

**T.C.
ERCIYES ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ
UÇAK VE UZAY MÜHENDİSLİĞİ ANABİLİM DALI**

**ELEKTRİKLİLEŞMİŞ İTKİ SİSTEMLİ UÇAKLAR VE
HİBRİT-ELEKTRİKLİ İTKİ KONFIGÜRASYONLARININ
CESSNA 172S UÇAĞINDA KAVRAMSAL UYGULAMASI**

**Hazırlayan
Burak AKGÜL**

**Danışman
Dr. Öğr. Üyesi İsmail ATA**

Yüksek Lisans Tezi

**Nisan 2022
KAYSERİ**

**T.C.
ERCIYES ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ
UÇAK VE UZAY MÜHENDİSLİĞİ ANABİLİM DALI**

**ELEKTRİKLİLEŞMİŞ İTKİ SİSTEMLİ UÇAKLAR VE
HİBRİT-ELEKTRİKLİ İTKİ KONFIGÜRASYONLARININ
CESSNA 172S UÇAĞINDA KAVRAMSAL UYGULAMASI
(Yüksek Lisans Tezi)**

**Hazırlayan
Burak AKGÜL**

**Danışman
Dr. Öğr. Üyesi İsmail ATA**

**Nisan 2022
KAYSERİ**

BİLİMSEL ETİĞE UYGUNLUK

Bu çalışmadaki tüm bilgilerin, akademik ve etik kurallara uygun bir şekilde elde edildiğini beyan ederim. Aynı zamanda bu kural ve davranışların gerektirdiği gibi, bu çalışmanın özünde olmayan tüm materyal ve sonuçları tam olarak aktardığımı ve referans gösterdiğimi belirtirim.

Burak AKGÜL



“Elektriklileşmiş İtki Sistemli Uçaklar ve Hibrit-Elektrikli İtki Konfigürasyonlarının Cessna 172S Uçağında Kavramsal Uygulaması” adlı Yüksek Lisans Tezi, Erciyes Üniversitesi Lisansüstü Tez Önerisi ve Tez Yazma Yönergesi’ ne uygun olarak hazırlanmıştır.

Hazırlayan

Burak AKGÜL

Danışman

Dr. Öğr. Üyesi İsmail ATA

Uçak ve Uzay Mühendisliği ABD Başkanı

Prof. Dr. Bilge ALBAYRAK ÇEPER

TEŞEKKÜR

Hayatım boyunca bana gösterdikleri sabır ve verdikleri destekler için aileme; yüksek lisans öğrenimim boyunca ve tez yazım sürecinde değerli bilgilerini benimle paylaşan, bana yol gösteren değerli danışmanım Dr. Öğr. Üyesi İsmail ATA'ya teşekkür ederim.

Burak AKGÜL

Nisan 2022, KAYSERİ

ELEKTRİKLİLEŞMİŞ İTKİ SİSTEMLİ UÇAKLAR VE HİBRİT-ELEKTRİKLİ İTKİ KONFIGÜRASYONLARININ CESSNA 172S UÇAĞINDA KAVRAMSAL UYGULAMASI

Burak AKGÜL

**Erciyes Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü
Yüksek Lisans Tezi, Nisan 2022
Danışman: Dr. Öğr. Üyesi İsmail ATA**

ÖZET

Bu tezde elektriklileşmiş itkili uçaklar hakkında bilgi verilmiş ve hibrit-elektrikli itki sistemi konfigürasyonlarının günümüzdeki ticari olarak hazır teknolojileriyle kavramsal uygulama örnekleri sunulmuştur. Kavramsal uygulamalarda konvansiyonel itki sistemine ek olarak batarya, hidrojen tankı, yakıt hücresi modülü, elektrik motoru ve motor kontrolörü kullanılmıştır. 60, 90, 120, 150 ve 180 dakika süren ve 1200, 1800, 2400, 3000 ve 3600 m seyir irtifalarında gerçekleştirilen kavramsal uçuş görevleri sonrası konvansiyonel itki sistemli uçak ile hibrit-elektrikli iki konfigürasyon emisyonlar ve maliyet yönünden karşılaştırılmıştır.

Yapılan çalışma sonucunda konvansiyonel itki sistemli uçuşlara göre ortalama olarak %13,05 yakıt tasarrufu, 11,45 kg uçuş CO₂ emisyonlarında azalma ve %12,24 maliyet tasarrufu elde edilmiştir.

Anahtar Kelimeler: Elektrikli uçak, hibrit-elektrikli uçak, elektriklileşmiş itki

**ELECTRIFIED PROPULSION SYSTEM AIRCRAFTS AND CONCEPTUAL
APPLICATION OF HYBRID-ELECTRIC PROPULSION CONFIGURATIONS
IN CESSNA 172S AIRCRAFT**

Burak AKGÜL

Erciyes University, Graduate School of Natural and Applied Sciences

Master Thesis, April 2022

Supervisor: Assist. Prof. Dr. İsmail ATA

ABSTRACT

In this thesis, information about electrified propulsion is given and hybrid-electric propulsion system configurations' conceptual application examples with commercially available technologies were presented. In the conceptual applications, battery, hydrogen tank, fuel cell module, electric motor and motor controller were used in addition to the conventional propulsion system. Fuel consumption, emissions and costs of conventional and hybrid-electric propulsion configurations were compared for the conceptual flights which have mission time of 60, 90, 120, 150 and 180 minutes and have 1200, 1800, 2400, 3000 and 3600 m cruise altitudes.

As a result of the study, an average of 13.05% fuel saving, 11.45 kg reduction in flight CO₂ emissions and 12.24% cost savings were achieved compared to conventional propulsion system flights.

Keywords: Electric aircraft, hybrid-electric aircraft, electrified propulsion

İÇİNDEKİLER

ELEKTRİKLİLEŞMİŞ İTKİ SİSTEMLİ UÇAKLAR VE HİBRİT-ELEKTRİKLİ İTKİ KONFIGÜRASYONLARININ CESSNA 172S UÇAĞINDA KAVRAMSAL UYGULAMASI

BİLİMSEL ETİĞE UYGUNLUK.....	ii
YÖNERGEYE UYGUNLUK.....	iii
KABUL VE ONAY	iv
ONAY	iv
TEŞEKKÜR.....	v
ÖZET	vi
ABSTRACT.....	vii
İÇİNDEKİLER	viii
KISALTMALAR VE SİMGELER.....	x
TABLolar LİSTESİ.....	xii
ŞEKİLLER LİSTESİ	xiii
GİRİŞ	1

1. BÖLÜM

GENEL BİLGİLER

1.1. Hedef ve Çalışmalar	4
1.2. Uçaklarda Elektriklileşme.....	5
1.3. Elektriklileşmiş İtki Sistemli Uçaklar	5
1.3.1. Tam Elektrikli Uçaklar	6
1.3.2. Turbo-Elektrik Uçaklar	6
1.3.3. Hibrit-Elektrikli Uçaklar	7

2. BÖLÜM

LİTERATÜR ARAŞTIRMASI

2.1. Literatür Araştırması	9
----------------------------------	---

3. BÖLÜM

ELEKTRİKLİLEŞMİŞ İTKİ SİSTEMLERİNİ OLUŞTURAN ELEMANLAR

3.1. Bataryalar	17
3.2. Yakıt Hücreleri.....	19
3.3. Elektrik Motoru	21
3.4. Hidrojen Tankı.....	24
3.5. Pmad.....	25
3.6. Cessna 172S	25
3.7. Avgas 100LL, Elektrik ve Hidrojen	27

4. BÖLÜM

HİBRİT-ELEKTRİKLİ İTKİ SİSTEMİ KAVRAMSAL UYGULAMASI

4.1. Konfigürasyonlar	30
4.2. Uçuş Görevleri.....	34
4.3. Sonuçlar	39
4.4. Karşılaştırma	45

5. BÖLÜM

SONUÇLAR

5.1. Sonuçlar	53
5.2. Yorumlar ve Gelecek	54
KAYNAKÇA	56
EKLER.....	61
ÖZGEÇMİŞ.....	62

KISALTMALAR VE SİMGELER

CO_2	: Karbondioksit
H_2O	: Su
H_p	: Hibritlik Derecesi
NO_x	: Nitrojen Oksitleri
P_{EM}	: Elektrik Motoru Gücü
P_t	: Toplam Güç
SO_x	: Sülfür Oksitleri
AEA	: All Electric Aircraft- Tam Elektrikli Uçak
AFC	: Alkali Yakıt Hücresi
CO	: Karbonmonoksit
E_{db}	: Batarya dolaylı emisyonları
E_{dy}	: Yakıt hücresi dolaylı emisyonları
GWh	: Gigawatt-saat
H	: Hidrojen
HC	: Hidrokarbonlar
HEA	: Electric Aircraft- Hibrit-Elektrikli Uçak
ICAO	: Uluslararası Sivil Havacılık Örgütü
kg	: Kilogram
Kias	: Knots Indicated Airspeed, Knot İşari Hava Sürati
Km/s	: Kilometre/saat
kt	: Kiloton
kW	: Kilowatt
kW/kg	: Özgül güç
kWh	: Kilowatt-saat
Li-ion	: Lityum-iyon
M_B	: Bataryalı hibrit uçuş maliyeti
M_K	: Konvansiyonel uçuş maliyeti
M_U	: Uçuş maliyeti
M_Y	: Yakıt hücreli hibrit uçuş maliyeti
MCFC	: Erimiş Karbonatlı Yakıt Hücresi
MEA	: More Electric Aircraft- Daha Elektrikli Uçak
NASA	: National Aeronautics and Space Administration
nm	: Deniz Mili

O	: Oksijen
PAFC	: Fosforik Asitli Yakıt Hücresi
PEMFC	: Proton Değişim Membranlı Yakıt Hücresi
PMAD	: Power Management and Distribution/ Güç Yönetimi ve Dağıtımı
SOFC	: Katı Oksitli Yakıt Hücresi
TEA,TeA	: Turbo-Electric Aircraft- Turbo-Elektrik Uçaklar
TRL	: Technology Readiness Level-Teknolojik Mevcutluk (hazır olma) Seviyesi
W_{MKA}	: Maksimum kalkış ağırlığı
W_b	: Uçak boş ağırlığı
W_{eb}	: Bataryalı elektrikli sistem ağırlığı
W_{ey}	: Yakıt hücreli elektrikli sistem ağırlığı
$W_{p,y}$	: Kalan faydalı yük ağırlığı (pilot+yakıt)
W	: Watt
W_t	: Uçuş yakıt tüketimi
W_i	: Alçalma-iniş yakıt tüketimi
W_k	: Kalkış-tırmanma yakıt tüketimi
W_s	: Seyir yakıt tüketimi
W/kg	: Özgül Güç
W_h	: Enerji
W_h/kg	: Özgül Enerji

TABLolar LİSTESİ

Tablo 1.1.	Uçaklara göre sistemler	5
Tablo 3.1.	Northvolt Voltblock C12/90 teknik özellikleri.....	18
Tablo 3.2.	Ballard FCVeloCity-MD özellikleri	21
Tablo 3.3.	Mgm compro REX 30 elektrik motorunun teknik özellikleri.....	23
Tablo 3.4.	Mgm compro HBC280120-3'ün teknik özellikleri	24
Tablo 3.5.	G-Stor™ H2 L034H35 hidrojen tankı özellikleri.....	24
Tablo 3.6.	Cessna 172S Uçağının Verileri.....	26
Tablo 4.1.	Hibrit-elektrikli konfigürasyonlarda kullanılan elemanlar	31
Tablo 4.2.	Bataryalı hibrit-elektrikli uçağın ağırlık tablosu.....	32
Tablo 4.3.	Yakıt hücreli hibrit-elektrikli uçağın ağırlık tablosu	33
Tablo 4.4.	Uçuş irtifa ve süreleri.....	35
Tablo 4.5.	A uçuşları yakıt tüketimi verileri	39
Tablo 4.6.	B uçuşları yakıt tüketimi verileri	40
Tablo 4.7.	C uçuşları yakıt tüketimi verileri	40
Tablo 4.8.	D uçuşları yakıt tüketimi verileri	41
Tablo 4.9.	E uçuşları yakıt tüketimi verileri	41
Tablo 4.10.	Emisyonlarda düşüş verileri.....	42
Tablo 4.11.	30 kWh için batarya (şebeke elektriğiyle dolum) ve 0,76 kg hidrojen (şebeke elektriğiyle elektroliz) dolaylı emisyonları.....	43
Tablo 4.12.	Uçuşlara göre maliyetler	45
Tablo 4.13.	Çalışmalara göre veriler.....	52

ŞEKİLLER LİSTESİ

Şekil 1.1.	Elektriklileşmiş itki sistemleri; (a) paralel hibrit, (b) seri hibrit, (c) turbo-elektrik, (d) tam elektrikli	7
Şekil 3.1.	Northvolt Voltblock.....	18
Şekil 3.2.	Ballard FCveloCity®- MD yakıt hücresi modülü	21
Şekil 3.3.	Mgm compro REX 30 elektrik motorunun ön ve arkadan görüntüsü	23
Şekil 3.4.	Mgm compro HBC280120-3 elektrik motor kontrolörü	24
Şekil 3.5.	G-Stor™ H2 hidrojen tankı	25
Şekil 3.6.	Cessna 172S, Cessna Aircraft.....	26
Şekil 3.7.	Cessna 172S boyutları	27
Şekil 4.1.	Bataryalı hibrit-elektrikli itki sistemi konfigürasyonu.....	31
Şekil 4.2.	Yakıt hücreli hibrit-elektrikli itki sistemi konfigürasyonu	32
Şekil 4.3.	Bataryalı hibrit-elektrikli uçağın ağırlık dağılımı	33
Şekil 4.4.	Yakıt hücreli hibrit-elektrikli uçağın ağırlık dağılımı.....	34
Şekil 4.5.	A uçuşlarının aşamaları	35
Şekil 4.6.	B uçuşlarının aşamaları.....	36
Şekil 4.7.	C uçuşlarının aşamaları.....	36
Şekil 4.8.	D uçuşlarının aşamaları	37
Şekil 4.9.	E uçuşlarının aşamaları	37
Şekil 4.10.	Güç-yakıt tüketimi grafiği	38
Şekil 4.11.	Uçuş süresi-yakıt tasarrufu grafiği.....	46
Şekil 4.12.	Uçuş seyir irtifası-yakıt tasarrufu grafiği.....	47
Şekil 4.13.	Hibrit-elektrikli uçuşların konvansiyonel uçuşlara göre sağladıkları CO2 azalmasının uçuş seyir irtifasına göre grafiği	48
Şekil 4.14.	Hibrit-elektrikli uçuşların konvansiyonel uçuşlara göre sağladıkları CO2 azalmasının uçuş süresine göre grafiği	49
Şekil 4.15.	Hibrit-elektrikli uçuşların konvansiyonel uçuşlara göre sağladıkları maliyet tasarrufu – uçuş seyir irtifası grafiği	50
Şekil 4.16.	Hibrit-elektrikli uçuşların konvansiyonel uçuşlara göre sağladıkları maliyet düşüşü – uçuş süresi grafiği	51

GİRİŞ

Enerji hayatın devamlılığı için bir zorunluluktur, günlük hayatta oldukça basit görünen işlerin yapılabilmesi için dahi temel olan enerji taşıtların hareket edebilmesi için de gereklidir. Günümüze kadar ister kara, ister deniz ister hava araçları olsun tüm modern araçlar enerji kaynaklarına bağımlı olmuş ve bunu fosil yakıtlarla gerçekleştirmişlerdir.

Fosil yakıtların kullanımıyla oluşan emisyonlar, kirlilik ve bunların insan sağlığı üzerine etkileri yıllar boyunca büyük bir sorun olmuştur. Öte yandan artan dünya nüfusu ve yakıt tüketimiyle bu sorun daha da büyümüştür. Bu nedenle bu sorunların önüne geçmek için çözüm yolları aranmış ve pek çok çalışma yapılmıştır.

Özellikle 1970’li yıllarda yaşanmış petrol kriziyle birlikte dünyada sürdürülebilir alternatif enerji kaynağı arayışları başlamıştır. Fosil yakıt kaynaklarının önemli bir bölümünün Orta Doğu’da yer alması bu kaynakların arz ve fiyatının politik belirsizliklerden etkilenmesine de neden olur. Fosil yakıtların sahip olduğu bu dezavantajlar dünyayı enerji tasarrufu ve verimliliği konularına yöneltmiştir. Ayrıca günümüzde artan çevreci kaygılar nedeniyle geleceğe yönelik odak noktalarından biri haline gelen karbonsuzlaşma insanlığı fosil yakıtlar kullanan konvansiyonel sistemlere alternatif arayışına itmiştir. Bu alternatiflerin günümüzde en büyüğü ise elektrikli sistemlerdir. Ağırlıklı olarak bataryaların kullanıldığı bu sistemlerde operasyon emisyonları oluşmaz (tam elektriklielerde), öte yandan hidrojenin yakıt olarak kullanıldığı yakıt hücreli elektrikli sistemlerde de operasyon karbon ve diğer sera gazları emisyonları oluşmaz. Bu nedenle de elektrikleşme günümüz dünyasında gelecek için oldukça önemli hale gelmiştir. Elektrikleşmenin şüphesiz en büyük avantajlarından biri de enerji kaynağı olarak bağımlılığı azaltmasıdır. Elektrik kaynağının yenilenebilir enerji olduğu durumlarda bu aynı zamanda sürdürülebilirliği de yanında getirirken, hidrojen açısından bakıldığında da hidrojenin oldukça yaygın bir element olması, pek çok şekilde elde edilebilmesi ve Türkiye özelinde Karadeniz’de

büyük bir hidrojen rezervi bulunması elektrikleşmeyi çok daha cazip hale getirmektedir.

Günümüze kadar elektrikleşme çalışmaları ağırlıklı olarak otomotiv sektöründe yapılmış olup bu sektörde elde edilen birikimler ve donanımların belirli bir seviyeye gelmesiyle farklı alanlarda da elektrikleşme fikri ortaya atılmış ve bu alanlarda yapılan çalışmalarla birlikte bazı uygulamalar hayata geçirilmiştir. Bu alanlardan biri de havacılıktır; havacılıkta özellikle uçakların kalkış anında oluşan gürültü seviyesi ve pist yakınlarındaki emisyonları havacılıkta elektrikleşmeyi daha da önemli hale getirmektedir. Günümüz ticari teknolojisi her ne kadar yolcu uçakları gibi büyük uçakları tamamen elektrikli hale getirmek için yetersiz olsa da küçük uçaklarda konvansiyonel itki sistemlerine yardımcı nitelikteki elektrikli itki sistemlerinin kullanılmasıyla hibrit-elektrikli itki sistemleri oluşturularak, yakıt tüketimi ve emisyonların düşürülmesi amaçlanmaktadır. Öte yandan havacılıkta elektrikleşmeyle ilgili çalışmaların büyük çoğunluğu geleceğe yönelik çalışmalardır bu çalışmalar özellikle belirli teknoloji seviyesi kabulleriyle yapılmış olup çeşitli yeni konseptleri içermektedir.

İlk modern uçuştan beri kullanılan konvansiyonel itki sistemlerinde fosil yakıtlar kullanılması çevre üstünde etkilere neden olurken, bu yakıtların kaynaklarının siyasi ve coğrafi nedenlerle fiyat istikrarsızlığı da ayrıca bir sorundur. Bu nedenle tüm dünyada elektrikleşme çalışmaları hız kazanmıştır. Günümüzdeki çalışmalarsa genellikle ihalar ve hafif uçaklarla yapılan uygulamalardan oluşmaktadır. İlk elektrikli insanlı uçak olan MB-E1'den beri havacılıkta elektrikleşme için bir çok çalışma yapılmıştır. Günümüz ve yakın geleceğe dair önemli çalışmalara örnek vermek gerekirse; AeroVironment Pathfinder, Pathfinder Plus, Centurion, Helios; Onera Ampere; Boeing Sugar High, Sugar Freeze ve Sugar Volt; Ce-liner; Enfoca-fc; Dlr-Hy4; Nasa X-57 Maxwell; Pipistrel Alpha Electro, Velis Electro; Rolls Royce Spirit of Innovation, ESA ECO-150; Bye Aerospace eFlyer, Solar Impulse; Boeing Fuel Cell Demonstrator; Extra 330LE öne çıkmaktadır. Ayrıca havacılıktaki önemli olan diğer elektrikleşme çalışmaları eVTOL adı verilen ve daha çok şehir içi taşımacılığa yönelik dikey iniş kalkış yapabilen hava araçları üstüne devam etmektedir.

Bu tez çalışmasının konusu, elektrikleşmiş itki sistemleri ve bu sistemlere örnek olarak hibrit-elektrikli konfigürasyonların kavramsal uygulamasıdır. Bu tezde amaç yakın gelecekte havacılıkta başlayacak değişim hakkında bilgiler vermek ve özellikle elektrikleşmiş itki sistemleri gibi yeni bir konunun anlaşılabilmesine katkı sağlamaktır.

Tezdeki kavramsal uygulamalarda hibrit-elektrikli itki sistemlerinin etkisinin görülebilmesi için temelde 3 aşamaya ayrılmış beş farklı irtifa ve sürede gerçekleştirilen kavramsal uçuşlar sonunda hibrit-elektrikli uçuşların sonuçları ve konvansiyonel sistemli uçuşun verileriyle karşılaştırılmıştır. Karşılaştırmalar yakıt tüketimi, emisyonlar ve maliyetler yönünden yapılmış ve sonuçlar yorumlanmıştır. Kavramsal uygulamalarda kullanılmış elemanlar ticari olarak kullanıma hazır elemanlar olduklarından bu tezde sunulan çalışma uçaklardaki elektrikleşmenin bugünkü durumunun anlaşılması açısından da önem taşımaktadır.

1. BÖLÜM

GENEL BİLGİLER

İlk uçuştan bugüne havacılığın fosil yakıtlara bağımlı olması yanında pek çok sorun getirmiştir. Bu sorunlar başlıca sera gazı emisyonları, kaynakların belirli ülkelerde yer alması nedeniyle politik kaynaklı fiyat ve arz istikrarsızlıklarıdır. Bu nedenle uzun yıllar boyunca fosil yakıtlara bağımlılığı azaltmak ve havacılığı daha sürdürülebilir hale getirmek için yollar aranmıştır.

1.1. Hedef ve Çalışmalar

ACARE SRIA (Avrupa Havacılık Araştırmaları Danışma Konseyi Stratejik Araştırma ve İnovasyon Ajandası) kapsamında oluşturulan Flightpath 2050 programının hedefleri 2050 yılında yolcu kilometre başına CO_2 emisyonlarında %75, NO_x emisyonlarında %90 ve gürültü emisyonlarında %65 azalma gerçekleştirilmesidir (2000 yılındaki yeni bir uçağa göre), ayrıca bu kapsamda uçağın taksi hareketinin emisyonsuz bir şekilde yapılması, hava araçlarının geri dönüştürülebilir şekilde tasarlanması ve üretilmesi , sürdürülebilir alternatif yakıtların kullanılması bulunmaktadır [1]. NASA ise ERA projesinde daha çevreci uçaklar için çalışmalar yapmıştır, bu kapsamda yakıt tasarrufunda artış, sera gazı emisyonları ve gürültülerdeyse azalma hedefleri konulmuştur. Bu hedefler TRL (Technology readiness level/Teknolojik mevcutluk seviyesine) göre sınıflandırılmış ve N+1, N+2 ve N+3 olmak üzere 3 zaman dilimi belirlenmiştir. N+3 seviyesinde hedef NO_x emisyonlarında %80 ve yakıt tüketiminde %60 düşüştür [2].

Bu hedeflere yönelik yapılan çalışmalar içinde SAF (Sürdürülebilir Havacılık Yakıtları) hakkında yapılmış çalışmalar oldukça dikkat çekicidir, bu yakıtlar konvansiyonel yakıtlara karıştırılmalarıyla emisyonların azaltılmasına katkıda bulunmaktadır.

1.2. Uçaklarda Elektriklileşme

Son dönemlerde elektrikli donanımların gelişmesiyle birlikte uçaklarda elektriklileşme fikri ön plana çıkmıştır. MEA (Daha Elektrikli Uçak) adı verilen konseptte temel fikir verimliliği düşük, yüksek bakım gereksinimine sahip ve karmaşık pnömatik, mekanik ve hidrolik uçak alt sistemlerinin elektrikli sistemlerle değiştirilmesidir, böylece yakıt tasarrufunda ve verimde artış; sistem ağırlığı ve mekanik arızalarda azalma ve kolay bakım hedeflenmektedir [3]. Bazı yaygın uçaklara göre sistemler tablo 1.1.'de verilmiştir.

Tablo 1.1. Uçaklara göre sistemler [3]

	Airbus A350	Airbus A380	Boeing 737	Boeing 787	Lockheed Martin F35
Çevre Kontrol Sistemi	Pnömatik	Pnömatik	Pnömatik	Elektrik	Pnömatik
Uçuş Kontrol Sistemi	Elektrik/Hidrolik	Elektrik/Hidrolik	Hidrolik	Hidrolik	Elektrik
İniş Takımları	Hidrolik	Hidrolik	Hidrolik	Hidrolik	Hidrolik
Frenler	Elektrik	Hidrolik	Hidrolik	Elektrik	Hidrolik
Buz Koruma	Pnömatik	Pnömatik	Pnömatik	Elektrik	Elektrik
Ters İtici	Elektrik	Elektrik	Hidrolik	Hidrolik	Yakıt

Tablo incelendiğinde 1967'de ilk uçuşunu gerçekleştirmiş olan Boeing 737 uçağında konvansiyonel sistemlerin kullanıldığı daha yeni uçaklar olan Airbus A350 (2013), A380 (2005), Boeing 787 (2009) ve Lockheed Martin F35 (2006) uçaklarında ise elektrikli sistemlerin kendilerine yer bulduğu anlaşılmaktadır. Öte yandan zamanla birlikte uçak itkisinin de elektrikle sağlanabileceği görülmüş ve bu yönde çalışmalar yapılmıştır.

1.3. Elektriklileşmiş İtki Sistemli Uçaklar

Her ne kadar günümüze kadar uçuş için fosil kaynaklı yakıtlar kullanılmış olsa da aslında bu yakıtların kullanımı zorunlu değildir. Teknolojinin gelişimiyle birlikte belirli bir teknolojik olgunluk seviyesine gelmiş olan elektrikli sistem donanımları sayesinde bunların günümüzde itki için kısmen de olsa kullanımları mümkün hale gelmiştir.

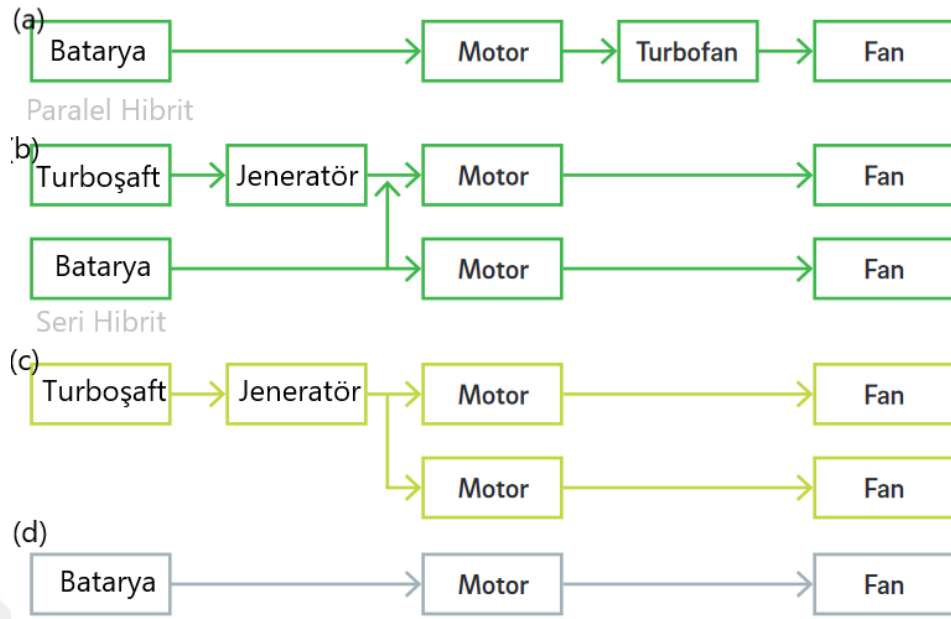
Elektriklileşmiş itki sistemleri uçağa sağlanan itki gücünün bir kısmının elektrik gücüyle sağlandığı ya da tamamen elektriğe dayandığı sistemlerdir. Elektriklileşmiş itki sistemleri elektrik gücünün itkiye katılım oranı ve sağlandığı kaynağa göre temelde 3 konfigürasyona ayrılır. Bunlar; tam elektrikli uçaklar (all electric aircraft- AEA), turbo-elektrik uçaklar (turbo-electric aircraft- TEA/TeA) ve hibrit-elektrikli uçaklardır (hybrid-electric aircraft- HEA).

1.3.1. Tam Elektrikli Uçaklar

Tam elektrikli uçaklarda itki sistemine güç vermek için bataryadan sağlanan elektrik kullanılır. Bu sayede emisyonsuz uçuş sağlanır (emisyonsuz uçuş operasyon anı için geçerli olup toplam emisyon hesabı elektriğin sağlandığı kaynağa bağlıdır), ayrıca tüm sistemin elektrikli olması nedeniyle gürültü seviyeleri konvansiyonel sistemlere göre daha düşüktür. Öte yandan konvansiyonel sistemlere oranla daha az hareketli parça içermeleri sayesinde verimlilik daha fazladır [4]. Ayrıca yakıt yakma işleminin bulunmaması nedeniyle konvansiyonel itki sistemlerindeki gibi çok yüksek sıcaklıklara ulaşılmaz ve bu da malzeme anlamında bir avantaj getirir. Ancak günümüzde tamamen elektrikli uçak uygulamalarına uygun bataryalar henüz ticarileşmediğinden yaygın batarya türleriyle ancak insansız hava araçları ve hafif uçak uygulamaları yapılabilmektedir.

1.3.2. Turbo-Elektrik Uçaklar

Turbo-elektrik itki sistemlerinde fosil yakıtlar ana enerji kaynağıdır, yakıtlardan elde edilen mekanik güç önce elektrik gücüne daha sonra da itki gücüne çevrilir. Türbin motor doğrudan pervane, fan gibi elemanlara bağlı olmadığından optimum verimlilikteki bir çalışma noktasına ayarlanabilir [4]. Türbin motorda üretilen gücün elektriğe çevrilmesi sayesinde bataryalara ihtiyaç duyulmaz bu nedenle günümüz batarya teknolojisi düşünüldüğünde ağırlık avantajları vardır [5], ancak emisyonlar göz önünde bulundurulduğunda türbin motor fosil kaynaklı yakıt kullandığından çok avantajlı olmamakla birlikte konvansiyonel sistemlere göre temel avantajı türbin motorun optimum verimlilikle çalışmasıdır. Şekil 1.1.'de elektriklileşmiş itki sistemlerinin şematik yapısı gösterilmiştir.



Şekil 1.1. Elektriklileşmiş itki sistemleri; (a) paralel hibrit, (b) seri hibrit, (c) turbo-elektrik, (d) tam elektrikli [3]

1.3.3. Hibrit-Elektrikli Uçaklar

Hibrit-elektrikli itki sistemleri ise itki gücünün en az iki farklı enerji kaynağından gelen güçle sağlandığı konfigürasyon tipidir. Burada konvansiyonel yakıtlar, yakıt hücreleri, bataryalar, fotovoltaiik hücreler gibi farklı elemanlar ve bu elemanlardan gelen kimyasal ve elektrik enerjisiyle güç üretimi yapabilen konvansiyonel motorlar ve elektrik motorları beraber kullanılabilir olduğundan oldukça farklı tasarımlar elde edilebilmekle birlikte bu kaynakların birbirleriyle bağlanma şekillerine göre de seri, paralel, seri-paralel ve kompleks konfigürasyonlar oluşturulabilmektedir. Konvansiyonel motorların enerji yoğunluğu ve elektrik motorun verimliliğinden hibrit konfigürasyonlar sayesinde faydalanılabilir [6, 7].

Paralel hibrit-elektrik itki konfigürasyonu konvansiyonel ve elektrik sisteminin her ikisinin de itki cihazlarını (pervane, fan, vb.) tahrik etmek için mekanik olarak bağlandığı konfigürasyondur, böylece iki sistem de doğrudan itki oluşturabilir. Bu konfigürasyonda avantajlar daha az parça gerekmesi nedeniyle düşük ağırlıktan dezavantaj mekanik bağlantı nedeniyle oluşan kontrol ve operasyonel karmaşıklıktır. Gerekli itkinin hem konvansiyonel motor hem de elektrik motorundan gelmesi sayesinde konvansiyonel motor daha küçük boyutlandırılabilir [4, 6, 7].

Seri hibrit-elektrikli sistemlerdeyse itki cihazlarına güç, konvansiyonel motordan jeneratör aracılığıyla veya elektrik enerji kaynağından gelir, dolayısıyla yakıttaki kimyasal enerji mekanik enerjiye ardından da jeneratör tarafından elektrik enerjisine çevrilir, bu enerji bataryada depolanabileceği gibi doğrudan elektrik motoruna da güç verebilir. Bu konfigürasyonda konvansiyonel motor itki cihazlarına direkt olarak güç vermediğinden farklı çalışma koşullarına göre optimum bir çalışma noktasında çalışmak üzere ayarlanabilir böylece operasyon en verimli şekilde gerçekleştirilmiş olur, ayrıca konvansiyonel motor doğrudan itki cihazını çalıştırmadığından daha esnek şekilde konumlandırılabilir. Bu özellikler sayesinde konvansiyonel motorun verimliliği yüksek ve kullanım ömrü de uzun olur. Ancak paralel konfigürasyona göre fazladan bir eleman olan jeneratör gereksinimi ve mekanik-elektrik dönüşümlerdeki verimlilik kaybı seri konfigürasyonun dezavantajlarından [4, 6, 7].

Havacılıkta günümüz konvansiyonel uçaklarındaki emisyonlar, gürültü seviyeleri, enerjiyi verimli kullanamama gibi nedenlerle hedef tam elektrikli uçaklara geçiş yapmaktır, ancak bataryaların düşük özgül enerjisi ağırlık ve menzil kısıtlamaları oluşturmaktadır ayrıca bu teknolojinin bu denli yüksek standartlara sahip olan havacılık uygulamalarında henüz çok fazla uygulanmaması nedenleriyle hibrit-elektrikli itki sistemleri kısa vadede daha iyi bir seçenek olup kullanımları boyunca hem emisyon, gürültü ve düşük verimlilik sorunlarının azaltılmasına yardımcı olacak hem de elektrikli itkinin operasyon şartlarının daha iyi anlaşılabilmesine yardımcı olacaktır.

2. BÖLÜM

LİTERATÜR ARAŞTIRMASI

2.1. Literatür Araştırması

Literatürde yapılan tarama sonucunda elektrikleşmiş itki sistemleri hakkında yapılan çalışmaların akademik ve uygulama olarak iki ana grupta toplandığı görülmüştür. Akademik çalışmalar incelendiğinde çalışmaların ağırlıklı olarak çeşitli teknoloji seviyesi kabulleriyle geleceğe yönelik yapıldığı görülmektedir; özellikle tezin giriş kısmında da bahsedildiği gibi yakıt tasarrufu ve karbonsuzlaşmanın önemli konular halini alması nedeniyle bu yöndeki çalışmalar daha çok şirketlerle birlikte yapılmakta ve genel olarak daha büyük boyutlu uçaklar (yolcu uçakları, vb.) üzerine yapılmaktadır. Uygulamalarda ise yapılan çalışmaların ağırlıklı olarak insansız hava araçları ve hafif uçaklar üzerinde yoğunlaştığı görülmüştür. Bu konuda yapılmış önemli akademik çalışmalar aşağıda verilmiştir.

Ye vd. yaptıkları çalışmada hibrit-elektrikli uçakların mevcut durumunu incelemişlerdir. Öte yandan hibrit-elektrikli uçaklar için çeşitli tasarım ve enerji yönetim metodolojilerini değerlendirmişlerdir. Yaptıkları değerlendirme sonucunda küçük boyutlu hibrit uçaklar hakkında çokça çalışmaların ve uygulamaların yapıldığı, büyük hibrit uçakların ise elektrikli teknolojilerde önemli bir gelişme olmadığı sürece konsept analizi aşamasında kalacağını açıklamışlardır [6].

Aigner vd. yaptıkları çalışmada 2030-2050 yılları için yaptıkları hibrit-elektrikli uçak çalışmasında Airbus A320-200 üzerinde yaptıkları çalışmada 900 nm'den kısa mesafelerdeki tasarım menzilleri için yakıt tüketiminde düşüş elde etmişlerdir [4].

Koruyucu doktora tezinde piston-prop ve elektrik motoru kullanan paralel hibrit-elektrikli hafif genel maksat helikopterin kalkış aşaması için enerji ve çevresel etkilerini

farklı irtifalar ve hibritlik dereceleri için incelemiştir. Yapılan çalışmada 3000 m irtifada ve %6 hibritlik derecesinde yakıt tüketimi ve CO_2 %3,91 düşmüştür öte yandan insan sağlığı %3,27 daha az etkilenmiştir [8].

Hoelzen vd. konvansiyonel gaz türbini motoru ve bataryaların güç verdiği elektrik motoru kullanan bölgesel bir hibrit-elektrikli uçağın operasyon stratejilerini incelemiştir. Bu incelemelerde özellikle batarya kullanımıyla azalan karbon ayak izi ön plana çıkmıştır. Yapılan çalışma sonucunda enerji depolama teknolojilerinin özgül enerji ve güç seviyesi uçakların elektrikleşmesinin gerçekleşmesinde belirleyici olacağı ve uçuş görevine göre uygun batarya seçiminin önemli olduğu sonucuna ulaşmışlardır. Öte yandan çalışma sonucunda ulaşılan diğer bir önemli sonuç makul maliyetlerde olan hibrit-elektrik konfigürasyonlarının hedeflenen CO_2 emisyon azalmasına ulaşmadığıdır. Çalışmada %66 hibritlik derecesiyle emisyonlarda %22 azalmanın %25 doğrudan operasyon maliyet artışıyla gerçekleştiği, doğrudan operasyon maliyetinde artış meydana getirmeden ise emisyonların %5'e kadar azaldığı görülmüştür. Çalışmada ulaşılan önemli sonuçlardan biri ise hibrit-elektrikli uçakların 350 nm'ye kadar olan menzillerde maliyet açısından konvansiyonel uçaklarla rekabetçi olabileceğidir [9].

Gaspari vd. yaptıkları çalışmada hibrit-elektrikli uçaklara yönelik modüler itki sistemi mimarisi ortaya koymuşlardır. Çalışmada itki sistemini oluşturan elemanlardan detaylı bahsedilmiştir. Çalışmada ortaya konan konsept işlevsellik ve sistem güvenilirliği açısından incelenmiş, çalışmada güvenilirlik hesaplamaları havacılık dışı alanlardan alınan bilgilerle yapılmış olsa da elektrikleşmenin gelecek açısından önemini ortaya koymaktadır [10].

Righi yaptığı çalışmada Cessna 172R uçağını varsayımsal yakıt hücreleri ve batarya kullanarak kavramsal olarak hibrit-elektrikli hale getirmiş ve bu konfigürasyonun uçuş için yeterli gücü sağlayabildiğini göstermiştir [11].

Hepperle yaptığı çalışmada uçaklarda elektrikleşmenin potansiyel ve sınırlamalarından bahsetmiştir. Havacılıktaki elektrikleşmenin otomotivdekinden farklılıklarından ve gereksinimlerinden bahsetmiştir. Yapılan çalışmada konvansiyonel ve elektrikleşmiş itki sistemlerine ait farklı konfigürasyonlara yer verilmiş ve bunları oluşturan elemanlar açıklanmıştır. Çalışmada özellikle batarya, yakıt hücresi ve elektrik motoru

teknolojilerinin kabiliyetleri ve günümüzdeki seviyeleri karşılaştırmalı bir biçimde gösterilmiştir. Öte yandan elektrikleşmiş uçaklar için menzil denklemleri oluşturulmuştur. Bölgesel bir uçak için basitleştirilmiş bir uçuş görev profili oluşturulmuş ve her bir uçuş aşaması için irtifalara göre harcanan enerji çıkartılmıştır. Çalışmada Dornier Do 328 uçağı üzerinde adım adım örnek bir kavramsal hibritleştirme çalışması yapılmıştır. Çalışmada elde edilen bulgulardan biri batarya sisteminin 1500 Wh/kg özgül enerji seviyesinde olması halinde konvansiyonel uçaklardaki gibi bir faydalı yük menzil kapasitesine ulaşılabilir [12].

Mbarki yaptığı çalışmada uçaklarda elektrikleşmeyi hem elemanlar hem de konfigürasyonlar açısından ele almıştır. Elektrikleşmenin bugününü ve gelecekteki muhtemel gelişimini incelemiştir. Öte yandan elektrikleşmeyi hem insansız hem de insanlı hava araçları yönünden irdlemiştir ve ayrıca çevre üzerindeki emisyon ve gürültü gibi etkileri ortaya koymuştur [13].

Vratny ve Hornung yaptıkları çalışmada elektrikleşmiş uçaklardaki itki sistemi elemanları ve bu elemanların boyutlandırılmasını incelemiştir. Ayrıca çalışmada ayırık paralel hibrit-elektrikli uçak konseptindeki ducted fan boyutlandırma seçenekleri gösterilmiştir, sistemde elektrik motoru gaz türbinli motora yardımcı olarak boyutunun küçülmesine ve verimliliğin artmasında olanak sağlar. Çalışmada referans olarak A320 uçağı ele alınmış ve 2035 servise giriş yılı 1300 nm tasarım aralığı hedeflenmiştir. Aynı görev için ayırık paralel hibrit-elektrikli uçağın referans uçak A320'den %34 daha ağır olduğu ve uçağın maksimum kalkış ağırlığı üzerinde çok büyük etkisi olan bataryaların toplam uçak ağırlığının %16'sını oluşturduğu görülmüştür. Ayrıca elektrikli itki sistem elemanlarının eklenmesiyle uçak itki sistemi ağırlığı referans uçağa göre %56 artmıştır. Uçuş için gerekli olan yakıt miktarı %8,5 azalmışken, uçak ağırlığında meydana gelen artış nedeniyle uçuş için gereken toplam enerji %9,2 artmıştır [14].

Morioka vd. uçaklarda elektrikleşmeyi inceledikleri çalışmada genel olarak var olan konseptlerden bahsetmiş ve bunların uçuş aşamalarına göre yeterlilik ve dezavantajlarını ortaya koymuşlardır. Çalışmalarında elektrikleşmenin şu anda yardımcı sistemler (accessories) üzerinde yaygınken gelecekte itki sistemi, kontrol, güç sistemi entegrasyonu, motor ve elektrik güç üretimi ve entegre itki uçuş kontrolü gibi konuların dikkat edilmesi gereken hususlar olduğu ve elektrikleşmenin günümüz

teknolojisinde getirdiği ağırlık nedeniyle tek başına yeterli olmayacağı bu nedenle elektrikli aktif laminar akış kontrolü gibi sistemlerle hibrit-elektrikli uçaklarda yakıt tüketimlerinin daha fazla düşürülebileceği sonuçlarını ortaya koymuşlardır [15].

Tay vd. yaptıkları çalışmada hibrit-elektrikli uçakların uçuş performanslarını ve görev analizlerini değerlendirmeyi sağlayan bir yazılım oluşturmuşlardır. Çalışmada sırasıyla 500 kg ve 1000 kg faydalı yükler ve 250 km ve 500 km menzillerden oluşan referans görevler kullanılmıştır. Batarya enerji yoğunluğunun 100 Wh/kg'den 400 Wh/kg'ye artışıyla her 100 yolcu – kilometre başına yakıt tüketimi 4,4 kg'den 3,7'ye düşmüştür [16].

Iwanizki vd. kısa menzil hibrit-elektrikli uçak kavramsal tasarımı üzerine bir çalışma yapmışlardır. Çalışmada farklı hibrit itki sistemi konfigürasyonları analiz edilmiştir. Konvansiyonel uçaklardan farklı bir tasarım prosesine sahip hibrit-elektrikli uçakların tasarımı için genel bir akış şeması oluşturulmuştur. Çalışmada referans olarak sırasıyla 2500 nm menzilli 17 ton faydalı yüklü ve 800 nm menzilli 13,6 ton faydalı yüklü iki uçuş görevi referans olarak göz önünde bulundurulmuştur. Yapılan çalışma sonucunda %10 hibritlik derecesinin en faydalı değer olduğu görülmüştür, ayrıca %2 civarında yakıt tüketiminde azalma sağlanmıştır [17].

Schömann küçük insansız hava araçları için hibrit-elektrikli itki sistemlerini çalışmasında ele almıştır. Çalışma kapsamında 10 kg ile 70 kg arasında değişen faydalı yükler ve 1 saat ile 12 saat arasında değişen uçuş süreleri 20 m/s sabit hızı için incelenmiştir. 1000 Wh/kg'lik bataryalı hibrit-elektrikli uçak her uçuş zamanı için konvansiyonel uçaktan yakıt ve enerji bakımından daha verimli olduğu görülmüştür [18].

Friedrich ve Robertson yaptıkları çalışmada hibrit-elektrikli tahrik/itki sistemlerinin otomotiv ve havacılık sektörleri için önemi ve özelliklerinden bahsetmişlerdir, çalışmada güncel hibrit-elektrikli uçak modelleri kendi aralarında karşılaştırılmıştır. Ayrıca çalışmanın asıl odak noktası olan ve bu kapsamda geliştirilen yüksek taşıma/sürüklenme oranlı 8 kW içten yanmalı ve 12 kW elektrik motoruna sahip paralel hibrit-elektrikli SOUL microlight uçağı 1 saatlik kavramsal bir uçuş görevinde değerlendirilmiştir. Çalışma sonucunda SOUL'un 1 saatten kısa uçuşlarda %50'ye kadar yakıt tasarrufu sağladığı ve buradan yola çıkılarak yapılan hesaplamada ticari

uçaklar için %10'a kadar yakıt tasarrufunun mümkün olduğu görülmüştür. Ayrıca aerodinamik, malzeme ve yapıdaki geliştirmelerle birlikte yakıt tasarrufu ve gürültüde azalmanın %70'e varabileceği belirtilmiştir [7].

Pornet 2035 yılını hedef alarak yaptığı çalışmasında hibrit-elektrikli dar gövde uçakları için uçuş tekniklerinin tanımlanması, boyutlandırma ve performans analizi için çeşitli kavramsal tasarım yöntemleri ortaya koymuştur, geliştirilen yöntemlerde harcanan elektrik enerjisinin takibi ve ulaşılabilir maksimum itki hesaplanması odak noktasıdır ayrıca hibrit-elektrik itki sistemleriyle ilgili kısıtlamalar da tanımlanmıştır. Tüm bunların göz önünde bulundurulmasıyla genel uçak boyutlandırma süreci ve uçak performansı değerlendirmesi anlaşılmış olur. Çalışmada uçak tasarım menzilin artmasıyla uçağın yakıt tüketimi, ağırlığı ve verimliliği artan elektrik enerjisi ihtiyacı nedeniyle büyüyen batarya nedeniyle kötüleşme gösterdiği görülmüştür. 180 yolculu ve 900 nm menzilli uçak bataryaların 1500 Wh/kg özgül enerjiye sahip olduğunun varsayıldığı durumda %16'ya varan yakıt tasarrufuna ulaşılmıştır, 1100 nm'de ise tasarruf %20'ye ulaşmıştır [19].

Donateo vd. yaptıkları çalışmada hibrit-elektrikli insansız hava aracı tasarımı yapmışlardır, çalışmada en optimum hibritlik derecesi %30 olarak bulunmuş ve bu %3,24 yakıt tasarrufu ya da %4,3 havada kalma süresinde artış sağlamıştır [20].

Schafer vd. tamamen elektrikli uçakları teknolojik, ekonomik ve çevresel etkiler bağlamında ele almışlardır. Uçakların elektrikleşmesiyle birlikte doğacak elektrik talebinin devasa olacağı ve buna yönelik altyapı yatırımlarının hız kazanması gerektiğini vurgulamışlardır. Buna dayanak olarak 2015 yılında 741-1111 km menzilli dar gövde yolcu uçaklarının elektrikli olması halinde dünya elektrik tüketiminin %0,6-1,7 arasına tekabül edeceği örneğini vermişlerdir [21].

Nagy ve Detre yaptıkları çalışmada NASA N+3 ve Flightpath 2050 hedeflerine yönelik Clouddrider adını verdikleri bir konsepti CycleTempo tasarım ortamında hazırlamışlardır, bu konseptte üç farklı enerji kaynağına sahip dağıtılmış hibrit-elektrikli itki sistemi kullanmışlardır. Konsept sayesinde CO_2 emisyonunda %56, yaşam döngüsü NO_x emisyonlarında %85 azalma sağlanmıştır [22].

Frosina vd. yaptıkları çalışmada hibrit-elektrikli bir hafif uçak modellemesi yapmışlardır, %28 hibritlik derecesine sahip bu çalışmada 35 kW sürekli güç sağlayabilen Emrax 207 ve 40 kg'lık bir batarya paketi kullanılmıştır. Çalışma sonucunda yakıt tasarrufunun transfer uçuşlarında %20, eğitim uçuşlarında %30 düzeylerine çıkabileceği görülmüştür [23].

Ploetner vd. elektrikli nakliye uçakları için yaptıkları işletme maliyet çalışmasında konvansiyonel uçaklar için kullanılan maliyet hesap yöntemini bataryaya uyarlamışlardır. Yaptıkları hesaplama sonucunda doğrudan işletme maliyetlerinin toplamda %0,8 arttığı sonucuna ulaşmışlardır, ayrıca batarya ve diğer ek maliyetler göz önünde bulundurulduğunda sahiplik maliyetinin %23 arttığı görülürken, HTS motorlar sayesinde bakım maliyetlerinin konvansiyonel turbofan uçaklara göre %34 düştüğü belirlenmiştir, öte yandan çalışmanın yapıldığı tarihteki yakıt ve elektrik fiyatlarına göre gerekli enerji maliyetlerinde %2 azalma görülmüştür [24].

Finger vd. yaptıkları çalışmada hibrit-elektrikli uçakların tasarım ve operasyonlarında önemli noktaları vurgulamışlardır. Çalışmalarında elektrikleşmiş itki sistemi konfigürasyonları ve bunların uçak üzerindeki etkilerine değinmişlerdir. Ayrıca insansız hava araçları ve dikey iniş kalkış yapabilen hava araçlarına ait örnek konfigürasyonlar sunmuşlardır [5].

Vegh çalışmasında birden fazla enerji kaynağı içeren uçakların boyutlandırılması için tasarım metodolojileri geliştirmiştir. Çalışmada 4 farklı uçak sınıfı ele alınmış olup, bunlar sırasıyla konvansiyonel bölgesel jet uçağı, lityum-hava bataryalı tamamen elektrikli bölgesel uçak, hibrit bataryalı (alüminyum-hava ve lityum-iyon bataryalar) uçak, dizel-elektrik uçaktır [25].

Voskuijl vd. yaptıkları çalışmada yakıt tüketimi ve emisyonları düşürmek için lityum-hava bataryalardan oluşan hibrit-elektrikli bir bölgesel turboprop uçak tasarlamışlardır. 1000 Wh/kg özgül enerjili bataryaya sahip 1528 km menzilli 70 kişilik uçağın itki gücünün %34'ünün elektrikten geldiği durumda yakıt tüketiminde %28 azalma elde edilmiştir [26].

Epstein ve O'Flarity yaptıkları çalışmada elektrikli uçak itkisiyle havacılık CO₂ emisyonlarının azalmasını incelemişlerdir. Çalışmada kalkış ağırlığı 25 tondan yüksek

uçakların havacılık CO₂ emisyonlarının %98'inden sorumlu olduğu ve CO₂ emisyonlarının sadece %12'sinden 750 km'den kısa mesafeli uçuşlar sorumlu olduğundan CO₂ emisyonlarını önemli ölçüde azaltabilmek için günümüzde uzun menzillerde kullanılabilecek batarya teknolojisinin yolcu uçaklarının uçuşu için tek başına yeterli olmadığı, sonuçlarına ulaşmışlardır [27].

Sziroczak vd. yaptıkları çalışmada hibrit-elektrikli küçük bir uçağın kavramsal tasarımını yapmışlardır. Çalışma kapsamında mevcut teknoloji seviyesindeki problem ve engellerin yanı sıra gelecekte hedeflenen verimli hibrit-elektrikli sistemler için gerekli teknolojiler ele alınmıştır, çalışmada ortaya konan metodoloji örnekte küçük genel havacılık uçaklarına örnek olarak Cessna 172'de uygulanmıştır; konvansiyonel itki sisteminin tamamen elektrikli itki sistemiyle değiştirilmesi halinde ve bataryaların 1000 Wh/kg özgül enerji seviyesi olması durumunda dahi uçağın normal menzilin ancak yarısına sahip olabildiği ortaya konmuştur; ayrıca yine aynı batarya seviyesinde uçak ağırlığının 3,3 katına ulaşmasıyla normal menzilin ancak %80'inden biraz fazlasına ulaşılabilirdiği sonucu çıkmıştır [28].

Hospodka vd. yaptıkları çalışmada elektrikli genel havacılık uçaklarını incelemişlerdir. Elektrikli uçaklar hakkında bir değerlendirme yapmak için elektrikli uçaklar ve konvansiyonel uçaklar arasında elektrik enerjisi, yakıt, motor, elektrik motoru gibi elemanlar göz önünde bulundurulmuştur. Ayrıca yakıt ve elektrik emisyon ve fiyat açısından karşılaştırılmış, bunların çevre ve maliyet etkileri ortaya konulmuştur [29].

Rendon vd. hibrit-elektrikli uçaklar için bir durum çalışması yapmışlardır. Bu çalışmada sivil havacılık pazarının durumu ve yeni bir konsept olan kent hava taşımacılığı (UAM) ortaya konulmuştur. Ayrıca elektrikleşmiş itki sistemli uçaklardan bahsedilmiştir. Öte yandan elektrikli uçakların ve bu uçakları oluşturan sistemlerin çeşitli teknolojik mevcutluk seviyesine göre gelişim trendlerini açıklamışlardır [30].

Sürer çalışmasında Cri-Cri uçağı için yakıt hücresi ve bataryadan oluşan bir kavramsal hibrit-elektrikli itki sistemi tasarlamıştır, 0,68 kg hidrojen tüketilen bu sistemde 0,32 kg hidrojen acil durumlar için depolanmakta olup, uçuşta tüketilen toplam enerji miktarı 31 kWh'dir [31].

Glasscock vd. tarafından yapılan çalışmada uçuş sırasında bir elektrik jeneratörü gibi çalışan bir menzil arttırıcı konsepti sunulmuş, bu konsept sayesinde bataryaların düşük enerji yoğunluklarının neden olduğu faydalı yük kapasitesindeki azalmanın telafi edilebileceği ancak gereken ekstra ekipmanlar nedeniyle tam elektrikli uçağın avantajlarından taviz verilmesi gerektiği belirtilmiştir. Bu çalışmada RExMoto adı verilmiş uçağa ayrı bir şekilde takılabilen ve ayrıca motosiklet olarak da kullanılabilen bir menzil arttırıcı ortaya konulmuştur. Özellikle takılıp çıkarılabilir bir yapıda olması sayesinde sadece gereken uçuş görevleri için kullanılabilir ve ihtiyaç duyulmadığı zamanlarda ekstra ağırlığa neden olmaz. Menzil arttırıcılar sahip oldukları özellikler nedeniyle oldukça caziptirler, ancak uçak uygulamalarında belirli kısıtlamalar vardır, bunlardan temel olanlar; uçağa entegre edilmeleri için ekstra ekipman ihtiyacı, uçak üzerinde modifikasyon gereksinimi ve uçakta halihazırda var olan güç sistemleri üzerinde kötü etkilerdir [32].

3. BÖLÜM

ELEKTRİKLİLEŞMİŞ İTKİ SİSTEMLERİNİ OLUŞTURAN ELEMENLAR

Elektriklileşmiş itki sistemleri farklı konfigürasyonlarda olabilmeleri nedeniyle çok farklı elemanlara sahip olabilmekle birlikte genel olarak elektrik motorları, bataryalar, yakıt hücreleri, fotovoltaiik hücreler, menzil arttırıcılar ve sistemin güç ve enerji yönetimini sağlayan pmad'dan oluşur.

Bu çalışmada oluşturulan konfigürasyonlarda ise uçağın sahip olduğu konvansiyonel itki sistemine ek olarak batarya, elektrik motoru, yakıt hücresi modülü donanımlarıdır. Bu donanımların ve çalışmada kullanılan elemanların özelliklerinden aşağıda bahsedilmiştir.

3.1. Bataryalar

Elektriklileşmiş itki sistemlerinde sistemi oluşturan ana hususlardan biri de elektrik enerjisinin depolanmasıdır. Bataryalar günümüzde elektrik enerjisinin depolanmasında kullanılan en yaygın cihazlardır, elektrik enerjisi bataryayı oluşturan galvanik hücrelerde kimyasal enerji olarak depolanır. Bataryalar şarj ve deşarj işlemleriyle kimyasal enerji ve elektrik enerjisi arasında yüksek verimlilikle dönüşüm sağlarlar. Duman dedektörlerinden uçaklara, el fenerlerinden uzay mekiklerine kadar geniş bir yelpazede kullanılan bataryalar sahip oldukları özelliklere göre pek çok farklı tipi mevcut olup bu bataryalar yaygın bir şekilde şarj edilebilirlik ve kimyasal yapılarına göre ayrılırlar. Şarj edilebilirliklerine göre bataryalar birincil ve ikincil olarak ayrılır. Birincil bataryalar tek kullanımlık bataryalardır ve yaygın olarak portatif elektronik cihazlarda kullanılırlar. Bu tür bataryalarda gerçekleşen kimyasal tepkimeler tersinmezdir bu nedenle tekrar şarj edilemezler. İkincil bataryalarsa kimyasal tepkimelerin tersinebilirliği sayesinde şarj edilerek tekrar tekrar kullanılabilirler. Yaygın

ikincil batarya tipleri nikel-kadmiyum, nikel-metal hidrit, kurşun asit, lityum iyon, lityum polimer, şarj edilebilir alkalın, lityum-hava, lityum-sülfürdür. Günümüzde özellikle lityum temelli bataryalar için geliştirme çalışmaları devam ederken alüminyum-hava, silikon-hava gibi yeni batarya tipleri de gelecek için araştırılmaktadır.

Bataryaların uçaklarda kullanımı ise yeni değildir. Bataryalar konvansiyonel itki sistemine sahip uçaklarda elektrik sisteminde ani yükselişlerin dengelenmesinde, sisteme çalışma gücü ve uçağa acil durumlarda enerji sağlanmasında kullanılırlar [33]. Elektriklileşmiş itki sistemleriyle birlikte uçaklarda batarya kullanımı daha yaygın hale gelecek ve bataryaların uçak için önemleri daha da artacaktır.

Bu çalışmada yapılan kavramsal uygulamada lityum-iyon bir batarya olan Northvolt Voltblock kullanılmıştır. Lityum-iyon bataryaların özelliklerinden bahsedilecek olursa diğer yaygın tiplere göre daha yüksek enerji yoğunluğu, düşük kendi kendine deşarj ve daha az bakım gereksinimleri önemli noktalardır [34]; bu nedenle de günümüzdeki uçak elektrikleşmesi için uygundur. Northvolt Voltblock batarya paketinin tablo 3.1.'de yer alan özelliklerinden bahsedilecek olursa, bu batarya 11,7 kWh enerjiye ve 54 kg ağırlığa sahiptir. Özellikle %97 geri dönüştürülebilir özellikte olan bu batarya paketi yapılacak uygulamaların sürdürülebilirliği açısından da önem taşımaktadır [35]. Şekil 3.1.'de Northvolt Voltblock batarya paketine ait görsel sunulmuştur.

Tablo 3.1. Northvolt Voltblock C12/90 teknik özellikleri [35]

Nominal Kapasite	11,7 kWh
Voltaj	72-100 V
Isıl yönetim	Sıvı soğutma
C oranı	1,35 V (deşarj), 0,5 V (şarj)
Boyutlar	800x483x90 mm
Ağırlık	54 kg



Şekil 3.1. Northvolt Voltblock [35]

3.2. Yakıt Hücreleri

Yakıt hücreleri yakıtlarda bulunan kimyasal enerjiyle elektrik üreten elektrokimyasal cihazlardır. Bir yakıt hücresinde bir anot ve bir katot olmak üzere iki elektrot, elektrik yüklü parçacıkları bir elektrottan diğerine taşıyan elektrolit ve kimyasal tepkimeyi hızlandırıcı bir katalizör bulunur [36].

Tüm yakıt hücreleri temelde anot, katot ve elektrolit içermeleri nedeniyle benzerlikler taşırlar ve yakıt hücrelerinde genel olarak çalışma prensibi yakıt atomlarının anotta yakıt hücresine girmesi ve katalizör tarafından elektronlarından ayrılarak pozitif yüklü iyon haline gelmesi ve de negatif elektronların akım sağlamasıyla iş yapılmasıdır. Tepkimenin devamı için yakıt hücresine yakıt ve oksitleyici sağlanırken tepkime ortaya çıkan ürünlerse yakıt hücresi dışına çıkarılır; yakıt hücresine yakıt ve oksitleyici sağlandığı sürece de tepkimeler ve elektrik üretimi devam eder. Hidrojenin yakıt olarak kullanıldığı durumdaysa hidrojen molekülleri elektron ve protonlara bölünür, protonlar elektrolit membrandan geçer ve diğer yakıt türleri doğal gaz, biyogaz, metanol vb. kullanıldığı yakıt hücrelerindeki gibi elektronlar elektrik akımı ve ısı üretir. Katotta bu protonlar, elektronlar ve oksijen birleşerek su molekülleri oluşturur [36,37]. Bu nedenle emisyon olarak su buharı oluşur ve bu da emisyon hedefleri açısından yakıt hücrelerini oldukça önemli yapmaktadır.

Yakıt hücrelerinde hareketli parça bulunmaması oldukça sessiz çalışma ve yüksek güvenilirliği sağlarken yakıttan elektrik üretmek için yanma işlemi bulunmaması yüksek verimliliklere ulaşılmasına imkan sağlar. Ayrıca yakıt hücreleri tepkime sıcaklıklarına göre düşük sıcaklık (LT) yakıt hücreleri ve yüksek sıcaklık (HT) yakıt hücreleri olarak ikiye ayrılabilir. LT ve HT yakıt hücreleri arasındaki temel farklar; LT yakıt hücreleri yakıt olarak H_2 , metanol veya proses gazı kullanırlar, kısa ısınma periyodu ve atılan ısıyı sınırlı kullanma kapasitesine sahiptirler. HT yakıt hücreleri ise yakıt hücresinde ulaşılan yüksek sıcaklıklar nedeniyle bu doğrultuda malzeme gerektirir, ayrıca daha uzun ısınma periyodu ve atılan ısıya kolay kullanımı özelliklerine sahiptir [38]. Yakıt hücrelerini sahip oldukları elektrolit tipine göre sınıflama yakıt hücrelerinin sınıflandırılmasında en yaygın kullanılan yöntemdir. Pek çok tipte yakıt hücresi vardır, bunlardan en yaygın olanları AFC- alkali yakıt hücreleri, MCFC- erimiş karbonatlı

yakıt hücreleri, PAFC- fosforik asitli yakıt hücreleri, PEMFC- proton değişim zarlı yakıt hücreleri, SOFC- katı oksit yakıt hücreleridir.

Bu çalışmada kullanılmış olan yakıt hücresi modülü olan Ballard FCVeloCity-MD proton değişim membranlı yakıt hücresi türünde olup bu türün özelliklerinden bahsedilecek olursa; proton değişim membranlı yakıt hücreleri havacılık sistemlerinde en çok kullanılan yakıt hücresi türüdür ve elektrolit olarak ince, geçirgen bir polimer membran kullanılır. Bu membran küçük ve hafiftir ayrıca tepkimeyi hızlandırmak için bu membranın iki tarafında da platin katalizör kullanılır. PEMFC'lerin en göze çarpan özellikleri 80°C civarı gibi düşük sıcaklıklarda çalışabilmeleri, direkt olarak DC akım üretmeleri ve yakıt olarak hidrojen kullanmaları durumunda emisyon olarak sadece su açığa çıkarmalarıdır. Ayrıca SOFC ve DMFC'lere göre daha yüksek enerji yoğunluğuna sahip olmasının yanı sıra ağırlıkları hafiftir. PEMFC'lerin önemli dezavantajı ise hızlı yük değişimi durumlarında yakıt hücresinin pahalı bir parçası olan yakıt hücresi membranının ömrünün kısılmasıdır. Verimlilikleri %40-60 civarında olan PEMFC'lerde güç çıkışları 100 W ile birkaç kW arasında değişmektedir. Ayrıca PEMFC'lerin alt türü olan DMFC- Doğrudan Metanol Yakıt Hücresi adında bir yakıt hücresi türü de vardır, bu yakıt hücreleri PEMFC ve SOFC'lerle birlikte havacılık için en cazip yakıt hücreleridir, 20-90°C aralığında çalışırlar ve yakıt olarak gaz haldeki hidrojen ve propana göre daha yoğun olan ve bu nedenle depolaması daha kolay olan sıvı metanol yakıt kullanırlar, ancak bunun sonucunda emisyon olarak karbondioksit emisyonlarının oluşması ve verimliliklerinin %20-30 olması en temel dezavantajlarıdır [36,39].

Ballard FCVeloCity-MD'nin özellikleri tablo 3.2.'de yer almaktadır, bu özelliklerden bahsedilecek olursa ağırlığı 125 kg, ürettiği güç 30 kW'dır, ayrıca yakıt olarak hidrojen kullanır [40] bu nedenle emisyon olarak sadece su buharı açığa çıkması ve partikül maddeler, nitrojen oksitler, sülfür oksitler, karbonmonoksit ve karbondioksit emisyonu oluşmaması nedeniyle emisyon hedeflerine ulaşılması için de önemlidir. Şekil 3.2.'de bu yakıt hücresi modülüne ait görsel verilmiştir.

Tablo 3.2. Ballard FCVeloCity-MD özellikleri [40]

Yakıt hücresi tipi	Proton değişim membranlı
Güç	30 kW
Boyutlar	900x480x375 mm
Ağırlık	125 kg
Yakıt tipi	Hidrojen
Ses seviyesi	< 75 dBA



Şekil 3.2. Ballard FCVeloCity®- MD yakıt hücresi modülü [40]

3.3. Elektrik Motoru

Elektrik motorları elektrik enerjisini mekanik enerjiye çeviren ve elektromanyetizma ilkesine göre çalışan elektromekanik cihazlardır. Genel olarak şu özelliklere sahiptirler,

- Motor çıkışı çok büyük oranda soğutma düzeni tarafından belirlenir,
- Benzer soğutma sistemli motorlarda nominal tork yaklaşık olarak rotor hacmiyle dolayısıyla da kabaca toplam motor hacmiyle orantılıdır,
- Birim hacim başına çıkış gücü direkt olarak hızla orantılıdır,
- Büyük motorlar küçüklere kıyasla daha yüksek özgül torka ve verimliliğe sahiptir,
- Motor verimliliği hızla birlikte iyileşir,
- Limitler içinde olmak kaydıyla bir motor performansı etkilenmeden herhangi bir voltajda çalışabilir,
- Kısa süreli aşırı yükleme çoğu motorda hasara neden olmaz [41].

Elektrik motorları konvansiyonel motorlara göre düşük ağırlıkları ve hacimleri, daha basit yapıda olmaları ve daha az hareketli parça içermelerinden dolayı sürtünme kayıplarının az, verimliliğin daha yüksek olması, arızanın daha az, üretim ve bakımın

daha kolay ve ucuz olması, herhangi bir hızda anlık ve tutarlı tork vermeleri, operasyonlarında karbon emisyonu oluşmaması ve genellikle düşük sıcaklık aralıklarında çalışmaları sayesinde motor ısıtma safhasına ihtiyaç duyulmaması gibi nedenlerle havacılık itkisi için odak noktası haline gelmiştir. Hibrit-elektrikli aktarma organlarının ön tasarımında ana kriterler güç/ağırlık (özgül güç) oranı ve çalışma dönme hızıdır. dolayısıyla mevcut teknoloji düzeyindeki elektrik motorlarının güç/ağırlık oranlarının 6-8 kW/kg olduğu da göz önünde bulundurulduğunda genel havacılık uçaklarındaki içten yanmalı motorların güç çıkışına elektrik motorları sayesinde daha küçük boyut ve hafif ağırlıklarla ulaşılabileceği görülür ve bu sayede elektrik motorları içten yanmalı motorların sığmadığı veya uymadığı yerlerde örneğin kanatlarda dağıtılmış itki mimarileri için kullanılabilir. Bunun yanı sıra konvansiyonel motorların performansları irtifa, nemlilik, sıcaklık, yakıtın kimyasal özellikleri ve yanma kalitesi gibi koşullardan etkilenirken; yakıt yakma işleminin bulunmaması ve uçak içinde konumlandırılabilmesi sayesinde elektrik motorları bunlardan etkilenmez [10,42].

Elektrik motorlarının operasyon anlamında en önemli özelliklerinden biri de elektrik motorunun elektrik jeneratörü gibi çalışabilmesi ve düşük güç gereksinimi gerektiren uçuş aşamalarında enerji geri kazanımı sağlayabilmesidir [10]. Operasyonla alakalı diğer bir önemli nokta ise havacılık uygulamalarının otomotiv uygulamalarıyla karşılaştırılmasında ortaya çıkmaktadır; hibrit-elektrikli otomotiv uygulamalarında elektrik motorları genellikle kısa süreli güç yükleme durumları için tasarlanırken, havacılık uygulamalarında güvenlik nedeniyle seyir hızında sürekli operasyon için tasarlanmalıdır [12]. Ayrıca elektrik motorlarında ısı iz ve ses seviyesi konvansiyonel motorlara göre daha az olduğundan kritik operasyonlar için uygundur.

Elektrik motorları AA ve DA olmak üzere temelde ikiye ayrılır, bunlar elektrikli itkisi açısından karşılaştırılacak olursa DA motorların AA motorlardan daha az rotor ısisına sahip olmaları, daha geniş bir güç ayarı aralığında düzgün bir şekilde çalışabilmeleri, AA DA arası dönüşüm gerekmemesinden dolayı verimlilik kaybı olmaması nedenlerinden dolayı daha cazip olduğu görülür, dezavantajları ise pahalı olan sürekli mıknatıslara olan ihtiyaçtır. Öte yandan AA motorlarsa yüksek tork kabiliyeti, sürekli mıknatıs içermemeleri, ayarlanabilir manyetik alan gücüne sahip olmaları ve maliyet avantajları nedeniyle tercih edilebilirler. Fırçalı ve fırçasız motorlar arasında bir karşılaştırma yapıldığıdaysa fırçalı motorların avantajları sırasıyla kontrol kolaylığı ve

daha basit kontrol ünitesi, düşük maliyet, bakım kolaylığı ve zorlu çevresel koşullarda çalışabilmedir; fırçasız motor avantajları yüksek çıkış gücü, geniş hız aralığı, hız-tork ayarlarının daha kontrol edilebilir olması düşük elektromanyetik kuvvetler, daha az bakım ve fırça olmamasından dolayı fırçalar arası voltaj düşüşü görülmemesidir. Fırçalıların dezavantajlarını örnek vermek gerekirse zayıf ısı yayılımı, düşük çalışma hızları ve hız-tork optimizasyonunun azlığı iken; fırçasızların dezavantajları yüksek maliyetlerinin yanında daha karmaşık ve pahalı kontrol ünitesidir [42].

Bu çalışmadaki kavramsal uygulama için seçilen elektrik motoru fırçasız bir DA motoru olan Mgm Compro REX 30'dur. Bu motor 15 kW maksimum sürekli güç vermektedir ve 5,2 kg ağırlığındadır, bu motora ait teknik özellikler ve görsel tablo 3.3. ve şekil 3.3.'te verilmiştir; öte yandan bu motorla birlikte motoru üreten şirketin uygun gördüğü Mgm Compro HBC 280120-3 motor kontrolörü motor çalışmasının düzenlenmesi, veri kaydı ve göstergelere veri akışının sağlanması için kontrolör olarak seçilmiştir, motor kontrolörüne ait teknik özellikler tablo 3.4.'te ve görsel şekil 3.4.'te yer almaktadır.



Şekil 3.3. Mgm compro REX 30 elektrik motorunun ön ve arkadan görüntüsü [42]

Tablo 3.3. Mgm compro REX 30 elektrik motorunun teknik özellikleri [43]

Tork	70 Nm
Devir/dakika	6000
Çap	216 mm
Motor sensörleri	Sensörlü/sensörsüz
Maksimum güç	25 kW
Maksimum sürekli güç	15 kW
Voltaj	63-800 V
Soğutma	Hava/Hibrit (Sıvı/Hava)
Ağırlık	5,2 kg



Şekil 3.4. Mgm comprow HBC280120-3 elektrik motor kontrolörü [44]

Tablo 3.4. Mgm comprow HBC280120-3'ün teknik özellikleri [44]

Maksimum sürekli güç	33 kW
Maksimum sürekli akım	280 A
Verimlilik	%99'a kadar
Soğutma	Hava/Sıvı
Voltaj	63-120 V
Tepe akımı	400 A
Denetim	Karmaşık Veri Denetimi
Ağırlık	1,18 kg

3.4. Hidrojen Tankı

Hibrit-elektrikli itki sisteminde yakıt hücresi modülünün ihtiyaç duyduğu hidrojenin depolanabilmesi için uygun bir yakıt tankı seçilmesi gerekmektedir. Hidrojen düşük molekül ağırlığı, yoğunluk ve viskozite gibi özellikleri nedeniyle çok küçük deliklerden hızla sızabilir özellikle hidrojenin uçucu ve alev alabilen yapısı da göz önünde bulundurularak tank seçimi yapılmıştır. Bu nedenle tip 3 bir gaz tankı olan ve bu sayede yüksek basınçla doldurulabilen Luxfer Gas Cylinders G- Stor™ H2 L034H35 yakıt tankı seçilmiştir. Bu tankın özellikleri tablo 3.5.'te gösterilmiştir. Bu tank 0,82 kg hidrojen alabilmekte olup dolu ağırlığı 19,82 kg'dır. Şekil 3.5.'te bu tanka ait görsel yer almaktadır.

Tablo 3.5. G-Stor™ H2 L034H35 hidrojen tankı özellikleri [45]

Servis basıncı	350 bar
Uzunluk	830 mm
Çap	281 mm
Ağırlık	19 kg (boş tank)
Dolu ağırlık	19,82 kg
Hidrojen Kapasitesi	0,82 kg
Su hacmi	34 litre



Şekil 3.5. G-Stor™ H2 hidrojen tankı [45]

3.5. Pmad

Hibrit-elektrikli ve tam elektrikli uçaklarda sistem boyunca güç ve enerji aktarımını sağlayan güç ve enerji yönetim sistemidir. Pmad genellikle sistemde gücü ileten kablolar; sistemi kısa devrelerden koruyan devre kesiciler; doğru ve alternatif akım arasında dönüşümlerin gerçekleştirilebilmesi için konvertör, doğrultucu, invertör; aşırı yüklemelerin tespit ve takibi için kontrolörler; güç akışının yönetilebilmesi için güç anahtarları, röleler, sigortalar, diyotlar gibi parçalardan oluşur. Her uçuş aşamasında güç gereksinimi farklı olduğundan pmad/pmed enerji depoları ve güç üreticilerinden gelen güç akışlarını yönetir ve düzenler, böylece her uçuş aşaması için harcanan enerji ve üretilen güç optimize edilir. Uçağın elektrik sistemi uçuşu tek başına gerçekleştirmeye yeterliyse bu sistem uçuşu tamamen elektrik moduna almak, fazla güç gereken yerlerde güç arttırmak veya güç fazlasını batarya şarjında kullanmak gibi görevlerin yerine getirilmesini organize eder [10,19].

3.6. Cessna 172S

Bu çalışmada ele alınan hibrit-elektrikli itki sistemi konfigürasyonlarının kavramsal uygulaması için Cessna 172S uçağı baz alınmıştır. Bu uçağın seçimindeki temel nedenler ise yaygın bir uçak olması ve teknik verilerine ulaşımın kolay yapılabilmesidir. Bu nedenle çalışmada sunulan kavramsal uygulamalar gerçeğe yakın yapılmış olacaktır. Ayrıca yaygın bir uçak olduğu için geniş bir bilgi ve geri bildirim havuzu bulunmakta ve yaygınlığı sayesinde hibrit-elektrik itki sistemi uygulamasının

başarılı bir şekilde yapılması halinde geniş kitlelere ulaşabilme şansı daha fazla olacaktır.



Şekil 3.6. Cessna 172S, Cessna Aircraft

Cessna 172S'nin teknik özelliklerinden bahsedilecek olursa; bu uçak pistonlu tek motora sahip, 4 kişilik, yüksek kanat konfigürasyonlu bir uçaktır, bu nedenle de eğitim ve genel amaçlarla kullanım açısından yaygın bir uçak olma özelliği taşımaktadır.

Tablo 3.6. Cessna 172S Uçağının Verileri [46]

Uzunluk	8,3 m
Yükseklik	2,7 m
Kanat Açıklığı	11 m
Maksimum Kalkış Ağırlığı	1157 kg
Maksimum Faydalı Yük	405,96 kg
Maksimum Seyir Hızı	230 km/s
Maksimum Menzil	1185 km

Bu uçakta bir adet Lycoming IO-360-L2A motor kullanılmıştır, bu motor hava soğutmalı, 4 silindirli bir motordur. Uçakta kullanılan pervane McCauley Propeller Systems tarafından üretilmiş 1A170E/JHA7660 kodlu sabit hatveli, 2 pallidir ayrıca 1,93 m çapında tek parça dövme alüminyum alaşımdan imal edilmiş ve korozyonu yavaşlatmak için anodize edilmiştir. Uçakta kullanım için onaylanmış yakıtlarsa Avgas 100 (yeşil) ve Avgas 100LL (mavi)'dir. Uçakta iki adet her biri 106 litre yakıt alabilen ve toplamda 212 litre yakıt kapasiteli yakıt tankları bulunmaktadır. Uçağın sertifikalandırılmış maksimum ağırlıklarıysa sırasıyla apron için 1160 kg, kalkış için

1157 kg, iniş için 1157 kg'dır. Uçağın maksimum faydalı yük ağırlığı 405,96 kg ve maksimum toplam bagaj ağırlığı ise 54,4 kg'dır [46].



Şekil 3.7. Cessna 172S boyutları

Uçak için önemli hız limitleri sırasıyla; maksimum yapısal seyir hızı (iyi hava koşullarında acil durumlar harici geçilmemesi gereken hız limiti) 239 km/s, manevra hızları ise ağırlıklara göre sırasıyla 1157 kg için 194 km/s, 998 kg için 181 km/s, 862 kg için 167 km/s ve asla geçilmemesi gereken hız (never exceed speed) ise 302 km/s'dir (burada yer alan hız değerleri ışıri hava hızı değerleridir.) [46].

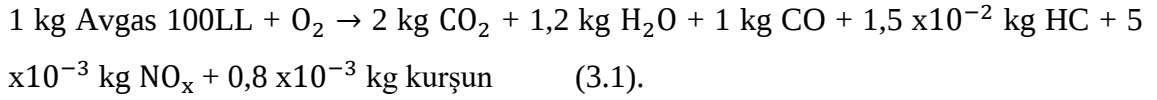
Elektriklileşmiş itki sistemi uygulamasında seçilen uçak kadar sistemin elektrik kısmı için seçilmiş elemanlar da önemlidir. Uçaktaki maksimum faydalı yükün 405,96 kg olduğu da göz önünde bulundurularak burada yer verilen çalışmanın günümüz teknolojisinde gerçeğe en yakın sonuçları yansıtmaları adına ticari olarak hazır parçalar kavramsal şekilde kullanılmıştır.

3.7. Avgas 100LL, Elektrik ve Hidrojen

Avgas 100LL, elektrik ve hidrojen hibrit-elektrikli uçakta güç üretimi için enerji temininde kullanılacaklardır. Bu çalışmada emisyon ve maliyet karşılaştırması yapılacağından bunlar hakkında bazı bilgilerin bilinmesi zaruridir. Bunlardan kısaca bahsedilecek olursa,

Avgas 100LL uçak yakıtı olan avgasın bir türü olup, bu çalışmadaki Cessna 172S uçağında da kullanılan yakıttır. Fosil bir yakıt olması nedeniyle emisyonlar açısından

önem taşımakta ve tüketimini azaltma yöntemleri aranmaktadır. Hospodka vd. yaptıkları çalışmada avgas 100LL'nin yakılması sonucu oluşan detaylı emisyonlarını göstermiştir; bu emisyonlar [29],



Öte yandan çalışmada sadece emisyonlar değil maliyetler de karşılaştırılacağından Avgas 100LL fiyatının için bir araştırma yapılmış ve piyasa fiyatı ortalaması olan 3 euro/litre Avgas 100LL fiyatı olarak kabul edilmiştir.

Elektrik ise dünyada yaşanan elektrikleşmenin temelini oluşturmakta ve burada yapılan çalışmanın batarya dolumu için de önem taşımaktadır. Her ne kadar günümüzde elektrik emisyonlar açısından tamamen sorunsuzmuş gibi sunulsa da elektrik tamamen yenilenebilir kaynaklardan üretilmediğinden, uçuş esnasında batarya kaynaklı doğrudan emisyonlar oluşmasa dahi elektrik üretimi kaynaklı birtakım dolaylı emisyonlar oluşacaktır. Teiaş 2019 elektrik üretim verileri [47] ile Enerji ve Tabii Kaynaklar Bakanlığı'nın hazırlamış olduğu Ulusal Sera Gazı Emisyonu [48] verileri ışığında bu tezin yazıldığı tarihteki en güncel veriler olan 2019 verilerine göre Türkiye'de üretilen 1 kWh şebeke elektriği başına bu elektriğin üretim emisyonları hesaplanmıştır. Batarya şarjında kullanılacak 1 kWh şebeke elektriği için emisyonlar;

$$0,455 \text{ kg CO}_2,$$

$$5,59 \times 10^{-6} \text{ kg CH}_4,$$

$$8,88 \times 10^{-6} \text{ kg N}_2\text{O'dur.}$$

Öte yandan batarya dolumunda kullanılacak elektriğin maliyeti de hibrit-elektrikli itki sisteminin uçuş maliyetinin konvansiyonel uçuşla karşılaştırılması adına önem taşımaktadır. Tedaş 2021 Temmuz ayından itibaren geçerli olan tarife [49] göre Cessna 172S uçağının Türkiye'deki genel kullanıcı kitlesinin havacılık kuruluşları da olduğu göz önünde bulundurularak ticarethane gece tarifesine göre elektrik kWh fatura fiyatı hesaplanmıştır. 1 kWh şebeke elektriği kullanımında faturaya yansıtılacak değer,

$$0,71 \text{ liradır.}$$

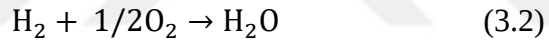
Hidrojen ise yakıt hücreleri için kullanılmış olup, çalışmadaki hesaplamalar kullanılan hidrojenin elektrolizle üretildiği varsayımıyla yapılmıştır, dolayısıyla yukarıda bahsedilmiş kWh elektrik başına emisyonlar hidrojen dolaylı emisyonları açısından da önem taşımaktadır. ABD Enerji Bakanlığı'nın 2020 hedeflerine göre elektrolizle 1 kg hidrojen üretimi için harcanan elektrik miktarı 43 kWh'dir [50]. Ayrıca 1 kg hidrojenin 39,4 kWh enerji değerine sahip olduğu [51] da göz önünde bulundurulduğunda hidrojen kullanımıyla elde edilecek 1 kWh için dolaylı emisyonlar;

$$0,496 \text{ kg CO}_2,$$

$$6,10 \times 10^{-6} \text{ kg CH}_4,$$

$$9,69 \times 10^{-6} \text{ kg N}_2\text{O'dur.}$$

Ancak elektrikte olduğu gibi burada da unutulmaması gereken şey bunlar hidrojenin uçuş esnasındaki emisyonları değil üretimi kaynaklı olan ve uçuş emisyonlarını dolaylı yoldan etkileyen emisyonlardır. Hidrojenin uçuş esnasında çıkan emisyonları,



denklemini nedeniyle sadece su buharıdır [39].

Gerçekçi bir maliyet karşılaştırması için hidrojen fiyatı araştırılmıştır, bu çalışmada çalışmada kullanılan hidrojenin dolaylı emisyonlar yönünden etkili olan elektrolizle üretilmiş hidrojen olduğu da göz önünde bulundurulmuştur, bu nedenle hidrojen kg fiyatı 2,15 dolar olarak kabul edilmiştir [50].

4. BÖLÜM

HİBRİT-ELEKTRİKLİ İTKİ SİSTEMİ KAVRAMSAL UYGULAMASI

Tezin hibrit-elektrikli itki sistemi kavramsal uygulaması bölümünde bu tezde bahsedilen elektrikleşmiş itki sistemlerinin günümüz teknolojisinde uygulanması halinde ne olurdu? sorusunun cevabını bulmak, elektrikleşmenin günümüzdeki potansiyel seviyesini anlayabilmek adına Cessna 172S uçağında kavramsal olarak oluşturulan hibrit-elektrikli itki sistemi konfigürasyonları farklı uçuş senaryoları için değerlendirilmiştir, oluşturulan konfigürasyonlarda uçağın maksimum kalkış ağırlığı aşılmadığından uçuş için üreticinin belirttiğinden yüksek bir güç gerekmemiştir. Elde edilen sonuçlara göre elektrikleşme hakkında bir çıkarım yapılmaya çalışılmıştır.

Bahsi geçen hibrit-elektrikli itki sistemi konfigürasyonlarında amaç elektrik motoruna sağlanan elektrik akımından sağlanan elektrik gücünün kullanılarak içten yanmalı motorun daha az kapasitede çalıştırılmasıdır ve böylece yakıt tasarrufu artışı, sera gazı emisyonları ve maliyet azalması gerçekleşmiştir.

Hibrit-elektrikli itki sistemine güç sağlayan içten yanmalı motor ve elektrikli motor arasında bir karşılaştırma yapmak gerekirse; elektrikli motor tüm uçuş boyunca sabit güç verecek şekilde çalıştığından toplam uçuş süresi batarya kalan kapasitesi ve yakıt hücresinin kullanacağı kalan hidrojen hesabı için önemliyken, içten yanmalı motorun verdiği güç ve bunun için harcadığı yakıt uçuş aşamalarının gerektirdiği güce bağlı olduğundan uçuş aşamalarının süresi önem kazanmıştır.

4.1. Konfigürasyonlar

Bu çalışmada bataryalı ve yakıt hücreli olmak üzere iki farklı paralel hibrit-elektrik itki konfigürasyonu oluşturulmuştur. Bu konfigürasyonlarda kullanılan elektrik motoru aynı

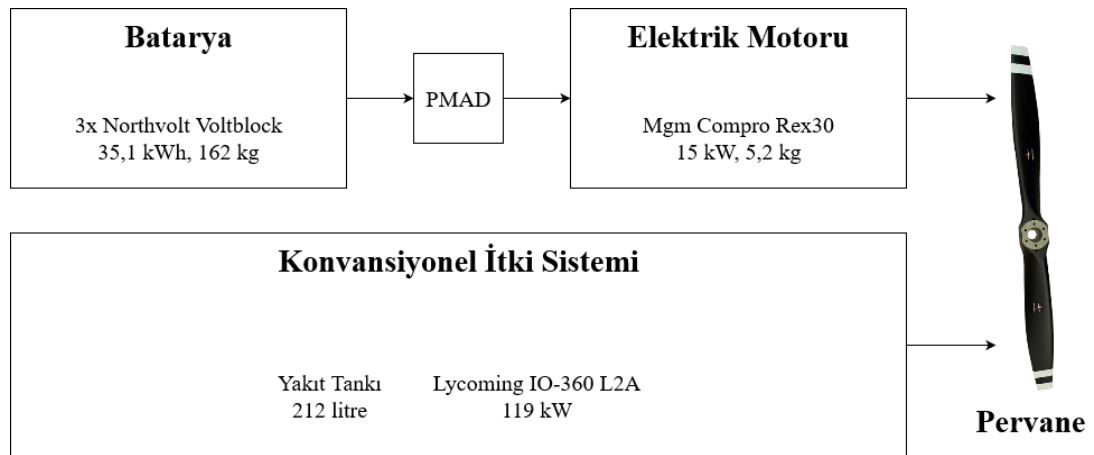
olduğundan hibritlik dereceleri ve uçuşa verdikleri güç katkısı aynı olmakla birlikte batarya ve yakıt hücresi farkından dolayı aralarında ağırlık, emisyon ve maliyet farkı vardır.

Bu konfigürasyonlarda kullanılan elemanların özellikleri tablo 4.1’de gösterilmiştir.

Tablo 4.1. Hibrit-elektrikli konfigürasyonlarda kullanılan elemanlar

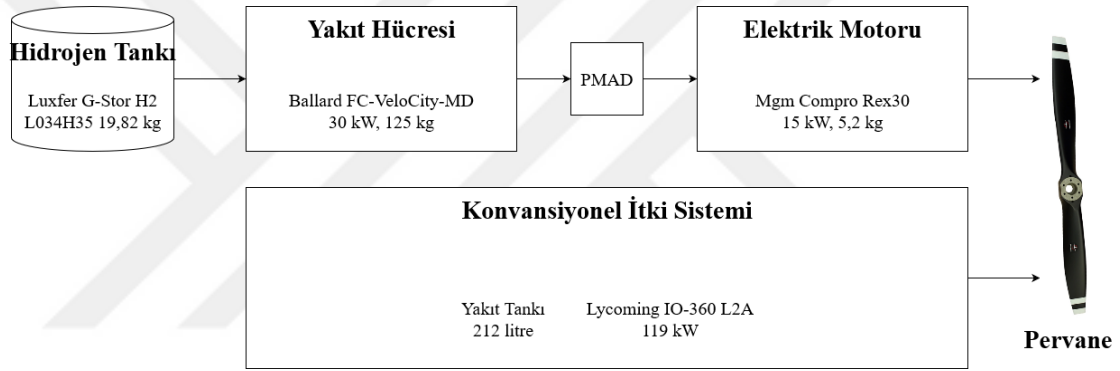
Eleman	Model	Özellikler
Uçak	Cessna 172S	Maksimum faydalı yük 405,96 kg
Elektrik motoru	Mgm Compro REX 30	5,2 kg, 15 kW maksimum sürekli güç
Motor kontrolörü	Mgm Compro HBC 280120-3	1,18 kg, 33 kW maksimum sürekli güç
Batarya paketi	Northvolt Voltblock C12/90	54 kg, 11,7 kWh
Yakıt hücresi modülü	Ballard Fcvelocity-MD	125 kg, 30 kW
Hidrojen tankı	Luxfer G-Stor H2 L034H35	19,82 kg (0,82 kg hidrojen)

Şematik görünümü şekil 4.1.’de verilen bataryalı hibrit-elektrikli itki sistemi konfigürasyonunda uçağın sahip olduğu konvansiyonel itki sistemine ek olarak 15 kW’lık Mgm Compro REX 30 elektrik motoru, Mgm Compro HBC280120-3 model motor kontrolörü ve elektrik motoruna güç sağlayacak 3 tane Northvolt Voltblock batarya paketi içeren bir hibrit-elektrikli itki sistemi konfigürasyonu oluşturulmuştur. Elektrik motoru, motor kontrolörü ve 3 batarya paketinin ağırlıkları sırasıyla 5,2 kg, 1,18 kg ve 3x54 kg olmak üzere toplamda 168,38 kg’dır (PMAD, kablolama ve ek sistem ağırlıkları ihmal edilmiştir), bu sayede pilot ve konvansiyonel yakıt (Avgas 100LL) toplam 237,58 kg kullanılabilir faydalı yük kalmıştır.



Şekil 4.1. Bataryalı hibrit-elektrikli itki sistemi konfigürasyonu

Şekil 4.2.'de gösterilen yakıt hücreli hibrit-elektrikli itki konfigürasyonunda ise konvansiyonel itki sistemine ek olarak Mgm Compro Rex 30 elektrik motoru, Mgm Compro HBC280120-3 model motor kontrolörü, Luxfer G-stor hidrojen tankı ve Ballard fc-velocity yakıt hücresi modülü yer almaktadır. Bu konfigürasyonda eklenen elemanlar nedeniyle gelen ağırlık artışı 125 kg (yakıt hücresi modülü), 19,82 kg (dolu hidrojen tankı), 5,2 kg (elektrik motoru), 1,18 kg (motor kontrolörü) olmak üzere toplamda 151,2 kg'dır. Bu ağırlıkta ek sistemler, PMAD, kablolar vb. ağırlığı ihmal edilmiştir. Uçak maksimum faydalı yükünün 405,96 kg olduğu [46] da göz önünde bulundurulduğunda pilot ve yakıt (Avgas 100LL) toplam 254,76 kg'lık bir kullanılabilir faydalı yük kapasitesi kalmıştır.



Şekil 4.2. Yakıt hücreli hibrit-elektrikli itki sistemi konfigürasyonu

Bu konfigürasyonların ağırlık dağılımlarına bakılacak olursa;

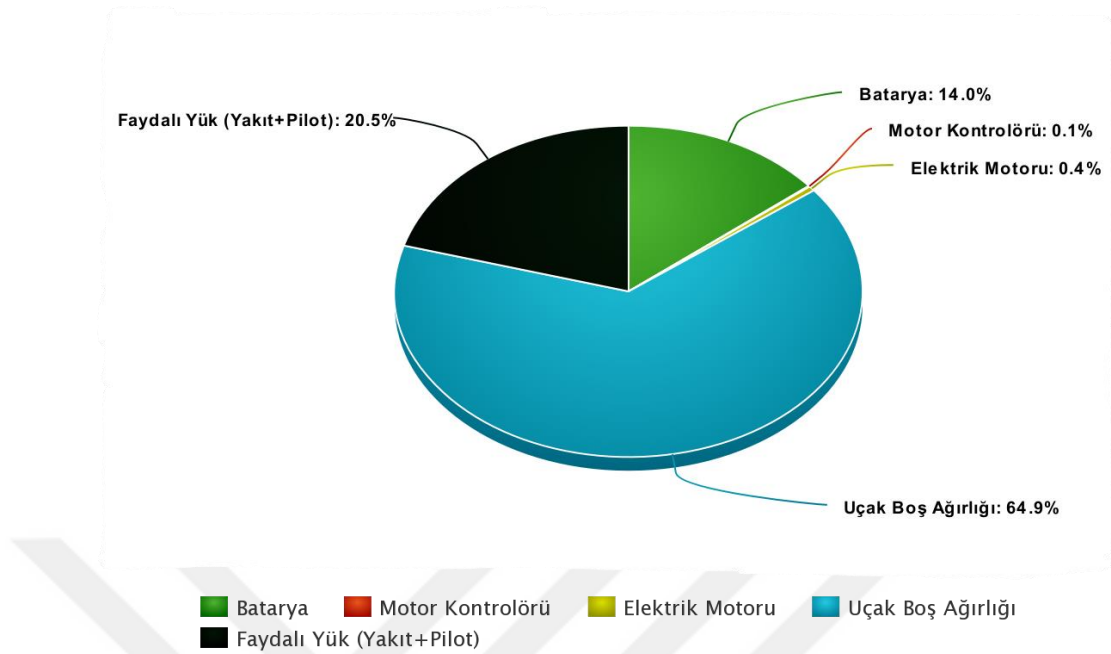
Bataryalı konfigürasyonda ağırlık dağılımı tablo 4.2 ve şekil 4.3'te gösterilmiştir.

Bataryalı hibrit için maksimum kalkış ağırlığı,

$$W_{MKA} = W_b + W_{eb} + W_{p,y} \quad (4.1)$$

Tablo 4.2. Bataryalı hibrit-elektrikli uçağın ağırlık tablosu

Eleman	Ağırlık	Toplam Ağırlıkta Yüzdesi
Uçak maksimum kalkış ağırlığı	1157 kg	%100
Batarya	162 kg	%14
Motor kontrolörü	1,18 kg	%0,1
Elektrik motoru	5,2 kg	%0,45
Faydalı yük (pilot+yakıt)	237,58 kg	%20.5



Şekil 4.3. Bataryalı hibrit-elektrikli uçağın ağırlık dağılımı

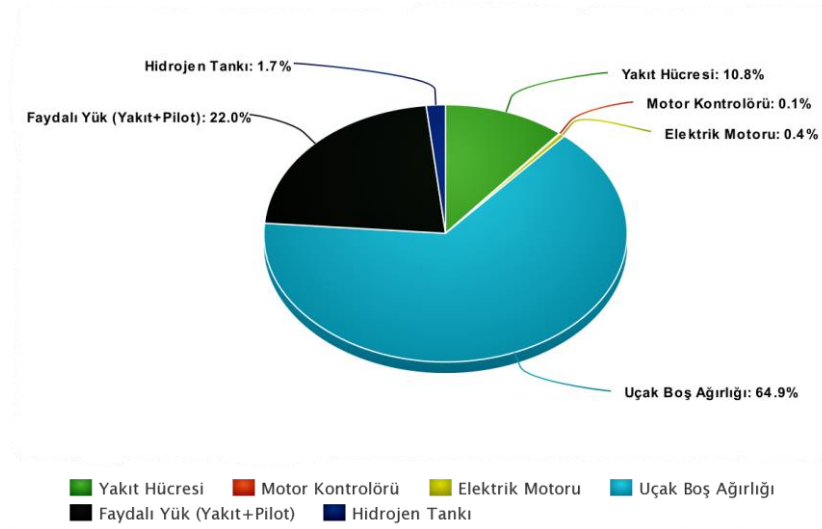
Yakıt hücreli konfigürasyonda ağırlık dağılımı tablo 4.3 ve şekil 4.4’te gösterilmiştir.

Yakıt hücreli hibrit için maksimum kalkış ağırlığı,

$$W_{MKA} = W_b + W_{ey} + W_{p,y} \quad (4.2)$$

Tablo 4.3. Yakıt hücreli hibrit-elektrikli uçağın ağırlık tablosu

Eleman	Ağırlık	Toplam Yüzdesi	Ağırlıkta
Uçak maksimum kalkış ağırlığı	1157 kg	%100	
Yakıt hücresi	125 kg	%10,8	
Hidrojen tankı	19,82 kg	%1,7	
Motor kontrolörü	1,18 kg	%0,1	
Elektrik motoru	5,2 kg	%0,45	
Faydalı yük (pilot+yakıt)	254,76 kg	%22	



Şekil 4.4. Yakıt hücreli hibrit-elektrikli uçağın ağırlık dağılımı

şeklindedir.

Bu konfigürasyonlarda elemanlar uçakta pilot koltuğu hariç koltukların çıkarılmasıyla yerleştirildiği varsayılmıştır ve koltuk ağırlıkları bilinmediğinden çıkarılmaları sonucundaki ağırlık değişimi ihmal edilmiştir. Öte yandan konfigürasyonlardaki elemanların ve batarya şarj edilmesinin verimlilikleri %100 olarak kabul edilmiştir. Hibritlik derecesi elektrik motor gücünün uçakta bulunan toplam kurulu güce oranıdır ve emisyon, maliyet azalması gibi konuların değerlendirilmesi ve hibritleşmenin etkilerinin görülebilmesi adına önemli bir parametredir. Hibritlik derecesi;

$$H_P = P_{EM} / P_t \quad (4.3)$$

şeklinde tanımlanır. Elektrik motorunun 15 kW ve uçakta halihazırda bulunan Lycoming IO-360 L2A motorunun 119 kW sürekli güç ürettikleri göz önüne alındığında bu çalışmada ele alınan hibrit-elektrikli itki konfigürasyonlarının hibritlik derecelerinin %11,19 olduğu görülür.

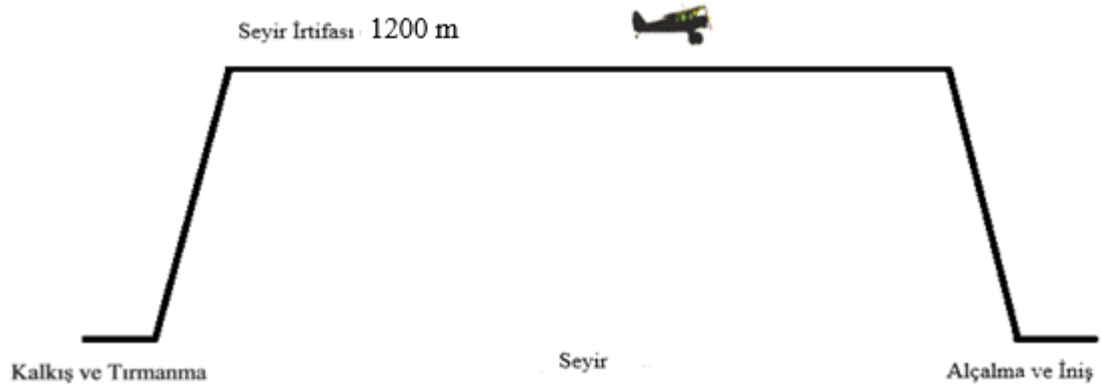
4.2. Uçuş Görevleri

Oluşturulan konfigürasyonların uçuş emisyon ve maliyetlerine etkilerinin görülebilmesi için bazı referans uçuş görevleri belirlenmiş ve bu görevlerde konvansiyonel uçak ile hibrit-elektrikli uçaklar karşılaştırılmıştır. Uçuşlar deniz seviyesinden tam dolu ağırlıkla yapılmıştır. Bu uçuşlar 5 farklı irtifa ve 5 farklı süre için yapılmış olup, bu uçuşlara ait irtifa ve süre bilgileri tablo 4.4.'te verilmiştir.

Tablo 4.4. Uçuş irtifa ve süreleri

Uçuş	İrtifa	Süre
A1	1200 m	60 dk
A2	1200 m	90 dk
A3	1200 m	120 dk
A4	1200 m	150 dk
A5	1200 m	180 dk
B1	1800 m	60 dk
B2	1800 m	90 dk
B3	1800 m	120 dk
B4	1800 m	150 dk
B5	1800 m	180 dk
C1	2400 m	60 dk
C2	2400 m	90 dk
C3	2400 m	120 dk
C4	2400 m	150 dk
C5	2400 m	180 dk
D1	3000 m	60 dk
D2	3000 m	90 dk
D3	3000 m	120 dk
D4	3000 m	150 dk
D5	3000 m	180 dk
E1	3600 m	60 dk
E2	3600 m	90 dk
E3	3600 m	120 dk
E4	3600 m	150 dk
E5	3600 m	180 dk

Uçuşlar kalkış-tırmanma, seyir ve alçalma-iniş olmak üzere temelde 3 aşamadan oluşmaktadır. Uçuşlara irtifalarına göre detay verilecek olursa;



Şekil 4.5. A uçuşlarının aşamaları

Uçuş görevi şekil 4.5.'te gösterilen A uçuşları 1200 m seyir irtifasında gerçekleştirilmiştir. Bu uçuşlardan A1 60 dk, A2 90 dk, A3 120 dk, A4 150 dk ve A5 180 dk sürmüştür. Tüm A uçuşlarında kalkış-tırmanma ve alçalma-iniş 6 dakika sürmüştür.

olup, seyir süresi bu uçuşlar için sırasıyla 48, 78, 108, 138 ve 168 dakikadır. A uçuşlarının kalkış-tırmanma aşamasında gerekli güç 119 kW, seyirde 72,6 kW, alçalma-inişte 60 kW'dir.



Şekil 4.6. B uçuşlarının aşamaları

B uçuşlarına ait uçuş görevi şekil 4.6.'da gösterilmiştir. B uçuşları 1800 m seyir irtifasında gerçekleştirilmiştir. Bu uçuşlar B1, B2, B3, B4 ve B5'ten oluşmakta ve bunlar sırasıyla 60, 90, 120, 150 ve 180 dakika sürmektedir. Tüm B uçuşlarında kalkış-tırmanma ve alçalma-iniş 10 dakika sürmüş ve seyir süreleri ise sırasıyla 40, 70, 100, 130 ve 160 dakika olarak gerçekleşmiştir. B uçuşlarının kalkış-tırmanma aşamasında gerekli güç 119 kW, seyirde 67,83 kW ve alçalma-inişte 60 kW'dir.



Şekil 4.7. C uçuşlarının aşamaları

Şekil 4.7.'de C uçuş görevlerine ait uçuş görevi gösterilmiştir. C uçuşlarında seyir 2400 m irtifada yapılmış olup; bu uçuşun farklı sürelerdeki tipleri C1, C2, C3, C4 ve C5 uçuşları sırasıyla 60, 90, 120, 150 ve 180 dakika sürmüştür. Bu uçuşlarda kalkış-tırmanma ve alçalma-iniş 14 dakika sürmüştür. Seyir aşamaları ise 32, 62, 92, 122 ve 152 dakika sürmüştür. Bu uçuşta uçuş aşamalarına göre gerekli güç kalkış-tırmanma aşaması için 119 kW, seyir için 64,26 kW ve alçalma-iniş için 60 kW'dir.



Şekil 4.8. D uçuşlarının aşamaları

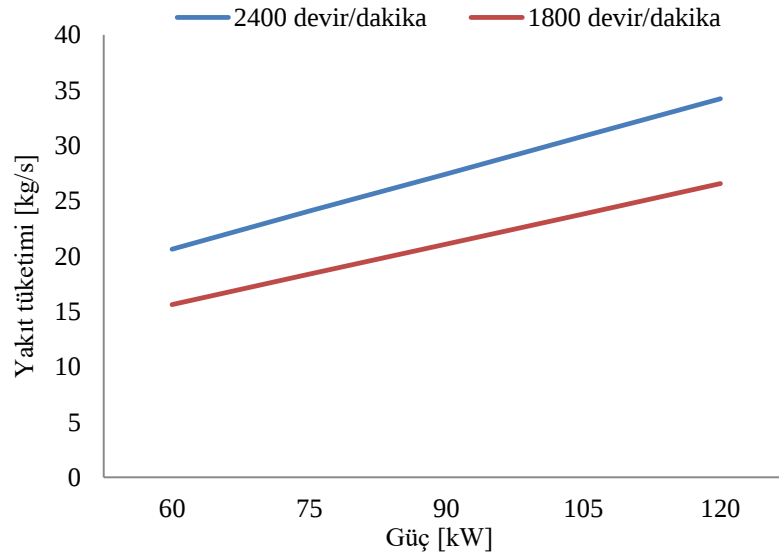
Dördüncü uçuş görevi türü 3000 m irtifada seyir gerçekleştirilen D uçuşlarıdır. Bu uçuşa ait uçuş görevi şekil 4.8.'de gösterilmiştir. Bu uçuşun D1, D2, D3, D4 ve D5 tipleri sırasıyla 60, 90, 120, 150 ve 180 dakika sürmüştür. Bu uçuşlarda kalkış-tırmanma ve alçalma-iniş 20 dakika sürerken seyir süreleri uçuş tipine göre 20, 50, 80, 110, 140 dakika sürmüştür. Bu uçuşun kalkış-tırmanma aşamasında gerekli güç 119 kW iken seyirde 60,69 kW, alçalma-inişte 60 kW'dir.



Şekil 4.9. E uçuşlarının aşamaları

Beşinci uçuş görevi seyrin 3600 m irtifada gerçekleştirildiği ve uçuş aşamaları şekil 4.9.'da gösterilen E uçuşlarıdır. Bu uçuşlarda kalkış-tırmanma ve alçalma-iniş 28 dakika iken seyir süreleri 4, 34, 64, 94, 124 dakika olarak gerçekleşmiştir. Bu uçuşta aşamalara göre gerekli güç kalkış-tırmanmada 119 kW, seyirde 58,31 kW ve alçalma-inişte 60 kW'dir.

Cessna 172S uçağında kullanılan motor olan Lycoming IO-360 L2A motoru 2400 devir/dakika tam güçte 119 kW maksimum sürekli güç üreten bir motordur [52]. Bu uçuşlardaki kalkış-tırmanma aşaması 2400 devir/dakika, seyir aşaması 2400 devir/dakika ve alçalma-iniş aşaması 1800 devir/dakikada gerçekleştirilmiştir. Cessna 172S uçağında kullanılan Lycoming IO-360 L2A motorunun güç-yakıt tüketimi grafiğinde [53] yer alan bilgiler doğrultusunda elde edilen veriler kullanılarak şekil 4.10. ve 4.11.'deki kW ve kg/s cinsinden güç-yakıt tüketimi grafiği elde edilmiştir.



Şekil 4.10. Güç-yakıt tüketimi grafiği

Elde edilmiş güç-yakıt tüketimi grafiği şekil 4.10.'da görülmektedir güç-yakıt tüketim denklemi, m kg/s ve P kW cinsinden gücü göstermek üzere, 2400 devir/dakika için,

$$m = 0,23P + 6,79 \quad (4.4) \quad \text{'dir.}$$

1800 devir/dakika için,

$$m = 0,18P + 4,72 \quad (4.5) \quad \text{'dir.}$$

Uçuşlarda kalkış-tırmanma ve seyir aşamaları 2400 devir/dakika, alçalma-iniş ise 1800 devir/dakikada gerçekleştirilmiştir. Yukarıdaki elde edilmiş bilgiler ışığında hibrit-elektrikli uçuşun yakıt tüketimi, emisyonlar ve maliyet üzerindeki etkileri seçilmiş beş farklı irtifa ve sürede gerçekleştirilmiş kavramsal uçuşlar sonunda hesaplanmış ve ortaya çıkan sonuçlar bahsi geçen uçuşların konvansiyonel itki sistemiyle gerçekleştirilmiş halleriyle karşılaştırılarak değerlendirilmiştir.

4.3. Sonuçlar

Yapılan çalışmada gerçekleştirilen uçuşlar sonrasında her bir uçuşun konvansiyonel sistemli uçuşta ve hibrit-elektrikli itki sistemli uçuşuna ait toplam yakıt tüketimleri bulunmuştur. Sonuçlar karşılaştırma yapılabilmesi adına yüzdesel olarak da karşılaştırılmıştır.

Uçuş Yakıt Tüketimi,

$$W_t = W_k + W_s + W_i \quad (4.6)$$

Tablo 4.5. A uçuşları yakıt tüketimi verileri

Uçuş	Konvansiyonel [kg]	Hibrit [kg]	Tasarruf [%]
A1	23,86	20,47	14,21
A2	35,65	30,52	14,37
A3	47,43	40,58	14,45
A4	59,22	52,35	11,60
A5	71,01	64,13	9,69

Tablo 4.5.'te yer alan A uçuşları yakıt tüketimi verileri incelendiğinde A1 uçuşu konvansiyonel sistemle yapıldığında 23,86 kg hibrit-elektrikli sistemli halindeyse 20,47 kg yakıt harcandığı görülür. Konvansiyonel ve hibrit-elektrikli uçuşa ait yakıt tüketim verileri uçuşlara göre incelendiğinde bu değerler sırasıyla; A2 uçuşunda 35,65 kg ve 30,52 kg, A3 uçuşunda 47,43 kg ve 40,58 kg, A4 uçuşunda 59,22 kg ve 52,35 kg, A5 uçuşunda ise 71,01 kg ve 64,13 kg'dir. Bu sonuçlara göre yakıt tasarrufu yüzdeleri uçuşlara göre A1'de %14,21, A2'de %14,37, A3'te %14,45, A4'te %11,60 ve A5'te %9,69 olarak gerçekleşmiştir.

Tablo 4.6. B uçuşları yakıt tüketimi verileri

Uçuş	Konvansiyonel [kg]	Hibrit [kg]	Tasarruf [%]
B1	23,31	19,97	14,33
B2	34,55	29,48	14,68
B3	45,78	38,98	14,85
B4	57,00	50,30	11,75
B5	68,25	61,40	10,04

Tablo 4.6.'da yer alan B uçuşları yakıt tüketimi verileri incelendiğinde B1 uçuşu konvansiyonel sistemle yapıldığında 23,31 kg hibrit-elektrikli sistemli halindeyse 19,97 kg yakıt harcandığı görülür. Konvansiyonel ve hibrit-elektrikli uçuşa ait yakıt tüketim verileri uçuşlara göre incelendiğinde bu değerler sırasıyla; B2 uçuşunda 34,55 kg ve 29,48 kg, B3 uçuşunda 45,78 kg ve 38,98 kg, B4 uçuşunda 57,00 kg ve 50,30 kg, B5 uçuşunda ise 68,25 kg ve 61,40 kg'dir. Bu sonuçlara göre yakıt tasarrufu yüzdeleri uçuşlara göre B1'de %14,33, B2'de %14,68, B3'te %14,85, B4'te %11,75 ve B5'te %10,04 olarak gerçekleşmiştir.

Tablo 4.7. C uçuşları yakıt tüketimi verileri

Uçuş	Konvansiyonel [kg]	Hibrit [kg]	Tasarruf [%]
C1	23,21	19,91	14,19
C2	34,03	29,01	14,76
C3	44,86	38,10	15,06
C4	55,69	48,89	12,20
C5	66,51	59,70	10,25

Tablo 4.7.'de yer alan C uçuşları yakıt tüketimi verileri incelendiğinde C1 uçuşu konvansiyonel sistemle yapıldığında 23,21 kg hibrit-elektrikli sistemli halindeyse 19,91 kg yakıt harcandığı görülür. Konvansiyonel ve hibrit-elektrikli uçuşa ait yakıt tüketim verileri uçuşlara göre incelendiğinde bu değerler sırasıyla; C2 uçuşunda 34,03 kg ve 29,01 kg, C3 uçuşunda 44,86 kg ve 38,10 kg, C4 uçuşunda 55,69 kg ve 48,89 kg, C5 uçuşunda ise 66,51 kg ve 59,70 kg'dir. Bu sonuçlara göre yakıt tasarrufu yüzdeleri uçuşlara göre C1'de %14,19, C2'de %14,76, C3'te %15,06, C4'te %12,20 ve C5'te %10,25 olarak gerçekleşmiştir.

Tablo 4.8. D uçuşları yakıt tüketimi verileri

Uçuş	Konvansiyonel [kg]	Hibrit [kg]	Tasarruf [%]
D1	23,60	20,38	13,64
D2	34,01	29,06	14,56
D3	44,42	37,74	15,04
D4	54,84	47,88	12,69
D5	65,27	58,48	10,40

Tablo 4.8.'de yer alan D uçuşları yakıt tüketimi verileri incelendiğinde D1 uçuşu konvansiyonel sistemle yapıldığında 23,60 kg hibrit-elektrikli sistemli halindeyse 20,38 kg yakıt harcadığı görülür. Konvansiyonel ve hibrit-elektrikli uçuşa ait yakıt tüketim verileri uçuşlara göre incelendiğinde bu değerler sırasıyla; D2 uçuşunda 34,01 kg ve 29,06 kg, D3 uçuşunda 44,42 kg ve 37,74 kg, D4 uçuşunda 54,84 kg ve 47,88 kg, D5 uçuşunda ise 65,27 kg ve 58,48 kg'dir. Bu sonuçlara göre yakıt tasarrufu yüzdeleri uçuşlara göre D1'de %13,64 D2'de %14,56, D3'te %15,04, D4'te %12,69 ve D5'te %10,40 olarak gerçekleşmiştir.

Tablo 4.9. E uçuşları yakıt tüketimi verileri

Uçuş	Konvansiyonel [kg]	Hibrit [kg]	Tasarruf [%]
E1	24,67	21,55	12,65
E2	34,81	29,96	13,94
E3	44,95	38,36	14,65
E4	55,09	48,43	12,08
E5	65,23	58,53	10,27

Tablo 4.9.'da yer alan E uçuşları yakıt tüketimi verileri incelendiğinde E1 uçuşu konvansiyonel sistemle yapıldığında 24,67 kg hibrit-elektrikli sistemli halindeyse 21,55 kg yakıt harcadığı görülür. Konvansiyonel ve hibrit-elektrikli uçuşa ait yakıt tüketim verileri uçuşlara göre incelendiğinde bu değerler sırasıyla; E2 uçuşunda 34,81 kg ve 29,96 kg, E3 uçuşunda 44,95 kg ve 38,36 kg, E4 uçuşunda 55,09 kg ve 48,43 kg, E5 uçuşunda ise 65,23 kg ve 58,53 kg'dir. Bu sonuçlara göre yakıt tasarrufu yüzdeleri uçuşlara göre E1'de %12,65 E2'de %13,94, E3'te %14,65, E4'te %12,08 ve E5'te %10,27 olarak gerçekleşmiştir.

Yukarıda yer alan yakıt tüketim verileri ışığında uçuşlara ait emisyonlar da hesaplanmıştır. Bunun için Hospodka vd.nin vermiş olduğu 1 kg Avgas 100LL emisyonları kullanılmıştır.

$$\begin{aligned}
 1 \text{ kg Avgas 100LL} &\rightarrow 2 \text{ kg CO}_2 \\
 &1,2 \text{ kg H}_2\text{O} \\
 &1 \text{ kg CO} \\
 &1,5 \times 10^{-2} \text{ kg HC} \\
 &5 \times 10^{-3} \text{ kg NO}_x \\
 &0,8 \times 10^{-3} \text{ kg kurşundur [29]}.
 \end{aligned}$$

Buna göre uçuşların hibrit-elektrikli sistemler sayesinde konvansiyonel uçuşlara göre emisyon düşüş değerleri tablo 4.10.'da verilmiştir.

Tablo 4.10. Emisyonlarda düşüş verileri

Uçuşlar	CO ₂ [kg]	H ₂ O [kg] (bataryalı)	CO [kg]	HC [kg]	NO _x [kg]	Kurşun [kg]
A1	6,78	4,07	3,39	5,1x10 ⁻²	1,7x10 ⁻²	3x10 ⁻³
A2	10,25	6,15	5,12	7,7x10 ⁻²	2,6x10 ⁻²	4x10 ⁻³
A3	13,71	8,23	6,86	1,03x10 ⁻¹	3,4x10 ⁻²	5x10 ⁻³
A4	13,74	8,24	6,87	1,03x10 ⁻¹	3,4x10 ⁻²	5x10 ⁻³
A5	13,76	8,26	6,88	1,03x10 ⁻¹	3,4x10 ⁻²	6x10 ⁻³
B1	6,68	4,01	3,34	5x10 ⁻²	1,7x10 ⁻²	3x10 ⁻³
B2	10,15	6,09	5,07	7,6x10 ⁻²	2,5x10 ⁻²	4x10 ⁻³
B3	13,60	8,17	6,80	1,02x10 ⁻¹	3,4x10 ⁻²	5x10 ⁻³
B4	13,40	8,04	6,70	1,01x10 ⁻¹	3,3x10 ⁻²	6x10 ⁻³
B5	13,70	8,20	6,85	1x10 ⁻¹	3,4x10 ⁻²	6x10 ⁻³
C1	6,58	3,95	3,29	4,9x10 ⁻²	1,6x10 ⁻²	3x10 ⁻³
C2	10,05	6,03	5,02	7,5x10 ⁻²	2,5x10 ⁻²	4x10 ⁻³
C3	13,51	8,11	6,76	1,01x10 ⁻¹	3,4x10 ⁻²	5x10 ⁻³
C4	13,58	8,15	6,79	1,02x10 ⁻¹	3,4x10 ⁻²	5x10 ⁻³
C5	13,63	8,18	6,81	1,02x10 ⁻¹	3,4x10 ⁻²	5x10 ⁻³
D1	6,44	3,86	3,22	4,8x10 ⁻²	1,6x10 ⁻²	3x10 ⁻³
D2	9,90	5,94	4,95	7,4x10 ⁻²	2,5x10 ⁻²	4x10 ⁻³
D3	13,36	8,00	6,68	1x10 ⁻¹	3,4x10 ⁻²	6x10 ⁻³
D4	13,93	8,34	6,96	1,05x10 ⁻¹	3,5x10 ⁻²	6x10 ⁻³
D5	13,60	8,13	6,79	1,02x10 ⁻¹	3,4x10 ⁻²	6x10 ⁻³
E1	6,24	3,74	3,12	4,7x10 ⁻²	1,6x10 ⁻²	2x10 ⁻³
E2	9,70	5,82	4,85	7,3x10 ⁻²	2,4x10 ⁻²	4x10 ⁻³
E3	13,17	7,90	6,58	9,9x10 ⁻²	3,3x10 ⁻²	5x10 ⁻³
E4	13,31	7,98	6,65	1x10 ⁻¹	3,3x10 ⁻²	5x10 ⁻³
E5	13,40	8,04	6,70	1x10 ⁻¹	3,3x10 ⁻²	5x10 ⁻³

Tablo 4.10. incelendiğinde CO₂ emisyonlarında hibrit-elektrikli itki sistemi sayesinde 6,24 kg ile 13,93 kg arasında düşüş olduğu görülür. Bataryalı hibritte su buharı emisyonlarındaki düşüş 3,86 kg ile 8,34 kg arasında gerçekleşmiştir. CO emisyonları 3,12 kg ile 6,96 kg arasında düşüş göstermiştir. Öte yandan bataryalı ile yakıt hücreli konfigürasyon arasındaki en büyük fark olarak burada su buharı emisyonları olarak ortaya çıkmıştır. Denklem (3.2)'ye göre yakıt hücreli hibrit-elektrikli sistemde harcanan hidrojen nedeniyle bataryalı hibrit-elektrikli sisteme göre 60 dakikalık uçuşlarda 3,42 kg, 90 dakikalık uçuşlarda 5,14 kg ve 120, 150, 180 dakikalık uçuşlarda 6,85 kg fazladan su buharı açığa çıkmıştır.

Yukarıda ortaya konulmuş emisyon sonuçlarının dışında sürdürülebilirlik açısından önem taşıyan emisyonlardan biri de dolaylı emisyonlardır. Her ne kadar batarya ve yakıt hücresi çalışması sırasında sera gazı emisyonları oluşmasa da tezde daha önce bahsedilen elektrik ve elektrolizle hidrojen üretimi nedeniyle birtakım dolaylı emisyonlar vardır. Batarya şarjı için gereken elektrik enerjisi ve hidrojen tankında kullanılan hidrojenin üretimi için dolaylı sera gazı emisyonları tablo 4.11.'de gösterilmiştir.

Dolaylı emisyonlar,

$$\text{Batarya, } E_{db} =$$

$$\text{Bataryadan kullanılan elektrik miktarı (kWh)} \times \text{Elektrik kWh başı emisyonları} \quad (4.7)$$

$$\text{Yakıt hücreli, } E_{dy} =$$

$$\text{Yakıt hücresinde kullanılan hidrojen miktarı (kg)} \times \text{Elektrolizde kullanılan 43 kWh elektrik emisyonları} \quad (4.8)$$

Tablo 4.11. 30 kWh için batarya (şebeke elektriğiyle dolum) ve 0,76 kg hidrojen (şebeke elektriğiyle elektroliz) dolaylı emisyonları

Emisyonlar	Bataryalı Hibrit			Yakıt Hücreli Hibrit		
	60 dk	90 dk	120, 150, 180 dk	60 dk	90 dk	120,150,180 dk
CO ₂ [kg]	6,82	10,24	13,65	7,45	11,17	14,9
CH ₄ [kg]	8,39x10 ⁻⁵	1,26x10 ⁻⁴	1,68 x10 ⁻⁴	9,1x10 ⁻⁵	1,37x10 ⁻⁴	1,83 x10 ⁻⁴
N ₂ O [kg]	1,33x10 ⁻⁴	2x10 ⁻⁴	2,66 x10 ⁻⁴	1,45x10 ⁻⁴	2,18x10 ⁻⁴	2,9 x10 ⁻⁴

Tablo 4.11.'de yer alan sonuçlar CO₂ açısından incelendiğinde bataryalı hibrit sistemde batarya şarjı nedeniyle 90 dakikalık uçuşlarda 6,82 kg, 90 dakikalık uçuşta 10,24 kg ve 120, 150, 180 dakikalık uçuşlarda 13,65 kg şebeke elektriği kaynaklı CO₂ emisyonu oluştuğu; bu değerlerin yakıt hücreli hibritteyse sırasıyla 7,45 kg, 11,17 kg ve 14,9 kg olduğu görülür.

Uçuş maliyeti,

$$M_U = \text{Harcanan kaynak miktarı} \times \text{Kaynak birim fiyatı} \quad (4.9)$$

Konvansiyonel uçuş maliyeti,

$$M_K = \text{Kullanılan Avgas miktarı (l)} \times \text{Avgas fiyatı (3 euro/l)} \quad (4.10)$$

Hibrit uçuş maliyetleri,

$$\text{Bataryalı, } M_B = \text{Kullanılan Avgas miktarı (l)} \times \text{Avgas fiyatı (3 euro/l)} + \text{Bataryadan kullanılan elektrik miktarı (kWh)} \times \text{Elektrik kWh fiyatı (0,71 lira/kWh)} \quad (4.11)$$

$$\text{Yakıt hücreli, } M_Y = \text{Kullanılan Avgas miktarı (l)} \times \text{Avgas fiyatı (3 euro/l)} + \text{Yakıt hücresinde kullanılan hidrojen miktarı (kg)} \times \text{Hidrojen kg fiyatı (2,15 dolar/kg)} \quad (4.12)$$

Bu çalışmada yakıt tüketimi ve emisyonların karşılaştırılmasının yanı sıra yirmi beş uçuş için bu uçuşların konvansiyonel ve hibrit-elektrikli hallerinin maliyet karşılaştırılması da yapılmıştır. Maliyetlerin hesaplanması Avgas için 3 euro/litre, elektrik 0,71 lira/kWh ve hidrojen 2,15 dolar/kg değerleri üzerinden yapılmış ve kur çevriminde 19 Kasım 2021 tarihi baz alınmıştır. Elde edilen değerler tablo 4.12.'de gösterilmiştir.

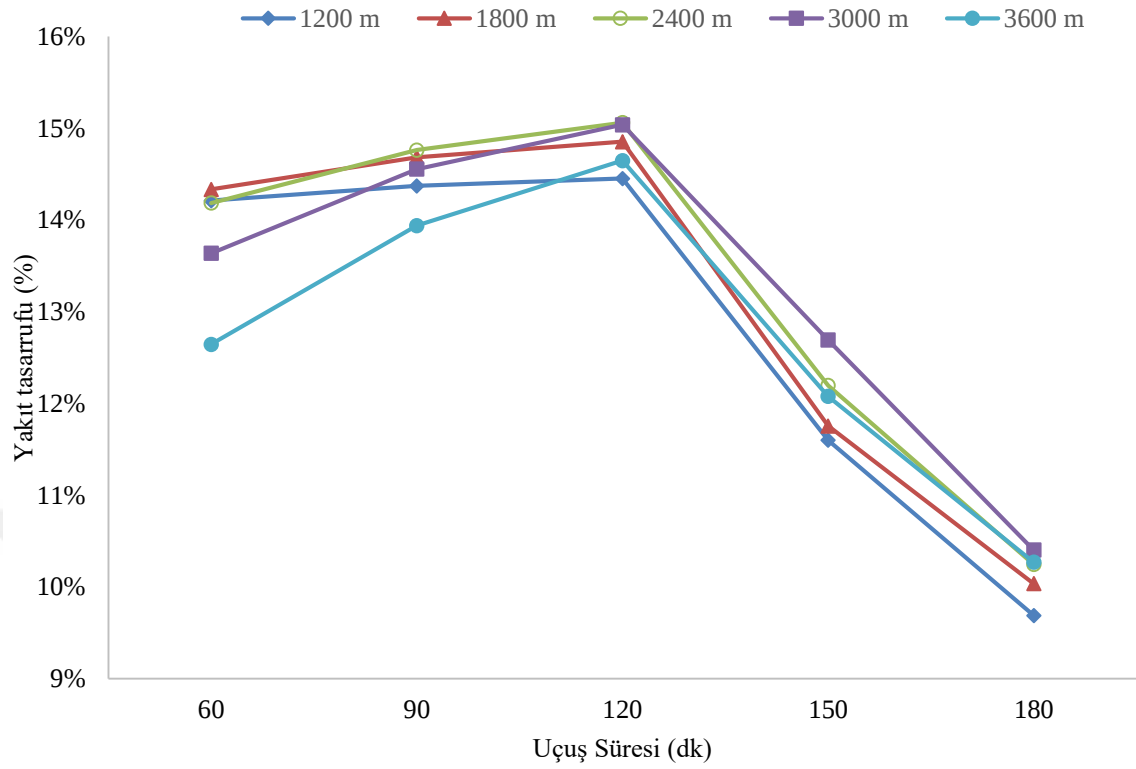
Tablo 4.12. Uçuşlara göre maliyetler

Uçuş	Konvansiyonel [dolar]	Bataryalı		Yakıt Hücreli	
		[dolar]	Tasarruf [%]	[dolar]	Tasarruf [%]
A1	112,49	97,45	13,37	97,32	13,48
A2	168,07	145,34	13,53	145,14	13,64
A3	223,65	193,22	13,60	192,96	13,72
A4	279,23	248,73	10,92	248,47	11,01
A5	334,81	304,27	9,12	304,01	9,20
B1	109,92	95,11	13,47	94,98	13,59
B2	162,90	140,41	13,81	140,21	13,93
B3	215,90	185,68	14,00	185,42	14,12
B4	268,86	238,57	11,27	238,31	11,36
B5	321,81	291,46	9,43	291,20	9,51
C1	109,42	94,85	13,32	94,72	13,44
C2	160,46	138,20	13,88	138,00	14,00
C3	211,51	181,55	14,16	181,29	14,29
C4	262,55	232,43	11,47	232,17	11,57
C5	313,60	283,37	9,64	283,10	9,72
D1	111,26	97,04	12,78	96,91	12,90
D2	160,36	138,45	13,67	138,25	13,79
D3	209,48	179,85	14,14	189,58	9,50
D4	258,57	227,64	11,96	227,38	12,06
D5	307,72	277,61	9,78	277,34	9,87
E1	116,32	102,56	11,83	102,43	11,94
E2	164,12	142,67	13,07	142,47	13,19
E3	211,93	182,78	13,75	182,52	13,88
E4	259,73	230,26	11,35	230,00	11,45
E5	307,54	277,85	9,65	277,59	9,74

Tablo 4.12.'de yer alan sonuçlar genel olarak değerlendirilecek olursa hibrit-elektrikli itki sistemleri sayesinde önemi bir maliyet avantajı yakalandığı görülür, ayrıca bataryalı ve yakıt hücreli hibrit-elektrikli sistemlerin maliyete etkisinin benzer olduğu göze çarpan çarpırmaktadır. Bataryalı hibrit için maliyet tasarrufu %9,12 ile %14,16 arasında değişmekteyken, yakıt hücreli hibritte ise %9,20 ile %14,29 arasında değişmektedir.

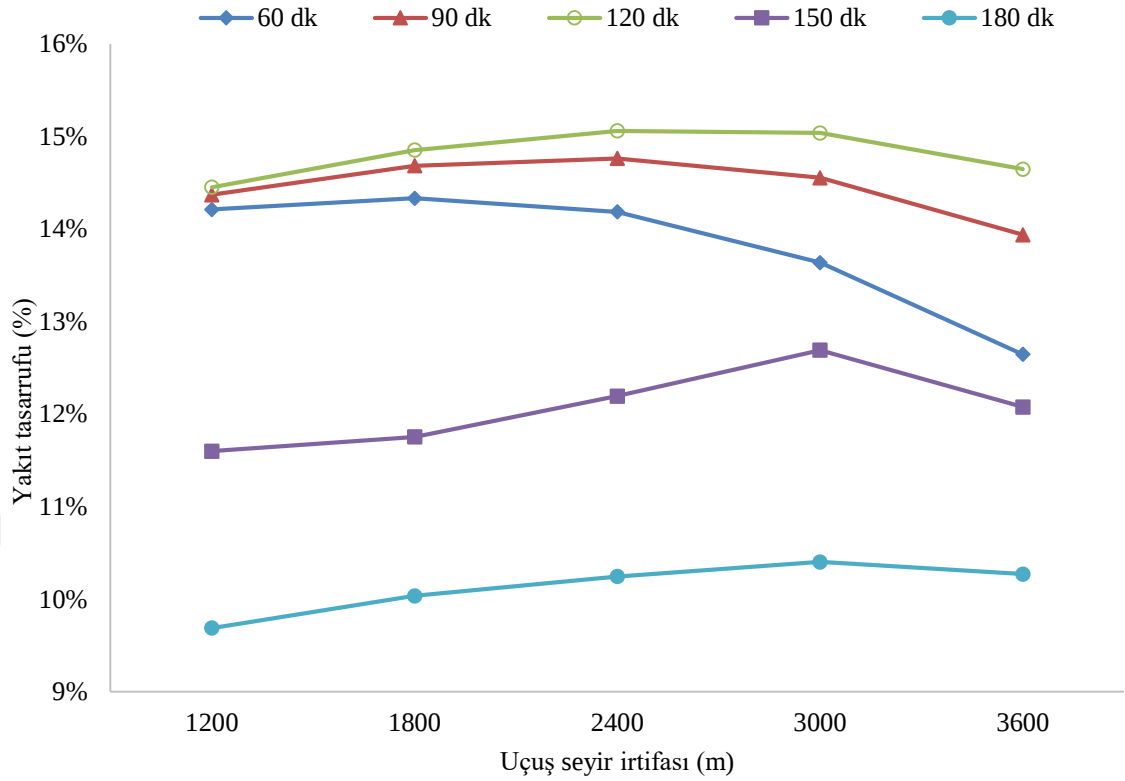
4.4. Karşılaştırma

Tezin bu kısmında bir önceki bölümde elde edilmiş sonuçlar değerlendirilmiştir. İlk olarak tezde incelenmiş uçuş görevlerinde konvansiyonel uçuş ve hibrit-elektrikli uçuşlara göre ortaya çıkan yakıt tüketimi sonuçları karşılaştırılmıştır.



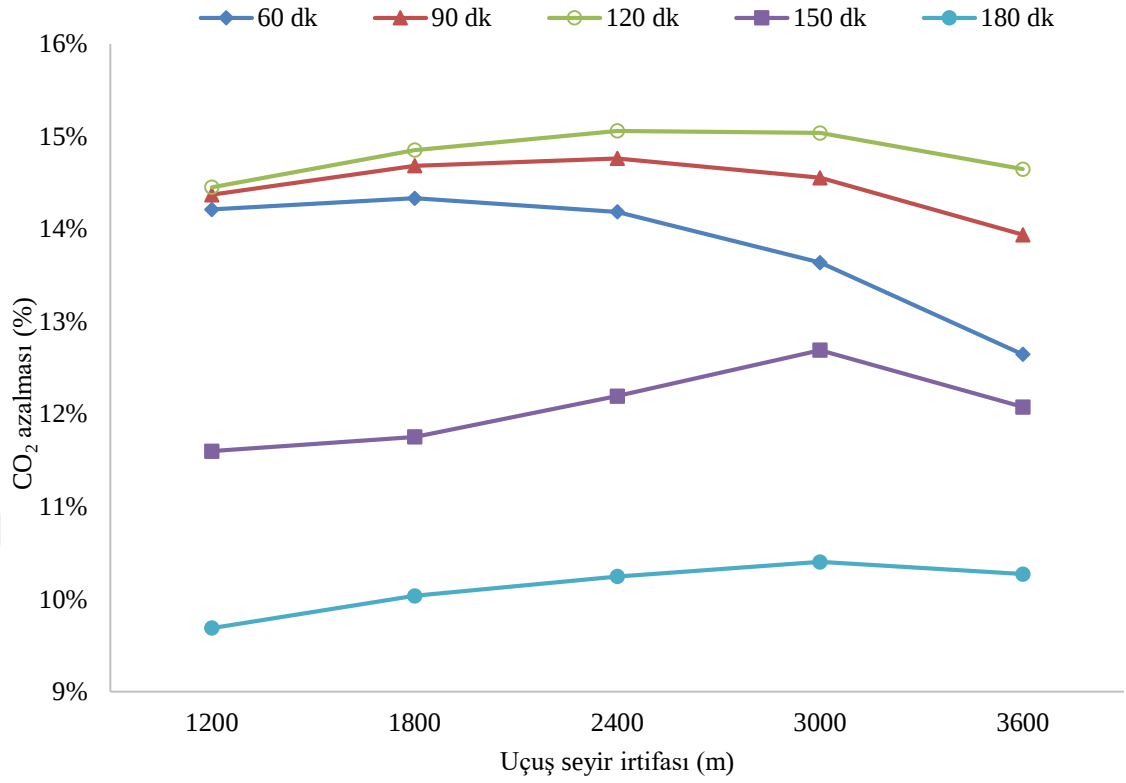
Şekil 4.11. Uçuş süresi-yakıt tasarrufu grafiği

Şekil 4.11.'de uçuş süresi – yakıt tasarrufu grafiği görülmektedir. Bu grafik incelendiğinde en iyi yakıt tasarrufu değerlerinin 120 dakikalık uçuşlarda ortaya çıktığı görülür. 1800 m seyir irtifası olan uçuşlar özelinde değerler incelenirse 60 dakikalık uçuşta %14,33, 90 dakikalık uçuşta %14,68, 120 dakikalık uçuşta %14,85, 150 dakikalık uçuşta %11,75 ve 180 dakikalık uçuşta %10,04 yakıt tasarrufuna ulaşıldığı görülür. Özellikle 120 dakikaya kadar uçuşlarda süreyle birlikte tasarrufun arttığı ancak bu süreden sonra hibrit-elektrikli itki sisteminde elektrikli sistemin depoladığı enerjinin sınırlı olması nedeniyle artan uçuş görev süresiyle birlikte yakıt tasarrufu değerlerinin düştüğü görülür.



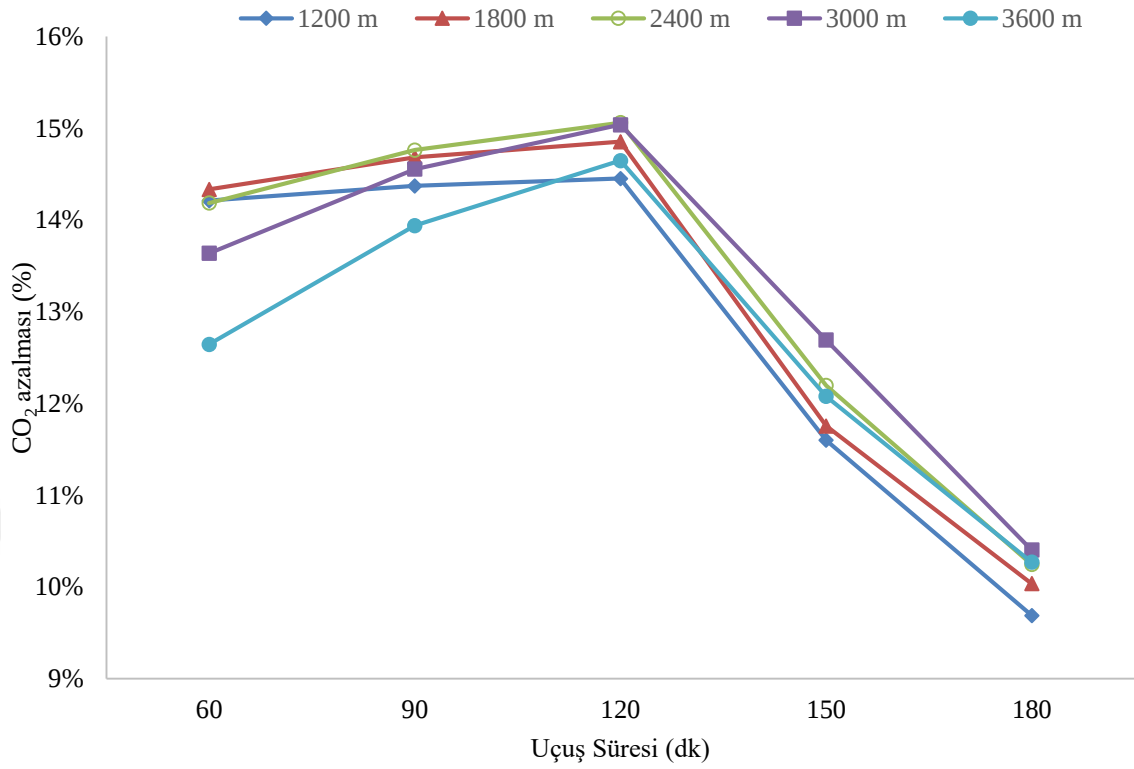
Şekil 4.12. Uçuş seyir irtifası-yakıt tasarrufu grafiği

Şekil 4.12.'de uçuşların seyir irtifasına göre yakıt tasarrufu grafiği görülmektedir. Grafik incelendiğinde yakıt tasarrufu performansının 2400 m'ye kadar irtifa ile birlikte arttığı, 2400 m ve 3000 m irtifa yakıt tasarrufu değerlerinin görece benzer olduğu ve 3600 m irtifada ise yakıt tasarrufu değerlerinin düştüğü görülmektedir. 120 dakikalık uçuşlar özelinde irtifaya göre yakıt tasarrufu değerleri incelenirse 1200 m seyir irtifasına sahip uçuşta %14,45, 1800 m için %14,85, 2400 m irtifa için %15,06, 3000 m irtifa için %15,04, 3600 m için %14,65 yakıt tasarrufuna ulaşıldığı görülür. Sonuçlar incelendiğinde yüksek irtifa uçuşlarında uçuş güç gereksinimlerinin daha düşük olması ve bu yüzden elektrikli sistemin itki gücüne katılım oranının daha yüksek olması nedeniyle bir irtifa seviyesine kadar yakıt tasarrufu değerleri yükselirken, belirli bir irtifa seviyesine ulaşmak için kalkış-tırmanma aşamasındaki yüksek güç gereksinimi nedeniyle elektrikli sistemin itkideki payının daha sınırlı olduğu ve bu nedenle belirli bir irtifa değerinden sonra yakıt tasarrufu değerinin düştüğü görülmektedir.



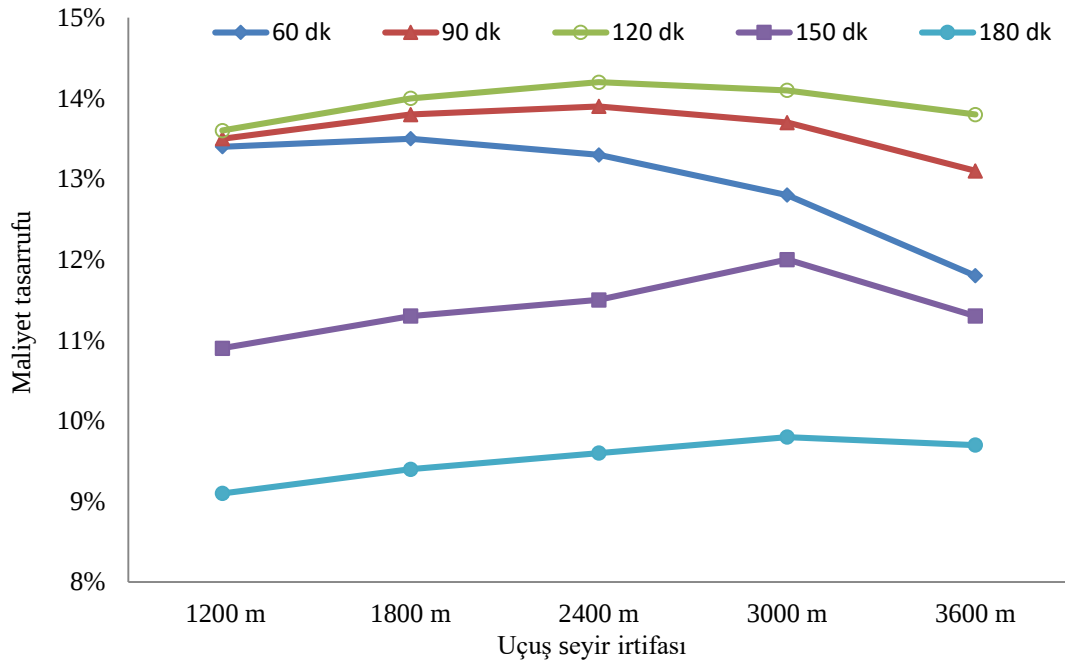
Şekil 4.13. Hibrit-elektrikli uçuşların konvansiyonel uçuşlara göre sağladıkları CO₂ azalmasının uçuş seyir irtifasına göre grafiği

Dünyada son yıllarda önemli bir konu haline gelen karbonsuzlaşma nedeniyle CO₂ emisyonları oldukça önem kazanmıştır, bu nedenle uçuş emisyonlarından CO₂ azalmasına yönelik bir karşılaştırma yapılmıştır. Şekil 4.13.'te CO₂ azalma yüzdesinin uçuşların seyir irtifasıyla olan değişimini gösteren grafik görülmektedir. Emisyonlarda azalma yakıt hücreli konfigürasyondaki su buharı emisyonu hariç doğrudan yakıt tasarrufuna bağlı olduğundan emisyon azalma yüzdeleri yakıt tasarrufuyla aynı olmuştur. CO₂ emisyonlarındaki azalma değerler miktar ve yüzdesel olarak incelenecek olursa, örnek olarak 180 dakikalık uçuştaki CO₂ emisyonundaki azalma değerleri incelenirse, 1200 m seyir irtifasına sahip uçuşta %9,69 (13,76 kg), 1800 m için %10,04 (13,70 kg), 2400 m seyir irtifasına sahip uçuş için %10,25 (13,63 kg), 3000 m ve 3600 m seyir irtifalarına sahip uçuşlar içinse sırasıyla %10,40 (13,60 kg) ve %10,27 (13,40 kg) azalma olduğu görülür. Bu azalma değerlerinde ise doğrudan yakıt tasarrufu etkilidir.



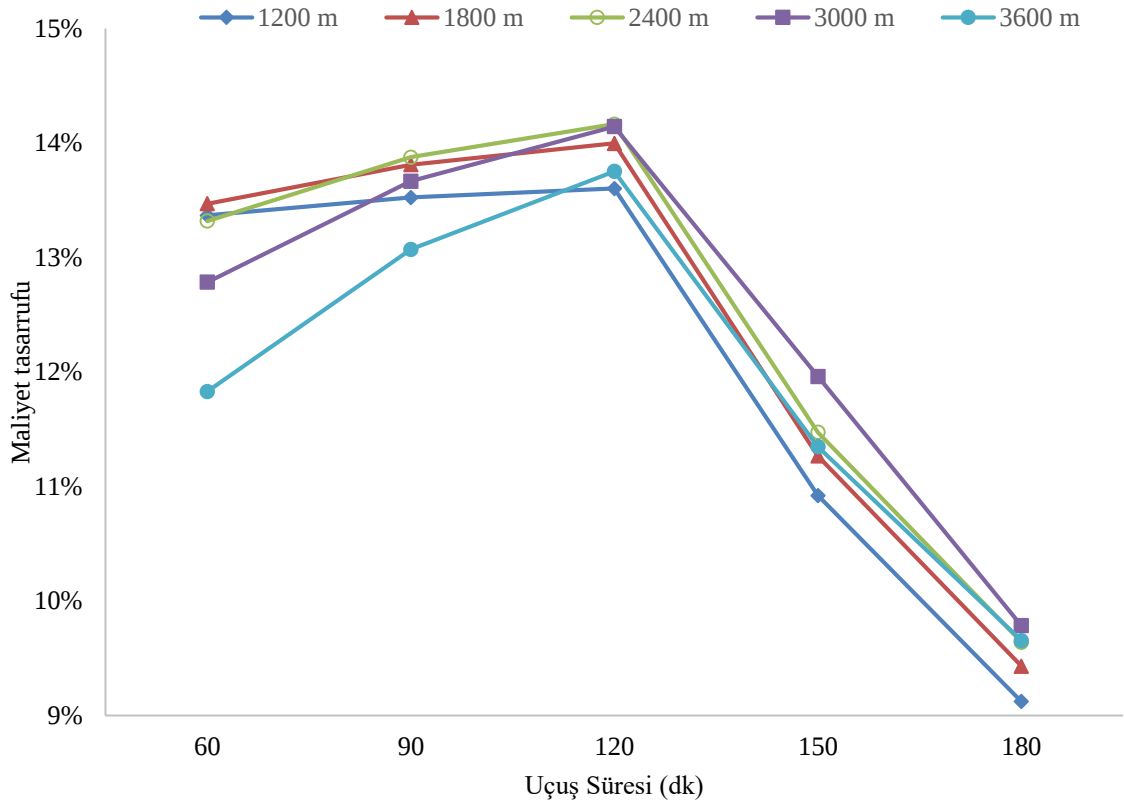
Şekil 4.14. Hibrit-elektrikli uçuşların konvansiyonel uçuşlara göre sağladıkları CO₂ azalmasının uçuş süresine göre grafiği

Şekil 4.14.'te hibrit-elektrikli uçuşlar sayesinde konvansiyonel uçuşlara göre ulaşılan uçuş CO₂ emisyonlarındaki azalmanın uçuş süresine göre grafiği görülmektedir. Bu grafik yorumlanacak olursa artan süreyle birlikte CO₂ emisyonlarındaki azalma yüzdesinin 120 dakikaya kadar arttığı ve bununla birlikte daha uzun uçuş süreleri olan 150 ve 180 dakikalık uçuşlarda CO₂ uçuş emisyonlarındaki azalma yüzdesinin düştüğü ve CO₂ emisyonlarındaki azalmanın en yüksek değerinin %15,06 (13,51 kg) ile 2400 m seyir irtifasına sahip 120 dakikalık uçuşta ortaya çıktığı görülür. Bu sonuçlar yorumlanacak olursa kısa uçuş süreleri olan 60 ve 90 dakikalık uçuşlarda elektrikli sistemin sahip olduğu enerjinin bir kısmının kullanılması nedeniyle CO₂ emisyon azalma değerlerinin görece düşük olduğu ancak 120 dakikalık uçuşta depolanmış elektrik enerjisinin önemli bir kısmının kullanılmasıyla azalma yüzdeleri daha iyi olmuştur, ancak artan süreyle elektrikli sistemin itki içindeki payının düşmesiyle daha uzun uçuş süreleri olan 150 ve 180 dakikalık uçuşlarda azalma yüzdeleri düşmüştür.



Şekil 4.15. Hibrit-elektrikli uçuşların konvansiyonel uçuşlara göre sağladıkları maliyet tasarrufu – uçuş seyir irtifası grafiği

Şekil 4.15.'te yer alan grafikte bataryalı hibrit-elektrikli uçuşlarda elde edilen maliyet tasarrufunun farklı seyir irtifalarına sahip uçuşlara göre değişimi görülmektedir. Bu grafik genel olarak yorumlanacak olursa maliyet tasarrufunun genel olarak 2400 m'ye kadar artış gösterdiği görülmektedir. 120 dakikalık uçuşların maliyet düşüş değerleri incelendiğinde, 1200 m seyir irtifasına sahip uçuş için %13,60, 1800 m için %14,00, 2400 m için %14,16, 3000 m için %14,14 ve 3600 m seyir irtifasına sahip uçuş için %13,75 olduğu görülür. Bu maliyet tasarrufu üstünde yakıt tasarrufu doğrudan etkili olduğu da göz önünde bulundurulduğunda hem artan irtifa ile birlikte düşen güç gereksinimi hem de uzun kalkış-tırmanma aşamasının getirdiği artan güç gereksinimi nedeniyle 2400 m seyir irtifasına sahip uçuşların maliyet tasarrufu noktasında görece iyi performans gösterdikleri görülmektedir.



Şekil 4.16. Hibrit-elektrikli uçuşların konvansiyonel uçuşlara göre sağladıkları maliyet düşüşü – uçuş süresi grafiği

Şekil 4.16.'da maliyet tasarrufunun uçuş süresine göre grafiği görülmektedir. Buna göre 3600 m seyir irtifasına sahip uçuşlardaki maliyet tasarrufunun uçuş süresine göre değerlerine bakılacak olursa, maliyet tasarrufu verilerinin 60, 90, 120, 150 ve 180 dakikalık uçuşlar için sırasıyla %11,83, %13,07, %13,75, %11,35 ve %9,65 olduğu görülür. Bu veriler yorumlanacak olursa, artan uçuş süresiyle birlikte uçuşun görece daha az güç gereksinimine sahip seyir aşamasının süredeki payının artmasıyla elektrikli sistemin uçuşa verdiği itki payı da artmış ve bu özellikle maliyet tasarrufuna doğrudan katkı sağlamıştır, öte yandan elektrikli sistemdeki depolanan enerjinin sınırlı olması nedeniyle 120 dakikadan daha uzun süren uçuşlarda maliyet tasarrufunda önemli düşüşler olmuştur. Ayrıca yakıt tasarrufu ve maliyet tasarrufuna ait grafikler arasındaki benzerlik de oldukça dikkat çekicidir, bunun temel nedeni ise elektrik enerji kaynaklarının birim fiyat olarak konvansiyonel enerji kaynağı olan Avgas 100LL yakıtının birim fiyatına göre oldukça düşük olmasıdır. Bu nedenle de maliyet tasarrufu grafikleri yakıt tasarrufu grafiklerine paralellik göstermektedir.

4.5. Literatürdeki Çalışmalarla Karşılaştırma

Bu tez çalışmasında özellikle son zamanlarda önemini arttıran havacılıkta elektrikleşme alanına ait hibrit-elektrikli uçaklar hakkında bir çalışma yapılmış ve Cessna 172S uçağı özelinde çeşitli sonuçlar elde edilmiştir. Her ne kadar aynı uçaklar üzerinde olmasa da literatürde benzer nitelikte çalışmalar bulunmakta ve bunlar havacılıkta elektrikleşme için oldukça önem arz etmektedir. Bu çalışmaların sonuçları tablo 4.13.'te kısaca özetlenmiştir.

Tablo 4.13. Çalışmalara göre veriler

	Yakıt tasarrufu [%]	CO ₂ azalması [kg]	Maliyet tasarrufu [%]
Pornet [19]	16	-	-
Vratny ve Hornung [14]	8,5	-	-
Frosina vd. [23]	30	-	-
Voskuijl vd. [26]	28	-	-
Koruyucu [8]	3,91	1,18	-
Friedrich ve Robertson [7]	10	-	-
Mevcut çalışma	13,05	11,45	12,24

Çalışmada elde edilen sonuçları özet geçmek gerekirse hibrit-elektrikli uçuşlarda sağlanan yakıt tasarruflarının %9,69 ile %15,06 arasında değiştiği görülür. Öte yandan CO₂ emisyonlarındaki azalma miktarı 6,44 ile 13,93 kg arasında gerçekleşirken, maliyet tasarrufu ise %9,1 ile 14,2 arasında değişmiştir. Çalışma elde edilen sonuçların diğer çalışmalarla karşılaştırılabilmesi için yakıt tasarrufu, CO₂ azalması ve maliyet tasarrufu sonuçlarının aritmetik ortalamalarına bakmak gerekirse; yakıt tasarrufu için %13,05, CO₂ azalması için 11,45 kg ve maliyet tasarrufu için %12,24'tür. Bu sonuçlar tablo 4.13. incelendiğinde Pornet'in %16, Vratny ve Hornung'un %8,5, Frosina vd.'nin %30, Voskuijl vd.'nin %28, Koruyucu'nun %3,91, Friedrich ve Robertson'ın %10'luk yakıt tasarrufu değerleriyle karşılaştırıldığında oldukça makul değerlerdir.

5. BÖLÜM

SONUÇLAR

5.1. Sonuçlar

Bu çalışmada yakıt tüketiminin, sera gazı emisyonlarının, maliyetlerin azaltılması amacıyla günümüz teknolojisindeki elemanlarla Cessna 172S uçağı üzerinde kavramsal hibrit-elektrikli itki sistemleri uygulanmıştır. Çalışmada 5 farklı seyir irtifası ve 5 farklı uçuş süresine sahip yirmi beş adet kavramsal uçuş, bu uçuşların konvansiyonel ve hibrit-elektrikli şekilde yapılmasına bağlı olarak çıkan yakıt tüketiminde, CO₂ emisyonlarında ve maliyetlerde düşüş sonuçlarına göre değerlendirilmiştir. Bu çalışma günümüz teknoloji seviyesinde yapılmış olması nedeniyle hem gerçekçi bir nitelik taşımakta, hem de elektrikleşme yaygın uçaklara uygulansa ne olurdu? sorusunun bugün için cevabını taşımaktadır. Üstelik teknolojinin ilerlemesiyle birlikte ileride daha da geliştirilebilecek bir çalışmadır. Çalışmada elde edilen sonuçlar kısaca şu şekildedir:

- Yirmi beş kavramsal uçuş hibrit-elektrikli şekilde gerçekleştirildiğinde konvansiyonel itki sistemli uçuşlara göre ortalama olarak %13,05 yakıt tasarrufu, 11,45 kg uçuş CO₂ emisyonlarında azalma ve %12,24 maliyet tasarrufu elde edilmiştir.
- Yirmi beş hibrit-elektrikli uçuşa ait sonuçlarda yakıt tasarrufunun en düşük değeri %9,69 olarak toplamda 180 dakika süren ve seyrin 1200 m sabit irtifada gerçekleştirildiği uçuшта elde edilmiştir.
- En yüksek yakıt tasarrufu değeri 2400 m irtifada seyir yapılan ve 120 dakika süren uçuшта %15,06 ile elde edilmiştir.

- Hibrit-elektrikli uçuşlarda arasında en düşük CO₂ emisyonu azalması %9,69 (13,76 kg) ile 1200 m irtifada seyir gerçekleştirilen ve 180 dakikalık uçuş süresine sahip görevde elde edilmiştir.
- En yüksek CO₂ emisyonu azalması toplam uçuş süresi 120 dakika olan ve seyrin 2400 m irtifada gerçekleştirildiği uçuşta %15,06 (13,51 kg) ile görülmüştür.
- Maliyet açısından en düşük tasarruf %9,12 ile 1200 m seyir irtifasına sahip toplamda 180 dakika süren bataryalı hibrit uçuşta görülmüştür.
- En yüksek maliyet tasarrufu 2400 m seyir irtifasına sahip toplamda 120 dakika süren yakıt hücreli hibrit uçuşta %14,29 ile elde edilmiştir.
- Yüksek irtifalarda seyir uçuşunun düşük güç gereksinimi nedeniyle elektrikleşme yakıt ve maliyet tasarrufu, emisyonlarda düşüş anlamında iyi sonuçlar vermektedir.
- Kalkış-tırmanma gibi güç gereksiniminin yüksek olduğu uçuş aşamalarının uzun sürdüğü durumlarda ise elektrikleşmenin sağladığı avantajlar sınırlı kalmaktadır.

5.2. Yorumlar ve Gelecek

Bu çalışmada yer alan hibrit-elektrikli itki sistemine ait batarya ve yakıt hücreleri arasında bir karşılaştırma yapılacak olursa, kullanım açısından yakıt hücrelerinin daha avantajlı olduğu görülür, bunun nedeni günümüz teknolojisinde biten bataryaların havada şarjının mümkün olmamasıyken yakıt hücrelerinin yeni bir hidrojen tankı eklenerek çalışmaya devam edebilmesidir, özellikle hidrojenin yaygın bir element olduğu ve yüksek özgül enerjisi de göz önünde bulundurulduğunda bataryalar belirli bir seviyeye ulaşana kadar yakıt hücrelerinin hibrit-elektrikli itki sistemlerinde önemli rol oynayacağı anlaşılmaktadır.

Batarya ve yakıt hücrelerinin gerçek hayattaki kullanımlarında bir diğer önemli nokta ise ağırlık değişimidir, konvansiyonel itki sistemli uçaklarda uçuş boyunca tüketilen yakıt nedeniyle önemli seviyede ağırlık değişimleri görülürken, bataryaların ağırlıkları kullanımlarıyla değişmez (lityum-hava bataryalar hariç), ayrıca hidrojenin ise yüksek özgül enerjisi sayesinde ağırlık azalması konvansiyonel yakıtlara göre çok daha az

olacaktır; bu çalışmada kullanılan en yüksek hidrojen miktarı 0,76 kg olup bu miktarda bir azalma ihmal edilebilecektir.

Yukarıda verilen çalışma sonuçları hibrit-elektrikli itki sistemlerinin bugünkü teknoloji seviyesindeki yeterlilikleri ve gelecekteki önemini ortaya koymaktadır. Ancak bununla birlikte elektrikli sistem elemanlarının önemli bir ağırlık sorunu bulunmakta ve bu elektrikleşmiş itki sistemlerinin kabiliyetlerini kısıtlamaktadır. Bu çalışmadaki hibrit-elektrikli itki sisteminde elektrikli sistem konvansiyonel sistemi destekleyici nitelikteyken, yakın gelecekte elektrikli sistem elemanlarının ağırlıklarının düşmesiyle birlikte hibrit-elektrikli itki sistemlerinde asıl sistem elektrikli olurken konvansiyonel sistem (menzil arttırıcı, vb.) yüksek güç gereksinimi olan yerlerde itkiyi destekleyici olarak kullanılacak ve kalan yerlerde batarya şarjı, vb. için kullanılabilecektir. Ayrıca HTS motorlarının yüksek özgül güç kabiliyetiyle birlikte büyük uçaklar da gelecekte elektrikleşebilecek ve bu gelişmelerle havacılıkta elektrikleşme hız kazanacaktır.

KAYNAKÇA

1. Flightpath 2050 Europe's Vision for Aviation, Report of the High-Level Group on Aviation Research, 2011.
2. Suder, K., 2012. Overview of the NASA Environmentally Responsible Aviation Project's propulsion technology portfolio. In 48th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit (p. 4038).
3. Aircraft Electrical Propulsion- The Next Chapter of Aviation?, Roland Berger, September 2017.
4. Aigner, B., Nollmann, M., & Stumpf, E., 2018. Design of a hybrid electric propulsion system within a preliminary aircraft design software environment. Deutsche Gesellschaft für Luft-und Raumfahrt-Lilienthal-Oberth eV.
5. Finger, D. F., Götten, F., Braun, C., & Bil, C., 2018. On aircraft design under the consideration of hybrid-electric propulsion systems. In Asia-Pacific International Symposium on Aerospace Technology (pp. 1261-1272). Springer, Singapore.
6. Ye, X. I. E., Savvarisal, A., Tsourdos, A., Zhang, D., & Jason, G. U., 2021. Review of hybrid electric powered aircraft, its conceptual design and energy management methodologies. **Chinese Journal of Aeronautics**, 34(4), 432-450.
7. Friedrich, C., & Robertson, P. A., 2015. Hybrid-electric propulsion for automotive and aviation applications. **CEAS Aeronautical Journal**, 6(2), 279-290.
8. Koruyucu, E. 2018. Hibrit (piston prop-elektrik) tahrikli hafif genel maksat helikopterin enerji ve çevresel etkilerinin matematiksel incelenmesi.
9. Hoelzen, J., Liu, Y., Bensmann, B., Winnefeld, C., Elham, A., Friedrichs, J., & Hanke-Rauschenbach, R. 2018. Conceptual design of operation strategies for hybrid electric aircraft. **Energies**, 11(1), 217.
10. Gaspari, F., Trainelli, L., Rolando, A., & Perkon, I. 2017. Concept of modular architecture for hybrid electric propulsion of aircraft. Mahepa, Nov.
11. Righi, H. 2016. Hybrid electric aircraft. Mississippi State University.
12. Hepperle, M. 2012. Electric flight-potential and limitations.

13. Mbarki, S. 2020. The innovation of electric and hybrid aircraft.
14. Vratny, P. C., & Hornung, M. 2018. Sizing considerations of an electric ducted fan for hybrid energy aircraft. **Transportation Research Procedia**, **29**, 410-426.
15. Morioka, N., Takeuchi, M., & Oyori, H. 2014. Moving to an all-electric aircraft system. **IHI Engineering Review**, **47**(1), 33-39.
16. Tay, G., Keller, P., & Hornung, M. 2018. Development of a software tool for comprehensive flight performance and mission analysis of hybrid-electric aircraft. **Transportation Research Procedia**, **29**, 401-409.
17. Iwanizki, M., Arzberger, M., Plohr, M., Silberhorn, D., & Hecken, T. 2019. Conceptual design studies of short range aircraft configurations with hybrid electric propulsion. In AIAA Aviation 2019 Forum (p. 3680).
18. Schömann, J. 2014. Hybrid-electric propulsion systems for small unmanned aircraft (Doctoral dissertation, Technische Universität München).
19. Pornet, C. 2018. Conceptual design methods for sizing and performance of hybrid-electric transport aircraft (Doctoral dissertation, Technische Universität München).
20. Donato, T., De Pascalis, C. L., & Ficarella, A. Design of a Hybrid Electric UAV through Multi-Objective Optimisation.
21. Schäfer, A. W., Barrett, S. R., Doyme, K., Dray, L. M., Gnadt, A. R., Self, R., ... & Torija, A. J. 2019. Technological, economic and environmental prospects of all-electric aircraft. **Nature Energy**, **4**(2), 160-166.
22. Nagy, B., Detre, S. 2018. Cloudrider aircraft concept. Technische Universität München.
23. Frosina, E., Caputo, C., Marinaro, G., Senatore, A., Pascarella, C., & Di Lorenzo, G. 2017. Modelling of a hybrid-electric light aircraft. **Energy Procedia**, **126**, 1155-1162.
24. Ploetner, K. O. 2013. Operating cost estimation for electric-powered transport aircraft. In 2013 Aviation Technology, Integration, and Operations Conference (p. 4281).

25. Vegh, J. M. 2018. Sizing Methodologies for Aircraft with Multiple Energy Systems. Stanford University.
26. Voskuijl, M., Van Bogaert, J., & Rao, A. G. 2018. Analysis and design of hybrid electric regional turboprop aircraft. **CEAS Aeronautical Journal**, 9(1), 15-25.
27. Epstein, A. H., & O'Flarity, S. M. 2019. Considerations for reducing aviation's co 2 with aircraft electric propulsion. **Journal of Propulsion and Power**, 35(3), 572-582.
28. Szirczak, D., Jankovics, I., Gal, I., & Rohacs, D. 2020. Conceptual design of small aircraft with hybrid-electric propulsion systems. **Energy**, 204, 117937.
29. Hospodka, J., Bínová, H., & Pleninger, S. 2020. Assessment of all-electric general aviation aircraft. **Energies**, 13(23), 6206.
30. Rendón, M. A., Sánchez R, C. D., Gallo M, J., & Anzai, A. H. 2021. Aircraft hybrid-electric propulsion: Development trends, challenges and opportunities. **Journal of Control, Automation and Electrical Systems**, 32(5), 1244-1268.
31. Sürer, M. G. (2020). Tek koltuklu bir uçak için kavramsal hibrit itki sistemi tasarımı ve uçak performansına etkileri (Master's thesis, İskenderun Teknik Üniversitesi/Mühendislik ve Fen Bilimleri Enstitüsü/Makine Mühendisliği Anabilim Dalı).
32. Glassock, R., Madonna, V., Giangrande, P., Galea, M., 2020. RexMoto-a range extender concept for light electric aircraft. In 2020 IEEE Transportation Electrification Conference & Expo (ITEC) (pp. 930-935). IEEE.
33. Yıldız, M., 2016. Uçaklarda Kullanıma Yönelik Batarya Isıl Yönetim Sistemlerinin Araştırılması, Anadolu Üniversitesi, Doktora Tezi, Eskişehir, 125s.
34. Buchmann, I. 2001. Batteries in a portable world: a handbook on rechargeable batteries for non-engineers.
35. Webpage: <https://northvolt.com/products/systems/voltblocks/> (Erişim tarihi: Eylül 2021)
36. Webpage: <https://americanhistory.si.edu/fuelcells/basics.htm> (Erişim tarihi: Temmuz 2021)

37. Webpage: <https://www.fchea.org/fuelcells> (Erişim tarihi: Temmuz 2021)
38. Righi, H. 2016. Hybrid electric aircraft. Mississippi State University.
39. Abdul Sathar Eqbal, M., Fernando, N., Marino, M., Wild, G., 2018. Hybrid propulsion systems for remotely piloted aircraft systems. *Aerospace*, 5(2), 34.
40. Ballard FcveloCity® - MD Product Data Sheet. Webpage: https://www.ballard.com/docs/default-source/spec-sheets/fcvelocitymd.pdf?sfvrsn=ebc380_2 (erişim tarihi: Eylöl 2021) ----
41. Hughes, A. 2006. Electric motors and drives: fundamentals, types and applications, 3rd edn. Newnes.
42. Fehrenbacher, J., Stanley, D. L., & Honchell, J. 2011. Electric motor & power source selection for small aircraft propulsion.
43. Webpage: <https://www.mgm-compro.com/electric-motor/25-kw-electric-motor/> (Erişim tarihi: Eylöl 2021)
44. Webpage: <https://www.mgm-compro.com/brushless-motor-controllers/33-kw-motor-controllers/> (Erişim tarihi: Eylöl 2021)
45. Webpage: <https://www.luxfercylinders.com/products/alternative-fuel/g-stor-h2-hydrogen-cylinders> (Erişim tarihi: Eylöl 2021)
46. Information Manual Skyhawk SP, Cessna Aircraft Company Model 172S NAV III Avionics Option- GFC 700 AFCS, 20 December 2007, Cessna Aircraft Company, Wichita, Kansas, USA.
47. Türkiye Elektrik Üretim-İletim 2019 Yılı İstatistikleri, 38-Grafik III.I – 2019 Yılı Türkiye Elektrik Enerjisi Üretiminin Kaynaklara Göre Dağılımı Webpage: <https://www.teias.gov.tr/tr-TR/turkiye-elektrik-uretim-iletim-istatistikleri> (Erişim tarihi: Eylöl 2021)
48. Turkish Greenhouse Gas Inventory 1990-2019, National Inventory Report for Submission Under the United Nations Framework Convention on Climate Change, Tük, Nisan 2021.
49. Webpage: https://www.tedas.gov.tr/#!/tedas_tarifeler (Erişim tarihi: Eylöl 2021)

50. Webpage: <https://www.energy.gov/eere/fuelcells/doe-technical-targets-hydrogen-production-electrolysis> (Erişim tarihi: Eylöl 2021)
51. Bossel, U., Eliasson, B., 2003. Energy and the hydrogen economy. Methanol Institute, Arlington, VA.
52. EASA Type-Certificate Data Sheet, Number: IM.E.032, Issue: 01, Date: 27 September 2012, Type: Lycoming Engines IO-360 Series Engines.
53. Operator's Manual Lycoming O-360, HO-360, IO-360, AIO-360, HIO-360 & TIO-360 Series, 8th Edition, Part No. 60297-12, October 2005.



EKLER

EK 1. Uçuş excel hesap tablosu

1	Türçüçü	İrma	Süre	Konaşyonel Yakıt Tüketimi [kg]	Hidro Yakıt Tüketimi [kg]	Konaşyonel Majör [kg]	Baraj Yakıt Majör [kg]	Yakıt Hızlı Yakıt Majör [kg]	Konaşyonel Emisyonlar										Hidro Emisyonlar										Yakıt verimliliği	Baraj Yakıt Majör Verimliliği	Yakıt Hızlı Yakıt Majör Verimliliği	CO2 Azalma Miktarı	su azalma	CO	HC	NOx	Kuşun azalma	Hükümet Hükümeti
									CO2 [kg]	Su Bulaşımı [kg]	CO [kg]	HC [kg]	NOx [kg]	Kuşun [kg]	CO2 [kg]	Su Bulaşımı [kg]	CO [kg]	HC [kg]	NOx [kg]	Kuşun [kg]	CO2 [kg]	Su Bulaşımı [kg]	CO [kg]	HC [kg]	NOx [kg]	Kuşun [kg]												
2	A1	60dk	23.86	20.47	111.48	97.34	97.31	47.715	26.629	23.888	0.338	0.119	0.019	40.934	24.580	30.467	30.437	0.102	0.016	14.21%	13.37%	13.48%	6.78	4.07	3.39	0.051	0.017	0.003	27.99									
3	A2	90dk	33.65	30.52	158.07	145.34	145.14	71.291	48.775	35.646	0.535	0.178	0.039	61.066	36.627	50.523	49.83	0.104	0.014	14.37%	13.56%	13.64%	10.25	6.15	5.12	0.077	0.026	0.004	41.77									
4	A3	120dk	47.43	40.18	225.65	193.22	192.96	94.888	67.634	47.634	0.712	0.237	0.058	81.157	48.684	65.979	65.08	0.103	0.031	14.45%	13.76%	13.72%	13.71	8.23	6.86	0.103	0.034	0.005	55.55									
5	A4	150dk	59.22	51.25	279.33	248.73	248.47	118.444	71.066	59.222	0.888	0.286	0.047	104.704	62.352	81.352	79.35	0.102	0.042	11.66%	10.92%	11.01%	15.74	8.24	6.87	0.103	0.034	0.005	69.14									
6	A5	180dk	71.01	64.13	336.81	304.27	304.01	142.020	85.122	71.003	1.065	0.355	0.057	123.280	76.595	94.130	94.52	0.101	0.051	9.68%	9.12%	9.26%	15.76	8.26	6.88	0.103	0.034	0.006	83.81									
7	B1	60dk	23.31	19.97	109.92	95.11	94.98	46.825	27.975	23.312	0.330	0.117	0.019	39.942	23.985	33.971	33.00	0.100	0.016	14.33%	13.47%	13.56%	6.68	4.01	3.34	0.050	0.017	0.003	27.39									
8	B2	90dk	34.55	29.48	165.90	140.41	140.21	69.101	41.461	34.551	0.518	0.173	0.038	59.954	35.770	49.477	48.42	0.104	0.034	14.65%	13.81%	13.93%	10.15	6.09	5.07	0.075	0.025	0.004	40.51									
9	B3	120dk	45.78	38.98	216.96	195.68	195.42	91.560	45.780	0.666	0.235	0.056	71.960	45.372	58.900	58.34	0.105	0.051	14.85%	14.07%	14.12%	13.60	8.17	6.90	0.102	0.034	0.005	53.62										
10	B4	150dk	57.00	50.20	266.86	238.57	238.31	114.000	64.400	57.000	0.835	0.285	0.046	100.600	60.360	78.900	77.33	0.100	0.040	11.75%	11.07%	11.16%	15.40	8.04	6.70	0.101	0.033	0.006	67.21									
11	B5	180dk	68.25	61.40	321.81	294.46	294.20	136.500	81.900	68.250	1.020	0.341	0.055	127.800	73.700	91.400	90.07	0.100	0.049	10.04%	9.48%	9.51%	15.70	8.20	6.85	0.100	0.034	0.006	80.55									
12	C1	60dk	23.21	19.91	109.42	94.65	94.71	46.414	27.848	23.207	0.348	0.116	0.019	39.829	23.888	33.915	32.99	0.100	0.016	14.15%	13.32%	13.44%	6.58	3.95	3.29	0.048	0.016	0.003	27.32									
13	C2	90dk	34.03	29.01	160.46	139.20	139.00	68.066	40.839	34.030	0.510	0.170	0.027	59.017	34.810	48.008	46.85	0.103	0.043	14.76%	13.88%	14.00%	10.05	6.02	5.02	0.075	0.025	0.004	39.95									
14	C3	120dk	44.66	38.00	211.51	191.55	191.29	97.718	53.831	44.659	0.713	0.244	0.056	76.205	45.723	58.021	57.11	0.101	0.050	15.06%	14.17%	14.29%	13.51	8.11	6.76	0.101	0.034	0.005	52.58									
15	C4	150dk	55.69	48.69	261.56	232.43	232.17	111.710	66.822	55.685	0.835	0.278	0.045	97.798	58.671	74.894	73.44	0.103	0.059	12.26%	11.47%	11.57%	13.58	8.15	6.79	0.102	0.034	0.005	65.53									
16	C5	180dk	66.51	59.70	316.60	283.37	283.10	133.022	78.613	66.511	0.988	0.333	0.053	119.394	71.656	95.897	93.85	0.108	0.048	10.25%	9.64%	9.72%	15.63	8.18	6.81	0.102	0.034	0.005	78.49									
17	D1	60dk	23.60	20.38	111.26	97.04	96.91	47.197	28.118	23.598	0.354	0.118	0.019	40.760	24.465	30.380	30.66	0.102	0.016	13.64%	12.76%	12.90%	6.44	3.86	3.22	0.048	0.016	0.003	27.88									
18	D2	90dk	34.01	29.06	160.36	139.45	139.25	68.024	40.814	34.012	0.510	0.170	0.027	59.123	34.914	48.062	46.86	0.103	0.043	14.56%	13.67%	13.79%	9.90	5.94	4.95	0.074	0.025	0.004	40.01									
19	D3	120dk	44.42	37.74	209.48	179.65	179.59	88.840	53.840	44.403	0.666	0.222	0.056	76.480	45.300	57.740	56.66	0.100	0.050	15.04%	14.16%	14.28%	13.56	8.00	6.68	0.100	0.034	0.006	52.15									
20	D4	150dk	54.84	47.68	257.64	227.38	227.38	109.700	65.800	54.840	0.834	0.274	0.044	95.770	57.460	74.890	73.39	0.103	0.058	11.66%	10.86%	10.96%	13.83	8.34	6.96	0.105	0.035	0.006	64.31									
21	D5	180dk	65.27	58.48	307.72	277.61	277.61	130.300	78.300	65.270	0.979	0.328	0.052	116.900	70.170	96.400	93.82	0.046	0.046	10.40%	9.78%	9.87%	15.60	8.13	6.79	0.102	0.034	0.006	77.02									
22	E1	60dk	24.67	21.15	116.32	100.66	100.43	48.340	28.604	24.670	0.370	0.123	0.020	43.100	25.860	31.550	31.33	0.108	0.017	12.65%	11.83%	11.94%	6.24	3.74	3.12	0.047	0.016	0.002	28.29									
23	E2	90dk	34.81	29.96	164.12	142.67	142.47	69.818	41.771	34.808	0.512	0.174	0.032	59.914	35.948	48.957	47.99	0.104	0.054	13.94%	13.07%	13.19%	9.70	5.82	4.85	0.073	0.024	0.004	41.09									
24	E3	120dk	44.95	38.36	211.93	182.78	182.51	89.895	53.937	44.948	0.674	0.225	0.056	76.727	48.056	58.835	57.57	0.101	0.051	14.65%	13.75%	13.86%	13.57	7.90	6.58	0.099	0.033	0.005	52.69									
25	E4	150dk	55.09	48.43	259.73	230.00	230.00	110.173	68.104	55.087	0.876	0.275	0.044	96.867	58.433	75.172	73.42	0.093	0.059	11.35%	10.55%	10.65%	13.31	7.98	6.59	0.100	0.033	0.005	64.97									
26	E5	180dk	65.23	58.15	307.54	277.65	277.65	130.415	78.271	65.235	0.978	0.326	0.052	117.053	70.255	96.326	93.83	0.047	0.047	10.27%	9.65%	9.74%	15.40	8.04	6.70	0.100	0.033	0.005	77.08									

ÖZGEÇMİŞ

KİŞİSEL BİLGİLER

Adı Soyadı: Burak AKGÜL

Uyruğu: Türkiye (T.C.)

EĞİTİM

Derece	Kurum	Mezuniyet Tarihi
Yüksek Lisans	Erciyes Üniversitesi, Uçak Mühendisliği	2022
Lisans	Türk Hava Kurumu Üniversitesi, Uçak Mühendisliği	2019
Ön Lisans	Anadolu Üniversitesi, Elektrik Enerjisi Üretim, İletim ve Dağıtımı (Aöf-İkinci Diploma Programı)	2018

İŞ DENEYİMLERİ

Yıl	Kurum	Görev
2020-2021	Goldwind	Operasyon ve Bakım Mühendisi

YABANCI DİL

İngilizce

İspanyolca