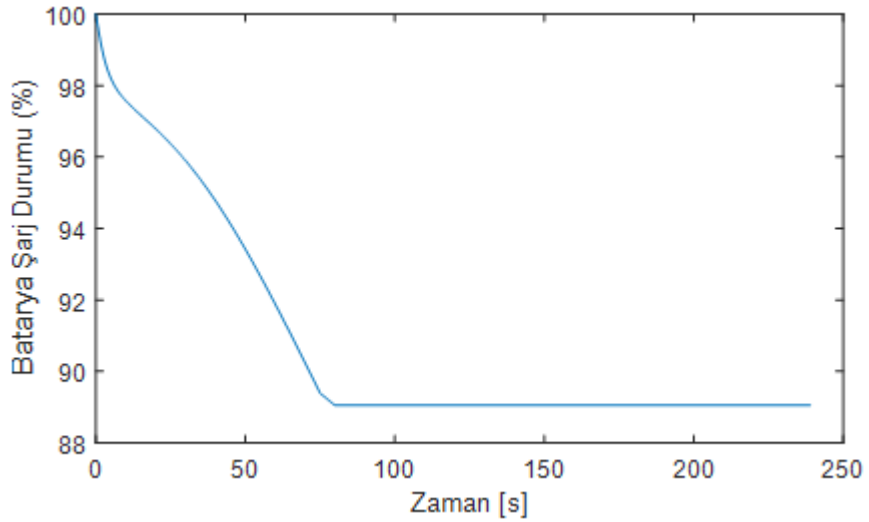


Görsel 6.18. 2. periyot batarya paketi çıkış gerilimi

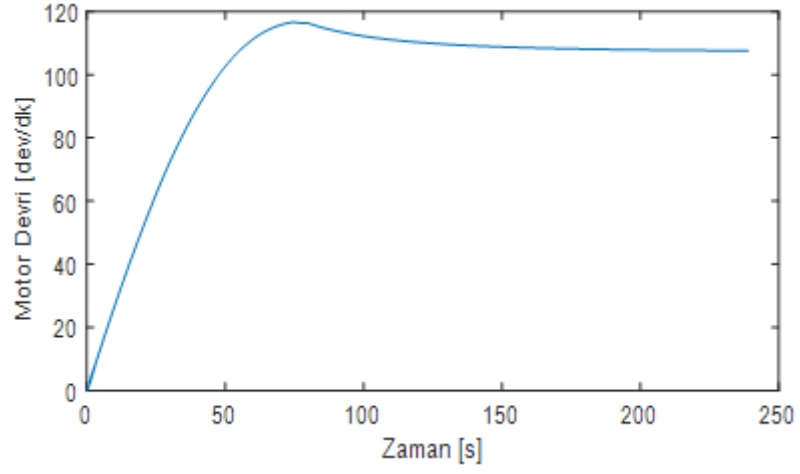


Görsel 6.19. 2. periyotta batarya paketinden çekilen akım

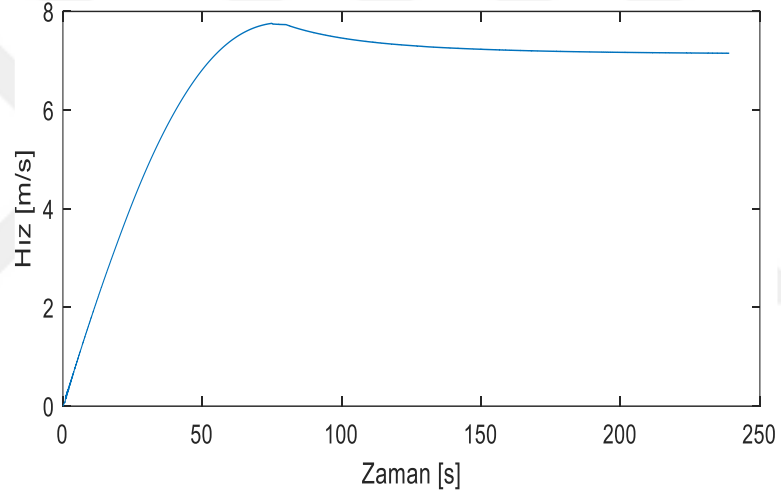
İlk periyotta olduğu gibi batarya gerilimi ve bataryadan çekilen akımın bir biri ile ters korelasyonda olduğu görülmektedir. Grafiklerdeki değerler salınımlı da olsa ivmelenme hareketi esnasında ihtiyaç duyulan gücün artmasıyla çekilen akım artarken iç direnç dolayısıyla batarya geriliminin azaldığının görülmesi bakımından önemlidir.



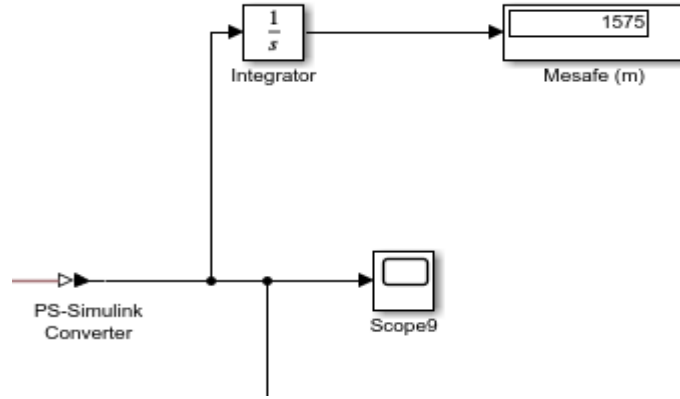
Görsel 6.20. 2. periyot batarya şarj durumu



Görsel 6.21. 2. periyot elektrik motor devri

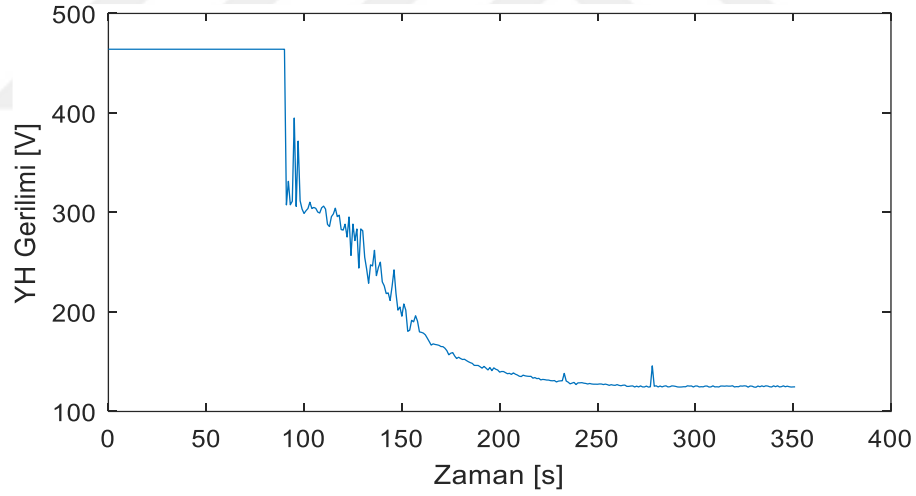


Görsel 6.22. 2. periyotta uçağın hızı



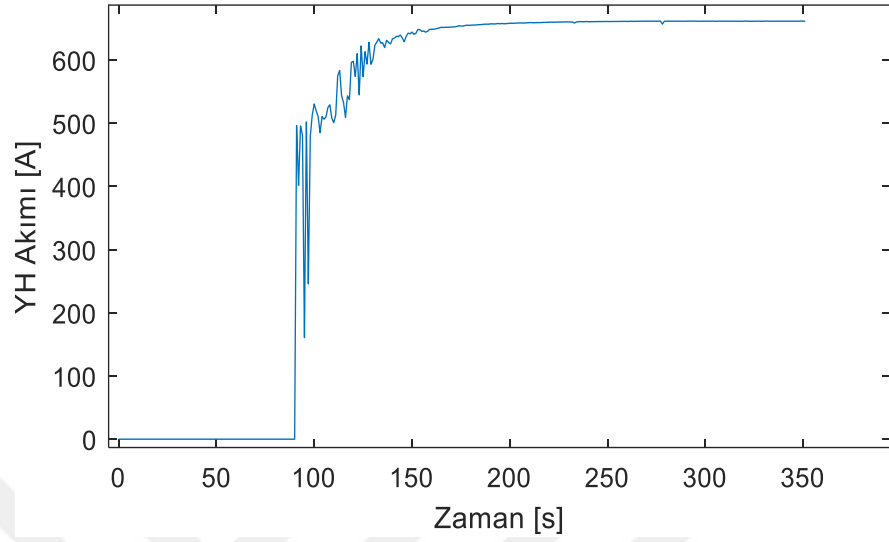
Görsel 6.23. 2. periyotta kat edilen mesafe

Görsel 6.22’de görüldüğü gibi yaklaşık 8 m/s hızla ilerleyen uçak periyodun sonuna kadar 1575 m yol almıştır.

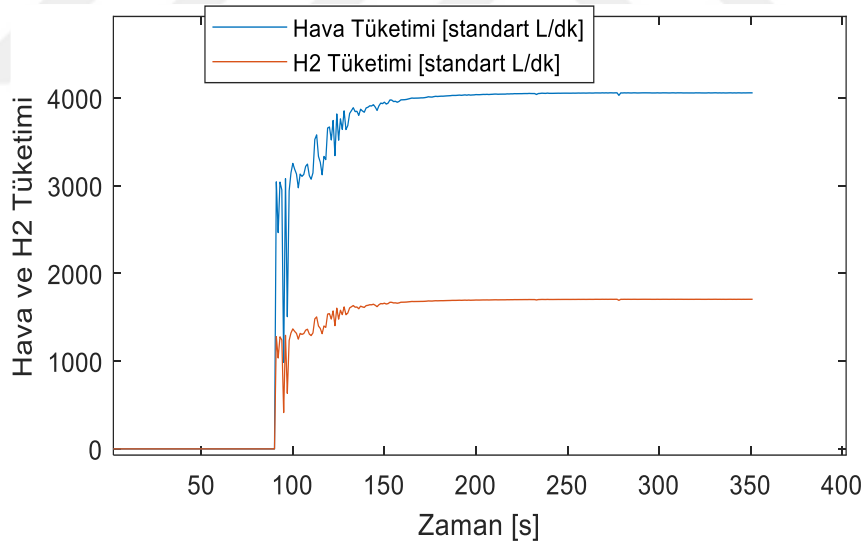


Görsel 6.24. 3. periyot yakıt hücresi yığının çıkış gerilimi

3. periyotta yakıt hücresi gerilimi ve yakıt hücresinden çekilen akım sırasıyla Görsel 6.24 ve Görsel 6.25’te görüldüğü gibidir. Uçağın ulaştığı hız sebebiyle en fazla güç ihtiyacının bulunduğu bu periyotta uçağın sabit hızla ilerlemeye başlayıp bataryanın devreden çıkmasıyla yakıt hücresinden çekilen akım dramatik olarak yükselmektedir ve 600 A değeri üzerine çıkmaktadır.

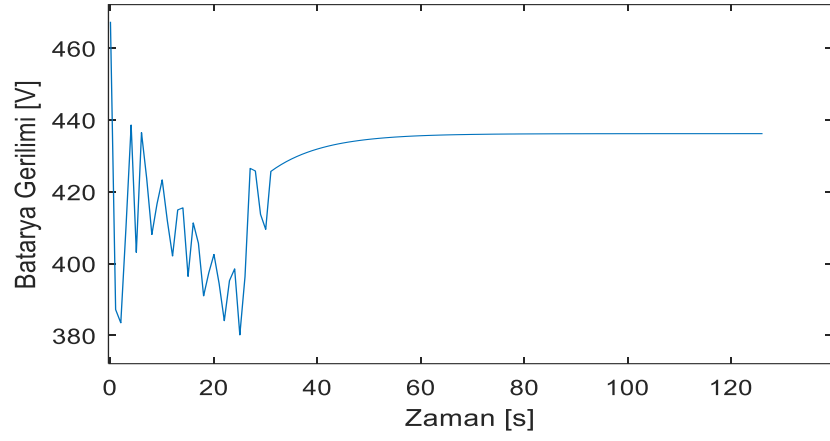


Görsel 6.25. 3. periyotta yakıt hücresi yığınının çekilen akım

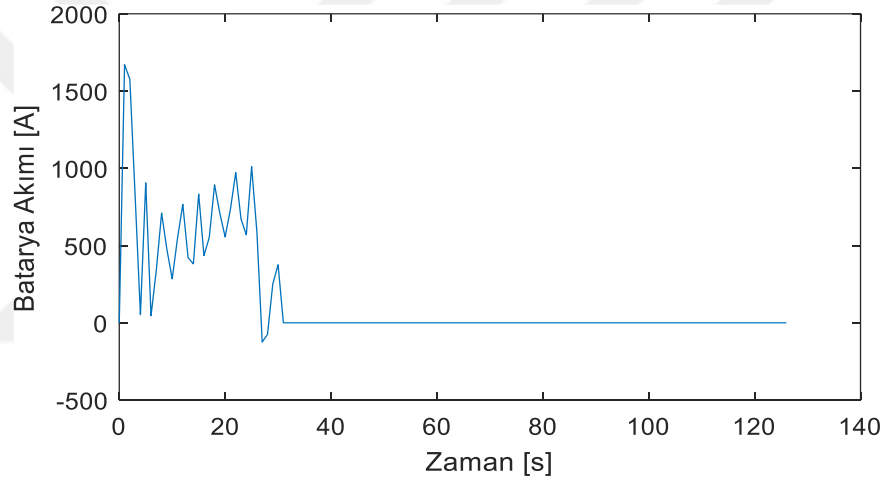


Görsel 6.26. 3. periyotta yakıt hücresi yığınının tükettiği hava ve hidrojen miktarı

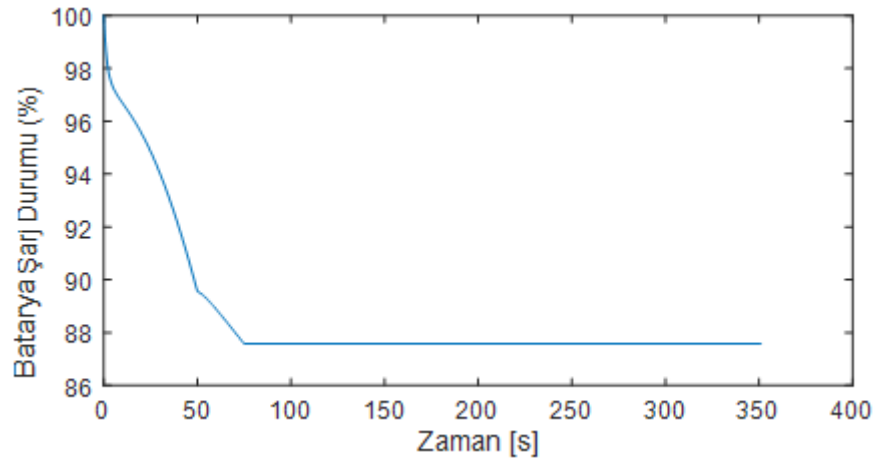
Çekilen akıma bağlı olarak hava ve hidrojen gazı tüketimi de bu periyotta Görsel 6.26'da görüldüğü gibi en büyük değere ulaşmaktadır. Bu değer hidrojen gazı tüketimi için yaklaşık olarak dakikada 1500 standart litre olarak grafikten okunmaktadır.



Görsel 6.27. 3. periyot batarya paketi çıkış gerilimi

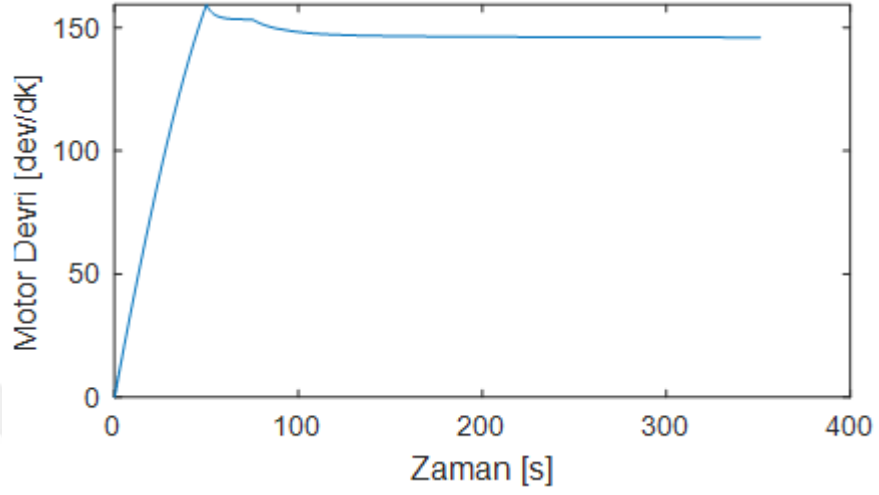


Görsel 6.28. 3. periyotta batarya paketinden çekilen akım

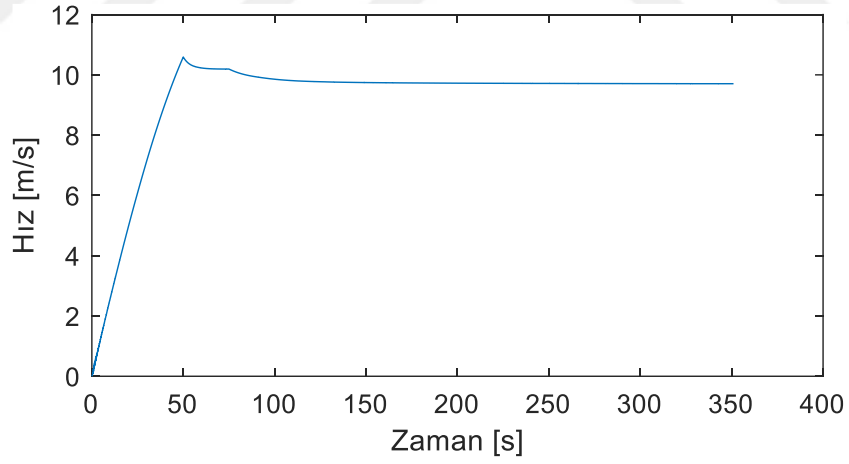


Görsel 6.29. 3. periyot batarya şarj durumu

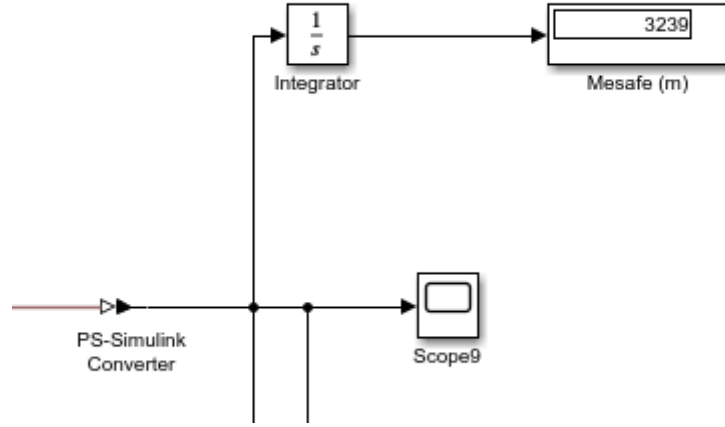
Sırasıyla Görsel 6.27 ve 6.28’de görülen batarya gerilimi ve batarya akımı karakteristiği önceki iki periyota benzer şekildedir. Bataryanın şarj durumu ise güç ihtiyacının en fazla olduğu bu periyotta Görsel 6.29’da görüldüğü üzere %88’in altına inmiştir.



Görsel 6.30. 3. periyot elektrik motor devri

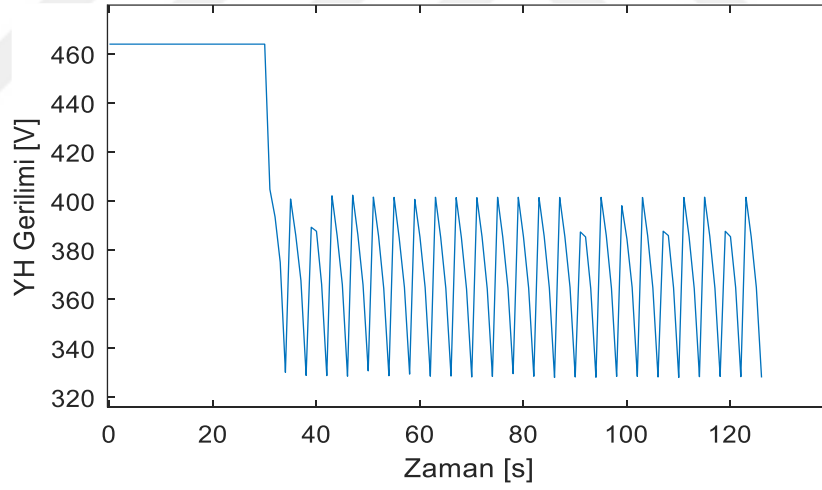


Görsel 6.31. 3. periyotta uçağın hızı



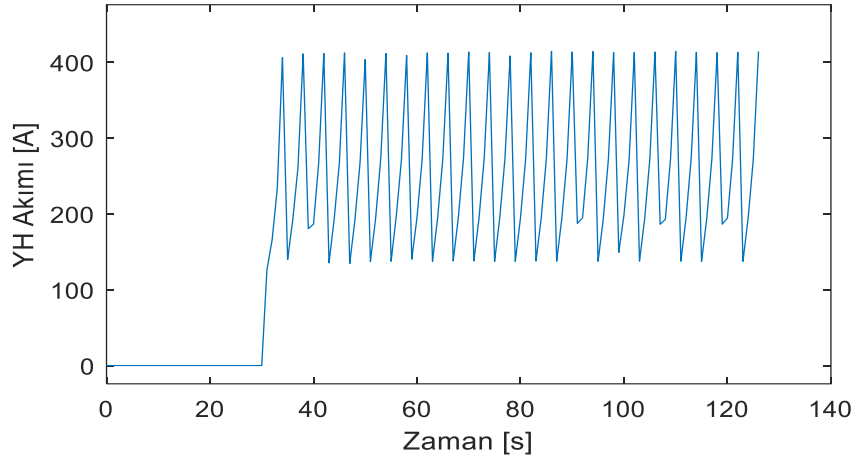
Görsel 6.32. 3. periyotta kat edilen mesafe

Görsel 6.31’de görüldüğü gibi bu periyotta uçağın hızı 10 m/s’yi aşmaktadır. Bu periyotta uçağın taksi yolu üzerinde aldığı mesafe ise 3239 metredir.

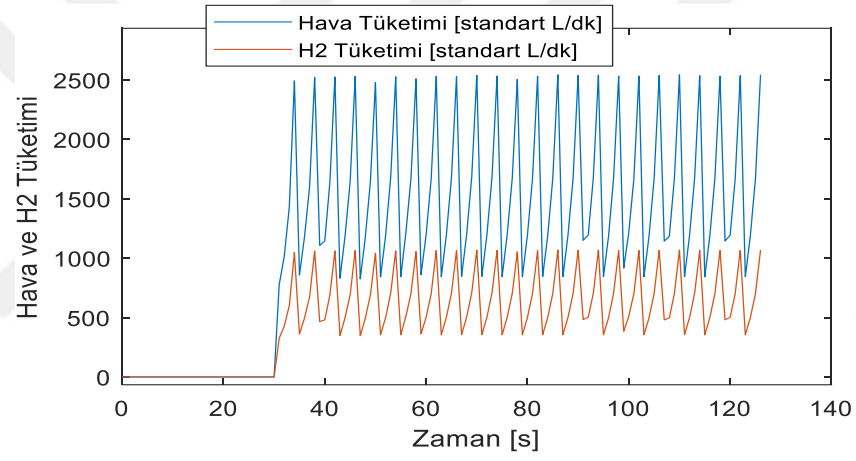


Görsel 6.33. 4. periyot yakıt hücresi yığının çıkış gerilimi

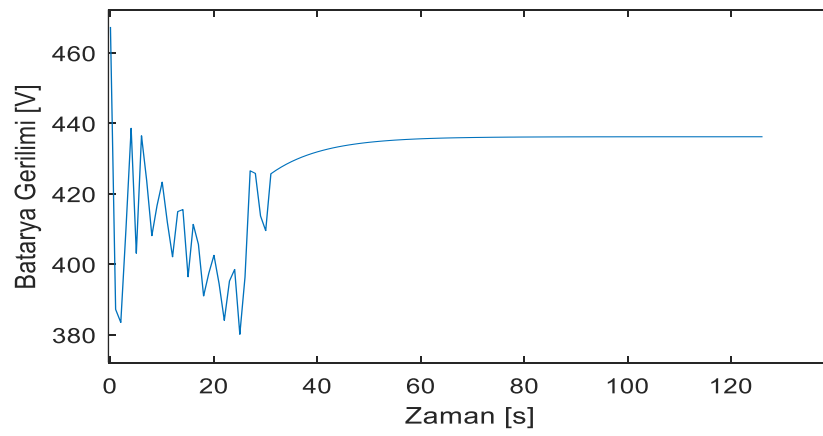
Sırasıyla Görsel 6.33 ve Görsel 6.34’ te görülen dördüncü periyoda ait yakıt hücresi çıkış gerilim grafiği ve yakıt hücresinden çekilen akım grafikleri ilk periyottakine benzer şekildedir. İlk ve son periyotlarda uçağın hızı aynı olup yalnızca taksi süreleri değişiklik göstermektedir.



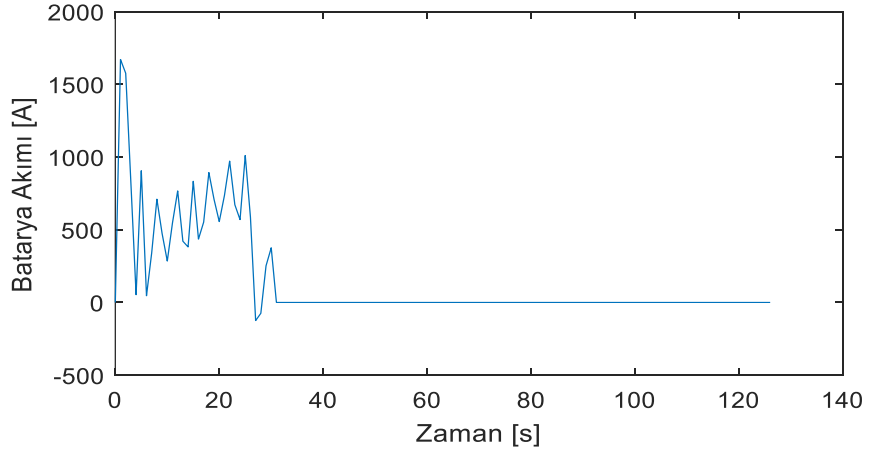
Görsel 6.34. 4. periyotta yakıt hücresi yığınının çekilen akım



Görsel 6.35. 4. periyotta yakıt hücresi yığınının tükettiği hava ve hidrojen miktarı

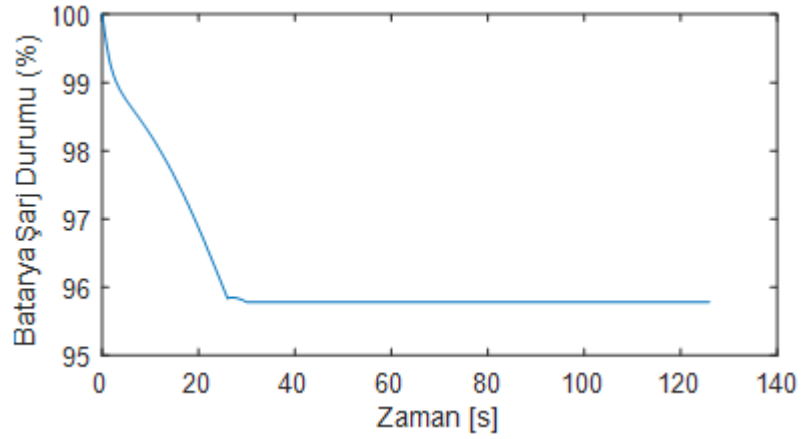


Görsel 6.36. 4. periyot batarya paketi çıkış gerilimi

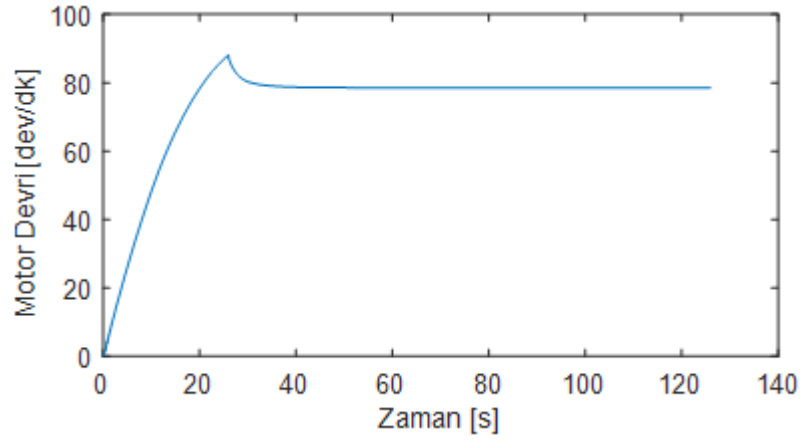


Görsel 6.37. 4. periyotta batarya paketinden çekilen akım

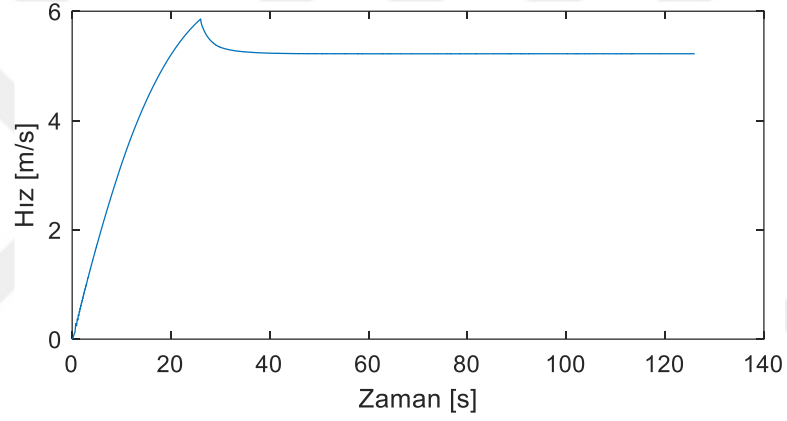
Sırasıyla Görsel 6.36'da ve Görsel 6.37'de verilen batarya gerilim ve akım performans karakteristikleri ilk periyottaki batarya performans karakteristiği ile benzerdir. Aynı şekilde aşağıda Görsel 6.38'de görülen batarya şarj durumu grafiği de ilk periyotta olduğu gibi tam dolu bataryanın yaklaşık %4'ünün kullanıldığını göstermektedir.



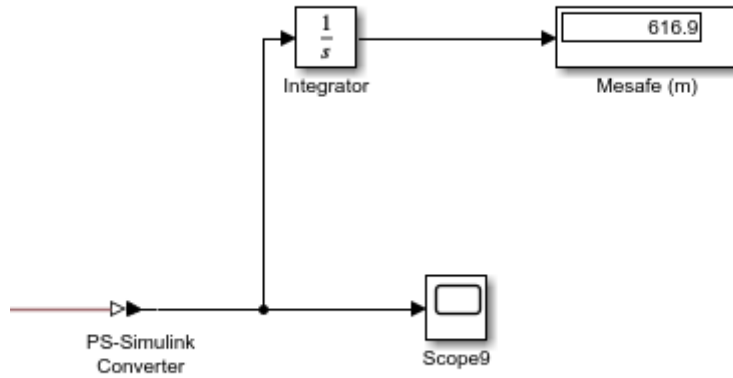
Görsel 6.38. 4. periyot batarya şarj durumu



Görsel 6.39. 4. periyot elektrik motor devri



Görsel 6.40. 4. periyotta uçağın hızı



Görsel 6.41. 4. periyotta kat edilen mesafe

Görsel 6.40'ta görüldüğü gibi planlana taksi hareketinin son periyotunda yaklaşık 6 m/s hızla ilerleyen uçağın taksi yolunda kat ettiği mesafe ise 617 metredir.

Önerilen sistemin simülasyonu yapılmış ve yakıt hücresinin sürekli tam yükte çalıştığı (elektrik motorlarını ve batarya paketini uygun bir enerji yönetim sistemi ile besleyecek olması nedeniyle) durumda hidrojen tüketimi yaklaşık olarak dakikada 1500 standart litre olarak görülmüştür. (Simülasyonda bataryanın şarj edilmesi kısmı göz ardı edildiğinden yakıt hücresinin maksimum yükte kullanıldığı durum olan 3. Periyota ait değer alınmıştır.) Bu durumda yaklaşık olarak saniyede 2,23 gram hidrojen tüketimi yapıldığı görülmektedir. İlgili yakıt hücresi hakkında Görsel 5.19'da üretici firmanın belirtmiş olduğu güç ve hidrojen tüketimi bağıntısında 120 kW değerinde yaklaşık saniyede 2,15 gram hidrojen tüketimi yaptığı belirtilmiştir. Bu değerler ise sistemin hidrojen tüketimi hususunda simülasyon sonucunun tutarlı olduğu hakkında fikir vermektedir. Ayrıca, Stockford ve ark. [34] yaptıkları çalışmada benzer şekilde A320-200 tipi bir yolcu uçağının yakıt hücreli bir sistemle taksi hareketini sağladıkları ve 13 dakikalık (780 saniye) bir taksi çıkış hareketinin uygulandığı sistemin tükettiği hidrojen gazı miktarı 1160 gram olarak belirtilmiştir. Verilen bu değer de önerilen sistemin hidrojen tüketiminin doğruluğunun kontrolü hususunda olumlu fikir vermektedir.

Yapılması planlana taksi hareketi için hesaplanan uçağın taksi yolu üzerinde alacağı yol 6482 metredir, bu değer simülasyonda 6304 metre olarak ortaya konmuştur. Uygun enerji yönetim sistemi ile birlikte yakıt hücresinin sabit olarak 100 kW sürekli çıkış gücü sağlayacak şekilde planlanması durumunda yaklaşık olarak saniyede 1,69 gram hidrojen tüketimi gerçekleşmektedir. Bu durumda sistemde kullanılacak 2,75 kg'lık 2 adet tank ile belirtilen şartlarda yaklaşık 6,5 kilometrelik bir taksi yolunda her biri 900 saniye sürecek yaklaşık 3 adet taksi çıkış hareketinin yapılabilmesi görülmektedir.

6.2. Sistemin Hibritleşme Oranı

Yakıt hücreli ve bataryalı hibrit güç ünitesi için hibritleşme oranı yakıt hücresinin maksimum sağlayabileceği gücün yakıt hücresi ve bataryanın toplamda maksimum sağlayabilecekleri güce oranı olarak ifade edilebilir ve aşağıdaki denklem yardımıyla hesaplanabilir [169,170].

$$HO = 1 - \frac{\max(P_{bat}(I_{bat}))}{\max(P_{bat}(I_{bat})) + \max(P_{YH}(I_{YH}))} \quad (6.3)$$

A320-200 uçağın taksilemesinde kullanılacak bu sistemde uçağın ivmelenmesinde batarya paketi kullanılacak, sabit hızla ilerlediği durumlarda ise yakıt hücresi devrede olacaktır. Bu durum ve Tablo 5.1’de verilen uçağın istenilen hıza ulaşmasındaki güç ihtiyacı ile sabit hızla ilerlerken ihtiyaç duyduğu güç değerleri göz önünde bulundurulduğunda, sistemin ilgili periyotlara ait hibritleşme oranı, Tablo 6.3’te belirtildiği gibi olacaktır.

Tablo 6.3. Sistemin ilgili periyotlara ait hibritleşme oranı

Periyot	Hibritleşme Oranı (%)
1	34
2	32
3	29
4	36

6.3. Çevresel Etki

Üzerinde çalışma yaptığımız Airbus A320-200 tipi uçaklarda uçak için gerekli itki kuvvetini sağlamak için Tablo 4.2’de belirtildiği şekilde CFM International firmasına ait 120 kN itki kuvvetine sahip iki adet CFM56-5B tipi jet motoru kullanılmaktadır [34]. Daha önce belirtildiği üzere uçaklar havaalanlarında taksi hareketini motorların boşa çalışma (idle) performansı ile yapmaktadır. Bu motora ait boşa çalışmada tüketilen yakıt miktarı ve emisyon değerleri ise aşağıda tablo 5.12’de verilmektedir.

A320-200 tipi yolcu uçağına ait CFM56-5B4/3 tipi jet motorunun belirtilen taksi çıkış hareketi için boşa tükettiği yakıt Denklem 6.3 yardımıyla kolaylıkla hesaplanabilir. Burada $YT_{boşta}$ uçağın boşa çalışırken dolayısıyla taksi hareketini yaparken tükettiği toplam yakıtı, $\dot{m}_{yakıt,boşta}$ bir adet motorun boşa çalışırken tükettiği yakıt debisini, t saniye cinsinden taksi süresini n_{motor} ise boşa çalışan motor sayısını ifade etmektedir.

Tablo 6.4. CFM56-5B jet motoruna ait boşa yakıt tüketimi ve emisyon değerleri [171]

Motor Tipi	Yakıt Tüketimi [kg/s]	Hidrokarbon (HC) [g/kg]	Karbon monoksit (CO) [g/kg]	Azot oksit (NOx) [g/kg]
CFM56-5B4/3	0,102	1,92	32,07	4,22

$$YT_{boşta} = \dot{m}_{yakıt,boşta} \cdot t \cdot n_{motor} \quad (6.4)$$

Bu durumda 900 saniye sürecek bir taksi çıkış hareketi için tek bir motorun 91,8 kg yakıt tükettiğini görmekteyiz. Bu değer iki motor için hesaplandığında ise motorların 900 saniye boşta çalışmasında toplam 183,6 kg yakıt tükettikleri görülmektedir. Daha önce 4. Bölümde bir A320-200 tipi uçağın belirtilen şartlar altında toplam 900 saniye sürecek bir taksi çıkış hareketi için yaklaşık 125 kg yakıt tüketeceğinden bahsedilmişti. Uçaklar havaalanlarında taksi hareketini yaparken jet motorlarından gelen fazla kuvveti karşılamak için sıklıkla fren yapmaktadırlar. Bölüm 4'te hesaplanan değerde pilotun fren yaparak hızını düşürdüğü durumlar göz önünde bulundurulmamış belirlenen hareketin yapılabilmesi için gerekli yakıt miktarı hesaplanmıştır. Uçakların taksi hareketi esnasında sık sık fren kullanması durumundan Bölüm 2'de bahsedilmişti. Yine aynı bölümde daha az frene ihtiyaç duyulması sebebiyle tek motorlu taksilemenin (SET) daha az yakıt tüketimine neden olduğuna da değinilmiştir.

Konvansiyonel olarak 900 saniyelik bir taksi çıkış hareketinde ortaya çıkan karbondioksit miktarının hesaplanması için kerosenin karbondioksit faktörü olarak 3,15 kullanıldığında [172] aşağıda verilen Denklem 6.4 yardımıyla 578,34 kg olarak bulunur.

$$E_{CO_2} = YT_{boşta} \cdot e \quad (6.5)$$

Aşağıda verilen tabloda CFM56-5B4/3 tipi 2 adet motora sahip ve bu motorları taksi hareketi için boşta kullanan bir A320-200 tipi yolcu uçağının 900 saniyelik tek bir taksi çıkış hareketi sırasında ortaya çıkardığı emisyonlar ve miktarları verilmektedir.

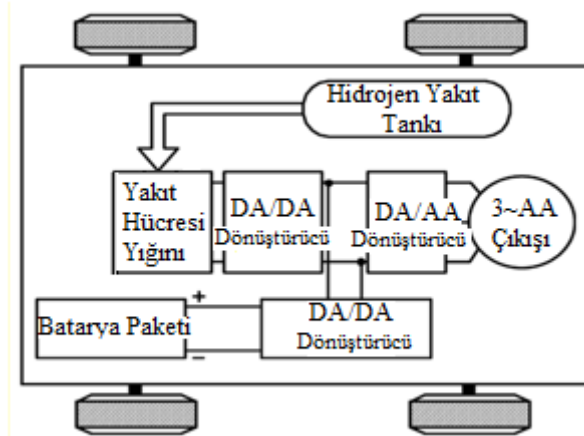
Tablo 6.5. Belirtilen taksi hareketi sırasında ortaya çıkan emisyonlar ve değerleri

Uçak Tipi	Karbondioksit (CO ₂) [kg]	Hidrokarbon (HC) [kg]	Karbon monoksit (CO) [kg]	Azot oksit (NO _x) [kg]
A320-200	578,34	0,353	5,89	0,775

7. SONUÇ

Havaalanlarında taksi hareketi yapan uçakların belirlenen hedefler doğrultusunda daha sessiz ve çok daha düşük oranlarda kirletici gaz salınlı veya tamamen emisyonuz taksilemeleri için çözümler üretilmiştir. Bu çözümlerden yalnızca harici çekici kamyon olan TaxiBot sistemi Frankfurt, Amsterdam Schiphol ve Yeni Delhi uluslararası havaalanlarında aktif olarak [65] kullanılmakta, EGTS ve WheelTug gibi on board çözümler ise sertifikalandırılma aşamasındadır. Ancak belirtilen bu çözümlerin uygulamalarında belirli operasyonel sorunlar mevcuttur. TaxiBot'un kullandığı dizel generatörler sebebiyle sıfır emisyonlu olmamasının yanı sıra iri boyutlarıyla havaalanlarında ekstra trafik oluşturması sistemin dezavantajı [17] olurken, on board sistem çözümlerinde ise APU'nun yeterli gücü sağlayamaması nedeniyle uçak üzerine eklenecek güç kaynaklarının (batarya, süperkapasitör veya yakıt hücresi grubu) uçağa ek ağırlık getirmesi ana sorunu teşkil etmektedir.

Her iki sistemin (harici ve on board) avantajları ve dezavantajları göz önünde bulundurularak Görsel 7.1'de genel mimarisi verilen yakıt hücreli ve bataryalı hibrit harici güç ünitesi tasarlanmıştır.



Görsel 7.1. Hibrit harici güç ünitesi

Önerilen sistemin simülasyonu yapılmış ve yakıt hücresinin sürekli tam yükte çalıştığı (elektrik motorlarını ve batarya paketini uygun bir enerji yönetim sistemi ile besleyecek olması nedeniyle) durumda hidrojen tüketimi yaklaşık olarak dakikada 1500 standart litre olarak görülmüştür. (Simülasyonda bataryanın şarj edilmesi kısmı göz ardı edildiğinden yakıt hücresinin maksimum yükte kullanıldığı durum olan 3. Periyota ait

değer alınmıştır.) Bu durumda yaklaşık olarak saniyede 2,23 gram hidrojen tüketimi yapıldığı görülmektedir.

Uygun enerji yönetim sistemi ile birlikte yakıt hücresinin sabit olarak 100 kW sürekli çıkış gücü sağlayacak şekilde planlanması durumunda yaklaşık olarak saniyede 1,69 gram hidrojen tüketimi gerçekleşmektedir. Bu durumda sistemde kullanılacak 2,75 kg'lık 2 adet tank ile belirtilen şartlarda 900 saniyelik yaklaşık 3 adet taksi çıkış hareketinin yapılabileceği görülmektedir.

2019 yılında küresel olarak havayolu şirketleri tarafından gerçekleştirilen toplam uçuş sayısı 38,9 milyondur [173]. (Covid 19 salgını nedeniyle azalan hava trafiğinin yanıltıcı olmaması açısından 2019 yılı verileri ele alınmıştır.) Hesperhol ve arkadaşlarının yaptıkları çalışmada belirttiği gibi uçuşların yaklaşık %65'inin A320-200 gibi orta ve kısa menzilli dar gövdeli uçaklar ile gerçekleştirildiği düşünülürse önerilen sistemin kullanılması ile birlikte 2019 yılı için yıllık toplam 14,6 milyon ton CO₂ salınımının önüne geçilebileceği görülmektedir. Elbetteki bu değerler 900 saniyelik taksi hareketi temel alınarak elde edilmiştir ve kesin sonuçlar değildir, ancak dar gövdeli uçakların bile havaalanlarında sadece taksi çıkış hareketinde ortaya çıkardıkları CO₂ emisyonunun büyüklüğünü göstermesi bakımından önemlidir. Taksi geliş ve geri çekme gibi diğer yer operasyonları da göz önüne alındığında önerilen sistemin uygulanması ile birlikte dünya üzerinde havaalanlarında daha büyük değerlerdeki CO₂ salınımının önüne geçilmiş olacaktır.

Sistemde ihtiyaç duyulan hidrojenin temini için yenilenebilir (örneğin fotovoltaik paneller, rüzgâr türbinleri) enerjinin kullanılması ile birlikte sistemin işletilmesi anlamında da daha çevreci ve sürdürülebilir bir yaklaşıma sahip olunabilecektir.

Yakıt tüketimi ve çevresel etki bakımından getirdiği büyük avantajların yanı sıra önerilen sistemin kullanılması ile birlikte havaalanlarında operasyonel avantajlar da elde edilebilecektir. Jet motorlarının kapalı durumda olması sebebiyle uçak kapıya paralel park edebilecek ve her iki kapı aynı anda yolcu indirip bindirmede güvenli bir şekilde kullanılabilir. Ayrıca geri itme için her hangi bir çekiciye ihtiyaç duyulmayacak olması ile beraber yolcuların biniş işlemlerinin ardından vakit geçirmeden taksi yoluna doğru harekete başlanabilecektir. Taksi hareketinde motorların kapalı olması ile birlikte jet motorlarının bakım süreleri uzayacak dolayısıyla bakım maliyetleri açısından da avantaj elde edilecektir. Ayrıca motorlara çalışırken pist etrafından gelebilecek yabancı

cisimler dolayısıyla oluşacak zararların önüne geçilmiş olacaktır. Konvansiyonel taksi hareketi esnasında uçağı belirtilen hızlarda tutabilmek adına sık sık frenleme yapılmakta dolayısıyla bu sistem ile birlikte fren ömürleri de uzatılmış olacaktır.

Havaalanlarında uçaklar yerde iken otel yüklerinin (iklimlendirme, aydınlatma, eğlence, vb.) karşılanması için uçak üzerinde bulunan APU'dan faydalanmaktadır. İleride bu sistemin bu yükleri de karşılayacak şekilde tasarlanması ile birlikte APU yerine kullanılması da mümkün olabilecek ve bu sayede uçak sürekli taşınması gereken bir yük olan APU'dan da kurtulabilecektir. İleride bu husus göz önünde bulundurularak bir çalışma yapılabilir. Ayrıca sistemin ilk yatırım ve işletme maliyetleri ile birlikte sağlayacağı ekonomik avantajları da değerlendirilerek yatırımın geri dönüş süresi gibi kapsamlı bir maliyet çalışması yapılması faydalı olacaktır. Bunların dışında çevresel anlamda sistemin LCA analizinin yapılması da ayrı bir çalışma olarak ortaya konabilir.

KAYNAKÇA

1. Association, I.A.T., *2036 forecast reveals air passengers will nearly double to 7.8 billion*. International Air Transport Association, 2017. **24**.
2. Iacus, S.M., et al., *Estimating and projecting air passenger traffic during the COVID-19 coronavirus outbreak and its socio-economic impact*. Safety Science, 2020. **129**: p. 104791.
3. EUROCONTROL. *Data Snapshots*. <https://www.eurocontrol.int/covid19> 2021.
4. Lukic, M., et al. *State of the art of electric taxiing systems*. in *2018 IEEE International Conference on Electrical Systems for Aircraft, Railway, Ship Propulsion and Road Vehicles & International Transportation Electrification Conference (ESARS-ITEC)*. 2018. IEEE.
5. Airbus, S., *Global Market Forecast: Growing Horizons 2017/2036*. Art & Caractère, April (4), 2017: p. 1-127.
6. Simões, A.F. and R. Schaeffer, *The Brazilian air transportation sector in the context of global climate change: CO2 emissions and mitigation alternatives*. Energy conversion and management, 2005. **46**(4): p. 501-513.
7. Krein, A. and G. Williams, *Flightpath 2050: Europe's vision for aeronautics*. Innovation for Sustainable Aviation in a Global Environment: Proceedings of the Sixth European Aeronautics Days, Madrid, 2012. **30**.
8. Adler, N., G. Martini, and N. Volta, *Measuring the environmental efficiency of the global aviation fleet*. Transportation Research Part B: Methodological, 2013. **53**: p. 82-100.
9. Deonandan, I. and H. Balakrishnan. *Evaluation of strategies for reducing taxi-out emissions at airports*. in *10th AIAA Aviation Technology, Integration, and Operations (ATIO) Conference*. 2010.
10. Goldberg, B. and D. Chesser, *Sitting on the runway: Current aircraft taxi times now exceed pre-9/11 experience*. 2008, United States. Dept. of Transportation. Research and Innovative Technology
11. EUROCONTROL. *Taxi times - Summer 2019*. <https://www.eurocontrol.int/publication/taxi-times-summer-2019> 2019.
12. Khadilkar, H. and H. Balakrishnan, *Estimation of aircraft taxi fuel burn using flight data recorder archives*. Transportation Research Part D: Transport and Environment, 2012. **17**(7): p. 532-537.
13. Enalou, H.B., et al. *A preliminary study into turbofan performance with LP-HP power exchange*. in *Proceedings of Montreal 2018 Global Power and Propulsion Forum*. 2018.

14. Chakraborty, I., et al. *Assessing taxiing trade spaces from aircraft, airport, and airline perspectives*. in *15th AIAA Aviation Technology, Integration, and Operations Conference*. 2015.
15. Chen, J., et al., *Toward a more realistic, cost-effective, and greener ground movement through active routing: a multiobjective shortest path approach*. *IEEE Transactions on Intelligent Transportation Systems*, 2016. **17**(12): p. 3524-3540.
16. Balakrishna, P., et al. *Estimating taxi-out times with a reinforcement learning algorithm*. in *2008 IEEE/AIAA 27th Digital Avionics Systems Conference*. 2008. IEEE.
17. Hospodka, J., *Electric taxiing–Taxibot system*. *MAD-Magazine of Aviation Development*, 2014. **2**(10): p. 17-20.
18. Fleuti, E. and S. Maraini, *Taxi-Emissions at Zurich Airport*. Accessed: Jul, 2017. **17**: p. 2019.
19. Dzikus, N., et al. *Potential for fuel reduction through electric taxiing*. in *11th AIAA Aviation Technology, Integration, and Operations (ATIO) Conference, including the AIAA Balloon Systems Conference and 19th AIAA Lighter-Than*. 2011.
20. Kumar, V., L. Sherry, and T. Thompson. *Analysis of Emissions Inventory for 'Single-engine Taxi-out' Operations*. in *International Conference on Research in Air Transportation (ICRAT-2008)*. 2008.
21. Ganev, E.D., *Electric drives for electric green taxiing systems: Examining and evaluating the electric drive system*. *IEEE Electrification Magazine*, 2017. **5**(4): p. 10-24.
22. Daidzic, N.E., *Determination of taxiing resistances for transport category airplane tractive propulsion*. *Advances in aircraft and spacecraft science*, 2017. **4**(6): p. 651.
23. Teo, A., et al., *Examination of aircraft electric wheel drive taxiing concept*. 2008, SAE Technical Paper.
24. Cardoso, S.H., *New Approach for Estimating Lengths of Transitional Ramps during Runway Overlay Construction*, in *Airfield Pavements: Challenges and New Technologies*. 2004. p. 436-446.
25. Re, F. *Viability and state of the art of environmentally friendly aircraft taxiing systems*. in *2012 Electrical Systems for Aircraft, Railway and Ship Propulsion*. 2012. IEEE.
26. Roling, P.C., et al. *The effects of Electric Taxi Systems on airport surface congestion*. in *15th AIAA Aviation Technology, Integration, and Operations Conference*. 2015.
27. Guo, R., Y. Zhang, and Q. Wang, *Comparison of emerging ground propulsion systems for electrified aircraft taxi operations*. *Transportation Research Part C: Emerging Technologies*, 2014. **44**: p. 98-109.

28. Lukic, M., et al., *Review, challenges, and future developments of electric taxiing systems*. IEEE Transactions on Transportation Electrification, 2019. **5**(4): p. 1441-1457.
29. Nicolas, Y., *eTaxi—Taxiing Aircraft with Engines Stopped*. Flight Airworthiness Support Technology (FAST), 2013. **51**: p. 2-10.
30. Postorino, M.N., L. Mantecchini, and E. Gualandi, *Integration between aircraft and handling vehicles during taxiing procedures to improve airport sustainability*. International Journal of Transport Development and Integration, 2016. **1**(1): p. 28-42.
31. Hespanhol, R.M., R. Sa, and J.A.A.S. Fortes, *Impact of an emission-mitigating action in São Paulo's Congonhas Airport (Brazil)*.
32. Khammash, L., L. Mantecchini, and V. Reis. *Micro-simulation of airport taxiing procedures to improve operation sustainability: Application of semi-robotic towing tractor*. in *2017 5th IEEE International Conference on Models and Technologies for Intelligent Transportation Systems (MT-ITS)*. 2017. IEEE.
33. Oyori, H. and N. Morioka, *Power management system for the electric taxiing system incorporating the more electric architecture*. 2013, SAE Technical Paper.
34. Stockford, J., C. Lawson, and Z. Liu, *Benefit and performance impact analysis of using hydrogen fuel cell powered e-taxi system on A320 class airliner*. The Aeronautical Journal, 2019. **123**(1261): p. 378-397.
35. Wollenheit, R. and T. Mühlhausen, *Operational and environmental assessment of electric taxi based on fast-time simulation*. Transportation research record, 2013. **2336**(1): p. 36-42.
36. Pan, W., et al., *The Impact of Green Taxiing Systems Using on Airport*. DEStech Transactions on Computer Science and Engineering, 2017(iceiti).
37. Galea, M., et al. *Development of an aircraft wheel actuator for green taxiing*. in *2014 International Conference on Electrical Machines (ICEM)*. 2014. IEEE.
38. Zhang, M., et al., *Multi-objective optimization of aircraft taxiing on the airport surface with consideration to taxiing conflicts and the airport environment*. Sustainability, 2019. **11**(23): p. 6728.
39. Mazaheri, M., G. Johnson, and L. Morawska, *Particle and gaseous emissions from commercial aircraft at each stage of the landing and takeoff cycle*. Environmental science & technology, 2009. **43**(2): p. 441-446.
40. Graver, B.M. and H.C. Frey. *Estimation of air carrier emissions at raleigh-durham international airport*. in *Proceedings of the Air and Waste Management Association's Annual Conference and Exhibition, AWMA*. 2009. Citeseer.

41. Vedantham, A., *Aviation and the Global Atmosphere: A Special Report of IPCC Working Groups I and III*. 1999.
42. Nikoleris, T., G. Gupta, and M. Kistler, *Detailed estimation of fuel consumption and emissions during aircraft taxi operations at Dallas/Fort Worth International Airport*. Transportation Research Part D: Transport and Environment, 2011. **16**(4): p. 302-308.
43. AIRBUS, S., *FAST# 51 AIRBUS TECHNICAL MAGAZINE*. 2013, January.
44. ICAO, L.A.T.W., *ANNEXES TO THE CONVENTION ON INTERNATIONAL CIVIL AVIATION*. 2004.
45. Annex, I., *14–Volume 1: Aerodromes–Aerodrome Design and Operations*. 2013, International Civil Aviation Organization.
46. internationale, O.d.l.a.c., *Advanced Surface Movement Guidance and Control Systems (A-SMGCS) Manual*. 2004: ICAO.
47. Bakowski, D.L., B.L. Hooey, and D.C. Foyle. *Flight deck surface trajectory-based operations (STBO): A four-dimensional trajectory (4DT) simulation*. in *2017 IEEE/AIAA 36th Digital Avionics Systems Conference (DASC)*. 2017. IEEE.
48. Re, F., *Model-based Optimization, Control and Assessment of Electric Aircraft Taxi Systems*. 2017.
49. Team, C.A.S., *Phase of Flight Definitions and Usage Notes*. International Civil Aviation Organization, Canada, 2006.
50. "WheelTug Webinar: Cheaper, Safer, and More Comfortable - You Can Have All Three!". 2019 [cited 2019 20-Apr-]; Available from: Available: <http://media.wheeltug.com/>.
51. AN-225'te Rota Amerika. [cited 2021; Available from: <https://www.airturkhaber.com/manset/an-225te-rota-amerika/>.
52. Chai, S. and W. Mason. *Landing gear integration in aircraft conceptual design*. in *6th Symposium on Multidisciplinary Analysis and Optimization*. 1996.
53. *The Boeing Company. Flight Operations Review: Taxiing with Carbon Brakes, August 1st, 1990*.
54. Riebe, G. and L. Corio, *Aircraft taxi speed control system and method*. 2006, Google Patents.
55. Stettler, M., et al., *The impact of single engine taxiing on aircraft fuel consumption and pollutant emissions*. The Aeronautical Journal, 2018. **122**(1258): p. 1967-1984.
56. Morris, K., *Reducing the Environmental Impacts of Ground Operations and Departing Aircraft*. International Airport Review, 2010. **14**(2).

57. Airbus, S., *Getting to grips with Fuel Economy*. Flight Operations Support & Line Assistance, 2004(4).
58. Annex, I., 14: *Aerodromes, Volume I–Aerodrome design and operations*. International Civil Aviation Organisation, 2002.
59. Halleran, M.S., *RUNWAY THREAT AND ERROR MANAGEMENT SYLLABUS FITS TRAINING*. 2010.
60. "Mototok." [Online]. Available: <https://www.mototok.com/>. [Accessed: 17-Jul-2019].
61. "Charlatte America." [Online]. Available: <https://www.charlatteamerica.com/>. [Accessed: 17-Jul-2019].
62. "Eagle Tugs." [Online]. Available: <https://eagletugs.com/>. [Accessed: 17-Jul-2019].
63. "Lektro." [Online]. Available: <https://www.lektro.com/>. [Accessed: 17-Jul-2019].
64. "Aircraft Tractors Driven from the Cockpit Save Thousands of Tons of Fuel." [Online]. Available: <https://www.innovations-report.com/html/reports/energy-engineering/aircraft-tractors-driven-from-the-cockpit-save-thousands-of-tons-of-fuel.html>. [Accessed:17-Jul-2019].
65. "TaxiBot-International." [Online]. Available: <http://www.taxibot-international.com/>. [Accessed: 17-Jul-2019].
66. "Pilot controlled dispatch towing - without engines running." [Online]. Available: <http://www.lufthansa-leos.com/taxibot>. [Accessed: 17-Jul-2019].
67. Frank, S., P.M. Schachtebeck, and P. Hecker. *Sensor Concept for Highly-Automated Airport Tugs for Reduced Emission Taxi Operations*. in *30th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences (ICAS 2016)*, Daejon, Korea. 2016.
68. "TaxiBot - Green revolution in airplane taxiing." [Online]. Available: http://docs.wixstatic.com/uqd/865bf2_9eb200929c4a42108ecf23d94e5c1379.pdf. [Accessed: 17-Jul-2019].
69. "TaxiBot in India." [Online]. Available: <http://taxibot-india.com/news/>. [Accessed: 17-Jul-2019].
70. Chakraborty, I., et al. *A requirements-driven methodology for integrating subsystem architecture sizing and analysis into the conceptual aircraft design phase*. in *14th AIAA Aviation Technology, Integration, and Operations Conference*. 2014.
71. Xu, Z., et al. *Thermal management of a permanent magnet motor for an directly coupled pump*. in *2016 XXII International Conference on Electrical Machines (ICEM)*. 2016. IEEE.

72. Madonna, V., et al. *On the effects of advanced end-winding cooling on the design and performance of electrical machines*. in *2018 XIII International Conference on Electrical Machines (ICEM)*. 2018. IEEE.
73. Madonna, V., et al., *Improved thermal management and analysis for stator end-windings of electrical machines*. IEEE Transactions on Industrial Electronics, 2018. **66**(7): p. 5057-5069.
74. Giangrande, P., et al. *Design of PMSM for EMA employed in secondary flight control systems*. in *2018 IEEE International Conference on Electrical Systems for Aircraft, Railway, Ship Propulsion and Road Vehicles & International Transportation Electrification Conference (ESARS-ITEC)*. 2018. IEEE.
75. Madonna, V., et al. *On the design of partial discharge-free low voltage electrical machines*. in *2019 IEEE International Electric Machines & Drives Conference (IEMDC)*. 2019. IEEE.
76. Giangrande, P., et al. *Design of fault-tolerant dual three-phase winding PMSM for helicopter landing gear EMA*. in *2018 IEEE International Conference on Electrical Systems for Aircraft, Railway, Ship Propulsion and Road Vehicles & International Transportation Electrification Conference (ESARS-ITEC)*. 2018. IEEE.
77. Madonna, V., et al., *Thermal analysis of fault-tolerant electrical machines for aerospace actuators*. IET Electric Power Applications, 2018. **13**(7): p. 843-852.
78. Madonna, V., P. Giangrande, and M. Galea, *Electrical power generation in aircraft: Review, challenges, and opportunities*. IEEE Transactions on Transportation Electrification, 2018. **4**(3): p. 646-659.
79. "Chorus Motors." [Online]. Available: <http://www.chorusmotors.com/aerospace.php>. [Accessed: 17-Jul-2018].
80. "IATA E-Taxi Conference 2017 Presentation - WheelTug Media." [Online]. Available: <http://media.wheeltug.com/>. [Accessed: 20-Apr-2019].
81. "Chorus Meschon Technology." [Online]. Available: <http://www.chorusmotors.com/technology/MeshconDerivation.pdf>. [Accessed: 20-Apr-2019].
82. Tao, J., J. Guo, and C. Liu. *A review of powered wheel for aircraft*. in *2016 IEEE International Conference on Aircraft Utility Systems (AUS)*. 2016. IEEE.
83. Soepnel, S. and P.C. Roling. *Impact of electric taxi systems on airport apron operations and gate congestion*. in *17th AIAA Aviation Technology, Integration, and Operations Conference*. 2017.

84. Švragulja, D., *Measures for Improving Fuel Efficiency by Implementing Electric Taxi System*. 2015, University of Zagreb. Faculty of Transport and Traffic Sciences. Division of
85. "WheelTug® Tow Tests Successful in Prague." [Online]. Available: <http://www.marketwired.com/press-release/wheeltug-tow-tests-successful-in-prague-1364008.htm>. [Accessed: 17-Jul-2019].
86. "WheelTug Successfully Tests Electric Drive System on Boeing 737NG." [Online]. Available: <http://www.marketwired.com/press-release/wheeltug-successfully-tests-electric-drive-system-on-boeing-737ng-1672869.htm>. [Accessed: 17-Jul-2019].
87. "WheelTug June 2012 Prague Ground Tests." [Online]. Available: <https://www.youtube.com/watch?v=vfueF1iQrz4>. [Accessed: 17-Jul-2019].
88. "WheelTug." [Online]. Available: <http://www.wheeltug.com/news.php>. [Accessed: 20-Apr-2019].
89. "WheelTug reveals timeframe for planned service entry." [Online]. Available: <https://www.flightglobal.com/news/articles/wheeltug-reveals-timeframe-for-planned-service-entry-432956/>. [Accessed: 17-Jul-2019].
90. "STIRLING REDESIGNS THE WHEEL!" [Online]. Available: <https://www.stirling-dynamics.com/news/stirling-redesigns-wheel/>. [Accessed: 17-Jul-2019].
91. Schier, M., et al., *High integrated electric machine for aircraft autonomous taxiing*. 2011.
92. Schier, M., F. Rinderknecht, and H. Hellstern, *Electric wheel hub motor for aircraft application*. International Journal of Renewable Energy Research (IJRER), 2012. **1**(4): p. 298-305.
93. Raminosoa, T., et al. *Feasibility and electromagnetic design of direct drive wheel actuator for green taxiing*. in *2011 IEEE Energy Conversion Congress and Exposition*. 2011. IEEE.
94. Center, D.G.A., *DLR Airbus A320 ATRA Taxis Using Fuel-Cell-Powered Nose Wheel for the First Time*. Online: <http://www.dlr.de/en/desktopdefault.aspx/tabid-6840/86-read-31408>, 2011.
95. Hua, T.Q., H.-S. Roh, and R.K. Ahluwalia, *Performance assessment of 700-bar compressed hydrogen storage for light duty fuel cell vehicles*. international journal of hydrogen energy, 2017. **42**(40): p. 25121-25129.
96. "EGTS." [Online]. Available: https://www.arts-et-metiers.asso.fr/manifestation_cr/678_compte_rendu.pdf. [Accessed: 06-Aug-2019].

97. Ganev, E., et al., *Electric drives for electric green taxiing systems*. SAE International Journal of Aerospace, 2016. **9**(2016-01-2013): p. 62-73.
98. European Commission (March 2017), "Annex VI : 6 th Call for Proposals (CFP06) - List and Full Description of Topics." [Online]. Available: https://ec.europa.eu/research/participants/portal/doc/call/h2020/jti-cs2-2017-cfp06-air-01-25/1762608-cfp06_description_of_topics_en.pdf. [Accessed: 19-Jul-2019].
99. Golovanov, D., M. Galea, and C. Gerada. *High specific torque motor for propulsion system of aircraft*. in *2016 International Conference on Electrical Systems for Aircraft, Railway, Ship Propulsion and Road Vehicles & International Transportation Electrification Conference (ESARS-ITEC)*. 2016. IEEE.
100. Galea, M., T. Hamiti, and C. Gerada. *Torque density improvements for high performance machines*. in *2013 International Electric Machines & Drives Conference*. 2013. IEEE.
101. Hebala, A., et al. *Multi-objective particle swarm optimization of wind turbine directly connected PMSG*. in *2017 Nineteenth International Middle East Power Systems Conference (MEPCON)*. 2017. IEEE.
102. Hebala, A., W.A. Ghoneim, and H.A. Ashour. *Different design approaches of surface mounted high performance PMSG*. in *2017 Intl Conf on Advanced Control Circuits Systems (ACCS) Systems & 2017 Intl Conf on New Paradigms in Electronics & Information Technology (PEIT)*. 2017. IEEE.
103. "Safran Eyes Launch Customer for 'E-Taxiing' at Farnborough." [Online]. Available: <https://www.ainonline.com/aviation-news/defense/2018-07-17/safran-eyes-launch-customer-e-taxiing-farnborough>. [Accessed: 17-Jul-2019].
104. El-Refaie, A. and M. Osama, *High specific power electrical machines: A system perspective*. CES Transactions on Electrical Machines and Systems, 2019. **3**(1): p. 88-93.
105. "Remote towing: the future?" [Online]. Available: <https://www.airsideint.com/issue-article/remote-towing-the-future/>. [Accessed: 17-Jul-2019].
106. "IAI signs first \$97m TaxiBot deal." [Online]. Available: <https://en.globes.co.il/en/article-1000767302>. [Accessed: 17-Jul-2019].
107. Edem, I., O. Ikechukwu, and E. Ikpe, *The Future of Conventional Aircraft Ground Propulsion Systems in Relation to Fuel Consumption and CO 2 Emission*. Int. J. Therm. Environ. Eng, 2016. **13**(2): p. 91-100.
108. Fordham, D., et al., *Deriving Benefits from Alternative Aircraft-Taxi Systems*. 2016: Transportation Research Board.

109. "An Airbus taxiing along with its engines shut down? It's not that far off!" [Online]. Available: <https://www.safran-landing-systems.com/systems-equipment/electric-taxiing-0>. [Accessed: 17-Jul-2019].
110. Daidzic, N.E., *Modeling and Computation of the Maximum Braking Energy Speed for Transport Category Airplanes*. Journal of Aviation Technology and Engineering, 2017. **6**(2): p. 1.
111. Ehsani, M., et al., *Modern electric, hybrid electric, and fuel cell vehicles*. 2018: CRC press.
112. Wong, J.Y., *Theory of ground vehicles*. 2008: John Wiley & Sons.
113. Jazar, R.N., *Vehicle dynamics: theory and application*. 2017: Springer.
114. Dixon, J.C. and S.o.A. Engineers, *Tires, suspension, and handling*. 1996.
115. Clark, S., *Mechanics of pneumatic tires (NBS Monograph 122)*. Washington, DC: National Bureau of Standards, 1971. **19**: p. 71.
116. Raymer, D.P., *Aircraft design: a conceptual approach*, American Institute of Aeronautics and Astronautics. Inc., Reston, VA, 1999. **21**.
117. Nicolai, L.M. and G.E. Carichner, *Fundamentals of aircraft and airship design, Volume 1—Aircraft Design*. 2010: American Institute of Aeronautics and Astronautics.
118. Mair, W.A. and D.L. Birdsall, *Aircraft performance*. 1992: Cambridge University Press.
119. Roskam, J. and C. Lam, *Airplane Aerodynamics and Performance*, DAR Corp. 1997, Press.
120. Anderson, J.D., *Aircraft performance & design*. 1999: McGraw-Hill Science Engineering.
121. Wild, T.W., *Transport category aircraft systems*. 1990: IAP, Incorporated.
122. Moir, I. and A. Seabridge, *Aircraft Systems: Mechanical, electrical, and avionics subsystems integration*. Vol. 52. 2011: John Wiley & Sons.
123. Scholz, D., et al. *Fuel consumption due to shaft power off-takes from the engine*. in *Proceedings of the 4th International Workshop on Aircraft System Technologies*. 2013. Aachen: Shaker.
124. Giannakakis, P., P. Laskaridis, and P. Pilidis, *Effects of off-takes for aircraft secondary-power systems on jet engine efficiency*. Journal of Propulsion and Power, 2011. **27**(5): p. 1024-1031.
125. Citation C14 Gen 2. [cited 2021; Available from: <https://cessna.txtav.com/en/citation/cj4-gen2>.
126. Embraer, S., *Embraer 195 airport planning manual*. APM-2259, Jun, 2005.
127. Airbus, S., *Aircraft characteristics airport and maintenance planning*. Google Scholar, 2005.

128. Boeing 777. [cited 2021 03-13]; Available from: https://en.wikipedia.org/wiki/Boeing_777.
129. Airbus A380. [cited 2021 03-13]; Available from: https://en.wikipedia.org/wiki/Airbus_A380.
130. Turgut, E.T., *An Analysis of the Effect of Non-Payload Weight on Fuel Consumption For a Wide-Bodied Aircraft*. Anadolu Üniversitesi Bilim Ve Teknoloji Dergisi A-Uygulamalı Bilimler ve Mühendislik, 2017. **18**(1): p. 59-68.
131. Jeong, K.-S., W.-Y. Lee, and C.-S. Kim, *Energy management strategies of a fuel cell/battery hybrid system using fuzzy logics*. Journal of power sources, 2005. **145**(2): p. 319-326.
132. Xue, X., K.W.E. Cheng, and D. Sutanto, *Unified mathematical modelling of steady-state and dynamic voltage–current characteristics for PEM fuel cells*. Electrochimica acta, 2006. **52**(3): p. 1135-1144.
133. Larminie, J. and J. Lowry, *Electric vehicle technology explained*. 2003: John Wiley & Sons.
134. Eriksson, E. and E.M. Gray, *Optimization and integration of hybrid renewable energy hydrogen fuel cell energy systems—A critical review*. Applied energy, 2017. **202**: p. 348-364.
135. Simons, A. and C. Bauer, *A life-cycle perspective on automotive fuel cells*. Applied Energy, 2015. **157**: p. 884-896.
136. Wan, N., *High performance direct methanol fuel cell with thin electrolyte membrane*. Journal of power sources, 2017. **354**: p. 167-171.
137. Meral, P., *Pem tipi yakıt hücrelerinde tasarım ve işletme parametrelerinin hücre performansına etkisi*. 2019, Sakarya Üniversitesi.
138. Karaoğlu, M.U. and N. Kuralay, *PEM YAKIT HÜCRESİ MODELİ*. Engineer & the Machinery Magazine, 2014(657).
139. Spiegel, C., *PEM fuel cell modeling and simulation using MATLAB*. 2011: Elsevier.
140. Larminie, J., A. Dicks, and M.S. McDonald, *Fuel cell systems explained*. Vol. 2. 2003: J. Wiley Chichester, UK.
141. ŞENOL, R., İ. ÜÇGÜL, and M. ACAR, *YAKIT PİLİ TEKNOLOJİSİNDEKİ GELİŞMELER VE TAŞITLARA UYGULANABİLİRLİĞİNİN İNCELENMESİ*. 2006.
142. Nuvera® E-Series Fuel Cell Engines: Today's answer to an emission-free future. 2021 [cited 2021 04/20]; Available from: <https://www.nuvera.com/enginesredefined>.

143. *Horizon Fuel Cell Technologies.* [cited 2021 20/04]; Available from: http://www.horizonfuelcell.co.kr/bbs/board.php?bo_table=hsub02_01&wr_id=38&navi=02&lnb=02.
144. *VL-Series Liquid Cooled 30kW-100kW PEM Stack Modules.* [cited 2021 20/04]; Available from: <https://www.horizonfuelcell.com/vlseries>.
145. *FCvelocity HD Family of Products.* [cited 2021 20/04]; Available from: https://www.ballard.com/docs/default-source/motive-modules-documents/fcvelocity_hd_family_of_products_low_res.pdf.
146. *Toyota FCV Mirai launches in LA; initial TFCS specs; \$57,500 or \$499 lease; leaning on Prius analogy.* [cited 2021 23/04]; Available from: <https://www.greencarcongress.com/2014/11/20141118-mirai.html>.
147. *Complete specifications Toyota Mirai FCV.* [cited 2021 20/04]; Available from: <https://king-of-automotive.blogspot.com/2016/11/complete-specifications-toyota-mirai-fcv.html>.
148. Hasegawa, T., et al., *Development of the fuel cell system in the mirai fcv.* 2016, SAE Technical Paper.
149. Lohse-Busch, H., et al., *Technology assessment of a fuel cell vehicle: 2017 Toyota Mirai.* 2018, Argonne National Lab.(ANL), Argonne, IL (United States).
150. Yoshida, T. and K. Kojima, *Toyota MIRAI fuel cell vehicle and progress toward a future hydrogen society.* The Electrochemical Society Interface, 2015. **24**(2): p. 45.
151. Tskukamoto, H. and P. Tan, *Battery charging system distinguishing primary and secondary batteries.* 2007, Google Patents.
152. Biswas, M.M., et al., *Towards implementation of smart grid: an updated review on electrical energy storage systems.* 2013.
153. Tie, S.F. and C.W. Tan. *A review of power and energy management strategies in electric vehicles.* in *2012 4th International Conference on Intelligent and Advanced Systems (ICIAS2012).* 2012. IEEE.
154. *Battery Cell Comparison.* [cited 2021 02-05]; Available from: <https://www.epectec.com/batteries/cell-comparison.html>.
155. Schröder, R., et al. *Process to increase the output of z-folded separators for the manufacturing of lithium-ion batteries.* in *Applied Mechanics and Materials.* 2015. Trans Tech Publ.

156. *EV design – battery calculation*. [cited 2021 03/05]; Available from: <https://x-engineer.org/automotive-engineering/vehicle/electric-vehicles/ev-design-battery-calculation/>.
157. *Lithium-ion Polymer Battery Specifications*. [cited 2021 03/05]; Available from: <https://www.grepow.com/page/lipo-battery.html>.
158. KÖKLÜKAYA, E., M. YILDIZ, and S. BAĞCI, *HİBRİT ARAÇLARDA GÜÇ ELEKTRONİĞİ SİSTEMLERİNİN GENELLEŞTİRİLMİŞ DURUM UZAY ORTALAMA YÖNTEMİYLE MODELLENMESİ*.
159. Williamson, S., M. Lukic, and A. Emadi, *Comprehensive drive train efficiency analysis of hybrid electric and fuel cell vehicles based on motor-controller efficiency modeling*. IEEE Transactions on power electronics, 2006. **21**(3): p. 730-740.
160. Tuncay, N., M. Gökaşan, and S. Boğosyan, *Güç Elektroniği Çeviriciler, Uygulamalar ve Tasarım*. İTÜ Elektrik-Elektronik Fakültesi, 2003: p. 111-126.
161. Bilhan, A.K. and S. Sünter, *3 Fazlı Evirici Devresi için SDGM, SHEDGM, HIDGM ve UVDGM Tekniklerinin Karşılaştırılması*. Nevşehir Bilim ve Teknoloji Dergisi, 2018. **7**(1): p. 100-110.
162. Kocalmis, A. and S. Sunter. *Simulation of a space vector PWM controller for a three-level voltage-fed inverter motor drive*. in *IECON 2006-32nd Annual Conference On IEEE Industrial Electronics*. 2006. IEEE.
163. DENİZ, E., *İki-Seviyeli SHEPWM İnverter için Genetik Algoritma Kullanılarak Anahtarlama Açılarının Belirlenmesi*. Fırat Üniversitesi Mühendislik Bilimleri Dergisi, 2015. **27**(1): p. 35-42.
164. *Full SiC Traction 600 A DC-DC Converter for Electric, Hybrid, and Fuel Cell Vehicles*. [cited 2021 07/05]; Available from: https://www.iisb.fraunhofer.de/content/dam/iisb2014/en/Documents/Media-PDF/Flyer_IISB-6M_v3.pdf.
165. *Wolfspeed_XM3_Inverter*. [cited 2021 08/05]; Available from: https://www.richardsonrfpd.com/docs/rfpd/Wolfspeed_XM3_Inverter.pdf.
166. *Faurecia to supply hydrogen storage systems for 1,600 Hyundai fuel-cell trucks*. [cited 2021 10/05]; Available from: <https://www.greencarcongress.com/2020/02/20200207-faurecia.html>.
167. *New Mirai hydrogen fuel cell electric vehicle – under the skin*. [cited 2021 10/05]; Available from: <https://mag.toyota.co.uk/new-mirai-hydrogen-fuel-cell-electric-vehicle/>.

168. *Toyota Mirai Fuel Cell Sedan Priced At \$57,500 - Specs, Videos.* [cited 2021 10/05]; Available from: <https://insideevs.com/news/323973/toyota-mirai-fuel-cell-sedan-priced-at-57500-specs-videos/>.
169. Garcia, P., et al., *Energy management system of fuel-cell-battery hybrid tramway.* *IEEE Transactions on Industrial Electronics*, 2009. 57(12): p. 4013-4023.
170. Yalin, G., *PEM yakıt hücresi-lityum polimer batarya hibrit sistemiyle tahrikli mini-İHA üretimi ve enerji yönetim sisteminin modellenmesi.* 2019.
171. ICAO, I. *Aircraft Engine Emissions Databank v28B.* Int. Civ. Aviat. Organ 2021; Available from: <https://www.easa.europa.eu/domains/environment/icao-aircraft-engine-emissions-databank>.
172. Girardet, D. and S. Spinler, *Surcharge management of kerosene and CO2 costs for airlines under the EU's emission trading.* *Journal of Air Transport Management*, 2013. **26**: p. 25-30.
173. *Number of flights performed by the global airline industry from 2004 to 2021.* [cited 2021 27.05]; Available from: <https://www.statista.com/statistics/564769/airline-industry-number-of-flights/#:~:text=The%20number%20of%20flights%20performed,to%2016.9%20million%20in%202020>

ÖZGEÇMİŞ

Adı Soyadı : Mustafa KEÇECİ

Yabancı Dil : İngilizce

Eğitim ve Mesleki Geçmişi

Lisans

- 2008 İstanbul Teknik Üniversitesi Elektrik-Elektronik Fakültesi Elektrik Mühendisliği

Mesleki Deneyim

- EÜAŞ Kütahya Tunçbilek Termik Santrali (2009-2015)
- Anadolu Üniversitesi (2015-2018)
- Eskişehir Teknik Üniversitesi (2018- Devam ediyor)