

Meryem Gizem SÜRER



İSKENDERUN TEKNİK

ÜNİVERSİTESİ

MÜHENDİSLİK VE FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

MAKİNE MÜHENDİSLİĞİ ANABİLİM DALI

**YÜKSEK
LİSANS
TEZİ**

**TEK KOLTUKLU BİR UÇAK İÇİN
KAVRAMSAL HİBRİT İTKİ SİSTEMİ
TASARIMI VE UÇAK
PERFORMANSINA ETKİLERİ**

Meryem Gizem SÜRER

MAKİNE MÜHENDİSLİĞİ
ANABİLİM DALI

OCAK 2020

OCAK 2020



**TEK KOLTUKLU BİR UÇAK İÇİN KAVRAMSAL HİBRİT İTKİ SİSTEMİ
TASARIMI VE UÇAK PERFORMANSINA ETKİLERİ**

Meryem Gizem SÜRER

**YÜKSEK LİSANS TEZİ
MAKİNE MÜHENDİSLİĞİ ANABİLİM DALI**

**İSKENDERUN TEKNİK ÜNİVERSİTESİ
MÜHENDİSLİK VE FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ**

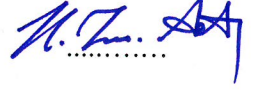
OCAK 2020

Meryem Gizem SÜRER tarafından hazırlanan "TEK KOLTUKLU BİR UÇAK İÇİN KAVRAMSAL HİBRİT İTKİ SİSTEMİ TASARIMI VE UÇAK PERFORMANSINA ETKİLERİ" adlı tez çalışması aşağıdaki jüri tarafından OY BİRLİĞİ / ~~OY ÇOKLUĞU~~ ile İskenderun Teknik Üniversitesi Makine Mühendisliği Anabilim Dalında YÜKSEK LİSANS TEZİ olarak kabul edilmiştir.

Danışman: Dr. Öğr. Üyesi Hüseyin Turan ARAT

Makine Mühendisliği Anabilim Dalı, İskenderun Teknik Üniversitesi

Bu tezin, kapsam ve kalite olarak Yüksek Lisans Tezi olduğunu onaylıyorum / ~~onaylamıyorum~~



Başkan: Prof. Dr. Kadir AYDIN

Makine Mühendisliği Anabilim Dalı, Çukurova Üniversitesi

Bu tezin, kapsam ve kalite olarak Yüksek Lisans Tezi olduğunu onaylıyorum / ~~onaylamıyorum~~



Üye: Dr. Öğr. Üyesi Mustafa Kaan BALTACIOĞLU

Makine Mühendisliği Anabilim Dalı, İskenderun Teknik Üniversitesi

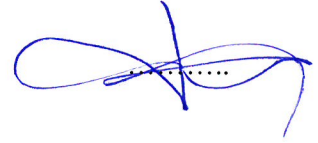
Bu tezin, kapsam ve kalite olarak Yüksek Lisans Tezi olduğunu onaylıyorum / ~~onaylamıyorum~~



Üye: Dr. Öğr. Üyesi Sezer ÇOBAN

Uçak Gövde-Motor Bakım Anabilim Dalı, İskenderun Teknik Üniversitesi

Bu tezin, kapsam ve kalite olarak Yüksek Lisans Tezi olduğunu onaylıyorum / ~~onaylamıyorum~~



Üye: Dr. Öğr. Üyesi Semir GÖKPINAR

Makine Mühendisliği Anabilim Dalı, Adana Bilim ve Teknoloji Üniversitesi

Bu tezin, kapsam ve kalite olarak Yüksek Lisans Tezi olduğunu onaylıyorum / ~~onaylamıyorum~~



Tez Savunma Tarihi: 10/01/2020

Jüri tarafından kabul edilen bu tezin Yüksek Lisans Tezi olması için gerekli şartları yerine getirdiğini onaylıyorum.


Prof. Dr. Tolga DEPCI

Mühendislik ve Fen Bilimleri Enstitüsü Müdürü

ETİK BEYAN

İskenderun Teknik Üniversitesi Mühendislik ve Fen Bilimleri Enstitüsü Tez Yazım Kurallarına uygun olarak hazırladığım bu tez çalışmada;

- Tez üzerinde Yükseköğretim Kurulu tarafından hiçbir değişiklik yapılamayacağı için tezin bilgisayar ekranında görüntülediğinde asıl nüsha ile aynı olması sorumluluğunun tarafıma ait olduğunu,
- Tez içinde sunduğum verileri, bilgileri ve dokümanları akademik ve etik kurallar çerçevesinde elde ettiğimi,
- Tüm bilgi, belge, değerlendirme ve sonuçları bilimsel etik ve ahlak kurallarına uygun olarak sunduğumu,
- Tez çalışmada yararlandığım eserlerin tümüne uygun atıfta bulunarak kaynak gösterdiğimi,
- Kullanılan verilerde herhangi bir değişiklik yapmadığımı,
- Bu tezde sunduğum çalışmanın özgün olduğunu,

bildirir, aksi bir durumda aleyhime doğabilecek tüm hak kayıplarını kabullendiğimi beyan ederim.


Meryem Gizem SÜRER

10/01/2020

TEK KOLTUKLU BİR UÇAK İÇİN KAVRAMSAL HİBRİT İTKİ SİSTEMİ TASARIMI VE UÇAK PERFORMANSINA ETKİLERİ

(Yüksek Lisans Tezi)

Meryem Gizem SÜRER

İSKENDERUN TEKNİK ÜNİVERSİTESİ
MÜHENDİSLİK VE FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

OCAK 2020

ÖZET

Giderek artan temiz çevre anlayışı ile birlikte, havacılık endüstrisi de elektrik itiş gücü sağlayan yenilenebilir enerji kaynaklarına yöneldi. Yakıt pilleri, elektrikli araçlar için daha çevreci, daha güvenilir ve daha yüksek verimlilik açısından en popüler güç kaynaklarından biridir. Yakıt hücreleri arasında, uçuş için en cazip seçenek ise, polimer elektrolit membran yakıt hücreleridir (PEMYP).

Bu tezde literatürde bulunan elektrikli uçak konseptine katkıda bulunmak için tek koltuku bir uçak olan Cri-Cri'ye yakıt hücresi ve batarya kullanarak kavramsal hibrit itki sistemi tasarımı yapmak amaçlanmıştır. Kavramsal tasarım için öncelikle maksimum kalkış ağırlığı ve buna bağlı olarak gerekli güç tahmini yapılmıştır. Daha sonra stol hızı, kalkış mesafesi, tırmanma oranı, tırmanma hızı, tırmanma açısı gibi uçağın karakteristik özellikleri belirlenmiş ve kalkış, tırmanma, seyir ve iniş aşamalarında harcadığı güç saptanmıştır. Son olarak ise elektrikli yapı çalışması yapılmıştır. Elektrikli yapının temel bileşenleri elektrik motoru, yakıt hücresi sistemi, batarya, DC/AC dönüştürücü ve DC/DC dönüştürücülerdir. Tasarım bittikten sonra ağırlık analizi yapılmış ve görev döngüsü belirlenmiştir. Buna bağlı olarak hidrojen tüketim miktarı ve tüketilen enerji miktarı hesaplanmıştır. Sonuç olarak Cri-Cri için kalkış aşamasında 26 kW, tırmanma aşamasında 30 kW, seyir aşamasında 10 kW ve inişte 7 kW güce ihtiyaç vardır. Ayrıca kalkış ve tırmanma aşamasında 0,1 kg, seyir aşamasında 0,52 kg ve iniş aşamasında 0,06 olmak üzere toplamda 0,68 kg hidrojen tüketilmiştir. Geriye kalan 0,32 kg hidrojen acil durumlarda kullanılmak için ayrılmıştır. Toplamda tüketilen enerji miktarı ise 31 kWh'dır.

AnahtarKelimeler : Yakıt hücresi, batarya, hibrit uçak, kavramsal tasarım

SayfaAdedi : 43

Danışman : Dr. Öğr. Üyesi Hüseyin Turan ARAT

CONCEPTUAL DESIGN OF HYBRID PROPULSION SYSTEM FOR ONE SEAT AN
AIRCRAFT AND EFFECTS ON VEHICLE PERFORMANCE

(M. Sc. Thesis)

Meryem Gizem SÜRER

ISKENDERUN TECHNICAL UNIVERSITY
ENGINEERING AND SCIENCE INSTITUTE

January 2020

ABSTRACT

With an increasing understanding of the clean environment, the aviation industry has turned to renewable energy sources that provide electrical propulsion. Fuel cells are one of the most popular sources of power for electric vehicles terms of being greener, more reliability and higher efficiency. Among fuel cells, the most attractive option for flight is polymer electrolyte membrane fuel cells (PEMFC).

In this thesis, in order to contribute to the concept of electric aircraft in literature, it was aimed to design conceptual hybrid propulsion system by using fuel cell and battery to Cri-Cri which is a single seat aircraft. For the conceptual design, the maximum take-off weight and accordingly the required power was estimated. Then, the characteristics of the aircraft such as take-off speed, take-off distance, climbing rate, climbing speed, climbing angle were determined and the power consumption during the take-off, climbing, cruising and landing stages were determined. Finally, the electrical structure study has been made. The main components of the electrical structure are electric motor, fuel cell system, battery, DC/AC converter and DC/DC converter. After the design was completed, the weight analysis was performed and the duty cycle was determined. Then the amount of hydrogen consumed and the amount of energy consumed were calculated. As a result, Cri-cri needs 26 kW during take-off, 30 kW during climb, 10 kW during cruise and 7 kW during descent. It also consumed 0.68 kg of hydrogen in total, including 0.1 kg in the take-off and climb, 0.52 kg in the cruise and 0.06 in the descent. The remaining 0.32 kg of hydrogen is reserved for use in emergencies. The total amount of energy consumed is 31 kWh.

Key Words : Fuel cell, battery, hybrid aircraft, conceptual design
Page Number : 43
Supervisor : Assist. Prof. Dr. Hüseyin Turan ARAT

TEŞEKKÜR

Tez konusunun belirlenmesi, araştırılması ve yazımı sırasında çalışmamı Őekillendiren, değerli bilgilerini paylaşarak desteğini benden esirgemeyen saygıdeğer danışman hocam Dr. Öğr. Üyesi Hüseyin Turan ARAT'a, çalışmam boyunca eksik kaldığım yerlerde bana destek veren sevgili babam Ali SÜRER'e, sağladıkları mükemmel çalışma ortamı ve manevi destekleri için annem Özlem SÜRER ve kardeşim Nehir SÜRER'e sonsuz teőekkürlerimi sunarım.



İÇİNDEKİLER**Sayfa**

ÖZET.....	iv
ABSTRACT.....	v
TEŞEKKÜR.....	vi
İÇİNDEKİLER.....	vii
ÇİZELGELERİN LİSTESİ.....	ix
ŞEKİLLERİN LİSTESİ.....	x
SİMGELER VE KISALTMALAR.....	xi
1. GİRİŞ.....	1
2. LİTERATÜR ARAŞTIRMASI.....	9
3. TEK KOLTUKLU BİR UÇAK İÇİN HİBRİT İTKİ SİSTEMİ KAVRAMSAL TASARIMI.....	13
3.1. Görev Tanımı ve Gereksinimler.....	14
3.2. Maksimum Kalkış Ağırlığı Tahmini.....	16
3.3. Gerekli Güç Ön Tahmini.....	18
3.4. Karakteristik Parametrelerin Belirlenmesi ve Görev Performansının Hesabı	20
3.4.1. Karakteristik parametrelerin belirlenmesi.....	20
3.4.2. Görev performansının belirlenmesi.....	25
4. ELEKTRİKSEL YAPI ÇALIŞMASI.....	27
4.1. Elektrik Motoru.....	27
4.2. Yakıt hücresi güç üretim sistemi.....	29
4.3. Batarya.....	30
4.4. Güç Elektroniği.....	31
5. SONUÇ VE ÖNERİLER.....	32
KAYNAKLAR.....	36

EKLER.....	40
ÖZGEÇMİŞ.....	41
DİZİN.....	43



ÇİZELGELERİN LİSTESİ

Çizelge	Sayfa
Çizelge 1.1. Havacılıkta kullanılan ve geliştirilen yakıt hücrelerinin özellikleri.....	3
Çizelge 1.2. Bataryaların enerji depolama performans parametreleri.....	5
Çizelge 1.3. DC/AC motor karşılaştırması.....	5
Çizelge 1.4. Hibrit yapıların karşılaştırılması.....	8
Çizelge 2.1. Yakıt hücresi kullanan hava araçlarının gelişimi.....	9
Çizelge 3.1. Cri-Cri uçağının teknik bilgileri ve beklenen performans özellikleri.....	15
Çizelge 3.2. Yolcu kütlesi ve bagajlarına ilişkin varsayım.....	17
Çizelge 3.3. Bazı yakıt hücreli prototip uçakların boş ağırlık oranı.....	17
Çizelge 3.4. Hıza bağlı güç yüklemesi istatistiksel hesabı.....	19
Çizelge 3.5. Karakteristik performans tahminleri.....	25
Çizelge 3.6. Uçuş görevlerine göre gerekli güç tahmini.....	26
Çizelge 4.1. Kullanılması planlanan elektrik motorun ve DC/AC dönüştürücünün bazı teknik özellikleri.....	28
Çizelge 4.2. Kullanılması planlanan yakıt hücresi yığınının teknik özellikleri	29
Çizelge 4.3. Kullanılması planlanan batarya paketinin özellikleri.....	30
Çizelge 4.4. Kullanılması planlanan DC/DC dönüştürücünün özellikleri	31
Çizelge 4.5. Maksimum kalkış ağırlığı.....	31
Çizelge 5.1. Cri-cri uçağı için görev döngüsü.....	33

ŞEKİLLERİN LİSTESİ

Şekil	Sayfa
Şekil 1.1. Membran elektrolit grubunun (MEG) şematik gösterimi (a) ve yakıt hücresi yığını bileşenleri (b).....	2
Şekil 1.2. PEMYP, KOYP ve DMYP'nin çalışma prensibi	3
Şekil 1.3. Olası yakıt hücresi ve enerji depolama cihazı hibrit yapıları.....	7
Şekil 3.1. Uçak geliştirme süreci şeması.....	13
Şekil 3.2. Cri-Cri uçağının kesit resmi.....	15
Şekil 3.3. Sivil uçaklar için tipik görev profili.....	15
Şekil 3.4. Boş ağırlık oranına bağlı maksimum kalkış ağırlığı ($W_{crew} = 71$ kg için)	18
Şekil 3.5. Uçak tipine bağlı olarak hızı ile güç yüklemesi arasındaki ilişki.....	19
Şekil 3.6. Tasarlanan Cri-Cri uçağı için hız ve gerekli güç ilişkisi.....	19
Şekil 3.7. C_{Lmax} ile stol hızı arasındaki kanat yüklemesine bağlı ilişki ($\rho=1,225$ kg.m ⁻³ için).....	21
Şekil 3.8. Kalkış mesafesinin şematik gösterimi.....	21
Şekil 3.9. TOP parametresi ile s_{TO} ve s_{TOG} arasındaki ilişki.....	22
Şekil 3.10. S_{wet} ile MTOW arasındaki ilişki.....	23
Şekil 3.11. C_D ve C_L arasındaki ilişki.....	24
Şekil 4.1. Cri-Cri için karar verilen itki sistemi.....	27
Şekil 4.2. Kullanılması planlanan motorun bazı teknik data tabloları.....	28
Şekil 4.3. Yakıt hücresi sistemi.....	29
Şekil 4.4. Hidrojen tankı yapısı.....	30
Şekil 5.1. Uçak elemanlarının ağırlığının yüzde olarak dağılımı.....	32
Şekil 5.2. Yakıt hücresi sistemi elemanlarının ağırlığının yüzde olarak dağılımı.....	32
Şekil 5.3. Cri-cri için tahmin edilen zaman güç grafiği.....	33
Şekil 5.4. Cri-cri için tahmin edilen zaman-irtifa grafiği.....	34
Şekil 5.5. Her bir aşama için tüketilen hidrojen miktarı.....	34
Şekil 5.6. Her bir aşama için tüketilen enerji miktarı.....	35

SİMGELER VE KISALTMALAR

Simgeler	Açıklamalar
$^{\circ}\text{C}$	Santigrat Derece
γ	Tırmanma açısı
%	Yüzde
AR	Kanat açıklık oranı
E	Oswald verimlilik faktörü
W	Ağırlık
H	Hidrojen
O	Oksijen
S	Referans kanat alanı
S_{wet}	Tüm uçağın ıslanan alanı
STO	Kalkış mesafesi
STOG	Tekerlekler yerden ayrılmadan önce kat edilen mesafe
SL	İniş mesafesi
mPL	Yük kapasitesi
mPAX	Yolcu kütlesi
m_{baggage}	Bagaj kütlesi
m_{cargo}	Kargo kütlesi
n_{seat}	Koltuk sayısı
η_p	Pervane verimi
R	Menzil
W_{TO}	Maksimum kalkış ağırlığı
W_{PL}	Toplam yük ağırlığı
W_f	Yakıt ağırlığı
W_e	Boş uçak ağırlığı
W_{crew}	Mürettebat ağırlığı
P	Güç
V_{max}	Maksimum hız
V_s	Stol hızı
V_a	Yaklaşma hızı
V_{ROC}	Tırmanma oranı
V_{CL}	Tırmanma hızı

C_{Lmax}	Maksimum kaldırma katsayısı
C_L	Kaldırma katsayısı
C_D	Sürükleme katsayısı
C_{D0}	Sıfır taşımadaki parazit sürükleme katsayısı
C_{LTO}	Kalkış kaldırma katsayısı
ρ	Yoğunluk
σ	Yoğunluk oranı

Kısaltmalar	Açıklamalar
--------------------	--------------------

AC	Alternatif akım
DC	Direk akım
DMYP	Doğrudan metanol yakıt pili
DRL	Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt
EADS	European Aeronautic Defence and Space Company
ENFICA-FC	ENvironmentally Friendly Inter City Aircraft powered by Fuel Cells
FAR	Federal Aviation Regulations
İHA	İnsansız hava aracı
KAIST	Korea Advanced Institute of Science and Technology
KOYP	Katı oksit yakıt pili
MEG	Membran elektrot grubu
MMC	MicroMultiCopter
MTOW	Maksimum kalkış ağırlığı
NRL	Naval Research Laboratory
PEMYP	Polimer elektrolit membran yakıt pili
T.O.P	Kalkış parametresi

1. GİRİŞ

Hava taşımacılığının gün geçtikçe daha çok hayatımıza yerleşmesine bağlı olarak, jet yakıtlarının tükenme riskinin artması ve bunun fiyat artışına olumsuz etkileri, zararlı gaz emisyonlarının giderek çoğalması gibi sebepler yeni nesil uçakların itki sistemlerini daha elektrikli hale getirme çabalarını doğurmuştur. Günümüzde büyük ve küçük ölçekli uçakların çoğu içten yanmalı motorlar kullanmaktadır. Ancak elektrikli uçuşun sağladığı düşük ses seviyesi, titreşim, emisyon ve yüksek verimlilik gibi bazı üstün özellikler, büyük ölçekli uçaklarda içten yanmalı motorlarla, küçük ölçekli uçaklarda ise bataryalarla uygun bir elektrik kaynağının hibritleşmesi çalışmalarını ön plana çıkarmıştır.

Elektrikli itki , süperkapasitörler, güneş hücreleri gibi çeşitli güç kaynaklarından elde edilebilse de [1-2], yakıt hücreleri (özellikle PEMYP) en umut vaat eden dolayısıyla araştırma prototiplerinde en çok kullanılan güç kaynağıdır [1-4].

İtki sistemlerinde yakıt hücrelerinin kullanılmasının avantajları şöyle özetlenebilir [1-2, 4-5]:

- ✓ Sıfıra yakın emisyon: çok düşük oranlarda gaz salınımı yaptığı için çevrecidir,
- ✓ Yüksek verim: yakıt pillerinde yanma olmadan doğrudan enerji dönüşümü gerçekleştiği için fosil yakıt teknolojilerinden daha verimlidir,
- ✓ Isıl verim: yakıt hücreleri tarafından üretilen ısı, buzlanmayı gidermek gibi uçaklarda bazı görevler için kullanılabilirler,
- ✓ Sessiz çalışma ve düşük titreşim: hareketli parça olmadığından sadece pervane sesi bulunur,
- ✓ Yüksek güvenilirlik: az hareketli parça ve daha kolay otomasyondan dolayı yüksek güvenilirliğe sahiptir,
- ✓ Askeri uygulamalara uygunluk: PEMYP ve DMYP gibi düşük sıcaklık yakıt hücreleri düşük ısı geçişine sahiptir. Bu nedenle askeri uygulamalar için idealdir,
- ✓ Yüksek enerji yoğunluğu: bataryalara kıyasla daha fazla uçuş süresi sağlar.

Ancak, ne yazık ki, yakıt hücrelerinin kullanımında bazı dezavantajlar vardır. Yakıt hücrelerinin ana dezavantajları şu şekilde sıralanabilir [1-2]:

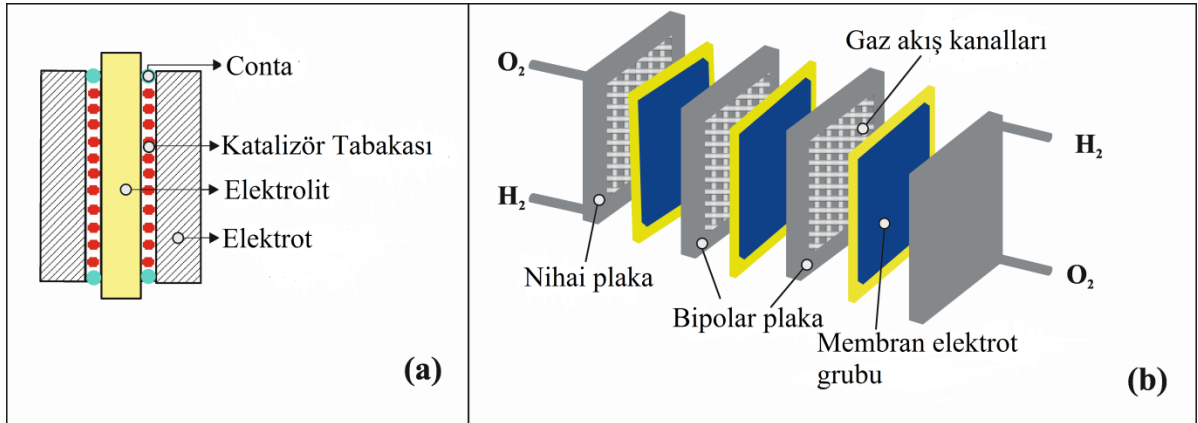
- ✓ Yüksek maliyet: platin katalizör gibi pahalı malzemeler, yakıt kirliliğine duyarlılık nedeniyle pahalı yakıt filtreleme sistemleri vb. kullanılması ile maliyet artmaktadır,

- ✓ Yetersiz hidrojen altyapısı: hidrojen doğada bol değildir ve su elektrolizi veya hidrokarbon reformu ile elde edilmelidir. Ayrıca ülkemizde dağıtım altyapısı yoktur,
- ✓ Ticari kullanım için olgunlaşmamış teknoloji: hava taşıtlarındaki yakıt hücrelerinin ticarileştirilmesi için daha fazla araştırmaya ihtiyaç vardır.
- ✓ Yakıt hücresi araçlarının içten yanmalı motorlara kıyasla başlama ve yakıt ikmali süreleri uzun ve sürüş aralığı daha kısadır.

Yakıt hücresi ve batarya ile güçlendirilen hava araçlarının temel bileşenleri :

Yakıt hücresi

Elektrokimyasal bir reaksiyon ile elektrik üreten yakıt hücreleri, anot ve katot olarak adlandırılan, gözenekli bir malzemeden yapılmış iki elektrot ve bunların arasında sıkıştırılmış bir elektrolitten oluşmaktadır [6-7]. Bir yakıt hücresindeki temel elektrokimyasal reaksiyonların gerçekleştiği her bir anot-elektrolit-katot grubuna 'Membran Elektrot Grubu (MEG)' denir [6-8]. Şekil 1.1(a)'da bir membran elektrot grubunun şematik gösterimi verilmiştir. Tek bir birim hücrenin potansiyeli 0,5 ile 0,8 V arasında olduğundan [8], Şekil 1.1(b)'de gösterildiği gibi bir yakıt hücresi yığını oluşturmak için (daha yüksek gerilim elde etmek için) seri olarak birkaç birim hücre eklemek gerekir.

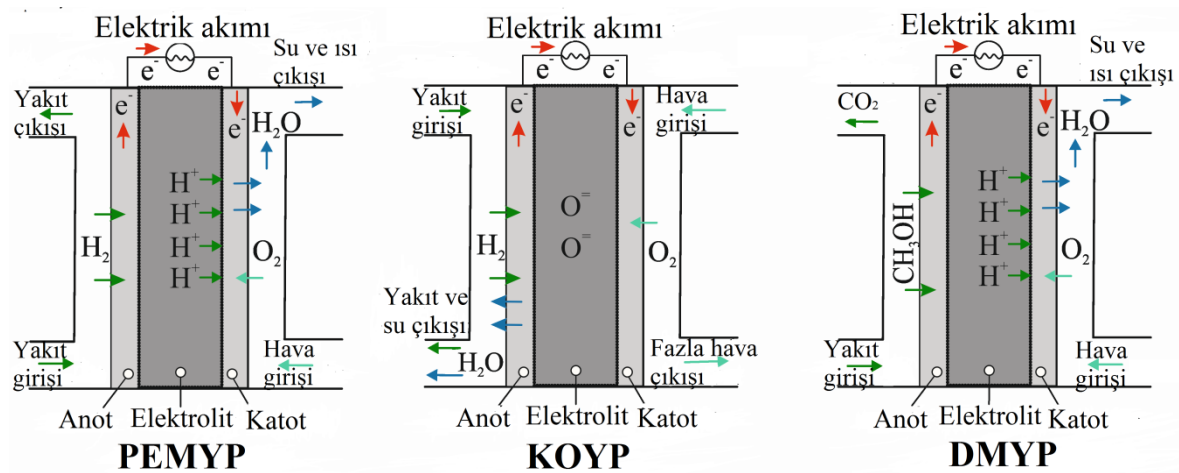


Şekil 1.1. Membran elektrolit grubunun (MEG) şematik gösterimi (a) ve yakıt hücresi yığını bileşenleri (b) ([6,9]'dan uyarlandı)

Yakıt hücresi yığını elemanlarından biri olan ve Şekil 1.1(b) 'de gösterilen bipolar plaka, iki bitişik hücre arasında ayırıcı olarak görev yapar. Elektronik akımı bu iki hücre arasında iletir, gazları ayırır ve hem reaktanlar hem de soğutucu için akış düzenlerini içerir [10].

Yakıt hücresi yığının dışındaki son bileşen ise, bir tarafta bir gaz akış alanı içeren ve diğer tarafta düz olan nihai plakadır. Yakıt hücresi akımı plakanın düz tarafından çekilir [11].

Temelde 6 farklı tip yakıt hücresi olmakla birlikte, PEMYP ve KOYP hava araçlarının hibritleşme çalışmalarında en çok kullanılan yakıt hücreleridir. DMYP ise havacılıkta kullanımı için araştırılan, geliştirilme aşamasında bir yakıt hücresidir. Bu yakıt hücrelerinin çalışma prensipleri Şekil 1.2’de gösterilmektedir. Ayrıca bu üç tip yakıt hücresinin karşılaştırmalı özellikleri Çizelge 1.1’de verilmektedir.



Şekil 1.2. PEMYP, KOYP ve DMYP'nin çalışma prensibi [[3]'den uyarlandı)

Çizelge 1.1. Havacılıkta kullanılan ve geliştirilen yakıt hücrelerinin özellikleri [1, 12-13]

	PEMYP	KOYP	DMYP
Yakıt	Hidrojen	Hidrokarbon	Metanol
Çalışma sıcaklığı (°C)	30-100	500-1000	20-90
Verim (%)	40-60	30-50	20-30
Yığın güç yoğunluğu (W kg⁻¹)	>500	>800	>70
Sistem güç yoğunluğu (W kg⁻¹)	>150	>100	>50
Reaksiyon	Anode: $H_2 \rightarrow 2H^+ + 2e^-$ Cathode: $\frac{1}{2} O_2 + 2H^+ + 2e^- \rightarrow H_2O$	Anode: $H_2 + O^{2-} \rightarrow H_2O + 2e^-$ Cathode: $\frac{1}{2} O_2 + 2e^- \rightarrow O^{2-}$	Anode: $CH_3OH + H_2O \rightarrow CO_2 + 6H^+ + 6e^-$ Cathode: $3/2 O_2 + 6H^+ + 6e^- \rightarrow 3H_2O$
Elektrolitteki yük taşıyıcısı	H ⁺	O ²⁻	H ⁺
Elektrolit	Polimerik H + iyon değişim membranı	Seramik	Polimerik H + iyon değişim membranı

Günümüz teknolojisinde, PEMYP piyasada hali hazırda bulunan yakıt hücreleri arasında göreceli olarak daha yüksek bir gelişim seviyesi göstermiş olup [13], araştırmayı amaçlayan çok sayıda deneme uçuşu, PEMYP kullanımının elektrikli hava araçlarında en umut verici seçim olduğunu kanıtlamıştır [14]. Bir PEMYP'nin verimliliği %40-60 arasında değişmekte olup kısmi yüklerde en yüksek verimliliği sağlamaktadır [14]. PEMYP' ni uçuş için uygun kılan özellikler düşük çalışma sıcaklıkları, kısmen daha yüksek güç yoğunluğu, yük değişikliklerine hızlı tepki, iyi takip yeteneği ve kısa ısınma süresi olarak sayılabilir. Ancak PEMYP'nin kullandığı pahalı platin katalizörler ve membranlar, buna ek olarak yakıt olarak yüksek saflıkta hidrojen gerektirmesi önemli dezavantajlarındandır [14].

Batarya

Elektrikli hava araçlarının itki sistemlerinde en önemli parametrelerden biri, kilogram başına watt saat ile tanımlanan enerji yoğunluğu / spesifik enerjidir (Wh kg^{-1}). Bu değer uçağın ne kadar uzağa ve kaç yolcu ile uçulabileceğini belirler [15]. Klasik lityum-iyon piller yaklaşık $150\text{-}200 \text{ Wh kg}^{-1}$ enerji yoğunluğu sağlayabilirken [13, 15-16], yakıt hücreli bir sistem daha yüksek spesifik enerji sağlar. Örnek olarak, basınçlı bir hidrojen tankıyla bir yakıt hücresinin kombinasyonu 800 Wh kg^{-1} 'i aşan bir enerji yoğunluğu sağlayabilir [13]. Elektrikli uçuşta bir diğer önemli parametre ise, kalkış ve tırmanmada performansında kritik bir rol oynayan güç yoğunluğudur (W kg^{-1}). Enerji yoğunluğu dolu bir yakıt deposu ile elde edilebilen uçuş süresini etkilerken; güç yoğunluğunun maksimum hız, yük kapasitesi ve ulaşılacak uçuş yüksekliği, tırmanma hızı gibi özellikler üzerinde etkisi vardır [13-15]. Bataryalar daha yüksek güç yoğunluğuna sahipken, yakıt hücreleri de bataryalardan daha iyi enerji yoğunluğu sağlar. Bu nedenle, yakıt hücresi ve bataryaların kombinasyonu genellikle daha iyi uçuş için en ideal çözümdür [17].

Yakıt hücreleri ve bataryalar, kimyasal enerjiyi elektrik enerjisine dönüştüren, elektrolitle ayrılmış bir katot ve anottan oluşan elektrokimyasal hücre içerdikleri için benzerlerdir. Ancak aralarındaki temel fark, bataryalar içlerinde depolanmış kimyasal enerjiyi kullanarak elektrik üretebilirken, yakıt hücreleri yakıt ve oksitleyici bulunduğu sürece elektrik üretebilirler[3]. Çizelge 1.2'de bazı batarya türleri ve performans özellikleri verilmiştir.

Çizelge 1.2. Bataryaların enerji depolama performans parametreleri [18-19]

Batarya türü	Spesifik enerji (Wh kg ⁻¹)	Spesifik güç (W kg ⁻¹)	Çevrim
Kurşun-asit	35-50	150-400	500-1000
Nikel metal hidrür	60-80	200-400	1000-2000
Lityum iyon	90-160	200-350	> 1000
Lityum polimer	100-155	100-315	400-600
Sodyum sülfür	150-240	230	1000

Lityum iyon ve lityum polimer bataryalar, piyasadaki diğer teknolojilere kıyasla daha yüksek performansa bağlı olarak kullanılan en yaygın bataryalardır. Lityum iyon bataryaların, kapasitör olarak (yüksek güç - düşük enerji ayarı) ve batarya (yüksek enerjili ve yüksek ila orta güçte) olarak kullanılmak üzere en yüksek esnekliği sağladığını gözlemleyebiliriz. Lityum polimer bataryalar ise ikinci durumda lityum iyon bataryalar ile aynı performansı paylaşır [20].

Elektrik Motoru

Motor teknolojisi, uçak itki sistemlerinin sınırlandırılmasında önemli bir elemandır. Fırça veya komütatörlü elektrikli makineler, yüksek bakım gereksinimleri, düşük tork yoğunluğu ve güvenilirlik eksikliğinden dolayı kullanılmaz. Buna göre, uygulanabilir aday makineler aşağıda belirtilmiştir [21]:

- Endüksiyon motorları
- Relüktans motorları
- Kalıcı Miknatıslı Motorlar

Bunlar arasında ise elektrikli uçak prototiplerinde kullanılan en yaygın motorlar fırçasız DC ve AC motorlardır. DC motor ve AC motor karşılaştırması Çizelge 1.3'de verilmiştir.

Çizelge 1.3. DC/AC motor karşılaştırması [22]

	AC Motor	DC Motor
Avantajlar	Daha yüksek tork / beygir gücü Kalıcı miknatıs yok Ayarlanabilir manyetik alan gücü Fiyat avantajı	Daha az rotor ısısı Optimal güç ayarının geniş spektrumu DC'den AC'ye dönüştürme nedeniyle verimlilik kaybı yok
Dezavantajlar	Optimal Güç Faktörü:% 85 Kontrolü daha zor	Pahalı kalıcı miknatıs

Yakıt Hücresi ve Bataryaların Hibritlenme Yöntemleri

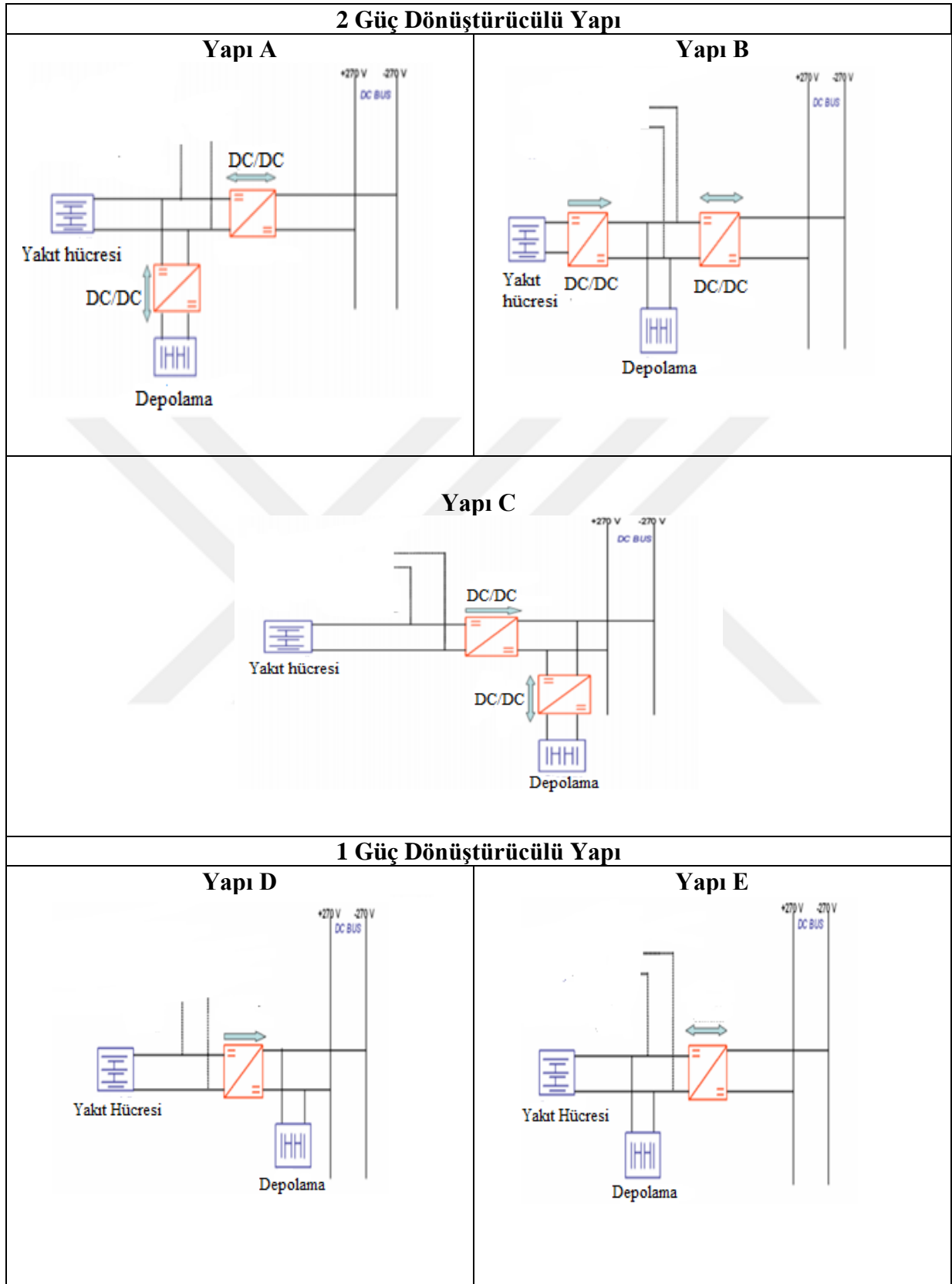
Yakıt hücresi ve batarya gibi elektrik enerjisi depolama cihazlarının kombinasyonu, sadece güç kaynağı olarak yakıt hücresi sistemi ile çalışmaktan daha iyi performansa yol açar. Yakıt hücresi ve batarya kombinasyonu için birçok farklı yöntem bulunmaktadır. Bu yöntemler aktif ve pasif hibrit itki sistemi olarak ikiye ayrılabilir.

Aktif bir hibrit sistem genellikle yakıt hücresi ile depolama aygıtı arasındaki güç paylaşımını aktif olarak kontrol etmek için DC / DC dönüştürücüler kullanır, çünkü her güç kaynağının voltajı genellikle tutarsızdır. Pasif hibrit sistem ise, yakıt hücresini ve depolama cihazını güç dönüştürücüler kullanmadan doğrudan DC baraya bağlar. Pasif bir hibrid konfigürasyon, DC / DC dönüştürücülerin bulunmaması nedeniyle düşük güç kaybı, düşük maliyet ve basit mimari avantajlarına sahiptir; bununla birlikte, yakıt hücresinin ve bataryanın akım gerilimi davranışında uyumsuzluk olmasını önlemek için oldukça kısıtlı özel bir çalışma prosedürü gereklidir [23].

Arregui [24] mümkün olabilecek hibrit yapılar üzerinde araştırma yapmıştır. Karşılaştırdığı yapılar Şekil 1.3'de verilmiştir. Arregui' ye göre iki dönüştürücülü yapılar için, A ve B yapıları, C yapısıyla aynı avantajları sunar. Sistem değişkenleri mükemmel bir şekilde kontrol edilebilir. Ancak, A ve B için sistem kayıpları daha yüksektir.



















Arregui geriye kalan C, D ve E yapılarını daha detaylı analiz etmiş (Çizelge 1.4) ve aşağıdaki sonuçlara varmıştır:

- Yapı D, kütle ve verimlilik açısından en iyi mimari gibi görünmektedir. Bu mimari, yalnızca ortalama yük gücünü kullanan hafif bir güç dönüştürücüsü sunar.
- Yapı C ikinci en iyi seçenek gibi görünmektedir. Ancak bu mimari mantıksal olarak en hafif depolama ağırlığı sağlasa da, iki paralel güç dönüştürücüsünün uygulanması genel sistem kütlesini biraz arttırmaktadır.
- Yapı E'de ise, güç dönüştürücüsünün tüm yük gücünü (ortalama ve geçici güç) kullanması gerekir ve bu, önceki durumdan daha ağır bir güç dönüştürücüsüne yol açar.



Şekil 1.3. Olası yakıt hücresi ve enerji depolama cihazı hibrit yapıları [24]

Çizelge 1.4. Hibrit yapıların karşılaştırılması [24]

Yapı	Kütle-tüketim	DC bus kontrolü	Ultra kapasitör kullanımı	Güç elektroniği	Filtreleme kapasitesi	Güvenilirlik
C						
D						
E						

Önemi tüm dünyada anlaşılan elektrikli hava aracı sistemleri konusunda ülkemizde henüz kayda değer bir çalışma yoktur. Bu tezin amacı dünyanın en küçük, çift motorlu uçağı olan ve Fransız Michel Colomban tarafından tasarlanıp, üretilmiş ve 1973 yılından bugüne başarılı bir şekilde uçurulan Cri-Cri uçağına yakıt hücreli hibrit itki sistemi ekleyerek onu elektrikli versiyonuna göre daha uzun menzilli ve içten yanmalı motor versiyonuna göre daha çevreci yapmak ve hibrit uçak çalışmaları konusunda literatüre fayda sağlamaktır. Bunun için öncelikle maksimum kalkış ağırlığı ve buna bağlı olarak gerekli güç tahmini yapılmıştır. Daha sonra stol hızı, kalkış mesafesi, tırmanma oranı, tırmanma hızı, tırmanma açısı gibi uçağın karakteristik özellikleri belirlenmiş ve kalkış, tırmanma, seyir ve iniş aşamalarında harcadığı güç saptanmıştır. Son olarak ise elektriksel yapı çalışması yapılmış, analizler tamamlanmıştır.







2. LİTERATÜR ARAŞTIRMASI

Bugüne kadar yakıt hücresinin hava araçlarında kullanımı ile ilgili birçok kavramsal çalışma yapılmış ve birçok hava aracı prototipi geliştirilmiştir. Çizelge 2.1’de yapılan araştırma prototipi örneklerine yer verilmiştir.

Çizelge 2.1. Yakıt hücresi kullanan hava araçlarının gelişimi [4,14,25-48]

Prototip	Prototipadı	Yıl	Yakıt hücresi (üretici) /Yakıt	Uçuş Süresi (saat)	Prototip Özellikleri
	Hornet(İlk yakıt hücreli İHA/ AeroVironment)	2003	PEMYP (Lynntech)/ Hidrojen	0,25 (3 uçuş)	<ul style="list-style-type: none"> ●Yakıt depolama: SodyumBorohidrit ●Kanat açıklığı: 0,381 m ●Ağırlık: 0,38 kg ●Ortalama yakıt hücresi gücü :10 W
	Global Observer (İlk sıvı hidrojenle çalışan İHA/ AeroVironment)	2005	PEMYP (-)/ Hidrojen	24	<ul style="list-style-type: none"> ●Yakıt depolama: Sıvı hidrojen tankı ●Kanat açıklığı: 15,24 m ●Yakıt hücresi gücü: 1,5 kW
	Hy-Fly (FH-Wiesbaden)	2005	PEMYP (Heliocentris) / Hidrojen	0,025	<ul style="list-style-type: none"> ●Yakıt depolama: Basınçlandırılmış hidrojen tankı ●Kanat açıklığı:2 m ●Ağırlık: 1,75 kg ●Maks. sistem güç çıkışı: 65 W
	SpiderLion (NRL)	2005	PEMYP (Protonex)/ Hidrojen	3,3	<ul style="list-style-type: none"> ●Yakıt depolama: Basınçlandırılmış hidrojen tankı ●Kanat açıklığı: 2,2 m ●Ağırlık: 2,5 kg ●Maks. yakıt hücresi güç çıkışı: 110 W ●Ortalama yakıt hücresi gücü: 85 W
	Georgia Teknoloji Enstitüsü ve Colorado Üniversitesi	2006	PEMYP (BCS)/ Hidrojen	0,75	<ul style="list-style-type: none"> ●Yakıt depolama: Basınçlandırılmış hidrojen tankı ●Kanat açıklığı: 6,58 m ●Ağırlık: 16,4 kg ●Yakıt hücresi gücü: 550 W
	Hy-Fish (DRL)	2007	PEMYP (Horizon) / Hidrojen	0,25	<ul style="list-style-type: none"> ●Yakıt depolama: Basınçlandırılmış hidrojen tankı ●Kanat açıklığı: 1 m ●Uzunluk: 1,3 m ●Ağırlık: 6,1 kg ●Maks. hız: 200 km h⁻¹ ●Yakıt hücresi gücü:1 kW

	PUMA (AeroVironment)	2007	PEMYP (Protonex)/ Hidrojen	9	<ul style="list-style-type: none"> ●Yakıt depolama: SodyumBorohidrit ●Kanat açıklığı: 2,6 m ●Ağırlık: 6,5 kg
	Pterosoar (Cal State LA/Oklahoma StateUniv)	2007	PEMYP (Horizon) / Hidrojen	12	<ul style="list-style-type: none"> ● Yakıt depolama: Basınçlandırılmış hidrojen tankı(30 MPa) ●Kanat açıklığı: 4 m ●Uzunluk: 2 m ●Ağırlık: 5 kg ●Maks. yakıt hücresi gücü: 150 W
	Blendedwing- body (KAIST)	2007	PEMYP (-)/ Hidrojen	10	<ul style="list-style-type: none"> ●Yakıt depolama: Sodyum Borohidrit ●Kanat açıklığı: 1,2 m ●Ağırlık: 2 m ●Maks. yakıt hücresi gücü:25 W
	Dimona (İlk yakıt hücreli insanlı hava aracı/ Boeing)	2008	PEMYP (IntelligentEn- ergy) / Hidrojen	0,5	<ul style="list-style-type: none"> ●Yakıt depolama: Basınçlandırılmış hidrojen tankı(35MPa) ●Kanat açıklığı: 16,3 m ●Maks. kalkış ağırlığı: 860 kg ●Maks. uçuş irtifası:1000 m ●Maks. seyir hızı:100 km h⁻¹ ●Maks. yakıt hücresi gücü: 24 kW
	Endurance (Michigan Üniversitesi)	2008	KOYP (AdaptiveMat- erials) / Propan	10,25	<ul style="list-style-type: none"> ●Yakıt depolama: Küçük propan yakıt tankı ●Kanat açıklığı: 1,524 m ●Ağırlık: 5,3 kg
	Antares DLR-H2 (DLR)	2009	PEMYP (BASF) / Hidrojen	5	<ul style="list-style-type: none"> ●Yakıt depolama: Basınçlandırılmış hidrojen tankı ●Kanat açıklığı: 20 m ●Uzunluk: 7,4 m ●Maks. ağırlık:875 kg ●Maks. uçuş irtifası:2558 m ●Maks. yakıt hücresi güç çıkışı: 33 kW ●Menzil: 750 km ●Maks. hız:176 km h⁻¹
	Boomerang (AeroSystems)	2009	PEMYP (Horizon) / Hidrojen	9	<ul style="list-style-type: none"> ●Yakıt depolama:H₂ Hidrit ●Kanat açıklığı:2,75 m ●Ağırlık: 9 kg ●Maks. güç çıkışı: 500W
	Ion Tiger (NRL)	2009	PEMYP (Protonex)/ Hidrojen	26	<ul style="list-style-type: none"> ●Yakıt depolama: Basınçlandırılmış hidrojen tankı(34.5MPa) ●Kanat açıklığı: 5,18 m ●Ağırlık: 16,78 kg ●Maks. yükleme: 2,25kg ●Yakıt hücresi gücü: 550 W

	Rapid 200-FC (ENFICA-FC araştırma projesi)	2010	PEMYP (IntelligentEnergy) / Hidrojen	0,75	<ul style="list-style-type: none"> ●Yakıt depolama: Basınçlandırılmış hidrojen tankı (35 MPa) ●Kanat açıklığı: 10 m ●Maks seyir hızı: 150 km h⁻¹ ●Total ağırlık: 550kg ●Yakıt hücresi gücü: 20 kW
	Stalker XE (Boeing, Lockheed Martin)	2011	KOYP (AdaptiveMaterials) / Propan	8+	<ul style="list-style-type: none"> ●Yakıt depolama: Küçük propan yakıt tankı ●Kanat açıklığı: 3,6 m ●Maks. kalkış ağırlığı: 10 kg ●Maks. uçuş irtifası:4572 m ●Maks. hız:72 km h⁻¹
	IonTiger (NRL)	2013	PEMYP (Protonex)/ Hidrojen	48	<ul style="list-style-type: none"> ●Yakıt depolama: Sıvı hidrojen tankı ●Kanat açıklığı: 5,18 m ●Ağırlık: 16,78 kg ●Maks. yükleme:2,25 kg ●Yakıt hücresi gücü: 550 W
	HY4 (DLR)	2016	PEMYP (Hydrogenics) / Hidrojen	-	<ul style="list-style-type: none"> ●Yakıt depolama: Basınçlandırılmış hidrojen tankı ●Kanat açıklığı: 21,36 m ●Uzunluk: 7,4 m ●Maks. ağırlık: 1,500kg ●Maks. hız: 200 km h⁻¹ ●Motor güç çıkışı:80 kW ●Yakıt hücresi / batarya sürekli güç çıkışı:90 kW (45 kW/45 kW) ●Maks. menzil:1500 km
	ScanEagle (Insitu)	2017	PEMYP (Protonex)/ Hidrojen	24	<ul style="list-style-type: none"> ●Yakıt depolama: Basınçlandırılmış hidrojen tankı ●Kanat açıklığı: 3,11 m ●Uzunluk:1,55 m ●Maks. ağırlık:22 kg ●Maks. hız:148 km h⁻¹ ●Maks. uçuş irtifası: 5,944 m ●Yakıt hücresi güç çıkışı: 1,3 kW
	HyDrone 1550(ilk ticari hidrojenle çalışan drone/ MMC)	2017	PEMYP (-)/ Hidrojen	2,5	<ul style="list-style-type: none"> ●Yakıt depolama: Basınçlandırılmış hidrojen tankı(35 MPa/9L) ●Standart kalkış ağırlığı: 18,5 kg ●Seyir hızı: 0 - 10 m s⁻¹ ●Tırmanma hızı: 0 - 2 m s⁻¹ ●Uçuş mesafesi:> 90 km ●Yakıt hücresi güç çıkışı: 1,8 kW

Araştırma prototiplerine ek olarak birçok kavramsal tasarım yapılmıştır. Aktaş, D. yaptığı bir çalışmada mevcut tek motorlu ve 2/4 kişilik genel havacılık uçaklarını referans alarak yeni bir uçak tasarımı yapmış ve bu uçağa yakıt pili ve güneş pili hibritlenmesine dayanan itki sistemi tasarlamıştır. Güneş pilini yardımcı güç kaynağı, yakıt pilini ise ana güç kaynağı olarak düşünmüştür. Yaptığı analizlere göre uçak eşik performans değerini karşılamıştır. Ancak performans hedeflerine ulaşmak için ek teknik iyileştirmelere ihtiyaç duyulmuştur. Örneğin, yakıt hücresi sisteminin ağırlığını, kendi enerjisini geliştirerek azaltmaya yönelik araştırmalar yararlı olacaktır [1].

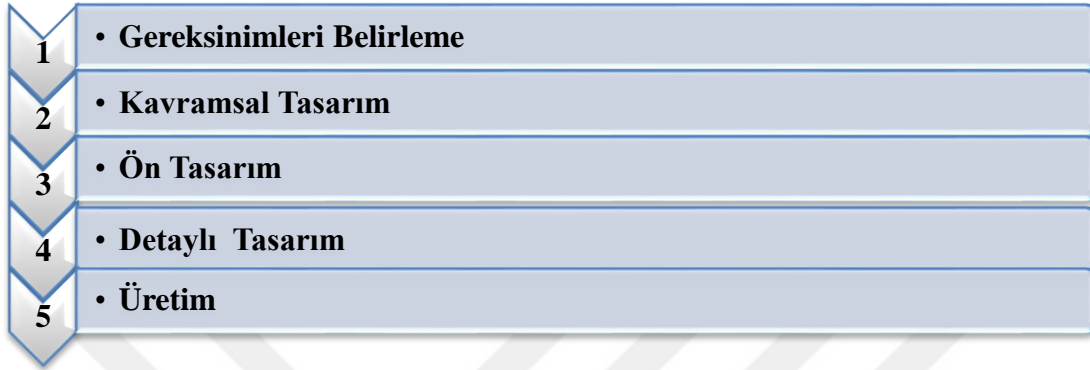
Mobariz, K.N. ve arkadaşları yaptıkları çalışmada uzun mesafeli bir İHA için PEMYP ve batarya içeren hibrit itki sistemi tasarlamışlardır. Birincil güç kaynağı olarak yakıt pilini ve ikincil güç kaynağı olarak bataryayı seçmişler ve tasarladıkları sistemi Simulink ile modellemişlerdir. Simülasyon sonuçları, tasarlanan sistemin, yüklerdeki ani değişimler altında çıkış gerilimini sabit tutma kapasitesini doğrulamıştır [19].

Rossi, N. yaptığı bir çalışmada, tamamen elektrikli ve seri hibrid elektrikli bir uçağı kavramsal bir bakış açısıyla tasarlamak ve mümkün olan en yüksek doğruluğu sağlamak için, enerji tüketimini değerlendirmek üzere uçuş profillerini simüle etmek için genel bir yöntem oluşturulmasına odaklanmıştır. Hyperion adlı bir Matlab™ kodunu, referans olarak mevcut uçakları kullanarak geliştirmişlerdir [20].

Nishizawa, A. ve arkadaşları uçak uygulamaları için optimize edilmiş pasif bir hibrit sistemi önermişlerdir. Doğrudan hibrit sistem bir PEMYP yığını ve bir LiFePO_4 aküden oluşur. Sistemin en önemli yönü, DC / DC dönüştürücünün, her biri güç kaynaklarından birine seri bağlanmış iki diyot ile değiştirilmiş olmasıdır. Bu düzen, yakıt hücresinin doğrudan akü grubuna paralel olarak bağlanmasını sağlar. Önerilen sistemde yapılan analizler iyi sistem verimliliği ve dinamik yük taleplerine iyi tepki gösterdi. Doğrudan hibrit sistem, basit bir sistem yapılandırmasıyla yüksek verimli çalışma elde etme potansiyeline sahiptir [23].

3. TEK KOLTUKLU BİR UÇAK İÇİN HİBRİT İTKİ SİSTEMİ KAVRAMSAL TASARIMI

Raymer'a göre [49], uçak geliştirme süreci, Şekil 3.1'de verilen sıralı aşamalardan oluşur.



Şekil 3.1. Uçak geliştirme süreci şeması ([49]'dan uyarlandı.)

Gereksinimleri Belirleme: Yeni bir uçağın geliştirilmesi, piyasa analizleri, işletmeciler, müşteriler ve rakipler sayesinde tanımlanan menzil, yük kapasitesi, yolcu kapasitesi, seyir hızı ve servis tavanı gibi ana uçuş gereksinimlerini tanımlayarak başlar [50].

Kavramsal Tasarım: Uçak tasarımının başlangıç noktası olan kavramsal tasarım, belirlenen gereksinimleri karşılamak için cevap verilmesine ihtiyaç duyulan soruların cevapları üzerine durur. Bu cevaplar arasında uçağın boyutları, ağırlığı ve hatta performans değerleri bile bulunabilir [51]. Kavramsal tasarım içindeki değerlendirmenin ilk aşaması genellikle uçağın uygun ağırlıklarının tahminlerini içerir. Daha sonra, kanat, performans oranları (itme-ağırlık oranı ve kanat yükleme), itki sistemleri gibi uçağın tüm boyutlarını içeren tasarım hesaplamaları ile devam eder [50].

Ön Tasarım: Ön tasarım sırasında, yapısal sistemler, iniş takımları ve kontrol sistemleri gibi alanlardaki uzmanlar, uçağın kendi bölümlerini tasarlayacak ve analiz edecektir. Bu kısımda aerodinamik, itki, stabilite ve kontrol gibi alanlarda testler başlatılır. Bu noktada bir model oluşturulabilir [49]. Yükleri, gerilmeleri ve seçilen motor tahrik grubu göz önüne alınarak motor entegrasyon parametrelerini belirlemek için rüzgar tüneli testleri yapılır [50].

Detaylı Tasarım: Bu aşamada, uçak yapı parçalarının imalatı için 2D çizimler ve bileşenler ve sistemlerle birlikte yapı da dahil olmak üzere montaj için 3D çizimler yapılır. Çizimler ve özellikler, imalat malzemeleri, imalat toleransları, ısıl işlem türü, yüzey kaplaması ve

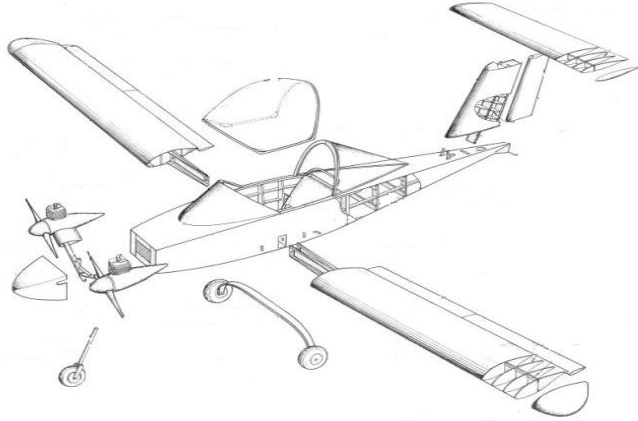
uygulanabilir standartları detaylandıran tüm yapıları içerir. Uzmanlar, en küçük ve en basit alt montajlardan başlayarak ve son montaj işlemine kadar inşa ederek uçağın nasıl üretileceğini belirler. Üretim yöntemleri ve montaj planı, uçuş simülatörleri ve prototip uçakların inşası ile birlikte detaylandırılır. Detaylı tasarım aşamasının ana faaliyetlerinden biri, esas olarak uçağın yapısal ve operasyonel gücünü değerlendirmek için kullanılan fonksiyonel test tezgahlarının geliştirilmesidir. Fonksiyonel testler uluslararası düzenlemelerle tanımlanır ve kuş çarpması, gürültü, buz, lastik ve kanat ve gövde yorulma testleri gibi bazı test türlerini içerir. Ayrıntılı tasarım aşamasının sonunda, uçak sertifikalandırması için tüm uçuş testleri tamamlandıktan sonra, havacılık otoriteleri, operasyonlarını onaylayan tip sertifikasını yayınlarlar [49-50].

3.1. Görev Tanımı ve Gereksinimleri

Uçaklar için gereksinimler, uçağın başarması gereken uçuş görevinden kaynaklanmaktadır. Uçuş görevi ise, pazar araştırmasından, müşteri taleplerinden ve potansiyel müşterilerle yapılan istişarelerden gelir. Yük kapasitesi (m_{PL}) ve menzil (R) sivil uçak gereksinimleri için 2 önemli parametredir. Yük kapasitesi, taşınacak yolcu sayısını, yolcu başına bagaj taşıma kütlesi ve hacmin ve ek kargo kütlesini belirler. Menzil ise, bir uçağın tanımlanmış koşullar altında yeterli yakıt rezervlerini dikkate alarak uçabileceği mesafedir[52].

Şekil 2.2'de kesit resmi verilen Colomban Cri-Cri, Fransız havacılık mühendisi Michel Colomban tarafından tasarlanan, dünyanın en küçük çift motorlu insanlı uçağıdır [53-54]. Yapımı yaklaşık 1500 saat süren Cri-Cri, ilk olarak 1973 yılında iki adet 9 hp 2 zamanlı motorla uçtu. Daha sonra 12 ve 15 hp'lik motorlar ve jet motoru ile de varyasyonları geliştirildi [54]. Haziran 2010'da, EADS (European Aeronautic Defence and Space Company), Le Bourget'teki Yeşil Havacılık Fuarı'nda elektrikle çalışan bir Cri-Cri sunmak için Aero Composites Saintonge ve Green Cri-Cri Derneği ile ortak oldu. Kompozit bileşenlere sahip değiştirilmiş gövde ve karşı dönen pervanelere sahip dört fırçasız elektrikli motor ile 110 km/s'de 30 dakika boyunca uçmayı başardı. 5 Eylül 2010 tarihinde ise Electravia, lityum polimer pille beslenen iki elektrik motorlu (her biri 25 hp) Cri-Cri ile 262 km / h' ye çıkarak dünya rekoru kırdı [53].

Cri-Cri uçağının teknik bilgileri ve karşılaması istenen performans gereksinimleri Çizelge 3.1'de verilmiştir.

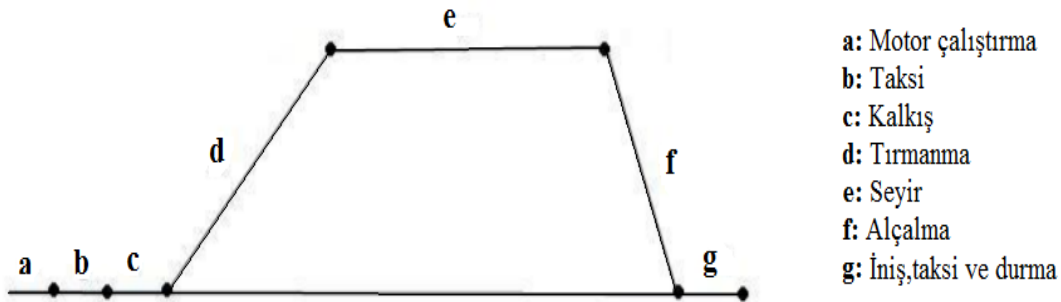


Şekil 3.2. Cri-Cri uçağının kesit resmi [55]

Çizelge 3.1. Cri-Cri uçağının teknik bilgileri ve yakıt hücreli Cri-Cri'den beklenen performans özellikleri

Genel özellikleri [53-54]	
Mürettebat	1 kişi
Uzunluk	3,9 m
Kanat açıklığı	4,9 m
Kanat alanı	3,1 m ²
Veter uzunluğu (flaplarla birlikte)	0,63 m
Airfoil	Wortmann 21,7
Yaklaşık boş ağırlık (itki sistemi hariç)	50 kg
Kanat açıklık oranı (AR)	7,74
Yakıt Hücreli Cri-Cri'den beklenen performans özellikleri	
Seyir hızı	150 km/h
Servis tavanı	2000 m
Yük kapasitesi	71 kg (pilot)

Uçağın gerçekleştirmesi beklenen görev profili Şekil 3.3'de görüldüğü gibi, çeşitli aşamalara ayrılabilir. Elektrikli uçak misyonu klasik olarak taksi, kalkış, tırmanma, seyir, alçalma ve iniş aşamalarından oluşur [1].



Şekil 3.3. Sivil uçaklar için tipik görev profili [1]

3.2. Maksimum Kalkış Ağırlığı Ön Tahmini

Bu bölüm itki tasarımının değişimi planlanan Cri-Cri için, henüz bir değişiklik yapılmadan önce maksimum kalkış ağırlığı (MTOW) hakkında ilk tahminin elde edilmesine yöneliktir. Elde edilecek sonuç kesin bir değer olmamakla birlikte ileriki tasarım aşamalarında revize edilmeye açıktır.

MTOW hesaplama benzer konfigürasyona sahip uçak verilerine dayandığı için, bu tasarım adımının sonucunun doğruluğu sadece güncel ve benzer olan uçak konfigürasyonların seçilmesine bağlıdır [56].

MTOW dört elemente ayrılmıştır ve hesaplama tekniği aşağıdaki gibi Eşitlik (3.1) - (3.4) arasında verilmiştir [49,56]:

$$W_{TO} = W_{crew} + W_{PL} + W_f + W_e \quad (3.1)$$

Burada W_{TO} toplam ağırlığı, W_{crew} mürettebat ağırlığını, W_{PL} toplam yük ağırlığını, W_f yakıt ağırlığını ve W_e uçağın boş ağırlığını temsil eder. Mürettebat ve yük ağırlıkları, tasarım gerekliliklerinde verildiğinden bilinmektedir. Bilinmeyenler yakıt ağırlığı ve boş ağırlıktır. Ancak, ikisi de toplam uçak ağırlığına bağlıdır. Bu nedenle, uçak boyutlandırma için yinelemeli bir süreç kullanılmalıdır. Hesaplamayı basitleştirmek için, hem yakıt hem de boş ağırlıklar toplamı kalkış ağırlığının kesirleri olarak ifade edilebilir.

$$W_{TO} = W_{crew} + W_{PL} + \left(\frac{W_f}{W_{TO}}\right) W_{TO} + \left(\frac{W_e}{W_{TO}}\right) W_{TO} \quad (3.2)$$

Bu denklem, W_{TO} için aşağıdaki gibi çözülebilir;

$$W_{TO} - \left(\frac{W_f}{W_{TO}}\right) W_{TO} - \left(\frac{W_e}{W_{TO}}\right) W_{TO} = W_{crew} + W_{PL} \quad (3.3)$$

$$W_{TO} = \frac{W_{crew} + W_{PL}}{1 - (W_f/W_{TO}) - (W_e/W_{TO})} \quad (3.4)$$

Eşitlik (3.4) incelendiğinde, toplam kalkış ağırlığını tahmini hesaplamak için yük kapasitesi ve mürettebat ağırlığını daha önceden belirlenen uçak gereksinimlerinden, $\left(\frac{W_f}{W_{TO}}\right)$ ve $\left(\frac{W_e}{W_{TO}}\right)$ oranı tahminlerini ise benzer uçak konfigürasyonlarından bulmak yeterlidir.

Yük kapasitesini hesaplama: Yük ağırlığı olan W_{PL} , bir uçağın net taşıma kapasitesidir. Yük ağırlığı, bagaj, kargo, yolcu, askeri teçhizat ve diğer amaçlanan yükleri içerir. Bu nedenle, yük adının geniş bir anlamı vardır [56]. Yük kapasitesi belirlemek için gerekli formül Eşitlik (3.5)' de ve yolcu kütlesi ve bagajlarına ilişkin varsayımlar ise Çizelge 3.2.'de verilmiştir [52]:

$$m_{PL} = m_{PAX} \cdot n_{seat} + m_{baggage} \cdot n_{seat} + m_{cargo} \quad (3.5)$$

m_{PL} toplamyük kütesini, m_{PAX} ortalama yolcu kütesini, $m_{baggage}$ bagaj kütesini, m_{cargo} kargo kütesini ve n_{seat} koltuk sayısını vermektedir.

Çizelge 3.2. Yolcu kütesi ve bagajlarına ilişkin varsayımlar [52]

Ortalama küte	Kısa ve orta menzilli	Uzun menzilli
Yolcu, m_{PAX}	79,4 kg	79,4 kg
Bagaj, $m_{baggage}$	13,6 kg	18,1 kg
Toplam	93,0 kg	97,5 kg

Cri-Cri, 1 pilot içeren tek koltuklu bir akrobasi uçağıdır. Herhangi bir yük taşıma misyonu bulunmamaktadır.

Mürettebat ağırlığını hesaplama: Benzer uçak konfigürasyonlarına bakılarak, Cri-Cri'nin pilotunun ağırlığı 71 kg olarak kabul edilmiştir.

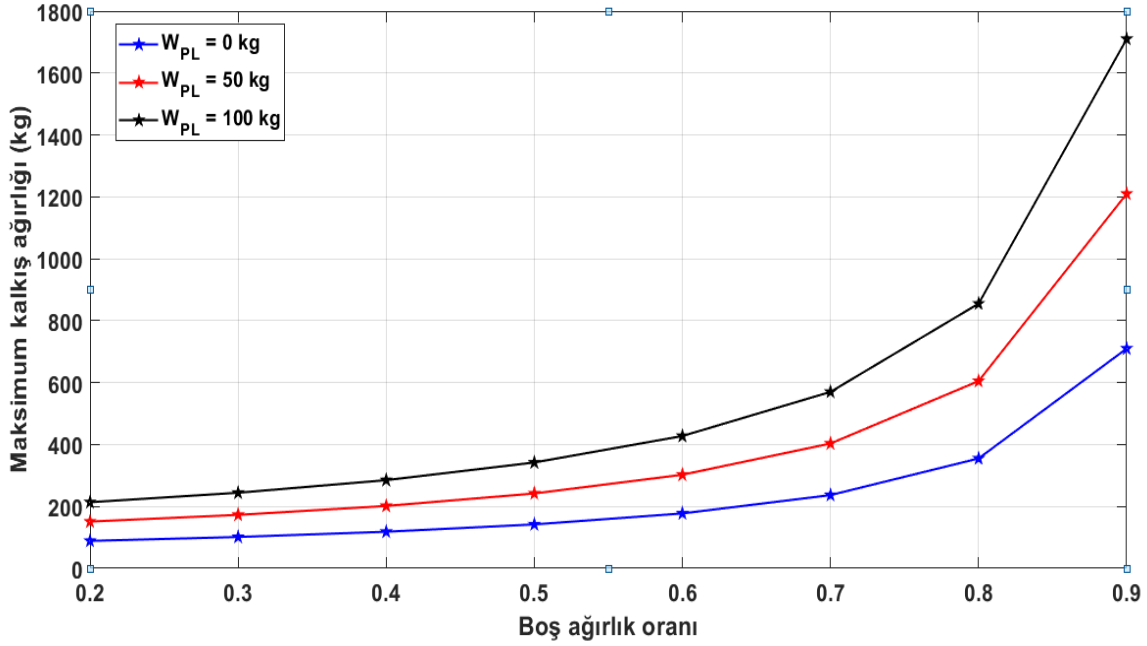
Boş ağırlık oranı ve maksimum kalkış ağırlığı hesaplama: Boş ağırlık oranı analitik olarak hesaplanamaz. Tek yol benzer uçak konfigürasyonlarını kullanmaktır. Çizelge 3.3 bazı yakıt hücreli uçak prototipleri için boş ağırlık oranını göstermektedir.

Çizelge 3.3. Bazı yakıt hücreli prototip uçakların boş ağırlık oranı [27,31-32,36,50]

No	Prototip	Maksimum kalkış ağırlığı (W_{TO}) / kg	Boş Ağırlık (W_e) / kg	W_e/W_{TO}
1	Diamona	860	789	0,9174
2	Antares DLR-H2	875	520	0,5943
3	Rapid 200-FC	554	479	0,8646
4	HY4	1500	1030	0,6867

Gelişmiş kompozit malzemeler bir dizi yeni tasarımda alüminyumun yerini almaktadır. Bir dizi tasarım çalışmasına dayanarak, diğer kompozit uçak tipleri için boş ağırlık oranı, bu aşamada istatistiksel boş ağırlık kısmı 0,95 ile çarpılarak tahmin edilebilir. "Kompozit"

homebuilt uçakları ise, gelişmiş bir kompozit malzemeden ziyade, tipik olarak fiberglas-epoksi yapıdadır. Fiberglas-epoksi kompozit homebuilts için istatistiksel olarak tahmin edilen boş ağırlık fraksiyonu, metal homebuilt boş ağırlık fraksiyonunun yaklaşık 0,85 katıdır ($0,1 / 1,19 = 0,85$) [49]. Cri- Cri uçağının elektrikli versiyonu kompozit malzemelerden yapılmıştır. Bu yüzden bu çalışmada kullanılan boş ağırlık fraksiyonu Çizelge 3.3’de verilen verilerin ortalamasının 0,95 ile çarpılmış halidir.



Şekil 3.4. Boş ağırlık oranına bağlı maksimum kalkış ağırlığı ($W_{crew} = 71$ kg için)

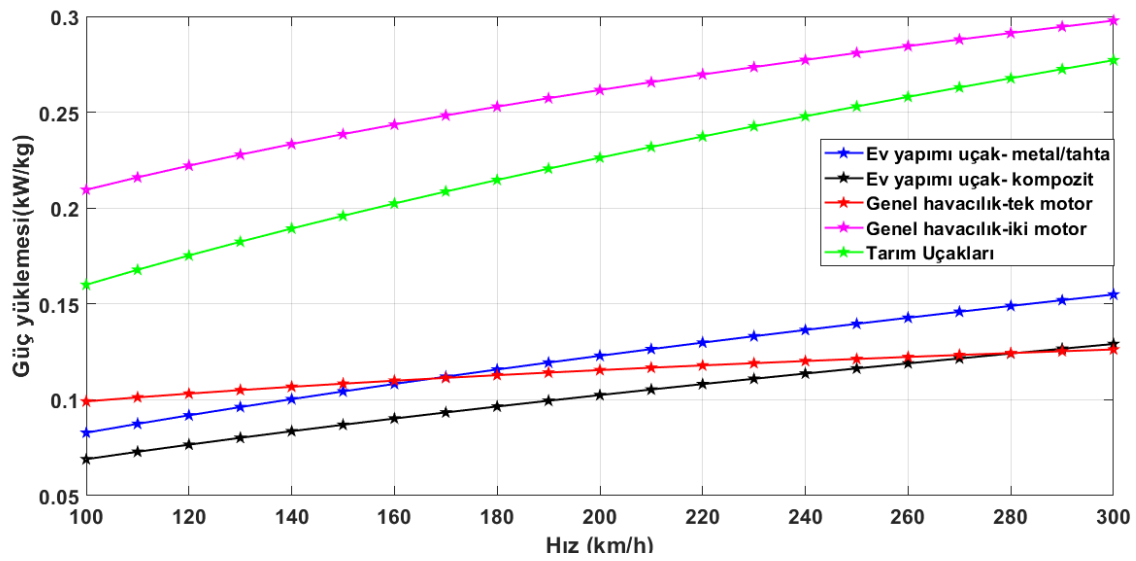
Yakıt ağırlığı elektrikli uçaklarda genellikle batarya ağırlığı olarak hesaplanmaktadır. Ancak bu tezde batarya ağırlığı, tüm itki sistemiyle beraber boş ağırlığın içinde hesaplanmıştır. Eşitlik (3.4) veya Şekil 3.4’den maksimum kalkış ağırlığı hesaplanabilir. Yukarıdaki adımlar takip edilerek Cri-Cri uçağının yaklaşık 275 kg olacağı tahmin edilmiştir.

3.3. Gerekli Güç Tahmini

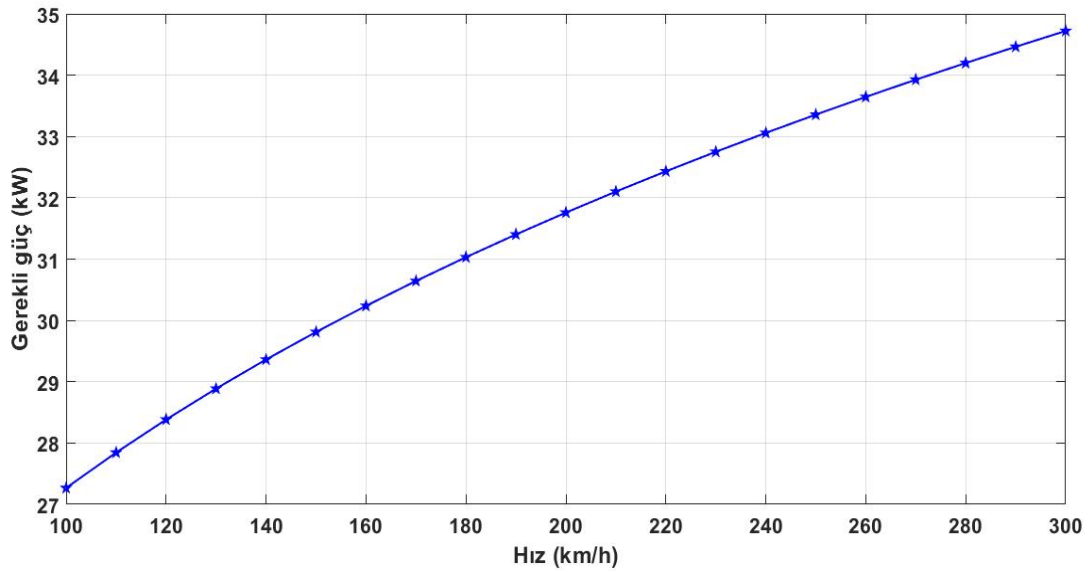
Güç yüklemesi ve hız arasında ki uçak konfigürasyonlarından elde edilen istatistiksel ilişki Çizelge 3.4’de verilmiştir. Bu ilişkide hız (V_{max}) km/h, ağırlık (W) gram olarak varsayılmıştır. Çizelge 3.4’e dayanarak uçak hızı (km/h) ile güç yüklemesi arasındaki (kW/ kg) ilişki Şekil 3.5’de grafiksel olarak çizilmiştir.

Çizelge 3.4. Hıza bağlı güç yüklemesi istatistiksel hesabı [57]

$P/W=aV^c_{max}:(Watt/g)$	a	c
Ev yapımı uçak- metal/tahta	0,006	0,57
Ev yapımı uçak- kompozit	0,005	0,57
Genel havacılık-tek motor	0,036	0,22
Genel havacılık-iki motor	0,048	0,32
Tarım Uçakları	0,016	0,5
İkiz turboprop	0,012	0,5



Şekil 3.5. Uçak tipine bağlı olarak hızı ile güç yüklemesi arasındaki ilişki



Şekil 3.6. Tasarlanan Cri-Cri uçağı için hız ve gerekli güç ilişkisi

Şekil 3.6 ise itki sistemi değiştirilmesi planlanan Cri-Cri uçağı için hız ve gerekli güç ilişkisini Çizelge 3.4'e dayalı olarak vermektedir. Buna göre gerekli güç 31 kW olarak tahmin edilmektedir. Ancak ileri bölümde daha detaylı bir güç hesaplaması yapılacaktır.

3.4. Karakteristik Parametrelerin Belirlenmesi ve Görev Performansının Hesabı

3.4.1. Karakteristik parametrelerin belirlenmesi

Kanat yükü (W/S), uçağın ağırlığının referans kanat alanına bölünmesiyle elde edilir. Kanat yükü, stol hızını, tırmanma hızını, kalkış ve iniş mesafelerini ve dönüş performansını etkiler. Ayrıca dizayn kaldırma katsayısını belirler ve ıslak alan ve kanat açıklığına etkisi nedeniyle sürüklenmeyi etkiler [49]. Bu bölümde hesaplanan performans parametreleri Çizelge 2.5'de verilmiştir.

Stol hızı (V_s): Hava araçlarının performans gereksinimlerinden biri olan stol hızı, izin verilen asgari hızın bir sınırıdır. Daha düşük bir stol hızı, yani daha düşük kalkış ve iniş hızındaki bir uçak daha kontrol edilebilir olduğundan, daha güvenli bir kalkış ve daha güvenli bir iniş sağlar. Bunun nedeni kalkış ve iniş hızının stol hızından biraz daha yüksek olmasıdır (normalde stol hızının 1,1-1,3 katı) [56]. FAR (Federal Aviation Regulations) Bölüm 23'e göre, tek motorlu bir uçak ve MTOW'u 2722 kg'dan (6000 lb) daha düşük olan çok motorlu bir uçak, $31,38 \text{ ms}^{-1}$ ' den (61 knot) daha büyük bir stol hızına sahip olamaz [56].

Eşitlik (3.6), kaldırma eşitliğinin seviye uçuşunda uçağın ağırlığına eşit olduğunu ve stol hızında uçakların maksimum kaldırma katsayısında olduğunu belirtir. Eşitlik (3.7) ise, belirli bir maksimum kaldırma katsayısı ile belirli bir stol hızına ulaşmak için gerekli kanat yükünü verir [49,56]:

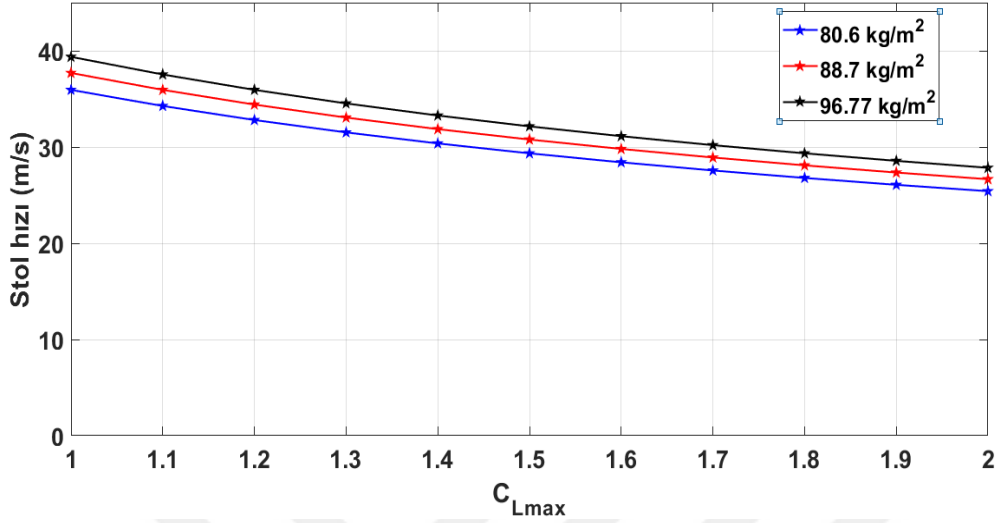
$$W = \frac{1}{2} \rho V_s^2 S C_{L_{max}} \quad (3.6)$$

$$\frac{W}{S} = \frac{1}{2} \rho V_s^2 C_{L_{max}} \quad (3.7)$$

Eşitlik (3.6) ve (3.7), ρ (yoğunluk) ve $C_{L_{max}}$ (maksimum kaldırma katsayısı) olmak üzere iki bilinmeyene sahiptir. Hava yoğunluğunun deniz seviyesinde seçilmesi gerekir ($\rho = 1,225 \text{ kg} / \text{m}^3$), çünkü en düşük stol hızıyla sonuçlanan en yüksek hava yoğunluğunu sağlar. EK 1'de standart atmosfer koşulları gösterilmektedir. Maksimum kaldırma katsayısı ise Eşitlik (3.8)'den hesaplanır. Şekil 2.7, $C_{L_{max}}$ ile stol hızı arasındaki ilişkiyi 3 farklı kanat yüklemesi değeri için ($80,6 / 88,7 / 96,77 \text{ kg.m}^{-2}$) göstermektedir.

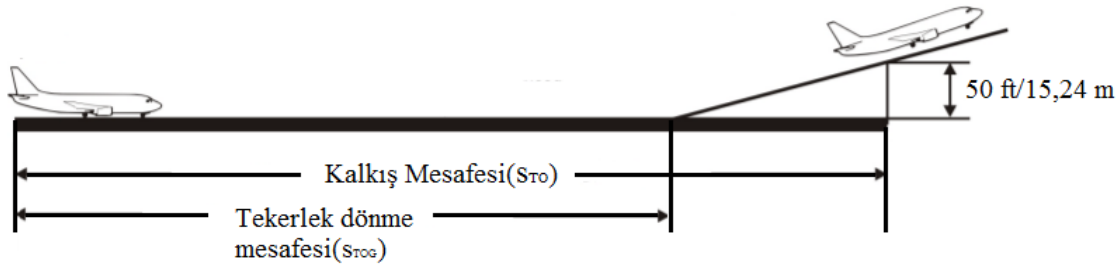
$$C_{L_{max}} = 0,9(C_{l_{max,airfoil}}) \quad (3.8)$$

$C_{l_{max,airfoil}}$, airfoil veri bilgilerinden [58] elde edilir.



Şekil 3.7. $C_{L_{max}}$ ile stol hızı arasındaki kanat yüklemesine bağlı ilişki ($\rho=1,225 \text{ kg.m}^3$ için)

Kalkış mesafesi (S_{TO}): Şekil 3.8'de şematik olarak gösterilen kalkış mesafesi, tekerlekler yerden ayrılmadan önce kat edilen gerçek mesafe (S_{TOG}) ve uçak belirli bir yüksekliğe ulaşana kadar geçen mesafenin toplamıdır. Bahsedilen yükseklik genellikle askeri veya küçük sivil uçaklar için 15,24 m (50 ft) ve ticari uçaklar için 9,14 m (35 ft) dir [49].



Şekil 3.8. Kalkış mesafesinin şematik gösterimi[[59]'dan uyarlandı].

Kalkış mesafesi, kalkış parametresi, T.O.P, kullanılarak hesaplanır.T.O.P ise eşitlik (3.9)'da verildiği gibi hesaplanabilir [60].

$$T.O.P = \frac{W.W}{\sigma.C_{L_{TO}}} \quad (3.9)$$

Kalkış kaldırma katsayısı ($C_{L_{TO}}$), maksimum kaldırma katsayısı değil, kalkıştaki gerçek kaldırma katsayısıdır. Uçak stol hızının yaklaşık 1,1 katında kalkar, bu yüzden kalkış kaldırma katsayısı, maksimum kalkış kaldırma katsayısının 1,21 ile bölünmüş halidir.

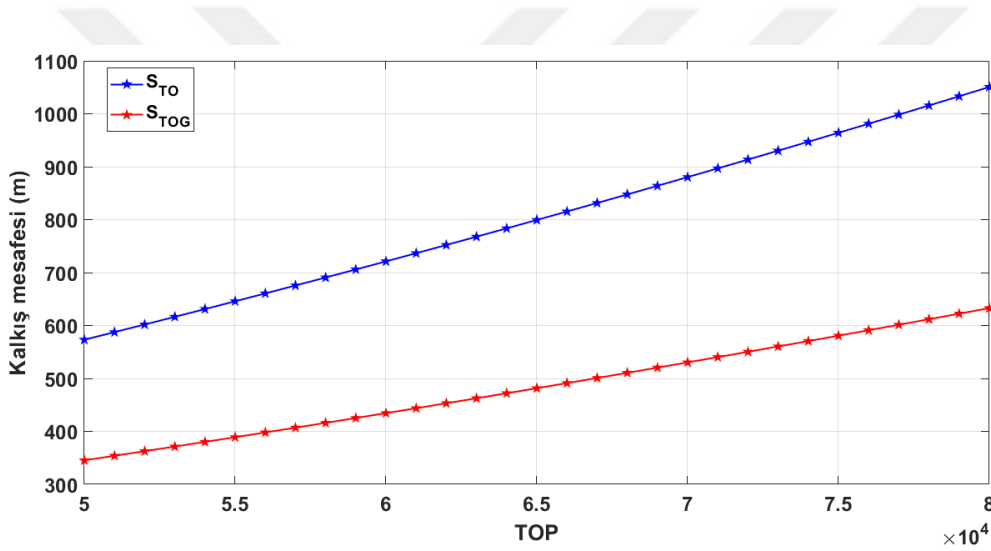
Eşitlik (3.9)'da verilen W ağırlık (N), S kanat alanı (m^2), P güç (kW), σ (yoğunluk oranı) deniz seviyesindeki yoğunluğa bölünen kalkış yüksekliğindeki hava yoğunluğudur. Toplam kalkış mesafesi [60] tarafından Eşitlik (3.10) ile açıklanmıştır:

$$s_{TO} = 8,681 \times 10^{-3} T.O.P + 5,566 \times 10^{-8} T.O.P^2 \quad (3.10)$$

s_{TOG} ile s_{TO} arasındaki ilişki ise Eşitlik (3.11) ile açıklanmıştır:

$$s_{TO} = 1,66 s_{TOG} \quad (3.11)$$

Burada s_{TOG} (m) tekerlek dönme mesafesi, s_{TO} (m) toplam kalkış mesafesidir. T.O.P parametresi ile s_{TO} ve s_{TOG} arasındaki ilişki Şekil 3.9'de verilmiştir.



Şekil 3.9. TOP parametresi ile s_{TO} ve s_{TOG} arasındaki ilişki

İniş mesafesi (s_L): Eşitlik (3.12) iniş mesafesinin yaklaşık olarak tahmin edilmesini sağlar [61].

$$s_L = -(V_a^2)/2a \quad (3.12)$$

$a = -1,22 \text{ m.s}^{-2}$ (basit fren sistemi için)

$-1,52 \text{ m.s}^{-2}$ (ortalama fren sistemi)

$-1,83 \text{ m.s}^{-2}$ (modern fren sistemi)

$-2,13 \text{ to } 3,0 \text{ m.s}^{-2}$ (modern fren sistemi ve ters itme veya geri adım pervaneleri olan uçaklar için.)

Yaklaşma hızı (V_a), yaklaşma koşulları altında durma hızı gibi faktörlere bağlıdır. İlk tahmin olarak $V_a = 1,3 V_s$ alınabilir.

Tırmanma oranı (V_{ROC}): Tırmanma hızını bulmadan, öncelikle sürüklenme katsayısı (C_D) Eşitlik (3.13)'den bulunmalıdır [62-64]:

$$C_D = C_{D_0} + \frac{C_L^2}{\pi AR e} \quad (3.13)$$

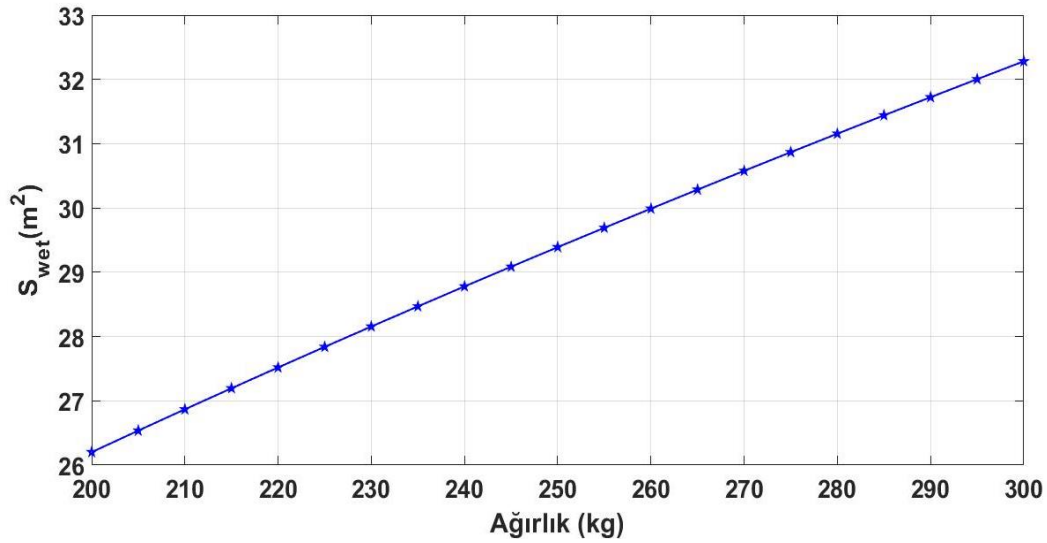
Burada C_L kaldırma katsayısı, AR (aspectratio) kanat açıklık oranı, C_{D_0} sıfır taşımadaki parazit sürüklenme katsayısı ve e Oswald verimlilik faktörüdür.

$$C_{D_0} = C_{fe} \cdot \frac{S_{wet}}{S} \quad (3.14)$$

S_{wet} , tüm uçağın ıslanan alanıdır. Klasik konfigürasyonlarda, aşağıdaki parçalar kural olarak dikkate alınmalıdır [64]:

- Gövde,
- Kanatlar,
- Yatay ve dikey kuyruk düzlemleri,
- Motor yeri ve direkler.

S_{wet} , Roskam [62]'in hazırladığı tablodan düzenlenerek oluşturulan Şekil 3.10'dan elde edilebilir. C_{fe} değeri ise tek motorlu hafif uçaklar için 0,0055 olarak alınabilir [49].



Şekil 3.10. S_{wet} ile MTOW arasındaki ilişki ([62]'den elde edilmiştir)

Oswald faktörü ise Eşitlik (3.15) dan hesaplanabilir [1]:

$$e = 1,78 \cdot (1 - 0,045 \cdot AR^{0,68}) - 0,64 \quad (3.15)$$

Bu hesaplamalardan sonra Eşitlik (3.16) aşağıdaki durumu alır;

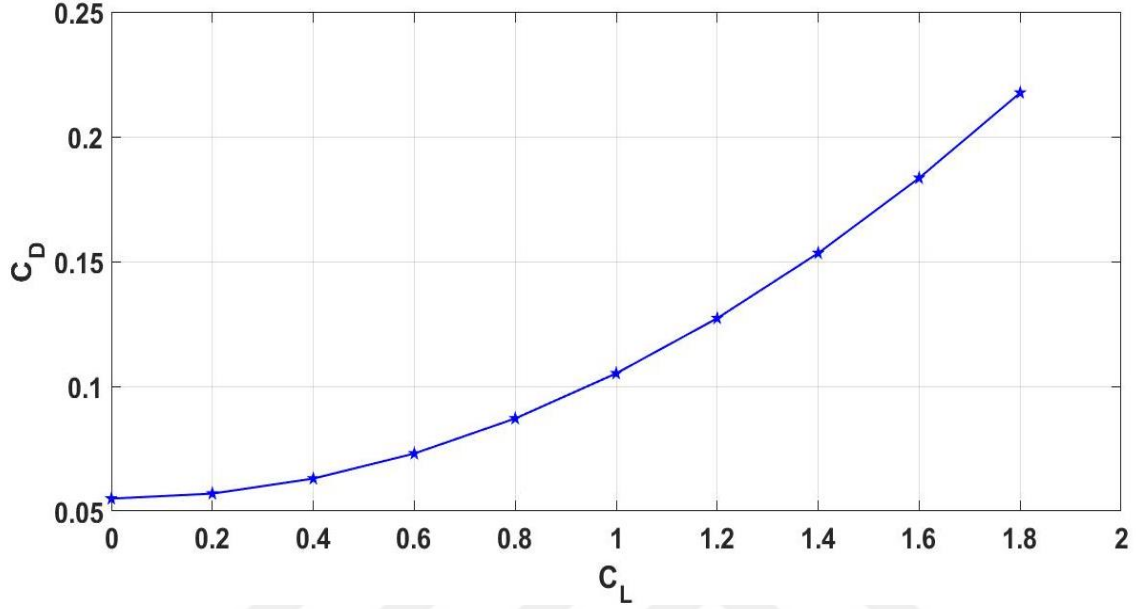
$$C_D = 0,055 + \frac{C_L^2}{(3.14) \cdot (7.74) \cdot (0.82)} \quad (3.16)$$

C_L ise Eşitlik (3.17) dan hesaplanabilir[65]:

$$C_L = C_{L_{max}} \left(\frac{V_S}{V} \right)^2 \quad (3.17)$$

$\frac{V}{V_s} = 1,2$ (kalkış ve tırmanma için)
 1,3 (yaklaşma ve iniş için)

C_L ve C_D arasındaki ilişki Eşitlik (3.16)'dan yararlanılarak Şekil 3.11'de gösterilmiştir.



Şekil 3.11. C_D ve C_L arasındaki ilişki

C_D hesaplandıktan sonra tırmanma oranı Eşitlik (3.18) - (3.20)'den hesaplanabilir[66]:

$$V_{ROC} = \frac{TV - DV}{W} 24800 \quad (3.18)$$

$$TV = 1000 \cdot \eta_p P_a \quad (3.19)$$

$$DV = \frac{1}{2} \rho_{CL} V_{CL}^3 S C_D \quad (3.20)$$

Burada , P_a mevcut güç (kW), η_p pervane verimi, ρ_{CL} kalkış ve seyir arasındaki orta yükseklikteki yoğunluk (kg/m^3), V_{CL} tırmanmaz hızı (m/s), S kanat referans alanı (m^2), C_D tırmanmadaki sürtünme katsayısı, W ağırlık (N)'dir.

Tırmanma hızı (V_{CL}) ve tırmanma açısı (γ): Tırmanma hızı Eşitlik (3.21)'den hesaplanabilir veya stol hızının yaklaşık 1,1-1,2 katı olarak alınabilir. Tırmanma açısı ise Eşitlik (3.22)'den hesaplanabilir [67]:

$$V_{CL} = \left(\frac{W}{\frac{1}{2} \rho S C_L} \right)^{1/2} \quad (3.21)$$

$$V_{ROC} = V_{CL} \sin \gamma \quad (3.22)$$

Burada W ağırlık (N), ρ yoğunluk (kg/m^3), S kanat alanı (m^2), V_{CL} tırmanma hızı

(m/s)'dir.

Çizelge 3.5. Karakteristik Performans Tahminleri

Parametreler	Değerler
Kanat yükü [kg.m ⁻²]	88,7
Stol hızı[m.s ⁻¹]	30,8
Tekerlek dönüş mesafesi [m]	445
Toplam kalkış mesafesi (15,24 m'ye kadar) [m]	740
İniş mesafesi [m]	526
S_{wet}/S	9,9
C_{fe}	0,0055
C_{D0}	0,055
e	0,82
Tırmanma oranı(V_{ROC})[m.s ⁻¹]	5,5
Tırmanma Açısı (γ)[°]	8,5
Tırmanma hızı(V_{CL}) [m.s ⁻¹]	37

3.4.2. Görev performansının belirlenmesi

Kalkış: Kalkış görevi daha önce bahsedildiği gibi tekerleklerin yere değdiği ve tekerleklerle yer arasında temas kesildikten sonra 15 m'ye kadar yükselme olan kısım olarak 2'ye ayrılır [20];

$$P_{15m} = \frac{1}{2} \rho_{TO} V_{TO}^3 S C_{D_{TO}} (C_{L_{TO}}) + W_{TO} V_{TO} \sin \gamma \quad (3.23)$$

Burada P'nin birimi Watt, ρ_{TO} 'nun birimi kg/m³, V_{TO} 'nun birimi m/s, W_{TO} 'nun birimi N'dur. Kalkış görevinin deniz seviyesinde yapıldığı varsayılmıştır. Kalkış için gerekli olan güç ise bu iki kısım için gerekli olan güçlerden maksimum olanıdır.

Tırmanma: Tırmanma gücü, kalkış ve seyir arasındaki orta yükseklikte ortalama bir yoğunluk dikkate alınarak Eşitlik (3.24)'den elde edilir [20,68]:

$$P_{CL} = \frac{1}{n_p} \left[\frac{1}{2} \rho_{CL} V_{CL}^3 S C_D (C_{L_{CL}}) + V_{ROC} W_{TO} \right] \quad (3.24)$$

P'nin birimi W, ρ_{TO} 'nun birimi kg/m³, V_{CL} 'nun birimi m/s, W_{TO} 'nun birimi N'dur. Kalkış görevinin deniz seviyesinde yapıldığı varsayılır. V_{CL} tırmanma hızını temsil ederken, $V_{V_{CL}}$ tırmanma oranıdır.

Seyir uçuşu/Loiter: Seyir ve loiter uçuşları, gerekli güç değerlerini elde etmek için benzer bir şekilde muamele edilebilir. Bu uçuşlar sırasında ihtiyaç duyulan güç [20-68]:

$$P_{CR} = \frac{1}{n_p} \left[\frac{1}{2} \rho_{CR} V_{CR}^3 S C_D (C_{L_{CR}}) \right] \quad (3.25)$$

P'nin birimi W, ρ_{TO} 'nun birimi kg/m^3 , V_{CR} 'nin birimi m/s'dir. Kalkış görevinin deniz seviyesinde yapıldığı varsayılmıştır.

İniş: İniş aşamasında harcanan güç:

$$P_{DS} = \frac{1}{n_p} \left[\frac{1}{2} \rho_{DS} V_{DS}^3 S C_D (C_{L_{DS}}) + V_{V_{DS}} W_{TO} \right] \quad (3.26)$$

İniş aşamasında olduğumuzdan dikey hızı negatif olarak düşünürüz.

Çizelge 3.6. Uçuş görevlerine göre gerekli güç tahmini

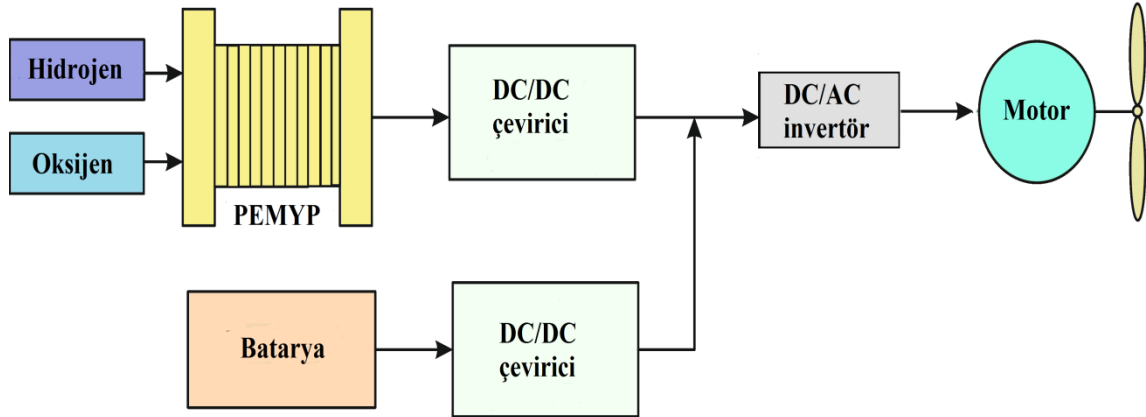
Görev	Gerekli güç tahmini [kW]
Kalkış	26
Tırmanma	30
Seyir	10
Alçalma	7

4. ELEKTRİKSEL YAPI ÇALIŞMASI

Cri-Cri için tasarlanan itki sisteminde, yüksek güç gerektiren kalkış ve tırmanma aşamasında hem batarya hem de yakıt hücresi motora gerekli gücü sağlar. Düşük güç gerektiren aşamalarda ise (örn. seyir) yakıt hücresi gereken tüm gücü kendi başına sağlar.

Olası hibrit sistemlerinden Cri-Cri için karar verilen itki sistemi Şekil 4.1’de verilmiştir. Sistem çeşitli bileşenlerin entegrasyonundan oluşur;

- Elektrik motoru
- Yakıt hücresi sistemi,
- Batarya,
- DC/AC invertör
- Yakıt hücresini ve bataryaları yöneten DC/DC dönüştürücü sistemi,



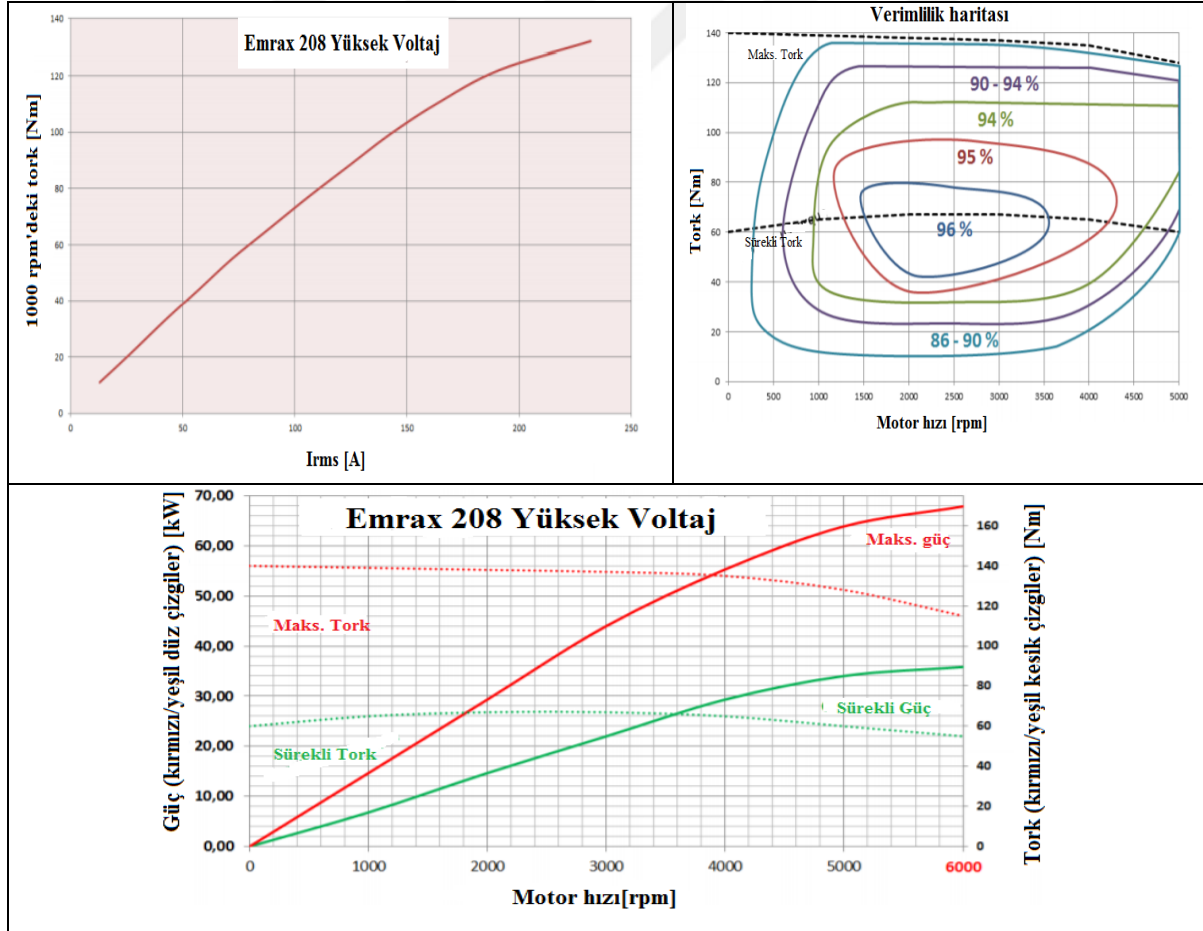
Şekil 4.1. Cri-Cri için karar verilen itki sistemi

4.1. Elektrik motoru

Elektrik motoru ağırlıktan tasarruf sağlamak için su yerine hava soğutmalı tercih edilmiştir. Kullanılması planlanan motorun teknik özellikler Çizelge 4.1’de verilmiştir. Kullanılması planlanan motorun kataloğundan elde edilen teknik data tabloları ise Şekil 4.2 de verilmektedir.

Çizelge 4.1. Kullanılması planlanan elektrik motoru ve DC/AC dönüştürücünün bazı teknik özellikleri [69-70]

Motor	EMRAX 208 yüksek voltaj
Sürekli motor gücü [kW]	20 - 32
Maksimum akü voltajı [Vdc] ve tam yük / yüksüz RPM	470 (5170/7050)
Maksimum motor gücü (kısa süreliğine) [kW]	75
Sürekli motor akımı [Arms]	100
Sürekli motor torku[Nm]	80
Maksimum motor torku [Nm]	140
Maksimum dönme hızı [RPM]	6000 (birkaç saniye boyunca 7000 RPM)
Motor verimi [%]	92-97%
Ağırlık [kg]	9,1
DC/AC dönüştürücü	emDrive H300
Çıkış gücü [kVA]	135
V giriş min/max [V]	100 to 450
Ağırlık [kg]	7,5

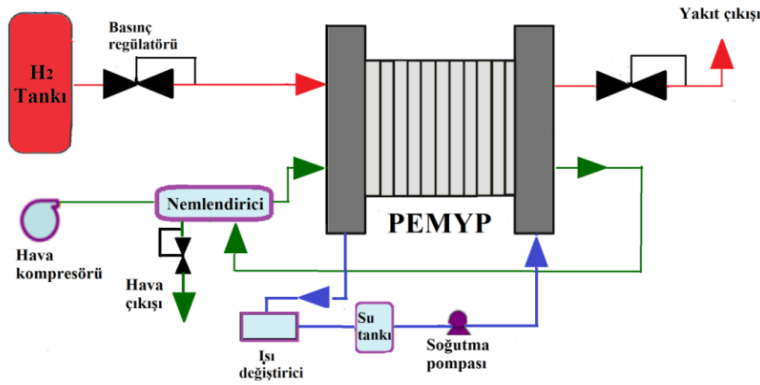


Şekil 4.2. Kullanılması planlanan motorun bazı teknik data tabloları [69]

4.2. Yakıt hücresi güç üretim sistemi

Şekil 4.3’de gösterilen yakıt hücresi güç üretim sistemi aşağıdaki sistemlerden oluşur;

- Yakıt hücresi yığını
- Hidrojen tedarik sistemi
- Hava besleme sistemi
- Termal yönetim sistemi



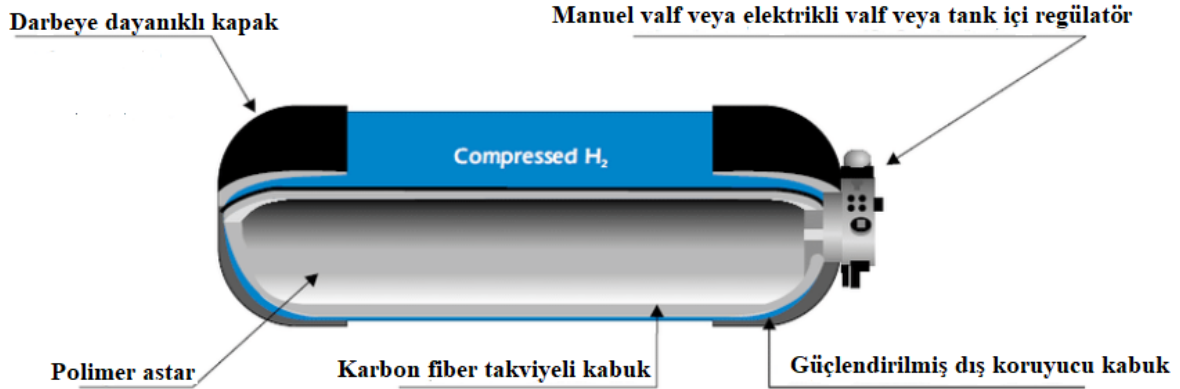
Şekil 4.3. Yakıt hücresi sistemi

Yakıt hücresi yığını: Yakıt hücresi yığını, depolanmış hidrojen ve çevre havanın oksijenini kullanarak elektrokimyasal reaksiyonla elektrik üretir. Kullanılması planlanan 17 kW 180 hücreli PEM yakıt hücresinin bazı teknik özellikleri Çizelge 4.2’de verilmiştir.

Hidrojen tedarik sistemi: Sistem, 0,84 kg hidrojen depolayan sıkıştırılmış hidrojen tankından oluşur. Hidrojen tankının bazı teknik özellikleri Çizelge 4.2’de ve yapısı Şekil 4.4’de verilmiştir.

Çizelge 4.2. Kullanılması planlanan yakıt hücresi yığınının teknik özellikleri [71-72]

Yakıt hücresi	PEM
Net stack gücü [kW]	18
Hücre Sayısı	180
Verim [%]	60
Sürekli Volt [V]	137
Amper[A]	75
Ağırlık [kg]	25
Hidrojen tankı tipi	IV
Nominal basınç [bar]	350
Tank sistemi ağırlığı [kg]	18
H₂ içeriği [kg]	0,84
H₂ içeriği [Nm³]	9,35



Şekil 4.4.Hidrojen tankı yapısı [73]

Hava besleme sistemi: Hava besleme sisteminde, iki aşamalı kompresör havayı motor kapağı girişinden alır ve sıkıştırarak yakıt hücresi yığına gönderir. Hava yakıt hücresi yığına giderken filtreden ve nemlendiriciden geçer.

Termal yönetim sistemi: Termal yönetim sisteminin amacı, yakıt hücresi istifinin sıcaklığını yakıt hücresi performansı tarafından belirlenen bir aralıkta tutmaktır. Bu sistemde sıvı soğutma devresi suyu, yakıt hücresi, su pompası ve ısı değiştiriciden geçirir. Isı değiştirici, motor bölmesinin ön kısmında elektrik motorunun altına yerleştirilmesi planlanmaktadır. Taze hava motor kaputu girişi ve ısı eşanjörü matrisinden geçer, atık su su-hava karışımını yakıt hücresi yığınlarından soğutur ve motor bölmesini ön dişli muhafazasının etrafındaki çıkış açıklığından terk eder. Soğutulmuş atık su hava karışımı, suyun havadan ayrıldığı ve tekrar kullanılmak üzere su tankına yönlendirildiği siklona gelir.

4.3. Batarya

İki Lityum pil takımı, kalkış ve tırmanma için gereken ek enerjiyi sunar. Akü, seri bağlanmış 72 V / 30Ah'lık 2 bloktan oluşur.

Çizelge 4.3. Kullanılması planlanan batarya paketinin özellikleri[74]

Batarya tipi	LiFePO ₄
Nominal Kapasite [ah]	30
Nominal Gerilim[V]	144
Nominal Enerji [kWh]	4,32
Sürekli deşarj akımı[A]	70
Maksimum Deşarj Akımı [A]	140
Boşaltma Kesme Gerilimi [V]	100 (Hücre başına 2,5V)
Ağırlık[kg]	30 (kasa ve batarya yönetim sistemi dahil)

4.4. Güç Elektroniği

Güç aktarma dizisi, yakıt hücreleri ve bataryalar için 2 DC / DC dönüştürücü ve elektrik motorunu çalıştıran bir DC / AC invertörden oluşur. Yakıt hücresi ve batarya voltajı motorun kullanacağı değere çıkabilmesi için DC/DC dönüştürücüye bağlıdır. İnvörtör ise, motora verilen gücün frekansını ve voltajını kontrol eder.

Çizelge 4.4. Kullanılması planlanan DC/DC dönüştürücülerin özellikleri [75]

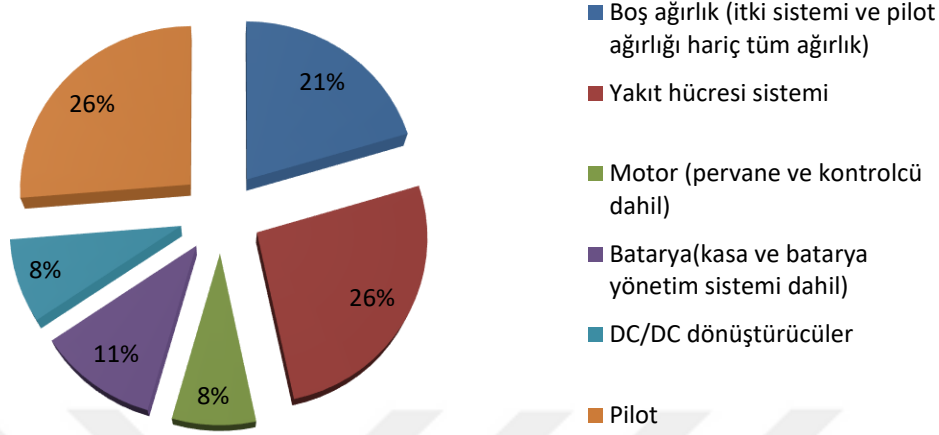
Çıkış gücü [kW]	20
V giriş min/max [V]	80/150
V çıkış min/max [V]	300/450
Verim [%]	96
Ağırlık [kg]	11

Çizelge 4.5. Maksimum kalkış ağırlığı [69-75]

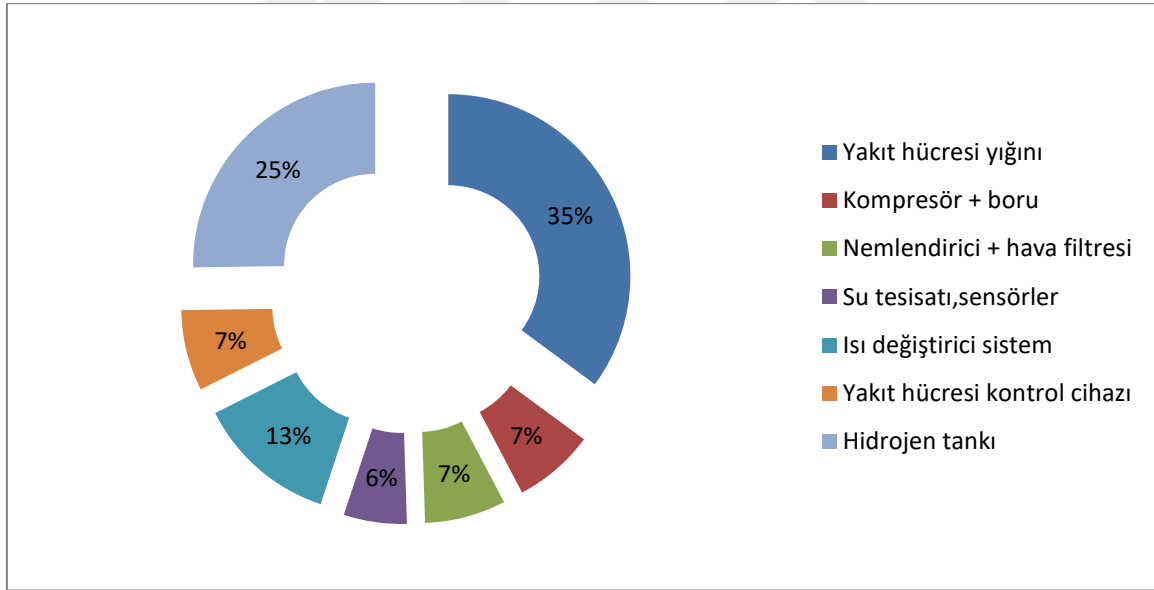
Bileşen	Kütle [kg]
Boş ağırlık (itki sistemi ve pilot ağırlığı hariç tüm ağırlık)	55
Yakıt hücresi yığını	25
Kompresör + boru	5
Nemlendirici + hava filtresi	5
Su tesisatı,sensörler	4
Isı değiştirici sistem/radyatör	9
Yakıt hücresi kontrol cihazı	5
Hidrojen tankı sistemi	18
Motor	9,1
AC/DC invertör	7,5
DC/DC dönüştürücü (2 adet)	22
Batarya (kasa ve batarya yönetim sistemi dahil)	30
Pervane	4
Pilot	71
Toplam	269,6

5. SONUÇ VE ÖNERİLER

Çizelge 4.5 incelenerek yapılan ağırlık analizi Şekil 5.1 ve 5.2' de verilmektedir.



Şekil 5.1. Uçak elemanlarının ağırlığının yüzde olarak dağılımı



Şekil 5.2. Yakıt hücresi sistemi elemanlarının ağırlığının yüzde olarak dağılımı

Bölüm 2'den elde edilen hesaplamalara göre Cri-Cri kalkış aşamasında 26 kW, tırmanma aşamasında 30 kW, seyir aşamasında 10 kW ve inişte 7 kW güce ihtiyacı vardır. Bu güç kalkış ve tırmanma aşamasında yakıt hücresi ve bataryadan, seyir ve iniş aşamasında sadece yakıt hücresinden alınır. Ancak DC/DC dönüştürücü, DC/AC dönüştürücü ve motor kaybindan dolayı bu değer yükselmektedir. Batarya ve yakıt hücresinden beklenen güç Eşitlik (5.1) ve (5.2) ' den hesaplanabilir.

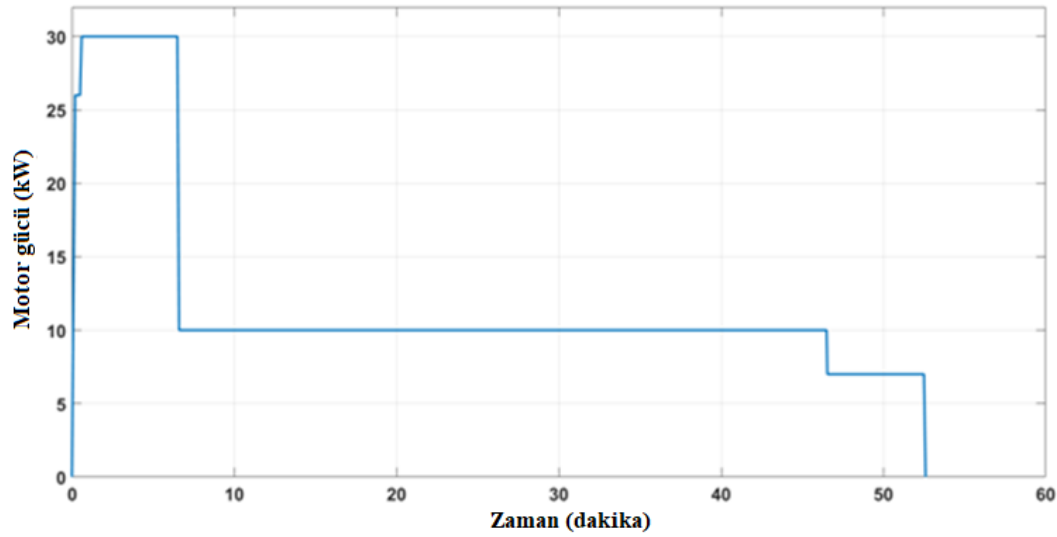
$$P_{prop} = P_{FC}(\eta_{DC/DC}\eta_{DC/AC}\eta_{motor}) \quad (5.1)$$

$$P_{prop} = P_{batarya}(\eta_{DC/DC}\eta_{DC/AC}\eta_{motor}) \quad (5.2)$$

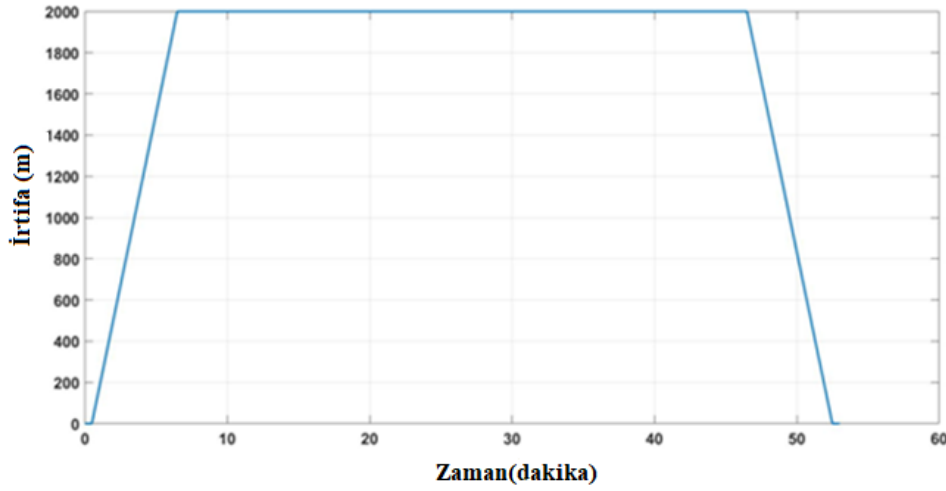
Ayrıca, literatürde benzer uçaklara bakarak yakıt hücresi sistemi içinde bulunan kompresör ve pompa gibi elemanlara yaklaşık 2 kW güç gerektiği varsayılmıştır ve bu gerekli güç yakıt hücresinden elde edilmiştir (16+2 kW olarak yakıt hücresi gücü ayrılmıştır). Çizelge 5.1, Cri-Cri uçağı için görev döngüsünü vermektedir.

Çizelge 5.1. Cri-cri uçağı için görev döngüsü

Uçuş aşaması	Uçuş süresi	Yakıt hücresi gücü [kW]	Batarya gücü [kW]
Kalkış	30 saniye	18 (itkiye ayrılan 13,7)	14,5 (itkiye ayrılan 12,3)
Tırmanma	6 dakika	18 (itkiye ayrılan 13,7)	19 (itkiye ayrılan 16,3)
Seyir	40 dakika	15 (itkiye ayrılan 10)	0
İniş	6 dakika	11 (itkiye ayrılan 7)	0



Şekil 5.3. Cri-cri için tahmin edilen zaman güç grafiği



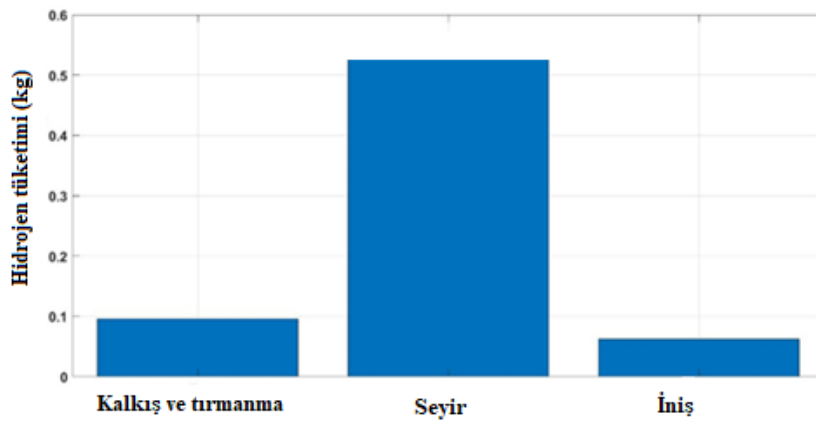
Şekil 5.4. Cri-cri için tahmin edilen zaman-irtifa grafiği

Şekil 5.3 ve Şekil 5.4 sırasıyla zaman-güç ve zaman-irtifa ilişkisini göstermektedir. Şekil 5.5 ve 5.6'da her aşama için tahmin edilen hidrojen tüketim ve enerji tüketim grafiği verilmektedir. Bu grafikler elde edilirken sırasıyla Eşitlik (5.3)-(5.4) kullanılmıştır ve yakıt hücresi sistemi içinde bulunan kompresör ve pompa gibi elemanlara yaklaşık 2 kW güç gerektiği varsayılmıştır. Bu gerekli güç yakıt hücresinden elde edilmiştir (16+2 kW olarak yakıt hücresi gücü ayrılmıştır).

$$m_{H_2} = \frac{P_{FC}t}{32166.7\eta_{FC}} \quad (5.3)$$

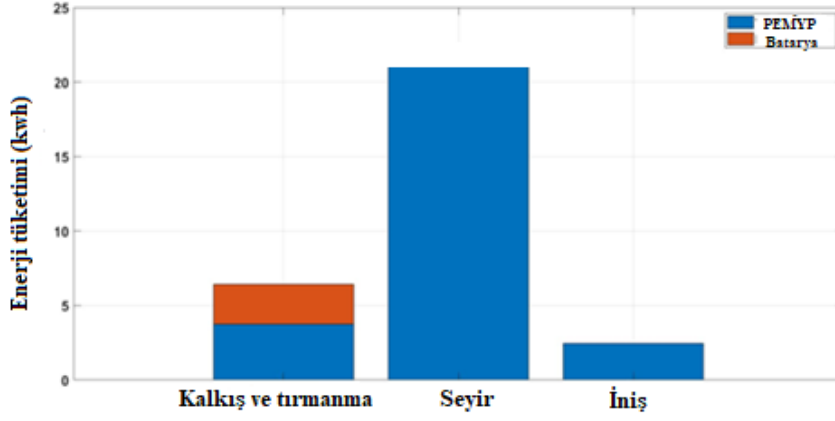
Bu eşitlikte P_{FC} yakıt hücresi gücü olup Watt cinsinde, t zaman olup saat cinsinde yazılmalıdır. η_{FC} ise yakıt hücresi verimliliğidir.

$$E_{fuel} = 39410 m_{H_2} \quad (5.4)$$



Şekil 5.5. Her bir aşama için tüketilen hidrojen miktarı

Şekil 5.5'e göre kalkış ve tırmanma aşamasında 0,1 kg, seyir aşamasında 0,52 kg ve iniş aşamasında 0,06 olmak üzere toplamda 0,68 kg hidrojen tüketilmiştir. Geriye kalan 0,16 kg hidrojen acil durumlarda kullanılmak için ayrılmıştır. Ayrıca geriye kalan 0,16 kg hidrojen ile 12 dakika daha seyir uçuşu yapılabilir. Şekil 5.6'da ise her aşama için tüketilen enerji miktarları gösterilmekte olup, bu değer toplamda 31 kWh'dır.



Şekil 5.6. Her bir aşama için tüketilen enerji miktarı

KAYNAKLAR

1. Aktas D. (2010). DA-II Electric-Powered Sport Aircraft Utilizing Fuel Cell and Liquid Hydrogen Technologies. Yüksek Lisans Tezi, Tennessee Üniversitesi, Knoxville, ABD.
2. González-Espasandín, O., Leo, T. J., and Navarro-Arévalo, E. (2014). Fuel Cells: A Real Option for Unmanned Aerial Vehicles Propulsion. *Scientific World Journal*.
3. Sürer, M. G., Arat, H. T. (2018). State of art of hydrogen usage as a fuel on aviation .*European Mechanical Science*, 2(1), 20-30.
4. Keiyinci, S., Aydın, K. (2019). Mini-İHALarda Kullanılan Yakıt Hücreli Hibrit Sistem İncelemesi, 4th International Mediterranean Science and Engineering Congress (IMSEC 2019), Antalya, Türkiye, 908-912.
5. Elitzur, S., Rosenband, V., and Gany, A. (2017). On-board hydrogen production for auxiliary power in passenger aircraft. *International Journal of Hydrogen Energy*, 42(19), 14003-14009.
6. Haile, S. M. (2003). Fuel cell materials and components. *Acta Materialia*, 51(19), 5981-6000.
7. Giorgi, L., & Leccese, F. (2013). Fuel cells: Technologies and applications. *The Open Fuel Cells Journal*, 6, 1-20.
8. Sharaf, O. Z., Orhan, M. F. (2014). An overview of fuel cell technology: Fundamentals and applications. *Renewable and Sustainable Energy Reviews*, 32, 810-853.
9. Kalaiyarasan, A., Srinivasan, C., and Sundaram, S. (2018). Design and Analysis of Bipolar Plate for 500w Pem Fuel Cell Stack. *American Journal of Engineering and Applied Sciences*, 11 (1), 121-128.
10. De Bruijn, F. A., Dam, V. A. T., and Janssen, G. J. M. (2008). Durability and degradation issues of PEM fuel cell components. *Fuel cells*, 8(1), 3-22.
11. Kumar, A., Reddy, R. G. (2004). Materials and design development for bipolar/endplates in fuel cells. *Journal of Power Sources*, 129(1), 62-67.
12. Carrette, L., Friedrich, K. A., and Stimming, U. (2001). Fuel cells—fundamentals and applications. *Fuel cells*, 1(1), 5-39.
13. Dudek, M., Tomczyk, P., Wygonik, P., Korkosz, M., Bogusz, P., and Lis, B. (2013). Hybrid fuel cell–battery system as a main power unit for small Unmanned Aerial Vehicles (UAV). *Int. J. Electrochem. Sci*, 8, 8442-8463.
14. Sürer, M. G., Sarıkaya, İ. , Arat H. T, (2018). Usage potential of fuel cells for manned/unmanned air vehicles: developments, current status. 16th International Conference on Clean Energy (ICCE-2018), Famagusta, N. Cyprus.
15. Misra, A. (2018). Energy Storage for Electrified Aircraft: The Need for Better Batteries, Fuel Cells, and Supercapacitors. *IEEE Electrification Magazine*, 6(3), 54-61.
16. Rheume, J. M., & Lents, C. (2016). Energy storage for commercial hybrid electric aircraft . SAE Technical Paper.
17. Osenar, P., Sisco, J., Reid, C. (2017). Advanced Propulsion for Small Unmanned Aerial Vehicles. White paper.
18. Biliroğlu, A. Ö. (2009). Seri hibrit elektrikli araçların modellenmesi ve kontrolü.
19. Mobariz, K. N., Youssef, A. M., & Abdel-Rahman, M. (2015). Long endurance hybrid fuel cell-battery powered UAV. *World Journal of Modeling and Simulation*, 11, 69-80.
20. Rossi, N. (2018). Conceptual design of hybrid-electric aircraft.
21. Cao, W., Mecrow, B. C., Atkinson, G. J., Bennett, J. W., & Atkinson, D. J. (2012). Overview of electric motor technologies used for more electric aircraft (MEA). *IEEE transactions on industrial electronics*, 59(9), 3523-3531.
22. Fehrenbacher, J., Stanley, D. L., Mary, E., & Honchell, J. (2011). Electric motor & power source selection for small aircraft propulsion.

23. Nishizawa, A., Kallo, J., Garrot, O., & Weiss-Ungethüm, J. (2013). Fuel cell and Li-ion battery direct hybridization system for aircraft applications. *Journal of Power Sources*, 222, 294-300.
24. GarciaArregui, M. (2007). Theoretical study of a power generation unit based on the hybridization of a fuel cell stack and ultra capacitors (Doctoral dissertation).
25. Moffitt, B. A. (2010). A methodology for the validated design space exploration of fuel cell powered unmanned aerial vehicles, Doktora tezi, Georgia Institute of Technology.
26. Mc Connell, V. P. (2007). Military UAVs claiming the skies with fuel cell power. *Fuel Cells Bulletin*, 2007(12), 12-15.
27. İnternet: Das Wasserstoff betriebene Brennstoffzellenhortennurflügel experimental modell flugzeug, <http://www.pozefilm.de/wh.html>, Son Erişim Tarihi: 20.03.2019.
28. Stroman, R., Kellogg, J. C., and Swider-Lyons, K. (2000). Testing of a PEM fuel cell system for small UAV propulsion. *Power*, 60(80).
29. Bradley, T. H., Moffitt, B. A., Thomas, R. W., Mavris, D. N., and Parekh, D. E. (2006). Test results for a fuel cell-powered demonstration aircraft (No. 2006-01-3092). SAE Technical Paper.
30. İnternet: Kaz, T. Hyfish, <http://www.smartfish.ch/en/HyFish/?oid=1871&lang=en> Son Erişim Tarihi: 20.03.2019.
31. Chiang, C., Herwerth, C., Mirmirani, M., Ko, A., Matsuyama, S., Choi, S. B., and Wankewycz, T. (2008, January). Systems integration of a hybrid PEM fuel cell/battery powered endurance UAV. In 46th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit (p. 151).
32. Herwerth, C., Chiang, C., Ko, A., Matsuyama, S., Choi, S. B., Mirmirani, M., and Koschany, A. (2007). Development of a small long endurance hybrid PEM fuel cell powered UAV (No. 2007-01-3930). SAE Technical Paper.
33. Kim, T., Shim, H., and Kwon, S. (2007). Micro aerial vehicle powered by a micro PEM fuel cell and sodium borohydride hydrogen source. *Proc Power MEMS*, 285-8.
34. Lapeña-Rey, N., Mosquera, J., Bataller, E., and Ortí, F. (2010). First fuel-cell manned aircraft. *Journal of aircraft*, 47(6), 1825-1835.
35. Lapeña-Rey, N., Mosquera, J., Bataller, E., & Ortí, F. (2007). The boeing fuel cell demonstrator airplane (No. 2007-01-3906). SAE Technical Paper.
36. F Escarti. (2008). Boeing fuel cell plane in manned aviation first, *Fuel Cells Bulletin*.
37. İnternet: Williams, A. Michigan students set world record for longest flight by fuel cell powered plane, <https://gas2.org/2008/11/23/michigan-students-set-world-record-for-longest-flight-by-fuel-cell-powered-plane/>, Son Erişim Tarihi: 20.03.2019.
38. İnternet: DLR, https://www.dlr.de/dlr/en/desktopdefault.aspx/tabid-10203/1127_read-8244/#/gallery/12336, Son Erişim Tarihi: 20.03.2019.
39. İnternet: DLR, Antares DLR-H2: Fuel Cell On Board, https://www.dlr.de/tt/en/Portaldata/41/Resources/dokumente/ec/Antares-DinA5-V6_E_WEB.pdf, Son Erişim Tarihi: 20.03.2019.
40. İnternet: Naval Technology, Ion Tiger UAV, <https://www.naval-technology.com/projects/ion-tiger-uav/>, Son Erişim Tarihi: 20.03.2019.
41. İnternet: Romeo, G. The first European commission funded aircraft powered by a hydrogen fuel cell took its first flight, http://www.enfcafc.polito.it/content/download/246/1105/version/1/file/Press%20New%201st%20Flight%20Test_v4/index.pdf, Son Erişim Tarihi: 20.03.2019.
42. İnternet: Air Force Technology, Stalker XE unmanned aerial system (UAS), <https://www.airforce-technology.com/projects/stalker-xe-unmanned-aerial-system-uas>, Son Erişim Tarihi: 20.03.2019.

43. İnternet:Aerospace Technology, HY4 aircraft, <http://www.aerospace-technology.com/projects/hy4-aircraft/>, Son Erişim Tarihi: 20.03.2019.
44. İnternet: Kallo, J.HY4- Zero-emission passenger flights, <https://www.dlr.de/tt/en/desktopdefault.aspx/tabid-10743/>, Son Erişim Tarihi: 20.03.2019.
45. İnternet:BALLARD, Ballard launches next generation fuel cell system for drones, expands Insitu flight testing, <http://www.ballard.com/about-ballard/newsroom/news-releases/2017/12/22/ballard-launches-next-generation-fuel-cell-system-for-drones-expands-insitu-flight-testing>, Son Erişim Tarihi: 20.03.2019.
46. İnternet: Rees, M. Fuel cell propulsion system successfully tested on scanEagle UAV, <https://www.unmannedsystemstechnology.com/2017/04/fuel-cell-propulsion-system-successfully-tested-scaneagle-uav/>, Son Erişim Tarihi: 20.03.2019.
47. Dutczak, J. (2018). Issues related to fuel cells application to small drones propulsion. In IOP Conference Series: Materials Science and Engineering, 421(4), No. 4, p. 042014). IOP Publishing.
48. İnternet: Sig Tel, MMCHyDrone 1550. URL, <https://www.sigtelinc.com/wp-content/uploads/2018/05/HyDrone-1550.pdf>, Son Erişim Tarihi: 20.03.2019.
49. Raymer, D. P. Aircraft design: a conceptual approach. 4th ed. Reston: AIAA Education, 2006.
50. Silva, H. L., Gil, A. A. (2017). Hybrid-electric aircraft: conceptual design, structural and aeroelastic analyses.
51. Akgül, A. S., Hacıoğlu, A. (2010). Gözetleme/Saldırı Amaçlı Mini İnsansız Hava Aracı Tasarımı ve Üretimi. Havacılık ve Uzay Teknolojileri Dergisi, 4(3),1-6.
52. İnternet:Scholz, D. Requirements and Certification. Lecture Notes, Chapter 3, Hamburg Open Online University (HOOU), <https://www.fzt.haw-hamburg.de/pers/Scholz/HOOU/>, Son Erişim Tarihi: 13.04.2019.
53. İnternet: Colomban Cri-Cri, https://ipfs.io/ipfs/QmXoyvizjW3WknFiJnKLwHCnL72vedxjQkDDP1mXWo6uco/wiki/Colomban_Cri-cri.html , Son Erişim Tarihi: 13.04.2019.
54. Aydın K., Keiyinci S. Hafif Bir Hava Aracının Hibrit İtki Sistem Tasarımı, 4th International Mediterranean Science and Engineering Congress (IMSEC 2019), Antalya, Türkiye, pp. 902-907.
55. İnternet:Cri-Cri word smallest twine engine aircraft, <http://flycricket.blogspot.com/2008/10/cricri-cutaway-drawing.html>, Son Erişim Tarihi: 13.04.2019.
56. Sadraey, M. H. (2012). Aircraft design: A systems engineering approach. John Wiley&Sons.
57. Estimation of Critical Performance Parameters, http://ae.metu.edu.tr/~ae451/lecture5_critical_performance_parameters.pdf
58. İnternet:<http://www.airfoildb.com/airfoils/search>, Son Erişim Tarihi: 25.04.2019.
59. İnternet:Scholz, D. Preliminary Sizing. Lecture Notes, Chapter 5, Hamburg Open Online University(HOOU), <https://www.fzt.haw-hamburg.de/pers/Scholz/HOOU/>, Son Erişim Tarihi: 25.04.2019.
60. Performance analysis VI – Take-off and landing –2, http://eacharya.inflibnet.ac.in/data-server/eacharya-documents/560cc4bce413011a7d0521f5_INFIEP_225/392/ET/225-392-ET-V1-S1_chapter_10_lecture_33_22-12-2011.pdf, Son Erişim Tarihi: 22.04.2019.
61. Performance analysis VI – Take-off and landing – 3, <https://nptel.ac.in/content/storage2/courses/101106041/Chapter%2010%20Lecture%2034%2022-12-2011.pdf>, Son Erişim Tarihi: 22.04.2019.

62. Roskam, Jan. "Airplane design part I." Preliminary sizing of airplanes 1 (1985).
63. Seeckt, Kolja. "Performance assessment of part-electric General Aviation aircraft." Hochschule für Angewandte Wissenschaften Hamburg, Hamburg (2006).
64. İnternet:Scholz, D. Drag Prediction. Lecture Notes,Chapter 13,Hamburg Open Online University (HOOU), <https://www.fzt.haw-hamburg.de/pers/Scholz/HOOU/>,Son Erişim Tarihi: 27.04.2019.
65. İnternet: Drag estimation, <https://www.fzt.haw-hamburg.de/pers/Scholz/materialFM1/DragEstimation.pdf>, Son Erişim Tarihi: 22.04.2019.
66. İnternet: Performance analysis II – Steady climb, descent and glide – 2, <https://www.scribd.com/document/117477374/Chapter-6-Lecture22-Performance-analysis-II-Steady-climb-descent-and-glide-2>, SonErişimTarihi: 22.04.2019.
67. İnternet: Climbing Flight, <http://www.dept.aoe.vt.edu/~lutze/AOE3104/climb.pdf>, SonErişimTarihi: 22.04.2019.
68. Riboldi, C. E.,&Gualdoni, F. (2016). An integrated approach to the preliminary weight sizing of small electric aircraft. Aerospace Science and Technology, 58, 134-149
69. İnternet:Technical Data and Manual for EMRAX Motors / Generators. URL:https://emrax.com/wp-content/uploads/2017/10/user_manual_for_emrax_motors.pdf ,Son Erişim Tarihi: 18.04.2019.
70. İnternet:<https://www.emdrive-mobility.com/emdrive-h300> , Son Erişim Tarihi: 11.08.2019.
71. Dunn, J. (2007) Fuel Cell Electric Aircraft Energy Challenge New Era of Aviation.Electric Aircraft Symposium,San Fran – May 2007.
72. Klell, M. (2010). Storage of hydrogen in the pure form. Handbook of hydrogen storage, 187-214.
73. İnternet: <https://www.ievmotors.com/350-bar-tank-from-dynetek-industries-ltd-canada>, SonErişimTarihi: 12.01.2020.
74. İnternet:http://www.kokpower.com/18650-cell-72v-30ah-lifepo4-battery-pack-for-foldable-mobility-scooter_p69.html,Son Erişim Tarihi: 22.04.2019.
75. İnternet:<https://www.tame-power.com/en/dc-dc-power-converter/isolated-dcdc-converter-18kw-80-150v-reversible>,SonErişimTarihi: 23.04.2019.
76. Romeo, G.,& Borello, F. (2010). Design and realisation of a two-seater aircraft powered by fuel cell electric propulsion. The Aeronautical Journal, 114(1155), 281-297.

EKLER

EK-1.Standart Atmosfer Koşulları

İrtifa(m)	T (K)	P (N/m ²)	ρ (kg/m ³)
0	288,15	101325	1,225
1000	281,65	89 876	1,1117
2000	275,15	79 501	1,007
3000	268,67	70 121	0,9093
4000	262,18	61 660	0,8193
5000	255,69	54 048	0,7364
6000	249,20	47 217	0,6601
7000	242,71	41 105	0,590
8000	236,23	35 651	0,526
9000	229,74	30 800	0,467
10000	223,26	26 500	0,413
11000	216,78	22 700	0,365
12000	216,66	19 399	0,312
13000	216,66	16 579	0,267
14000	216,66	14 170	0,228
15000	216,66	12 112	0,195
16000	216,66	10 353	0,166
17000	216,66	8850	0,142
18000	216,66	7565	0,122
19000	216,66	6467	0,104
20000	216,66	5529	0,089
21000	216,66	4727	0,076
22000	216,66	4042	0,065
23000	216,66	3456	0,056
24000	216,66	2955	0,047
2500	216,66	2527	0,041

ÖZGEÇMİŞ

Kişisel Bilgiler

Soyadı,adı :SÜRER, Meryem Gizem
 Uyuđu :T.C.
 Doğum tarihi ve yeri :16.01.1995, Kırıkhan
 Medeni hali :Bekar
 e-mail :meryemsurer.mfbe17@iste.edu.tr



Eđitim

Derece	Eđitim Birimi	Mezuniyet Tarihi
Yükseklisans	İskenderun Teknik Üniversitesi/ Makina Mühendisliği	Devam Ediyor
Lisans	İskenderun Teknik Üniversitesi/ Makina Mühendisliği	2017
Lise	İskenderun Demir Çelik Anadolu Lisesi	2013

İşDeneyimi

Yıl	Yer	Görev
2019	Fil Filtre A.Ş	Mühendis

YabancıDil

İngilizce

Yayınlar

- Sürer, M. G., & Arat, H. T. (2017). State of art of hydrogen usage as a fuel on aviation. *European Mechanical Science*, 2(1), 20-30.
- SÜRER, M. G., SARIKAYA, İ., & ARAT, H. T. (2018). Usage Potential of Fuel Cells for Manned/Unmanned Air Vehicles: Developments, Current Status. *Power*, 500(10).
- T Arat, MK Baltacıoğlu, B Tanç, MG Sürer, I Dincer , A perspective on hydrogen energy

research, development and innovation activities in Turkey, International Journal of Energy Research, 2019

Arat, H. T., & Sürer, M. G. (2019). Experimental investigation of fuel cell usage on an air Vehicle's hybrid propulsion system. *International Journal of Hydrogen Energy*.

Hobiler

Yüzme, Gitar, Dans



DİZİN

A

Ağırlık - 9, 16, 17, 18, 23,32
AC motor - 5, 28
Alçalma - 15 ,26
Airfoil-15

B

Batarya - 4, 5, 30
Boş ağırlık - 17, 31

C

Cri-Cri – 13, 15, 27

D

DC/DC converter – 27,31

E

Elektrik - 1, 2, 3, 27
Enerji - 35

G

Güç - 18, 31

H

Hibrit - 6,7, 27
Hidrojen - 3, 9, 27, 30
Hız- 19, 20,

İ

İniş – 15, 26, 33
İniş Mesafesi-22

K

Kalkış - 15, 16, 21, 26, 33
Kavramsal Tasarım – 13
Karakteristik Parametre-20, 21
Kalkış Mesafesi-21

L

Literatür – 9, 12

M

Maksimum Kalkış Ağırlığı-
16,31
Motor- 5 ,33

O

Oksijen – 3, 27
Oswald Verimlilik Faktörü -23

Ö

Ön Tasarım - 13

P

PEMYP – 1, 3, ,27

R

Referans Kanat Alanı - 20

S

Stol hızı - 20, 23, 25
Sürüklenme Katsayısı - 22
Seyir - 15,26, 33
Servis Tavanı - 15

T

Tırmanma - 15, 25, 26, 33
Tırmanma Açısı - 24
Tırmanma Oranı - 22
Tırmanma Hızı -24
Tüketim – 34, 35

U

Uzunluk - 15

Ü

Üretim – 13

V

Veter Uzunluğu -15

Y

Yakıt Hücresi – 2, 3, 27, 29

Z

Zaman – 33, 34



TEKNOVERSİTE



teknoversite **AYRICALIĞINDASINIZ**

İSTE

