

GÜNEŞ ENERJİLİ İNSANSIZ HAVA ARACI TASARIMI

İREM TÜRK

Yüksek Lisans Tezi

Havacılık Elektrik ve Elektronik Anabilim Dalı

Danışman: Prof. Dr. T. HİKMET KARAKOÇ

(İkinci Danışman: Dr. Öğr. Üyesi SELÇUK EKİCİ)

Eskişehir

Eskişehir Teknik Üniversitesi

Lisansüstü Eğitim Enstitüsü

Ağustos 2020

ÖZET

GÜNEŞ ENERJİLİ İNSANSIZ HAVA ARACI TASARIMI

İREM TÜRK

Havacılık Elektrik ve Elektronik Anabilim Dalı

Eskişehir Teknik Üniversitesi, Lisansüstü Eğitim Enstitüsü, Ağustos 2020

Danışman: Prof. Dr. T. HİKMET KARAKOÇ

(İkinci Danışman: Dr. Öğr. Üyesi SELÇUK EKİCİ)

İnsansız hava araçlarının kullanımları günden güne artmaktadır. Kullanım amaçlarına ve yapılması istenen görevlere göre tasarlanan İnsansız Hava Araçlarının (İHA) uçabilmesi için farklı enerji kaynaklarının kullanımı mümkündür. Genellikle elektrik enerjisi tercih edilse de güneş enerjili İHA'lar özellikle yenilenebilir enerjinin öneminin arttığı son günlerde gelişime açık bir konu haline gelmiştir. Tez kapsamında kavram geliştirme, ön tasarım, detay tasarım süreci izlenmiştir ve teorik olarak güneş panelli İHA tasarımı yapılmıştır. Teorik olarak tasarlanan İHA'nın Eskişehir'de uçuşacağı kabul edilerek, Eskişehir gün ışıması değerleri kullanılmıştır. Bataryanın gün ışığı varlığında dolması sayesinde gece de uçuş yapılması mümkün hale gelmiştir. İlerleyen süreçte üretim yapılmak istenirse bu çalışmadan yola çıkarak devam edilmesi mümkün hale getirilmiştir.

Anahtar Sözcükler: İHA, Güneş pili, Güneş enerjili İHA, MPPT

ABSTRACT

SOLAR POWERED UNMANNED AERIAL VEHICLE DESIGN

İREM TÜRK

Department of Department of Avionics

Eskişehir Technical University, Institute of Graduate Programs, August 2020

Supervisor: Prof. Dr. T. HİKMET KARAKOÇ

(Co-Supervisor: Assoc. Prof. Dr. SELÇUK EKİCİ)

The use of unmanned aerial vehicles is increasing day by day. It is possible to use different energy sources to fly unmanned aerial vehicles (UAVs) designed according to their intended purpose of use and desired tasks. Although electric energy is generally preferred, solar-powered UAVs have become an open topic for development, especially in recent days when renewable energy has increased in importance. The concept design, preliminary design, and detailed design process were followed within the scope of the thesis and theoretically, the design of the solar-paneled UAV was made. It was assumed that the theoretically designed UAV would be flown in Eskişehir and Eskişehir daylight values were used. Because the battery is filled in the presence of daylight, it is possible to fly at night. If it is desired to make production in the process, it has been made possible to continue with this work.

Keywords: UAV, Solar cell, Solar powered UAV, MPPT

TEŞEKKÜR

Havacılık ve Uzay Bilimleri Fakültesinde lisans eğitimimden itibaren eğitim sürecimde emeği geçen tüm hocalarıma ve idarecilere teşekkür ederim.

Beni her zaman motive eden ve tezimi bitirmemde emeği çok büyük olan danışmanlarım Prof. Dr. T. Hikmet KARAKOÇ ve Dr. Öğr. Üyesi SELÇUK EKİCİ'ye teşekkür ederim.

Değerli hocalarım Dr. Öğr. Üyesi Elif KORUYUCU'ya ve Dr. Öğr. Üyesi Alper DALKIRAN'a desteklerinden dolayı teşekkür ederim.

Lisans eğitimimden bugüne kadar olan tüm emekleri için Dr. Öğr. Üyesi Gülay ÜNAL'a teşekkür ederim.

Lisans eğitim sürecimde de üyesi olduğum Anatolia Aero Design ekibine ve Emre ÖZBEK'e tüm destekleri için teşekkür ederim.

Her zaman yanımda olan şirketim Azur Havacılık'a ve müdürüm Erhan KUMOVA'ya, beni destekleyen çalışma arkadaşlarım Dilara GÜNDÜZ ve İlyas ÖZDER'e teşekkür ederim.

Pandemi süreci nedeniyle şehir dışına çıkışların zor olduğu şu dönemde, Eskişehir'de her türlü yardımına koşan ve tezimi teslim etmemde emeği büyük olan arkadaşım Nadir Can SÖYLER'e teşekkür ederim.

Son olarak eğitim sürecimde her zaman yanımda olan ve her türlü zahmete katlanan canım anneme, babama ve kardeşime canı gönülden teşekkür ederken, bitireceğime inancı tam olan ve bu uğurda beni hiç yalnız bırakmayan Mirkan DOLMA'ya teşekkür ederim.

İREM TÜRK

ETİK İLKE VE KURALLARA UYGUNLUK BEYANNAMESİ

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

İREM TÜRK

İÇİNDEKİLER

Sayfa

BAŞLIK SAYFASI	i
JÜRİ VE ENSTİTÜ ONAYI.....	ii
ÖZET	iii
ABSTRACT.....	iv
TEŞEKKÜR	v
ETİK İLKE VE KURALLARA UYGUNLUK BEYANNAMESİ.....	vi
İÇİNDEKİLER.....	vii
TABLolar DİZİNİ	ix
ŞEKİLLER DİZİNİ	x
GÖRSELLER DİZİNİ	xi
SİMGELER VE KISALTMALAR DİZİNİ.....	xii
1. GİRİŞ.....	1
1.1. Güneş Enerjili Uçuşların Tarihçesi	2
1.2. İHA Tasarım Metodolojisi	6
2. KAVRAMSAL TASARIM	7
2.1. Güneş Pilleri	8
2.1.1. Güneş ışıması	10
2.2. MPPT	11
2.3. Enerji Depolama	12
2.4. Elektrik Motoru	12
3. ÖN TASARIM.....	13
3.1. Düz Uçuş İçin Gerekli Gücün Hesaplanması	13
3.2. Güneş Işıması Analizi	13
3.3. Güneş Pili Seçimi.....	15
3.4. MPPT Seçimi	16
3.5. Hesaplamalara İlk Adım	18

3.5.1. MPPT için gerekli güneş pili hesabı	19
3.5.2. İHA ağırlık yaklaşımı	20
3.5.3. Batarya seçimi	21
3.5.4. Motor seçimi	21
4. DETAY TASARIM.....	22
4.1. Güneş Pili Hesabı	22
4.2. İtke Testleri	23
4.3. MPPT Çıkış Gücü	25
4.4. Düz Uçuş İçin Gerekli Güç.....	27
4.5. İkarus'un Tasarımı	28
4.6. Maliyet Analizi	29
5. SONUÇ	30
KAYNAKÇA.....	33
ÖZGEÇMİŞ	

TABLÖLAR DİZİNİ

Sayfa

Tablo 1.1. Güneş enerjili insansız hava araçları karşılaştırması	6
Tablo 3.1. Eskişehir güneş verileri.....	15
Tablo 3.2. Sunpower C60-J güneş pili verileri(http-3)	16
Tablo 3.3. Tasarlanan İHA'nın verileri.....	19
Tablo 3.4. MPPT özellikleri.....	19
Tablo 3.5. Ağırlık yaklaşımı	20
Tablo 4.1. Farklı pervanelerin itki test sonuçları	24
Tablo 4.2. Eskişehir için havanın şeffaflık değeri(http-6)	25
Tablo 4.3. Eskişehir için aylık ortalama MPPT çıkış güçleri	26
Tablo 4.4. İHA toplam ağırlığı.....	27
Tablo 4.5. Yapısal üretim için maliyet analizi	30
Tablo 4.6. Toplam üretim maliyeti	30
Tablo 5.1. Güneşlenme süresine bağlı olarak aylık güç değişimi.....	32

ŞEKİLLER DİZİNİ

Sayfa

Şekil 1.1. ERAST projesi gelişimi (Zhu ve arkadaşları, 2014)	3
Şekil 2.1. Uçak üzerindeki temel kuvvetler (Noth, 2008)	7
Şekil 2.2. Güneş enerjisinin dönüşümünde MPPT (Mattos ve arkadaşları, 2013)	8
Şekil 2.3. Güneş pilinin yapısı	9
Şekil 2.4. Güneş ışığının dalga boyuna bağlı değişimi (Najafi, 2011)	10
Şekil 2.5. <i>Eskişehir iline ait güneş enerji potansiyeli verileri (http-2)</i>	11
Şekil 3.1. Güneş ışımasına sinüzoidal yaklaşım (Noth,2008)	14
Şekil 3.2. Güneş ışınlarının kanat profiline düşüşü (Noth, 2008)	15
Şekil 3.3. MPPT konumu (Fazelpour ve arkadaşları, 2013)	17
Şekil 3.4. Güneş pili maksimum güç noktası(Fazelpour ve arkadaşları, 2013)	17
Şekil 3.5. Seçilen MPPT'nin giriş gücüne bağlı verim değişimi	18
Şekil 3.6. Güneş Pili Boyutu	20
Şekil 4.1. Güneş pillerinden sistemin beslenmesi	22
Şekil 4.2. Tek bir kanadın ölçüleri	23
Şekil 4.3. 3D Tasarımın Gösterimi (a) sağdan perspektif görüntüsü (b) soldan perspektif görüntüsü	29

GÖRSELLER DİZİNİ

Sayfa

Görsel 1.1. Sunrise I (North, 2008).....	2
Görsel 1.2. Solar Excel(North, 2008).....	4
Görsel 1.3. Solong (Noth, 2008)	4
Görsel 1.4. Solar Impulse (Mattos ve arkadaşları, 2013).....	5
Görsel 3.1. 7S LiPo batarya(http-4).....	21
Görsel 3.2. U7 motoru(http-5)	21
Görsel 4.1. İtki düzeneği	24



SİMGELER VE KISALTMALAR DİZİNİ

μ_{hava}	: Havanın Şeffaflığı
$A_{\text{güneş pili}}$	: Güneş Pillerinin Toplam Alanı
AM	: Hava Kütlesi(Air Mass)
AR	: Kanat Açıklığı(Aspect Ratio)
b	: Kanat Genişliği
C_D	: Sürüklenme Katsayısı
C_L	: Taşıma Katsayısı
ESC	: Elektronik Hız Kontrol (Electronic Speed Control)
F_D	: Sürüklenme Kuvveti
F_L	: Taşıma Kuvveti
G	: Ağırlık
HALE	: Yüksek İrtifa Uzun Dayanıklılık(High Altitude Long Endurance)
I	: Akım
I_{max}	: Maksimum Güneş Işınması
İHA	: İnsansız Hava Aracı
kg	: Kilogram
m	: Metre
MPPT	: Maksimum Güç Noktası Takipçisi (Maximum Power Point Tracker)
NASA	: Ulusal Havacılık Ve Uzay Dairesi
S	: Kanat Alanı
T	: İtme Kuvveti
T_{day}	: Güneşlenme Süresi
V	: Uçağa Göre Havanın Hızı
V	: Voltaj
W	: Watt
η_{cbr}	: Kamburluk Verimi
$\eta_{\text{güneşpili}}$	: Güneş Pilinin Verimi
η_{MPPT}	: MPPT'nin Verimi
ρ	: Yoğunluk

1. GİRİŞ

İnsansız hava araçlarının kullanımı günden güne artmaktadır. Hem sivil hem de askeri amaçlı birçok kullanım alanları bulunmaktadır. Artan yoğunluğun temel sebebi sivil amaçlı İHA'ların zaman ve maliyette ciddi tasarruf sağlamasıdır (Morton ve arkadaşları, 2015). Ancak çevresel olarak etkileri de maalesef beraberinde gelmiştir.

Tüm dünyada olduğu gibi Türkiye'de de enerji ihtiyacı günden güne artmaktadır. Güneş enerjisi, rüzgar enerjisi, hidrolik enerji, jeotermal enerji, biyokütle enerjisi, hidrojen enerjisi, dalga enerjisi gibi sürdürülebilir enerji kaynakları çevresel etmenler düşünüldüğünde popülerliği artan enerji kaynaklarıdır. Türkiye'deki güneşlenme süresi düşünüldüğünde sürdürülebilir enerji kaynaklarından olan güneş bu noktada tercih sebebi olabilmektedir.

İHA'larda da enerji kaynağı olarak kullanılabilen güneş enerjisi, güneş pilleri aracılığıyla elektrik enerjisine dönüştürülerek kullanılabilir. Çevreye hiçbir zararı olmayan bu enerji sayesinde CO₂ 'nun azalmasını mümkün kılmaktadır (Kılıç, 2015), (Devabhaktuni ve arkadaşları, 2013).

Bu tez kapsamında, güneş enerjisi ile uçabilen insansız hava aracı tasarlanması hedeflenmiştir. Teorik olarak hesaplamalar yapılan bu tezin, ilerleyen dönemlerde üretimi yapılması hedeflenen güneş enerjisi ile uçabilen İHA'lar için temel oluşturacağı düşünülmektedir.

Literatür araştırılması yapılarak, geçmiş çalışmalar incelenerek çalışmalara başlanmıştır. Uçuşlarının Eskişehir'de yapılacağı öngörülerek, Eskişehir için güneş alma süreleri ve güneş ışıma değerleri kullanılmıştır. İHA'nın güç ihtiyacı belirlenmiş ve güneşten gelen enerji ile güneş pili çıkışından motora verilecek güç değeri ile karşılaştırılarak hangi aylarda uçuş yapılmasının güvenli olacağına karar verilmiştir.

Tezin önemine bakıldığında insansız hava araçlarının zaten operasyonel anlamda kolaylıkları da beraberinde getirmektedir. Sürekli olarak yeni kullanım alanları ortaya çıkmaktadır. İster sivil, ister askeri amaçlı kullanım için olsun, alternatif enerji ile enerji ihtiyacının karşılanması bu anlamda büyük bir fırsattır. Güneş gibi sınırsız ve çevreci bir kaynaktan sürekli bir üretim mümkün olabilmektedir. Eskişehir'in güneş potansiyeli düşünüldüğünde, Eskişehir'de yapılacak ilk çalışma olması ile önemi artmaktadır.

1.1. Güneş Enerjili Uçuşların Tarihçesi

Güneş enerjisi ile uçan insansız hava aracı hayali özellikle 1970 yılı sonralarında yapılan çalışmalarla hayata geçirilmeye başlanmıştır. Bu konuda birçok çalışma yapılmıştır ve bu tezin başlangıcında bu konuda bir literatür çalışması yapılarak bu çalışmalar derlenmiştir.

İlk başarılı uçuş 1974 yılında California’da gerçekleştiren güneş enerjili insansız hava aracı Sunrise I olarak kabul edilmektedir. Sunrise I, Astro Flight Inc.' den R. J. Boucher tarafından tasarlandı (Görsel 1.1). 12,25 kg ağırlığında olan Sunrise I, 9,76 m kanat açıklığına sahipti (Park ve arkadaşları, 2015). Kanat üzerinde 4096 adet güneş hücresinden üretilen Sunrise I, 450 Watts gücündeydi (Cleveland ve Morris, 2014). 100 m civarında bir yükseklikte 20 dakika uçtu. Geliştirilmiş bir versiyon olan Sunrise II, 12 Eylül 1975'te tasarlandı ve test edildi. %14 daha yüksek verimliliğe sahip yeni hücreler, 600 W'lık bir güç sağlamaktaydı (Noth, 2008).

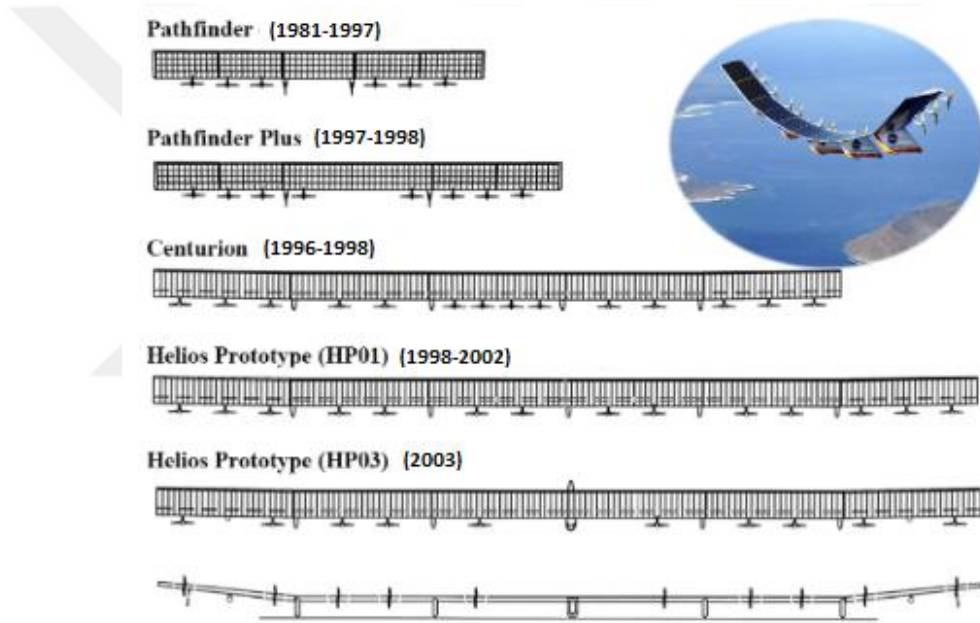


Görsel 1.1. *Sunrise I* (North, 2008)

Aynı zamanda 1975 yılında Atlantik’in diğer tarafında, Boucher’in çalışmalarından habersiz olarak Helmut Bruss Almanya’da güneş enerjili model uçak çalışması yapmaktaydı. Güneş hücrelerinin çok ısınmasından dolayı başarılı bir uçuş gerçekleştiremedi. 1 yıl sonra arkadaşı Fred Militky Solaris’i üretti ve 3 başarılı uçuş gerçekleştirecek 50 m yükseklikte 150 saniyelik uçuşunu tamamladı (Noth, 2008).

Şekil 1.1’de görülen NASA’nın ERAST (The Environmental Research Aircraft and Sensor Technology) projesi kapsamında 1980 yılı başında çalışma başlatılmıştır (Kumar ve arkadaşları, 2015). Pathfinder 30 m kanat açıklığına sahip yüksek irtifa güneş enerjili uçağın ilk prototipiydi. 1995'te Pathfinder 15,4 km'lik irtifa rekorunu kırdı. Pathfinder Plus, ERAST projesinin ikinci nesil güneş enerjili uçağıydı. Pathfinder’in kanadın dört bölümünü kullanarak ve daha uzun bir orta bölümün yerini alarak, Pathfinder Plus'ın kanat açıklığı 36,9 m'ye ulaştı. 1998'de, Pathfinder Plus'ın son uçuşu 24,4 km'lik yeni bir

rekor elde etti. Centurion ERAST projesinin üçüncü nesil güneş enerjili uçağıdır. 30,5 km yüksekliğe ulaşmayı hedefleyerek üretilen Centurion'un kanat açıklığı 63,1 m idi, bu da Pathfinder'ın kanat açıklığının yaklaşık iki katıdır. ERAST projesinin dördüncü jenerasyon güneş enerjili uçağı olan Helios, Centurion'un bir modifikasyonudur. Kanat açıklığını 75,3 m'ye yükseltilmiştir. Helios, NASA'nın 30,5 km yükseklikte sürekli uçuş ve en az 20 saat kesintisiz uçuş amacına ulaşmak için üretilmiştir (Zhu ve arkadaşları, 2014). 2001'de, yüksek irtifa prototipi Helios HP01, 29,5 km'lik uçuşa ulaştı ve böylece kanatlı bir uçakla yatay uçuş için bir dünya rekoru elde etti. Ne yazık ki, uzun ömürlü prototip Helios HP03, türbülans ve yapısal başarısızlık nedeniyle 26 Haziran 2003'te uçuş testi sırasında hasar gördü (Noth, 2008).



Şekil 1.1. ERAST projesi gelişimi (Zhu ve arkadaşları, 2014)

Amerika'da Model uçak güneş kategorisinde düzenlenen bir yarışma için 1996 yılında Wisconsin'da Dave Beck tarafından tasarlanan Solar Solitude 38.84 km uçuşabilmeyi başardı ve 2 yıl sonra 1283 m yüksekliğe çıkabildi. Yine aynı yarışma için Wolfgang Schaeper'in tasarladığı Solar Excel 11 saat 34 dakika 18 saniye düz bir çizgide mesafe 48,31 km yol alarak büyük bir başarı ortaya koydu (Görsel 1.2) (Noth, 2008).



Görsel 1.2. *Solar Excel(North, 2008)*

Avrupa'da, yüksek irtifa, uzun dayanıklılık (High Altitude Long Endurance-HALE) platformlarında da birçok proje yürütülmüştür. 1994-1998 yılları arasında yapılan bir çalışma kapsamında Solitair geliştirilmiştir. Optimum güneş radyasyonu emilimi için ayarlanabilir güneş panelleri ile 5,2 m kanat açıklığına sahip bir hava aracı inşa edildi. Uçma testleri başarılı bir şekilde yapıldı(Noth, 2008).

Bir diğer Avrupa çalışması olan ve European Program tarafından finanse edilen Helinet projesi, Ocak 2000 ve Mart 2003 tarihleri arasında bir güneş sisteminin fizibilitesini incelemek için yapılmıştır ve 750 kg'lık Heliplat üretilmiştir. Üretim amacı geniş bant iletişimi ile dünyayı gözlemlemektir(Romeo ve arkadaşları, 2004).

2005 yılında Ac Propulsion firması tarafından üretilen ve Solong 24 saat 11 dakika uçuşu başardı. 4,75 m kanat açıklığına ve 12,8 kg ağırlığa sahip Solong güneş ışınlarının olmadığı gece saatlerinde de batarya varlığı ile uçuşunu başarı ile yapabildi(Görsel 1.3) (Noth, 2008).



Görsel 1.3. *Solong (Noth, 2008)*

İsviçre’de B. Piccard ve A. Borschberg tarafından tasarlanan Solar Impulse uçağının hedefi 2013 yılında güneş enerjisi ile dünya çevresinde tur atmak idi. Tasarımı 2003 yılında başladı. Kanat açıklığı 63,4 m, kanat yüzeyi 200 m² ve 11628 güneş hücresinden oluşmaktadır. 4 tane elektrik motora sahip Solar Impulse hızı 70 km/saat ve maksimum uçuş yüksekliği 12 km olarak tasarlandı. Nisan 2010 yılındaki uçuşuna 1200 m yükseklikte 1,5 saat boyunca devam etti. Temmuz 2010’daki uçuşunda gece de bataryada depolanan elektrik enerjisi ile uçuşuna devam etmesi planlandı ve 26 saat boyunca ortalama 8000-9000 m civarında uçuşunu tamamladı. New York JFK Havaalanı’na inişini yapan uçak, yakıt almadan ABD’yi baştan başa geçen, güneş enerjisiyle çalışan ilk uçak oldu (Görsel 1.4).



Görsel 1.4. *Solar Impulse (Mattos ve arkadaşları, 2013)*

Airbus’ın Zephyr projesi ile ilk prototip 2010 yılında 14 gün boyunca uçuş yapmayı başarmıştır. Zephyr geliştirilerek 2018 yılında üretilen Zephyr S ise yaklaşık 21,5 km yükseklikte 25 gün 23 saat ve 57 dakika boyunca havada kalmayı başararak yeni bir rekora imza atmıştır. Ultra hafif Zephyr Stratosferde uçan, 25 metre kanat açıklığına ve 75 kg’dan daha az bir ağırlığa sahiptir ve petrol sızıntısı ve doğal afet bölgelerini takip etmek amacıyla uçuşlara devam edilmektedir.

Tablo 1.1’de güneş enerjili İHA’ların karşılaştırma tablosu paylaşılmıştır.

Tablo 1.1. Güneş enerjili insansız hava araçları karşılaştırması

Güneş İHA	Enerjili	Yıl	Kanat açıklığı(m)	Uzunluk (m)	Kanat Alanı(m ²)	Kanat Açıklık Oranı	Boş Ağırlık (kg)
Sunrise		1974	9,75	4,38	8,36	11,4	12,25
Sunrise II		1975	9,75	4,38	8,36	11,4	10,21
Solaris		1976	2,06	-	0,41	10,3	0,61
Pathfinder		1994	29,5	3,6	70,8	12,3	207
Pathfinder Plus		1998	36,3	3,6	87,12	15,1	247,5
Centurion		1997	61,8	3,6	148,32	25,8	533
Helios		1999	75,3	3,6	186,6	30,4	600
Solar Solitude		1996	2,7	-	0,55	13,3	2
Solar Excel		1998	2,1	1,02	0,35	12,8	0,72
Solong		2005	4,75	-	1,5	15	12,6
Zephyr S		2005	18	-	27,9	11,6	30

1.2. İHA Tasarım Metodolojisi

Bu tez kapsamında gerçekleşen İHA tasarım metodolojisi üç aşama olacak şekilde planlandı;

- Kavramsal tasarım,
- Ön tasarım,
- Detay tasarım

Bu metodolojilerde;

- Kavramsal tasarım bölümünde genel hatlarıyla İHA yapısı belirlendi. Çok detaya girilmeden uçağın sahip olacağı genel sistemler anlatılarak, ağırlığı, sahip olacağı komponentler, genel çalışma prensipleri gibi başlangıç noktası tasarım hedefleri ortaya koyuldu.
- Ön tasarım bölümünde tasarım detaylandırıldı. Matematiksel hesaplamalar yapılarak her bir komponentin seçimi yapıldı. Tasarım parametreleri ortaya kondu.

- Detay tasarım: Tasarım tamamlanarak, bu aşamada uçak tüm parçaları ve tüm detaylar netleştirildi. Her bir komponent için ihtiyaçlar belirlenerek, seçimler doğrulandı. Üretime hazır hale getirildi.

2. KAVRAMSAL TASARIM

İHA’larda uçmanın temel prensibini ele aldığımızda diğer hava araçlarına benzer şekilde 4 temel kuvvet ile karşılaşmaktayız: Şekil 2.1’de görüldüğü üzere taşıma kuvveti (F_L), sürüklenme kuvveti (F_D), itki kuvveti (T) ve ağırlık (G). Kanatlar güneş enerjili insansız hava araçlarında da taşıma kuvveti sağlamaktadır. Sabit hızda ve sabit irtifada uçuş yapılabilmesi için taşıma kuvvetinin ağırlığı; motordan sağlanan itki kuvvetinin de sürüklenme kuvvetini dengelemesi gerekmektedir (Denklem 2.1 ve Denklem 2.2). Taşıma kuvveti ve sürüklenme kuvvetini hava yoğunluğu (ρ), kanat alanı (S) ve uçağa göre havanın hızı (V) doğrudan etkilemektedir. Uçuş yapılması planlanan bölge de tasarımı etkileyecektir.

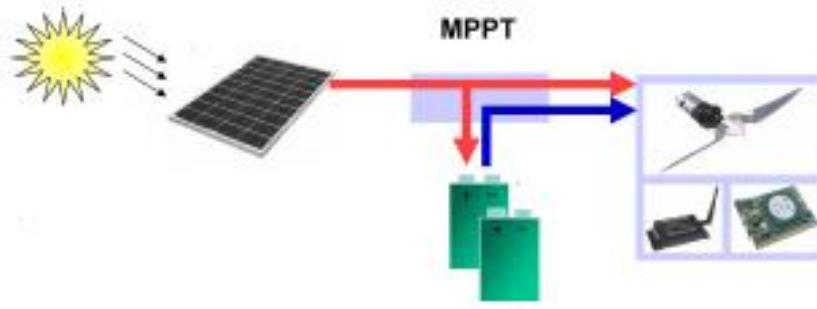


Şekil 2.1. Uçak üzerindeki temel kuvvetler (Noth, 2008)

$$F_L = C_L \frac{\rho}{2} S V^2 \quad (2.1)$$

$$F_D = C_D \frac{\rho}{2} S V^2 \quad (2.2)$$

Güneşten sağlanan enerjinin güneş panelleri ile elektrik enerjisine dönüşümü mümkündür. Bu sayede güneşten sağlanan yenilenebilir enerji ile İHA’nın uçuşu gerçekleştirilebilir. Şekil 2.2 ‘de görüldüğü üzere güneşten gelen enerjinin elektrik enerjisine dönüşümünün ardından MPPT (Maksimum Güç Noktası Takipçisi) adı verilen dönüştürücüler kullanılarak güneşten maksimum verim alınması hedeflenmektedir.



Şekil 2.2. Güneş enerjisinin dönüşümünde MPPT (Mattos ve arkadaşları, 2013)

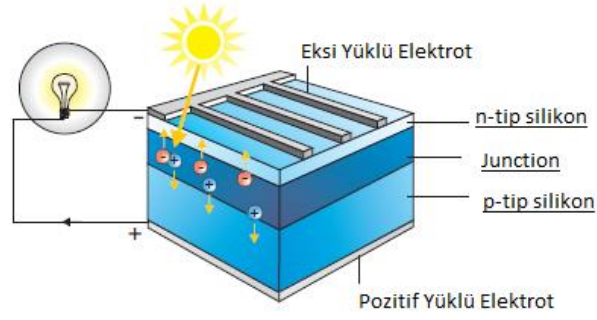
Tasarım için aşağıdaki başlıklar incelenecektir:

- Güneş Pilleri
- Elektrik Motoru
- Enerji depolama
- MPPT Dönüştürücü

2.1. Güneş Pilleri

Güneş enerjili İHA'lar için en temel enerji kaynağı güneş pilleridir. Güneş ışığı foton adı verilen enerji paketlerinden oluşmaktadır. Güneş pilleri fotonların enerjisinin elektrik enerjisine dönüşümünü sağlamaktadır. Performansları üretim şekillerine göre değişkenlik göstermektedir.

Yapı itibarı ile basit silisyum güneş pili, p tipi ve n tipi olmak üzere iki katkılı yarı iletken tabakası ile temsil edilir. Güneş ışığı güneş pili yüzeyine çarptığında, hücre elektron ve delik olarak şarj taşıyıcıları oluşturur. Junction tarafından üretilen iç alan, bazı pozitif yükleri (delikleri) negatif yüklerden (elektronlar) ayırır. Boşluklar pozitif veya p-tip'e doğru ve elektronlar negatif veya n-tip'e doğru gider. Serbest elektronlar pozitif deliklerle yeniden birleştirmek için yükten geçmek zorundadır, Şekil 2.3.'te görüldüğü gibi güneş ışığı altında hücrelerden akım üretilebilir.



Şekil 2.3. Güneş pilinin yapısı

Yüksek verimli güneş hücrelerinin üretilmesi için kullanılan materyalde aşağıdaki beklentiler vardır (Mavlonov ve arkadaşları, 2020);

- Fotonları etkili bir şekilde soğurmak ve elektron deliği çifti oluşturmak için uygun spektral aralıktaki yüksek soğurma katsayısı sahip olmalıdır.
- Verimli bir yük taşıyıcı olmalıdır.
- P-N junction yüksek ve düzgün bir elektrik alan oluşturabilmelidir.

Güneş hücreleri bir ya da daha çok katmandan oluşabilmektedir ve çeşitli yarı iletkenlerden üretilmektedir. Silisyum üretimde sıklıkla kullanılan bir malzemedir. Hem kolay ulaşılabilen bir malzeme olması hem de ucuz olması sebebiyle tercih edilmektedir.

İdealde güneş pillerinin tüm spektrumu kapsayacak şekilde %100 verimde çalıştığı kabul edilmektedir. Gerçekte, kullanılan yarı iletkenlere ve spektrumun bağlı olarak verimi değişmektedir.

Kristal tipine göre üç tip silisyum güneş pili vardır (http-1),

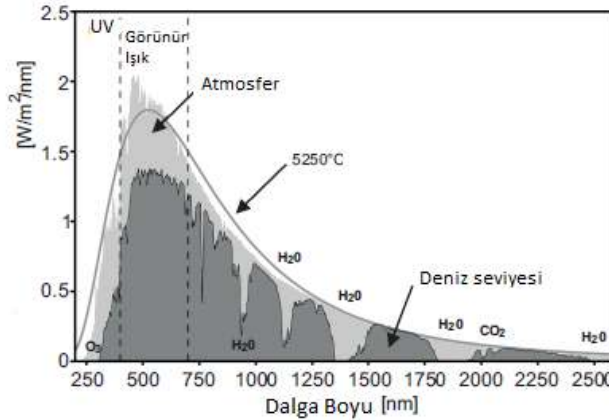
- Monokristalin güneş pillerinin atomik malzemesi homojendir. Verimleri çok yüksektir ancak maliyetleri de çok fazladır.
- Polikristalin güneş pilleri farklı monokristalinlerden oluşur ve atomik yapısı homojen değildir. Üretimi daha kolaydır ancak verimleri monokristaline göre daha düşüktür.
- Amorf ya da ince katmanlı güneş pilleri cam ya da başka bir alt tabakaya yatırılarak esnek bir şekilde üretilirler. Kristal yapılı değildir. Kalınlıkları 1

μm 'den daha azdır. Üretim maliyetleri oldukça düşüktür. Verimi diğer tiplere göre çok düşüktür.

- Bunların dışında birleşim güneş pilleri de periyodik tablosunun üç ila beş grubundan elementler de kullanılabilir. Bunlar galyum arsenit, bakır indiyum diselenid, kadmiyum tellür vb. içerebilir. Hafif olmaları sebebi ile tercih edilmektedirler. Bu pillerin üretilmesi pahalıdır ancak yüksek verimliliğe sahiptirler.

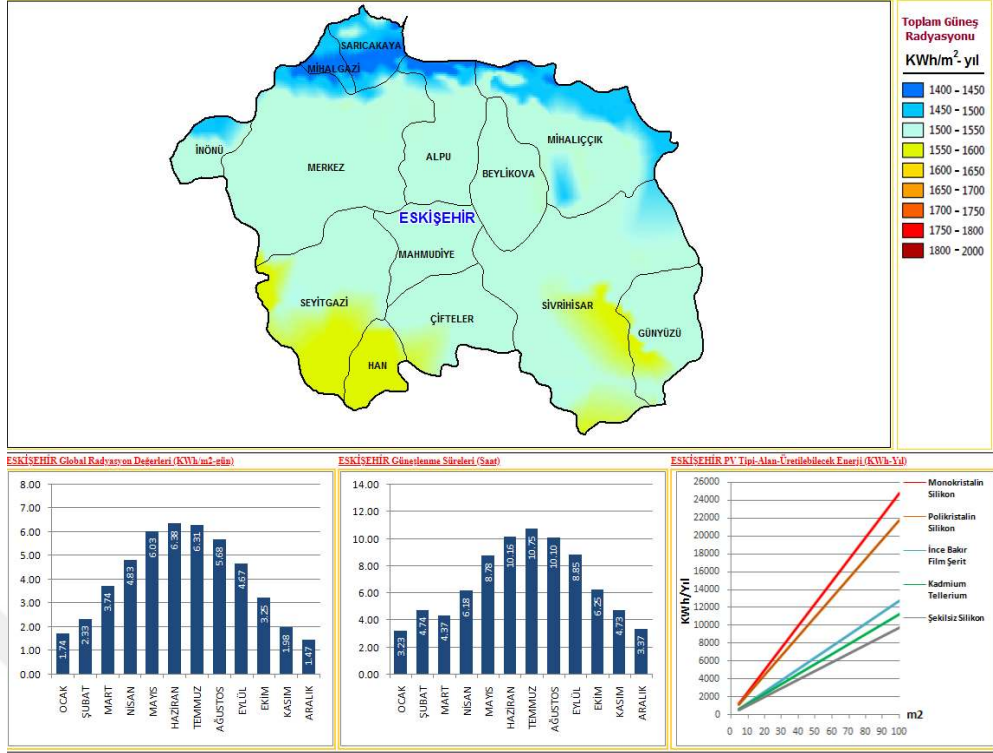
2.1.1. Güneş ışıması

Güneşten gelen enerji, ışığın dalga boyuna bağlıdır. Güneş enerjisinin miktarını belirleyen en önemli etmen atmosferik şartlardır. Bu durum Air Mass (AM) olarak tanımlanır. Şekil 2.4'te görüldüğü üzere güneş ışığının dünya atmosferi dışındaki spektral dağılımı üstteki eğride görülmektedir, bu AM0 durumudur, en üst seviyede 1353 W/m^2 değerinde bir ışıma olmaktadır. Güneş tepe noktasında iken atmosferden geçerek yeryüzüne ulaşmayı başaran ışığın spektral dağılımı AM1 durumudur. Bu da 1000 W/m^2 değeridir. Güneşin dünya ile 48° 'lik açısı durumunda da AM1.5 durumu oluşmaktadır. Uçuş yapılması planlanan bölgedeki ışıma bu noktada önemli bir parametredir (Tercan, 2000).



Şekil 2.4. Güneş ışığının dalga boyuna bağlı değişimi (Najafi, 2011)

Tasarlanması planlanan güneş enerjili İHA için uçuşların Eskişehir'de yapılacağı kabul edildiği için Güneş Enerjisi Potansiyel Atlası verilerine göre veriler Şekil 2.5'deki gibidir.



Şekil 2.5. Eskişehir iline ait güneş enerji potansiyeli verileri (http-2)

Şekil 2.5 dikkate alındığında Eskişehir iline ait güneşlenme süresi en çok Temmuz ayında olmak üzere ortalama 10,75 saattir. Yine Temmuz ayına ait global radyasyon değerlerine bakıldığında 6,31 kWh/m² olduğu görülmektedir. En yüksek radyasyon değeri Haziran ayında 6,38 kWh/m²'dir. Monokristalin bir güneş pili ile maksimum verimden enerji üretiminin mümkün olduğu görülmektedir.

2.2. MPPT

Güneş pillerinin akım ve voltaja bağlı olarak maksimum güç noktasında çalışması istenmektedir. Ancak gün içinde güneşten gelen ışınlım farklı olduğu için MPPT kullanımı gereklidir. MPPT'nin Türkçe karşılığı maksimum güç noktası takipçisidir.

MPPT'ler, temelde DC/DC çevirici olarak çalışmaktadır. Güneş ışınlarının yeryüzüne düşme açısı sürekli değişmektedir. Güneş pilleri de buna bağlı olarak her zaman farklı enerji üretmektedirler. Bu şekilde değişken bir enerjinin doğrudan yüke verilmesi doğru değildir. Değişik zamanlardaki değişken gücün en büyük olduğu anların tespit edilmesi için MPPT kullanılmaktadır. İçerisinde bulunan mikrodenetleyiciler ile kompleks algoritmalar neticesinde bu işlem gerçekleştirilmektedir (Omole, 2006), (Murdoch ve Reynoso, 2013).

2.3. Enerji Depolama

Güneş enerjili İHA'ların gündüz uçuşu sırasında güneş ışığı ile güç üretimi mümkündür ancak gece uçuş yapabilmesi için ve gündüz gün ışığının yeterli olmadığı zamanlarda kullanmak üzere enerjiyi depolaması gerekmektedir.

Enerji depolamanın birçok farklı yöntemi vardır, elektrokimyasal bataryalar verimlerinin yüksek olması, hızlı şarj/deşarj kapasitesi nedenleriyle tercih edilebilmektedir ve bu tasarımda lityum-ion bataryalar kullanılacaktır.

2.4. Elektrik Motoru

Elektrik motorları elektrik enerjisinin mekanik enerjiye dönüşümünü sağlar. Fırçalı ve fırçasız olmak üzere 2 farklı tipte olabilmektedir. Kullanılacak elektrik motorunun hafif, veriminin yüksek ve düz akımla çalışıyor olması gerekmektedir. İnsansız hava araçlarında çoğunlukla kullanılan fırçasız DC motor bu çalışmada tercih edilecektir.

3. ÖN TASARIM

3.1. Düz Uçuş İçin Gerekli Gücün Hesaplanması

Düz uçuş için kanatların varlığı ile oluşan kaldırma kuvvetinin ağırlığı, motor ve pervane dönüşü ile oluşan itki kuvvetinin de sürüklenme kuvvetini karşılaması gerekmektedir.

$$mg = C_L \frac{\rho}{2} S V^2 \quad (3.1)$$

$$T = C_D \frac{\rho}{2} S V^2 \quad (3.2)$$

Denklem (3.1) ve Denklem (3.2)'den yola çıkarak hız için hesaplama bulunur (Denklem 3.3). Buradan da yola çıkarak düz uçuş için gerekli güç Denklem (3.4)'teki gibidir.

$$V = \sqrt{\frac{2 mg}{C_L \rho S}} \quad (3.3)$$

$$P_{\text{düz uçuş}} = T V = \frac{C_D}{C_L^{3/2}} \sqrt{\frac{mg^3}{S}} \sqrt{\frac{2}{\rho}} \quad (3.4)$$

Kanat açıklığı (AR), kanat genişliği (b) ve kanat alanı (S) cinsinden ifade ettiğimizde düz uçuş için gerekli güç Denklem (3.6)'da görülmektedir.

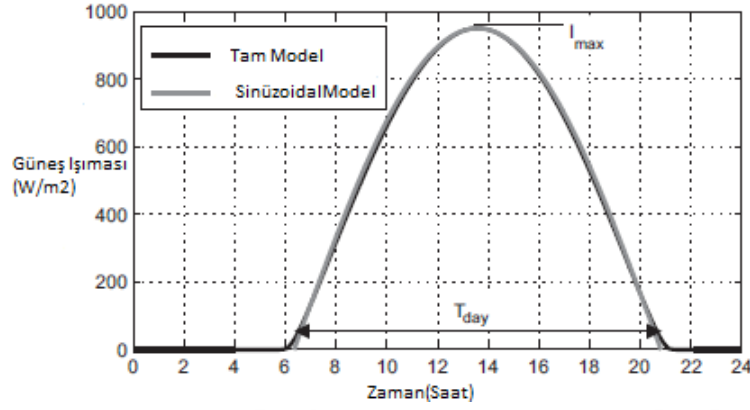
$$AR = \frac{b^2}{S} \quad (3.5)$$

$$P_{\text{düz uçuş}} = \frac{C_D}{C_L^{3/2}} \sqrt{\frac{2ARg^3}{\rho}} \frac{m^{3/2}}{b} \quad (3.6)$$

3.2. Güneş Işıması Analizi

Tez kapsamında tasarımı yapılan olan İHA'nın Eskişehir'de uçuşunun yapılması planlanmaktadır. Güneş ışıması için bulunulan lokasyon da oldukça önemli bir etmendir. Eskişehir 30,32 boylam, 39,48 enlem ve 787 yükseklikte yer almaktadır (Aras ve arkadaşları, 2006). Coğrafi koordinatların yanı sıra hava koşulları, gün ışığının alınacağı saat aralığı, güneşin yeryüzündeki yansıma miktarı gibi parametreler de önemli etmenler

arasındadır. Tüm bu etmenler göz önünde bulundurularak modelleme Şekil 3.1’deki gibi yapılmıştır (Noth, 2008).



Şekil 3.1. Güneş ışımasına sinüzoidal yaklaşım (Noth,2008)

Maksimum güneş ışıması I_{max} ve gün içindeki güneşlenme süresi T_{day} dikkate alındığında Noth güneş ışımasını Denklem (3.7) ile ifade etmiştir.

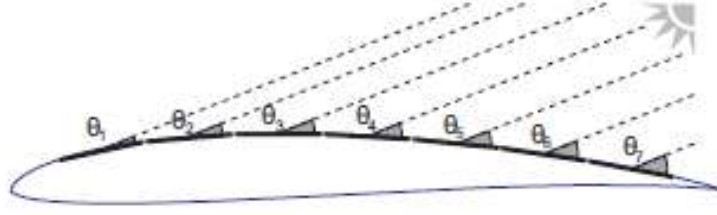
$$E_{günlükortalama} = \frac{I_{max}T_{day}}{\pi/2} \mu_{hava} \quad (3.7)$$

μ_{hava} değeri hava şartlarına bağlı olan havanın şeffaflığı da denilebilecek bir verim değeridir, havanın en güneşli ve açık olduğu durumda 1, tamamen karanlık koşullarda da 0 olarak alınır.

Noth’un çalışmasında İHA’nın komponentleri ile birlikte günlük olarak elde edebileceği güneş enerjisi değeri de Denklem (3.8) ile hesaplanmaktadır. Güneş pillerinin toplam alanı $A_{güneş\ pili}$, seçilecek güneş pilinin verim değeri $\eta_{güneşpili}$, seçilecek olan MPPT’nin verim değeri η_{MPPT} ve η_{hava} doğrudan etkilemektedir.

$$E_{İHA} = \frac{I_{max}T_{day}}{\pi/2} A_{güneşpili} \eta_{hava} \eta_{güneşpili} \eta_{MPPT} n_{cbr} \quad (3.8)$$

Kanat profili sebebiyle güneş pilleri kanat üzerine monte edildiğinde güneş ışınlarının düşüsünde bir miktar kayıp olacaktır. Şekil 3.2’de görüldüğü üzere ışınlar dik olarak değil, belli bir açı ile düşmektedir. Avrupa’da yapılan çalışmada bu kayıp 10% civarında kabul edilmiştir (Noth, 2008). Emniyetli bir değer olması için bu değer 13% kabul edilecektir ve μ_{cbr} değeri 0,87 olarak hesaplamalara dahil edilecektir.



Şekil 3.2. Güneş ışınlarının kanat profiline düşüşü (Noth, 2008)

Eskişehir için güneş ışıması değeri Tablo 3.1’deki gibi hesaplanmıştır (<http-2>). Bu veriler dikkate alındığında yaz ayları için hesaplama yapılacak olup, $E_{\text{günlük ortalama}}$ değeri ilgili aylardaki güneş ışıması değeri kullanılacaktır. İlk olarak uygun MPPT ve güneş pili seçimi yapılacaktır.

Tablo 3.1. Eskişehir güneş verileri

Aylar/Eskişehir Güneş Verileri	Eskişehir Aylık Ortalama Ölçülen Güneşlenme Süresi (Saat)	Eskişehir Aylık Ortalama Ölçülen Güneş Işıması (kWh/m ²)	Eskişehir Aylık Ortalama Ölçülen Güneş Işıması (kW/m ²)
Ocak	3,23	1,74	0,54
Şubat	4,74	2,33	0,49
Mart	4,37	3,74	0,86
Nisan	6,18	4,83	0,78
Mayıs	8,78	6,03	0,69
Haziran	10,16	6,38	0,63
Temmuz	10,75	6,31	0,59
Ağustos	10,10	5,68	0,56
Eylül	8,85	4,76	0,54
Ekim	6,25	3,25	0,52
Kasım	4,73	1,98	0,42
Aralık	3,37	1,47	0,44

3.3. Güneş Pili Seçimi

Güneş pili seçimi yapılırken hafif ve yüksek verimli olması temel kriterlerdir. Bunların yanı sıra kanat üzerine monte edilebilmesi için esnek ve bükülebilir yapıda

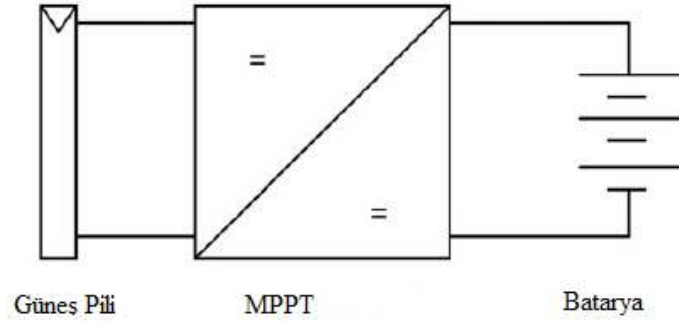
olması gerekmektedir. Farklı güneş pilleri araştırılmış olup güneş enerjili İHA için uygun ve özellikle hafifliği ile ön planda olan Sunpower firması tarafından üretilen C60-J güneş pilleri tercih edilmiştir. Her bir hücresi 8 gram ağırlığında olan, ortalama %22,5 verimle çalışan ve 0,125 m x 0,125 m boyutlarına sahip güneş pilinin özellikleri Tablo 3.2’de paylaşılmıştır.

Tablo 3.2. Sunpower C60-J güneş pili verileri(http-3)

Güneş Pili Karakteristiği	
Ağırlığı	8 gram
Boyut	0,125 m x 0,125 m
Alanı	0,0150 m ²
Verimi	% 22,5
Nominal Gerilim	0,58 V
Nominal Akım	5,37 A
Tipik Tepe Gücü (P _{mpp})	3.42 W
Maksimum Güç Noktasındaki Voltaj(V _{mpp})	0,582 V
Maksimum Güç Noktasındaki Akım(I _{mpp})	0,68 A
Kısa Devre Akımı(I _{sc})	6,28 A
Açık Devre Voltajı (V _{oc})	0,68 V

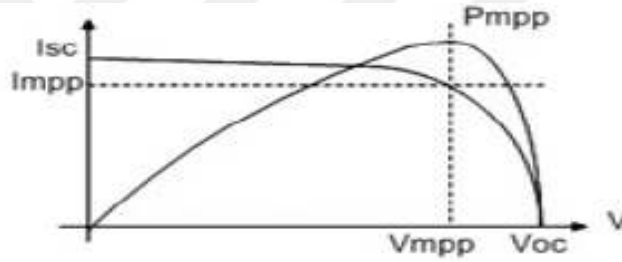
3.4. MPPT Seçimi

Güneş pillerinin ürettiği enerji sürekli değişkenlik göstermektedir. Bu değişim hangi ayda üretim yapılacağına bağlı olarak, sıcaklık, güneş ışınlarının geliş açısı, hangi günde üretim yapılacağı gibi faktörlerle değişmektedir. Bu üretilen dengesiz enerjinin doğrudan yüklere verilmesi doğru değildir. Bu noktada MPPT kullanımları gerekmektedir. MPPT’ler maksimum voltaj ve akımı yüke maksimum güçte verebilmek için tutar. Batarya ile güneş pillerinin bağlantıları için MPPT kullanımı gereklidir (Şekil 3.3).



Şekil 3.3. MPPT konumu (Fazelpour ve arkadaşları, 2013)

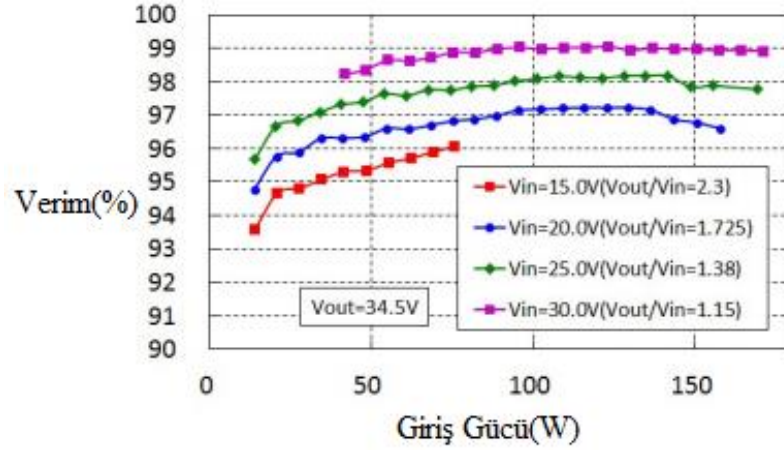
MPPT temel çalışma prensibi incelendiğinde güneş pilinin Akım (I) – Voltaj (V) eğrisinden yararlanılmaktadır (Şekil 3.4) ve maksimum güç Denklem 3.3'teki gibi elde edilmektedir.



Şekil 3.4. Güneş pili maksimum güç noktası (Fazelpour ve arkadaşları, 2013)

$$P_{mpp} = I_{mpp} V_{mpp} \quad (3.3)$$

Piyasada üretimi yapılan MPPT'ler çoğunlukla güneş enerjisi ile çalışan arabalar için üretilmektedir. Bu sebeple insansız hava aracı için öncelikli kriterimiz hem hafif olması hem de küçük boyutta olmasıdır. Bu bilgiler dikkate alındığında Nomura Boost-Up Micro MPPT kullanılmasına karar verilmiştir. MPPT'nin verilerine göre %98-99 verimde çalışabilmektedir (Şekil 3.5) ve 90 x 40 x 19 mm³ hacmindedir. 52 gram ağırlığı ile oldukça hafif olduğu için İHA kullanımında uygundur.



Şekil 3.5. Seçilen MPPT'nin giriş gücüne bağlı verim değişimi

MPPT sistemleri için önerilen algoritmalar farklı bakış açılarına göre değişir. Doğruluk, algoritmanın gerçek maksimum güç noktasına ulaşma yeteneğini gösterir. Hız, bir algoritmanın kararlı bir noktaya ne kadar hızlı ulaşabileceğini gösterir. Güç tüketimi, devreden aktarılan gücü dikkate alarak algoritmanın ne kadar güç tükettiğini gösterir (Fazelpour ve arkadaşları, 2013).

3.5. Hesaplamalara İlk Adım

İHA tasarımı yapılırken öncelikli olarak gereklilikler belirlenmektedir. Bu tez kapsamında bir üretim planlanmamıştır ancak bazı kabuller yapılarak devam edilecektir. Öncelikle güvenilir bir uçuş yapılabilmesi için güç üretimi mümkün olduğunca limitte tutulmayacaktır. İHA güneş hücrelerinin monte edilebileceği büyüklükte bir kanat tasarlanması ve hafif olması için daha küçük bir gövde planlaması ile tasarım yapılmıştır. Kanat açıklığı 3,4 m belirlenmiştir ve başlangıçta uçağın toplam ağırlığı 6,5 kg olarak hesaplamalara dahil edilmiştir. Tasarlanan İHA'nın verileri Tablo 3.3'de paylaşılmıştır.

Tablo 3.3. *Tasarlanan İHA'nın verileri*

Kanat		Birim	Gövde		Birim
Açıklık(b):	3,4	m	Uzunluk:	1,028	m
Alan(S):	0,939	m ²	Yükseklik:	0,177	m
Profil:	SG6043		Genişlik:	0,223	m
Trapez Oranı:	0,6				
Açıklık Oranı(AR):	13,47				
Ortalama Veter:	0,282	m			
Taşıma Katsayısı(C _D)	0,033				
Sürüklenme Katsayısı(C _L)	0,634				

Yatay Kuyruk:		Birim	Dikey Kuyruk		Birim
Açıklık:	0,86	m	Açıklık:	0,35	m
Ortalama Veter:	0,19	m	Ortalama Veter:	0,27	m
Alan:	0,164	m ²	Alan:	0,09	m ²
Profil	NACA 64012		Profil	NACA 64012	
Trapez Oranı:	0,8		Trapez Oranı:	0,5	
Açıklık Oranı:	4,56		Açıklık Oranı:	1,3	
			Ok Açısı:	45	°

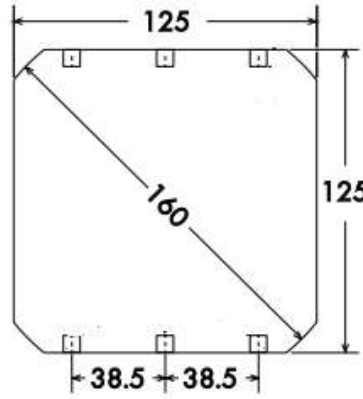
3.5.1. MPPT için gerekli güneş pili hesabı

Seçilen MPPT verilerine göre giriş voltajı 10 V-30 V aralığında olması gerektiği görülmektedir (Tablo 3.4). İlk olarak güneş pili çıkışındaki voltajın MPPT'nin minimum giriş voltajına eşit olması gerekliliği ile tasarıma başlanacaktır.

Tablo 3.4. *MPPT özellikleri*

Giriş	V _{OC}	10 V-30 V
	I _{SC}	6,5 A
Çıkış	V _{out}	18-33 V ya da 23-37 V
Maksimum Verim	η_{mppt}	%99
Hacim	A _{mppt}	90 mm x 40 mm x 19 mm
Kütle	m _{MPPT}	52 g

C60-J güneş pilleri için V_{mpp} değeri 0,582 V değerindedir. MPPT'nin giriş voltajının minimum 10 V olması gerekmektedir. Bu da en az 18 adet güneş pilinin seri bağlanması anlamına gelmektedir. Şekil 3.6'da güneş pili boyutunu da göz önünde bulundurarak, seri olarak yan yana bağlanması durumunda, minimum 2,25 m kanat açıklığı olan bir kanat gerekliliği anlamına gelmektedir. Ama güvenilir bir uçuş için bu değer minimum sayı kabul edilecek olup, daha fazla güneş pili monte edilebilecek bir kanat uzunluğu seçilecektir.



Şekil 3.6. Güneş Pili Boyutu

3.5.2. İHA ağırlık yaklaşımı

İHA'da ilk olarak ağırlık yaklaşımı yapılacaktır. Taşıma kuvvetinin ağırlığı geçmesi durumunda uçak havalanabileceği için her bir komponentin yaklaşık olarak ağırlık tahmini ile uçağın kalkış ağırlığı belirlenecektir. Uçağın ilk ağırlık tahminleri Tablo 3.5'teki gibidir. Tablodaki komponentler ortalama 3.600 gramdır. Ancak güneş hücresi ağırlığı henüz eklenmemiştir. Batarya ve MPPT için gerekli olan voltaj değerlerini karşılayacak güneş pili sayısı tespit edildikten sonra dahil edilecektir. Başlangıç için uçağın tahmini toplam kalkış ağırlığı 4.000-5.000 gram aralığında olması planlanarak hesaplamalara başlanmıştır

Tablo 3.5. Ağırlık yaklaşımı

Komponent	Ağırlık (g)
Lityum Polimer Batarya	824
DC Motor	258
ESC(Electronic Speed Control)	106
Pervane	26
Yapısal Ağırlık	2.400

3.5.3. Batarya seçimi

Batarya doğrudan MPPT'ye bağlanacak ve güneş pilinden gelen enerji aracılığı ile şarj olacaktır. Uçağın kalkışından inişine kadar güvenli bir uçuş yapabilmesi için gerekli güç ihtiyacı doğrultusunda batarya ve motor seçilmesi gerekmektedir.

Literatürde de sıkça karşımıza çıkan LiPo bataryaların hücreleri birbirine seri bağlanmıştır. Her hücresi 3,7 değerinde bir voltaja sahiptir. Bu çalışmada başlangıçta 7 hücreli bir batarya kullanılması öngörülmüştür. Bu durumda 25,9 V değerinde bir gerilimi olacaktır. Bataryaların şarjı için %80 değerinde bir voltaj gereksinimi vardır. Bu da 20,72 V ile şarj edilmesi gerektiği anlamına gelmektedir.

Seçilen batarya 7 hücreli Gens Ace 7S 4400'dir. Ortalama ağırlığı 824 gram olan batarya Görsel 3.1'deki gibidir.



Görsel 3.1. 7S LiPo batarya(http-4)

3.5.4. Motor seçimi

Seçilen motorun uçağın güç gereksinimini karşılaması gerekmektedir. İHA'nın seyir ve tırmanışı süresince hesaplanan gerekli itki kuvveti 1860 gram, düz uçuş için gerekli itki kuvveti 760 gramdır. İHA'nın itki oranı 0,4'tür. Bu itki oranını karşılayacak motor seçimi gereklidir. Tecrübelere istinaden 2400 gram itki kuvvetli U7 elektrik motoru seçilmiştir.



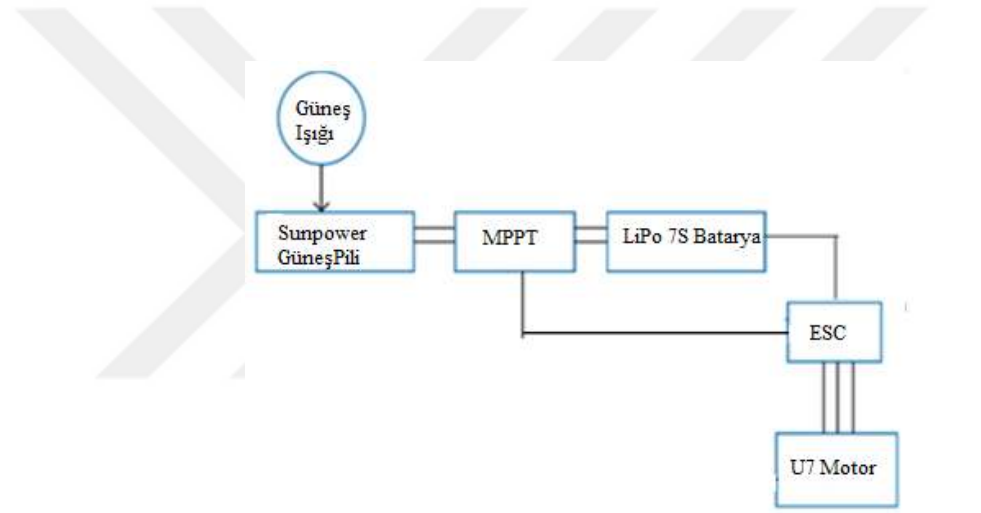
Görsel 3.2. U7 motoru(http-5)

Seçilen DC fırçasız outrunner motor, fırçalı motorların aksine bobinlere uygulanan gerilim için aşınan bir parça barındırmaması sayesinde sürtünmeden kaynaklı

verim kaybı ve bakım ihtiyacı olan parça sayısı çok azdır. Bu sayede itki verimleri yüksektir. Seçilen motor Çin’de, Tiger Motor firmasının ürettiği U7-280 kv motordur. Motora ait veriler üretici tarafından paylaşılmıştır. Ancak geçmiş tecrübelerle dayanarak yapılan itki testlerinde bu verilerin değişebildiği görülmüştür. Bu nedenle itki testi yapılması planlanmıştır.

4. DETAY TASARIM

İHA komponentleri kavramsal tasarım ve ön tasarım bölümlerinde seçilmiştir. Detay tasarım bölümünde tasarım sonuçlandırılacaktır. Şekil 4.1’de komponentlerin konumu görülmektedir.



Şekil 4.1. Güneş pillerinden sistemin beslenmesi

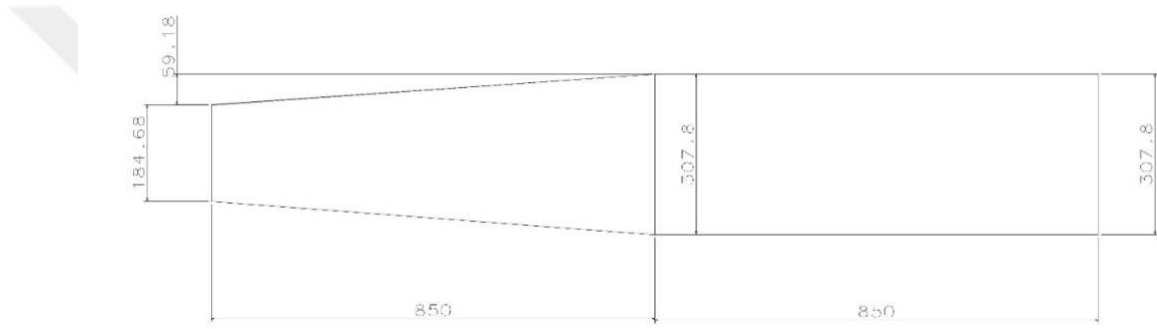
4.1. Güneş Pili Hesabı

Güneş pillerinden elde edilen voltajın MPPT girişine verilmesi ve buradan elde edilen voltajın da bataryayı beslemesi ile uçuş yapılması planlanmıştır. Bu durumda kademeli olarak ilk olarak güneş pillerinin üreteceği voltajın MPPT çalışma aralığında olması ve bataryayı şarj edebilecek yeterlilikte olması gerekmektedir.

MPPT çalışma aralığı 10-30 V’dur. Bu sebeple minimum 18 adet güneş pili kullanılması gerektiği bölüm 3.5.1’de hesaplanmıştı. Ancak bataryanın şarj olması için 20,72 V gerekmektedir. Bu değer MPPT çalışma aralığında kaldığı için güneş pili çıkışında bu değer üretilmesi için hesaplamalara devam edilmesi uygun olacaktır. 20,72 V üretilmesi için 36 adet güneş pilinin seri bağlanması gerekmektedir.

Güneş pilleri kanat üzerine monte edileceği için sağ ve sol kanat için 18'er güneş pilinin seri bağlanması ile gerekli voltaj değerinin sağlanması planlanmıştır.

Tek bir kanadın ölçüleri milimetre olarak verilmiştir ve şekil 4.2'dedir. Her bir güneş hücresinin boyutu 125 mm x 125 mm'dir. Güneş pilleri yerleştirilirken her bir kanat 2 bölüme bölünerek hesaplama yapılmıştır. Gövdeye yakın 850 mm x 307,8 mm'lik bölüme seri bağlanacak ve 2 sıra olacak şekilde 12 güneş pili, 850 mm x 184,68 mm'lik bölümde de 6 güneş pilinin seri bağlanması sonucunda her bir kanada 18 güneş pilinin yerleşimi mümkün olacaktır. Son durumda toplam 36 güneş hücresinin toplam alanı ($A_{\text{güneşpili}}$) 0,563 m²'dir.



Şekil 4.2. Tek bir kanadın ölçüleri

4.2. İtki Testleri

İtki testleri Eskişehir Teknik Üniversitesi bünyesinde hizmet veren İHA Laboratuvarlarında gerçekleştirilmiştir.

Sigma profil malzemeden kaldıraç olarak tasarlanan statik itki düzeneği Görsel 4.1'teki gibidir. Kaldıracın bir tarafına motor ve pervane sabitlenmiştir. Diğer tarafta sabitlenen terazide okunan değer ile karşılaştırma yapılabilmiştir. İkarus'ta kullanılacak U7 280 kv motor, Flame 80 A ESC ve 7S Lipo batarya ile uygun olacak şekilde yerleştirilmiştir. Düzenek yardımıyla değişik pervanelerin statik itki testleri yapılabilmiştir. Her bir pervane için itki ve güç değerleri terazi ve watt metre ile ölçülmüştür. İtki test sonuçları Tablo 4.1'de verilmiştir.



Görsel 4.1. İtke düzeneği

Tablo 4.1. Farklı pervanelerin itki test sonuçları

Pervane 1- Sail Propellers Ahşap 17x6			
	Akım (A)	İtke (g)	Güç (W)
%50 Gaz Kolu	3,18	700	82,362
%75 Gaz Kolu	9,16	1500	237,24
%100 Gaz Kolu	20,7	2780	536,13
Pervane 2- Tiger Motors Karbon Fiber 18x6.1			
	Akım (A)	İtke (g)	Güç (W)
%50 Gaz Kolu	3,26	974	84,43
%75 Gaz Kolu	11,05	2282	286,19
%100 Gaz Kolu	23	3680	595,7
Pervane 3- Tiger Motors Ahşap 17x6			
	Akım (A)	İtke (g)	Güç (W)
%50 Gaz Kolu	2,83	772	73,29
%75 Gaz Kolu	8,84	1638	228,95
%100 Gaz Kolu	18	2918	466,2

4.3. MPPT Çıkış Gücü

MPPT'ler maksimum voltaj ve akımı yüke maksimum güçte vermektedir. Bu bölümde MPPT çıkışındaki güç değeri hesaplanacaktır. MPPT çıkışındaki güç değeri ortalama akım (I_{ort}), güneş hücrelerinin alanı ($A_{güneşpili}$), havanın şeffaflık değeri (η_{hava}), güneş hücrelerinin verimi (η_{sc}) ve seçilen MPPT'nin verimine (η_{MPPT}) bağlı olarak değişmektedir. Ayrıca kanat profilinin kamburluğu sebebiyle düz bir plakaya güneş ışığı düşmesinden farklı olarak bir miktar kayıp olacaktır. Kamburluktan etkilenen verim değeri η_{cbr} 0,87 kabul edilmişti. Denklem 4.1'e göre çıkış gücü hesaplanacaktır.

$$P_{MPPT} = I_{ort} A_{güneşpili} \eta_{hava} \eta_{güneşpili} \eta_{MPPT} \eta_{cbr} \quad (4.1)$$

Eskişehir'de havanın şeffaflık değeri tespit edilirken NASA tarafından sağlanan değerler kullanılmıştır. Tablo 4.2'de Eskişehir için havanın şeffaflık değerleri paylaşılmıştır.

Tablo 4.2. Eskişehir için havanın şeffaflık değeri(http-6)

Ay	Havanın Şeffaflık Değeri	Ay	Havanın Şeffaflık Değeri	Ay	Havanın Şeffaflık Değeri
Ocak	0,39	Mayıs	0,50	Eylül	0,56
Şubat	0,40	Haziran	0,54	Ekim	0,47
Mart	0,45	Temmuz	0,58	Kasım	0,41
Nisan	0,45	Ağustos	0,59	Aralık	0,36

Seçilen MPPT için maksimum verim değeri %99 idi. Ancak giriş voltajının güneş pillerinden geldiği ve 36 güneş pili çıkışından 20,72 V çıkış elde edildiği bilindiğinden MPPT verileri incelendiğinde bu voltaj değerinde ortalama %96 verimde çalıştığı tespit edilmiştir. Bu sebeple η_{MPPT} değeri 0,96 alınarak hesaplamalara dahil edilmiştir.

Denklem 4.1'e göre Eskişehir için aylık olarak ortalama MPPT çıkış gücü Tablo 4.3'deki gibi hesaplanmıştır. Uçağın kalkışı esnasında güneş ışınlarının geliş açısı değişecektir. Bu değişim negatif yönde olacak ve güç üretimini azaltacaktır. Ancak düz

uçuşa geçildiğinde Tablo 4.3'deki çıkış gücünün üretilmesi teorik olarak mümkündür. Pratikte ısınmalara bağlı belli kayıpların olması öngörülmektedir. Bu nedenle uçağın güç ihtiyacı hesaplanan değerden daha yüksek olarak kabul edilecektir. Özetle, iniş ve kalkış sırasında güç üretimi azalacaktır ancak düz uçuşa geçildiğinde bu durum tolere edilecektir. İniş ve kalkış sırasında MPPT kullanılması sayesinde, iniş ve kalkıştaki maksimum ısıma anını kullanmak mümkün olacaktır. Bu durumda kayıplar MPPT kullanılmayan duruma göre daha az olacaktır. Özçelik ve Yılmaz yaptıkları çalışmalarda 1000 W/m^2 'lik ısıma durumunda MPPT kullanılma duruma göre analiz yapmışlardır ve MPPT kullanılmadığında yüke 292,5 W değerinde güç aktarılırken, MPPT varlığında bu değer 325,3 W'a yükseldiğini görmüşlerdir. Yine aynı çalışmada ısıma miktarında artış olduğunda güçteki üretim farkının daha da arttığı gözlenmiştir.

Tablo 4.3. Eskişehir için aylık ortalama MPPT çıkış güçleri

Aylar	Iort (kW/m ²)	η hava	PMPPT (kW)	PMPPT (W)
Ocak	0,54	0,39	0,0223	22,2813
Şubat	0,49	0,4	0,0207	20,7366
Mart	0,86	0,45	0,0409	40,9442
Nisan	0,78	0,45	0,0371	37,1354
Mayıs	0,69	0,5	0,0365	36,5006
Haziran	0,63	0,54	0,0360	35,9928
Temmuz	0,59	0,58	0,0362	36,2044
Ağustos	0,56	0,59	0,0350	34,9560
Eylül	0,54	0,56	0,0320	31,9936
Ekim	0,52	0,47	0,0259	25,8573
Kasım	0,42	0,41	0,0182	18,2186
Aralık	0,44	0,36	0,0168	16,7586

4.4. Düz Uçuş İçin Gerekli Güç

Ön tasarım bölümünde Denklem (3.6)'da düz uçuş için gerekli güç hesaplaması verilmişti.

$$P_{\text{düz uçuş}} = \frac{C_D}{C_L^{3/2}} \sqrt{\frac{2ARg^3}{q}} \frac{m^{3/2}}{b} \quad (3.6)$$

İHA için ağırlık yaklaşımı bölüm 3.5.2'de yapılmıştı. Seçilen güneş pili ve gerekli güneş pili sayısı ile seçilen MPPT göz önünde bulundurularak İHA bileşenleri için ağırlıklar Tablo 4.4'te verilmiştir. Uçağın yapısal ağırlığı tahmini olarak 2.400 gram kabul edildiğinde, son durumda kalkış ağırlığı 4.000 gram olarak alınmıştır.

Tablo 4.4. İHA toplam ağırlığı

İHA Bileşenleri	Ağırlık (g)
Lityum Polimer Batarya	824
DC Motor	258
ESC	106
Pervane	26
Güneş Hücresi	36x8=288
MPPT	52
Yapısal Ağırlık	2400
Toplam	3954

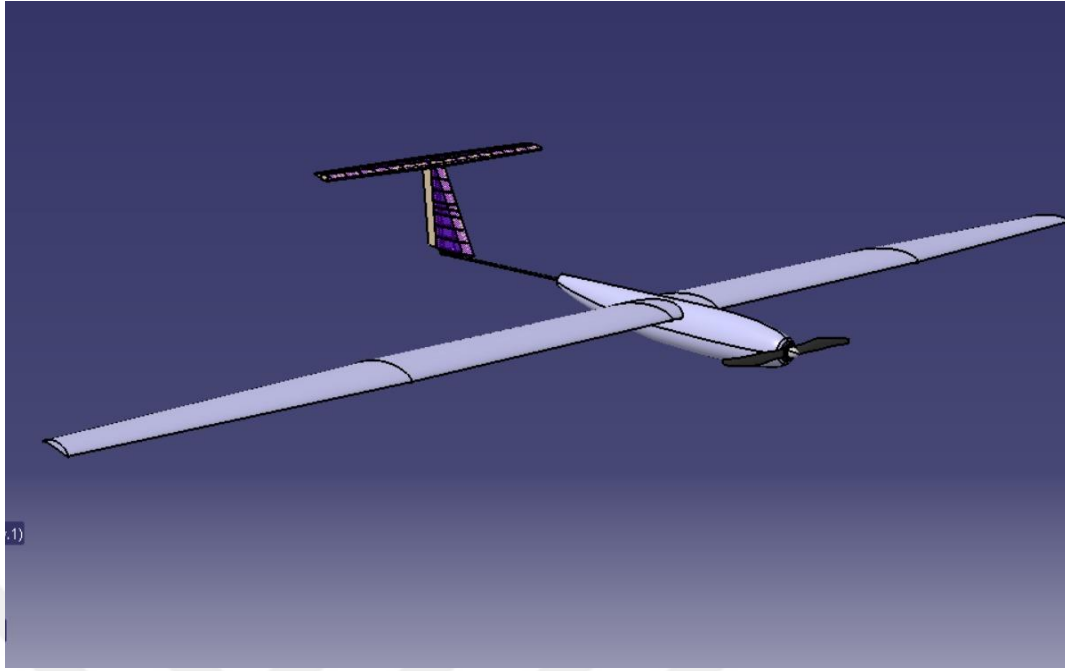
Eskişehir için yoğunluk değeri(ρ) 1,193 kg/m³'dür. Denklem 2.8'e göre düz uçuş için gerekli güç hesaplaması yapılarak 22,45 W'lık güç ihtiyacı hesaplanmıştır.

4.5. İkarus'un Tasarımı

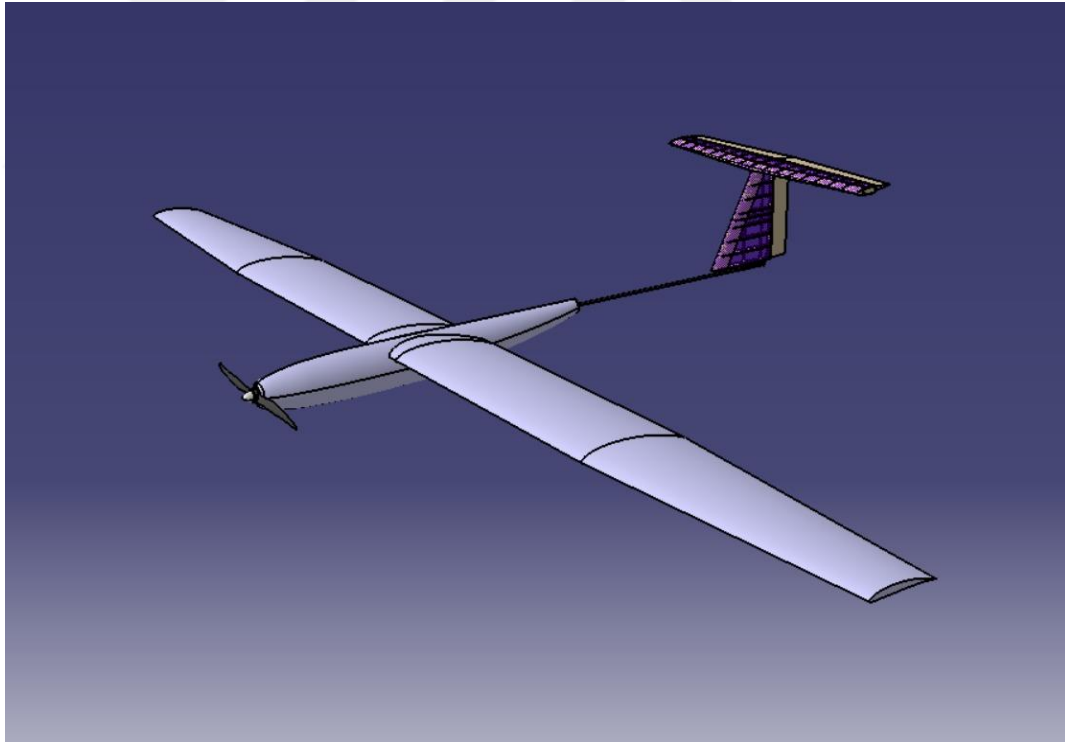
Güneş enerjisi ile uçuşu planlanan İHA'ya İkarus adı verilmiştir. İkarus mitolojide geçen bir isimdir. Mimar ve mucit Daidalus ve oğlu İkarus kralın emri ile bir kuleye kapatılır ve kaçmak için balmumu ve kuleye ziyaretlerine gelen kuşların tüyleriyle bir çift kanat yapar. Güneşe yaklaşmamasını aynı zamanda da denize yakın uçup kanatların nemlenmesini engellemesi gerektiğini söyler ancak İkarus uçabilme özgürlüğü ile babasını dinlemez ve güneşe fazla yaklaşıncı balmumu erir ve Ege Denizi'ne düşerek hayatını kaybeder. Teorikte tasarlanan İHA'nın da güneş ışımasına doğrudan bağlı olarak uçuşu etkilendiği için bu isim uygun görülmüştür (<http-7>).

İkarus'un çizimleri Şekil 4.3'de paylaşılmıştır.





(a)



(b)

Şekil 4.3. 3D Tasarımın Gösterimi (a) sağdan perspektif görüntüsü (b) soldan perspektif görüntüsü

4.6. Maliyet Analizi

Tasarımı yapılan İHA'nın ilerleyen süreçte üretimi yapılması hedeflendiği için maliyet analizi yapılması gerekli görülmüştür. Yapısal olarak değerlendirildiğinde karbon

kumaş, karbon borular, köpük ve epoksiden üretilmesi planlanmıştır. Kanat için köpük tabakanın karbon kumaşlar ve epoksi ile güçlendirilerek, karbon çubuklar aracılığı ile gövdeye bağlanacağı düşünülmüştür. Yapısal üretim için maliyet analizi 2020 Temmuz ayı fiyatlarına göre yapılmış olup ortalama olarak 4000 tl olarak hesaplanmıştır.

Tablo 4.5. *Yapısal üretim için maliyet analizi*

Malzeme	Fiyat (Türk Lirası)
Karbon borular	700
Köpük	150
Epoksi	1600
Karbon kumaş	1200
Kaplama kağıdı	150
Balsa/Huş	200
Toplam	4000

Yapısal maliyet analizine ek olarak seçilen komponentlerin de fiyat analizi yapılmıştır. Tablo 4.6’da toplam maliyet analizi paylaşılmıştır.

Tablo 4.6. *Toplam üretim maliyeti*

Malzeme	Fiyat (Türk Lirası)
Elektrik Motoru	1300
Köpük	1200
ESC	250
Güneş Hücresi	2500
Pervane	200
MPPT	300
Yapısal Ağırlık	4000
Toplam	9750

5. SONUÇ

Bu çalışmada güneş enerjisi ile uçuşu planlanan İHA tasarımı yapılırken temel hedefler doğrultusunda,

- İHA’nın 4000 gram olacak şekilde hafif tasarlanması mümkün olmuştur.
- Uçuş yapılması planlanan bölgenin güneş ışıma değerlerinin analiz edilerek Tablo 3.1’de Eskişehir ilinde her ay için değerler verilmiştir.

- Seçilen güneş pilinin tek bir adetinin 8 gram ve MPPT'nin 52 gram olarak seçilerek, güneş pili ve MPPT'nin hafif tercih edilmesi hedefine ulaşılmıştır.

MPPT çıkışında elde edilecek güç Eskişehir'deki aylık ortalama güneş ışımasından etkilendiği için ilk olarak her ay için ısıma miktarı hesaplanmıştır. Gün ışığı alınma süresi uçuş süresini etkileyeceği için bu süreler de göz önünde bulundurulmuştur. MPPT çıkışında elde edilecek ortalama güç her ay için hesaplanarak Tablo 4.3'te verilmiştir.

Tasarımı yapılan İHA'nın tahmini ağırlık analizi Tablo 4.4'te yapılarak, düz uçuş için gerekli güç hesaplanmıştır. 22,45 W olarak hesaplanan güç ihtiyacı tolerans bırakılarak 23 W kabul edilmiştir.

Eskişehir'deki güneş ısıma değerlerinden yola çıkarak hesaplanan MPPT çıkış güçlerine bakıldığında Mart ayından itibaren Eylül ayı sonuna kadar 30-41 W aralığındadır. Diğer aylarda en düşük Aralık ayında 16 W olmak üzere 16-25 W aralığında çıkış gücü hesaplanmıştır. Bu durumda İHA'nın ihtiyacı olacak 23 W'lık güç ihtiyacı Mart ayından itibaren Ekim ayı sonuna kadar karşılanmaktadır. Eskişehir'in aylık ortalama güneş alma süresi Tablo 3.1'de görülmektedir ve yaz aylarında uçuş yapılması planlanarak ortalama 10 saat güneş aldığı görülmektedir. Güvenli bir uçuş için yaz aylarında uçuş yapılacak şekilde değerlendirmeler yapılmıştır.

Tablo 5.1 değerlendirildiğinde;

- Yaz aylarında MPPT çıkışında ortalama 35 W'lık bir güç çıkışı hesaplanmıştır. Bu değer düz uçuş için gerekli gücü karşılamaktadır. Ortalama 10 saat güneşlenme süresi de göz önünde bulundurularak, ısımanın yüksek olduğu saatlerde bataryanın da doldurulması mümkün olacaktır. Gündüz saatlerine ek olarak, gece de batarya ile uçuş yapılabilir. Batarya tasarlanan uçak için ortalama 40 dakika uçuşa elverişlidir. Bataryanın kapasitesi gereği güneş olmayan koşullarda ortalama 40 dakika uçuş mümkündür
- Kasım, Aralık, Ocak ve Şubat aylarında güneş ışıması ve güneşlenme düşük olduğu için MPPT çıkışında düşük güç üretimi vardır. Bu nedenle ortalama değerlere bakıldığında en doğru değerlendirme güneşli kış günlerinde öğle saatlerinde uçuş yapılabileceği yönündedir. Ancak ortalama ısıma süresi ve güneş alma sürelerine bakıldığında bahar ve yaz aylarında uçuş planlanması daha güvenilirdir.

- Mart, Nisan, Mayıs aylarında yaz ayına yaklaştıkça güneş alma süresi artmaktadır. Mayıs ayında ortalama 8 saat, Nisan ayında ortalama 6 saat, Mart ayında da ortalama 4 saat uçuş mümkündür. Gücün ihtiyaçtan fazlası bataryanın dolumunu mümkün kılacağı için gece de ortalama 40 dakikalık batarya ile uçuş yapılabilir.

Tablo 5.1. *Güneşlenme süresine bağlı olarak aylık güç değişimi*

Aylar/Eskişehir Güneş Verileri	Eskişehir Aylık Ortalama Ölçülen Güneşlenme Süresi(Saat)	PMPPT (W)
Ocak	3,23	22,2813
Şubat	4,74	20,7366
Mart	4,37	40,9442
Nisan	6,18	37,1354
Mayıs	8,78	36,5006
Haziran	10,16	35,9928
Temmuz	10,75	36,2044
Ağustos	10,10	34,9560
Eylül	8,85	31,9936
Ekim	6,25	25,8573
Kasım	4,73	18,2186
Aralık	3,37	16,7586

KAYNAKÇA

Aras, H., Ballı, Ö. ve Hepbaşı, A. (2006). Estimating the horizontal diffuse solar radiation over the Central Anatolia Region of Turkey. *Energy Conversion and Management*, Volume 47, Sayı 15–16, Sayfa 2240-2249.

Canka Kılıç, F. (2015). Güneş Enerjisi, Türkiye’deki Son Durumu Ve Üretim Teknolojileri. *Engineer & The Machinery Magazine*, (671).

Cleveland, C. ve Morris, C. (2014). *Handbook of Energy Volume II: Chronologies, Top Te Lists, and Word Clouds*. Elsevier Science. Section 14 – Solar, Sayfa 263-286.

Devabhaktuni, V., Alam, M., Depuru, S. S. S. R., Green II, R. C., Nims, D., & Near, C. (2013). Solar energy: Trends and enabling technologies. *Renewable and Sustainable Energy Reviews*, 19, 555-564.

Fazelpour, F., Vafaeipour, M., Rahbari, O. ve Shirmohammadi R. (2013). Considerable parameters of using PV cells for solar-powered aircrafts. *Renewable and Sustainable Energy Reviews*. 22(2013)81–91.

F., Vafaeipour, M., Rahbari, O., & Shirmohammadi, R. (2013). Considerable parameters of using PV cells for solar-powered aircrafts. *Renewable and Sustainable Energy Reviews*, 22, 81-91.

http-1: <http://www.robotiksistem.com>

(Erişim Tarihi: 28.05.2020)

http-2: <http://www.yegm.gov.tr/MyCalculator/>

(Erişim Tarihi: 28.05.2020)

http-3: <https://us.sunpower.com/>

((Erişim Tarihi: 19.05.2020)

http-4: <https://www.gensace.de>

(Erişim Tarihi: 28.05.2020)

http-5: <http://store-en.tmotor.com>

(Erişim Tarihi: 28.05.2020)

http-6: <https://www.gaisma.com/en/location/eskisehir.html>

(Erişim Tarihi: 28.05.2020)

http-7: <https://tr.wikipedia.org/>

(Erişim Tarihi: 28.05.2020)

Kumar, G., Sepat, S., & Bansal, S. (2015). Review paper of solar-powered UAV. *International Journal of Scientific & Engineering Research*, 6(2), 41-44.

Mattos, B.S., Secco, N.R. ve Salles, E.F. (2013). Optimal Design of a High-Altitude SolarPowered Unmanned Airplane. *J. Aerosp. Technol. Manag., São José dos Campos*, Vol.5, No 3, sayfa 349-361.

Mavlonov, A., Razykov, T., Raziq, F., Gan, J., Chantana, J., Kawano, Y. , Nishimura, T., Wei, H., Zakutayev, A., Minemoto, T., Zu, X., Li, S. ve Qiao, L. (2020), Review of Sb₂Se₃ photovoltaic absorber materials and thin-film solar cells. *Solar Energy, Volume 201, Sayfa 227-246*.

Morton, S., D'Sa, R., & Papanikolopoulos, N. (2015, September). Solar powered UAV: Design and experiments. In 2015 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems (IROS) (pp. 2460-2466). IEEE.

Murdoch, S., & Reynoso, S. (2013). Design and Implementation of a MPPT Circuit for a Solar UAV. *IEEE Latin America Transactions*, 11(1), 108-111.

Najafi, Y. (2011). Design of a high altitude long endurance solar powered UAV (Doktora Tezi, San Jose State Üniversitesi).

Noth, A. (2008), "Design of Solar Powered Airplanes for Continuous Flight, Yayınlanmamış Doktora Tezi, ETH Zürich.

Noth, A., Siegwart, R. ve Engel, W. (2007). Design of Solar Powered Airplanes for Continuous Flight, December 2007).

Omole, A. (2006). Analysis, Modeling and Simulation of Optimal Power Tracking of Multiple Modules of Paralleled Solar Cell Systems. Yayınlanmamış Lisans Tezi, Florida State Üniversitesi, Elektrik Mühendisliği.

Özçelik, M.A. ve Yılmaz, A.S. (2014). Solar Enerji Dönüşümünde, Maximum Güç Noktası İzleyicisinin Etkisi ve Kablosuz Enerji İletimine Uygulaması. Eleco 2014 Elektrik – Elektronik – Bilgisayar ve Biyomedikal Mühendisliği Sempozyumu.

Park, H. B., Lee, J. S., & Yu, K. H. (2015, July). Experiment and evaluation of solar powered UAV by virtual flight system. In 2015 54th Annual Conference of the Society of Instrument and Control Engineers of Japan (Sice) (pp. 1052-1057). IEEE.

Romeo, G., Frulla, G., Cestino, E. ve Corsino G. (2004). Heliplat : Design, Aerodynamic, Structural Analysis of Long-Endurance Solar-Powered Stratospheric Platform. *Journal of Aircraft*, Volume 41.

Tercan, M.B. (2000) Güneş Pili Karakterizasyon Yöntemleri. Yayınlanmamış Yüksek Lisans Tezi, Hacettepe Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü, Kimya Ana Bilim Dalı.

Zhu, X., Guo, Z. ve Hou, Z. (2014). *Solar-powered airplanes: A historical perspective and future challenges. Progress in Aerospace Sciences*, Volume 71, Pages 36-53.

ÖZGEÇMİŞ

ORCID NO: 0000-0001-7492-4941

Adı Soyadı : İrem TÜRK
Yabancı Dil : İngilizce
Doğum Yeri ve Yılı : İstanbul / 19.12.1994
E-Posta : iremturk-@hotmail.com

Eğitim ve Mesleki Geçmişi

Lisans

- 2018 Anadolu Üniversitesi Havacılık ve Uzay Bilimleri Fakültesi Havacılık Elektrik ve Elektronik

- 2018 Anadolu Üniversitesi Mühendislik Fakültesi Elektrik ve Elektronik Mühendisliği

İş tecrübesi

-(2018-Halen devam). Azur Havacılık Üretim Planlama ve Kontrol Mühendisi

Yayınları

Sener, E., Turk, I., Yazar, I., & Karakoç, T. H. (2019). Solar powered UAV model on MATLAB/Simulink using incremental conductance MPPT technique. *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*.