

**T.C.
KARADENİZ TEKNİK ÜNİVERSİTESİ
MÜHENDİSLİK FAKÜLTESİ**

MAKİNA MÜHENDİSLİĞİ BÖLÜMÜ



BİTİRME TEZİ

GÜNEŞ ENERJİLİ ASKERİ AMAÇLI İNSANSIZ HAVA ARACI

MEHMET BURAK BALTA

YİĞİT MUHAMMET YUMUŞAK

AHMET FURKAN KAYA

OZAN AKTÜRK

(1. ÖĞRETİM)

HAZİRAN 2021

TRABZON

**T.C.
KARADENİZ TEKNİK ÜNİVERSİTESİ
MÜHENDİSLİK FAKÜLTESİ**

MAKİNA MÜHENDİSLİĞİ BÖLÜMÜ



BİTİRME TEZİ

GÜNEŞ ENERJİLİ ASKERİ AMAÇLI İNSANSIZ HAVA ARACI

MEHMET BURAK BALTA

YİĞİT MUHAMMET YUMUŞAK

AHMET FURKAN KAYA

OZAN AKTÜRK

(1.ÖĞRETİM)

DANIŞMAN: DOÇ. DR. MUSTAFA SARIOĞLU

BÖLÜM BAŞKANI: PROF. DR. BURHAN ÇUHADAROĞLU

HAZİRAN 2021

TRABZON

ÖNSÖZ

Bitirme projesi çalışmamızın yürütülmesinde ve oluşumunda ilgi ve desteğini bizlerden esirgemeyen, bilgi ve tecrübelerinden yararlandığımız Karadeniz Teknik Üniversitesi Termodinamik Anabilim Dalı Öğretim Üyesi değerli hocamız Doç. Dr. Mustafa SARIOĞLU 'a sonsuz saygı ve teşekkürlerimizi sunarız.

ÖZET

Wright kardeşlerin tarihin ilk resmi uçuşunu gerçekleştirmelerinin ardından havacılık ciddi gelişmeler göstermiştir. Farklı boyut ve hız gibi çok çeşitli ihtiyaçları karşılamak için binlerce hava aracı tasarlanmış ve üretilmiştir. Günümüzde helikopter, savaş uçağı, balon, planör olarak üretilen insansız hava araçları çok kullanılan ve tercih edilen araçlar haline gelmiştir. Bu çalışmada Trabzon (Türkiye) şartlarında gündüz uzun süreli uçuş yapabilecek yaklaşık 2.3 metre kanat açıklığına sahip bir İHA tasarımı yapılacaktır. Bu İHA uzun süreli uçuş için güneş hücrelerinden yararlanacak, itiş kuvvetini elektrik motorundan sağlayacak ve enerjisini de bir bataryada biriktirecektir. Sistemin temel elemanları tanıtılmış ve seçilme sebepleri açıklanmıştır. Proje, elektrik motoru ve güneş hücrelerine sahip olan bir İHA tasarımı olduğundan, klasik uçak tasarım metodolojilerinden yararlanılamamıştır. Bu yüzden İHA' nın kanat tasarımından yola çıkılarak, İHA' nın basit bir şekilde imalat edilebilmesini de sağlayan özgün bir tasarım tercih edilmiştir ve uçağın geri kalanı, uçağın kanadı temel alınarak tasarlanmıştır. Tasarım sürecinde SolidWorks, ANSYS ve XFLR5 programları kullanılmış ve günümüzün yeni teknolojilerinden olan 3 boyutlu yazıcı kullanılarak kanat iskeletinin üretilip üretilmeyeceği test edilmiştir.

Anahtar Sözcükler: MPPT, Güneş Enerjili Uçak, Güneş Enerjisi, Güneş Enerjili İHA, Düşük İrtifa Yüksek Uçuş Süresi

SUMMARY

After the first official flight performed by Wright brothers, aviation has shown drastic improvement. Thousands of different aircrafts has been designed and produced to satisfy a wide variety of need for such as different speeds and sizes. Unmanned aerial vehicle (UAV) is one of the widely used and preferred aircrafts which can be currently produced as a helicopter, fighter aircraft, balloon or glider. In this study, the design of an UAV with a wingspan of around 2.3 m will be examined that will be able to fly for a long time in daytime under the weather condition in Ankara/Turkey. The UAV will be powered by solar cells to perform a long time flight, employ an electric motor to supply the thrust force and store its energy into a battery. All the parts of the system will be explained, arguing the reason of each choice. As this study is about the design of an UAV employing an electric motor and solar cells, the classical methodolgies of aircraft design cannot be used in this study. Thus, starting from the design of UAV's wing, a novel design is proposed which also provides a simple manufacturing process and the rest of the UAV is designed based on the wing design. In the design process, SolidWorks, ANSYS and XFLR5 are used and it has been tested whether the wing skeleton may be produced using 3d printer which is currently one of the favourite technologies.

Anahtar Sözcükler: MPPT, Solar Airplane, Solar Energy, Solar Powered UAV,
Low Altitude Long Endurance

İÇİNDEKİLER

	<u>Sayfa No</u>
ÖNSÖZ.....	I
ÖZET.....	II
SUMMARY.....	III
İÇİNDEKİLER.....	IV
ŞEKİLLER DİZİNİ.....	IX
GRAFİKLER DİZİNİ.....	X
TABLolar DİZİNİ.....	X
SEMBOLLER DİZİNİ.....	XI
1. GENEL BİLGİLER.....	1
1.1 Giriş.....	1
1.2 Literatür Taraması.....	1
1.2.1 İnsansız Hava Aracı Kullanım Alanları.....	1
1.2.2 Askeri Amaçlı İnsansız Hava Araçlarının Karar Mekanizmaları.....	3
1.2.3 İHA Sisteminin Ayırt Edici Özellikleri.....	6
2.HAFTALIK ÇALIŞMA PROGRAMI	7
3.YAPILAN ÇALIŞMALAR.....	9
3.1 YAPILAN TEORİK ÇALIŞMALAR.....	9
3.1.1 Kanat Yapısının Aerodinamik Olarak İncelenmesi.....	9
3.1.1.1 Uçağa Etkiyen Kuvvetler.....	9
3.1.1.2 Aerodinamik Kuvvetler ve Moment.....	10
3.1.1.3 Aerodinamik Kuvvet ve Moment Katsayıları.....	11

3.1.2 Güneş Işıması Hesabı.....	12
3.1.3 Güneş Pili Seçimi.....	15
3.1.4 MPTT Seçimi.....	16
3.1.5 Panellerin Bağlantısı.....	19
3.1.6 Kanat Profili Seçimi.....	19
3.1.6.1 Profil Geometrik Özellikleri.....	21
3.1.7 Kanat Açıklığı ve Veter Uzunluğu.....	23
3.1.8 Kalınlık Oranı.....	23
3.1.9 Maksimum Kalınlık Noktası Konumu.....	24
3.1.10 Kamburluk Oranı.....	24
3.1.11 Sivrilme Oranı.....	27
3.1.12 Kanat Konikliği.....	28
3.1.13 Kanadın Dikeydeki Konumu.....	28
3.1.14 Ortalama Aerodinamik Veter.....	29
3.1.15 V Açısı.....	30
3.1.16 Kanat Burulma Açısı.....	30
3.1.17 Profil Katsayılarının Hücüm Açısı ile Değişimi.....	30
3.1.17.1 Profil Taşıma Katsayısının Hücüm Açısı ile Değişimi.....	30
3.1.17.2 Profil Sürüklenme Katsayısının Hücüm Açısı ile Değişimi.....	31
3.1.18 Referans Kanat Geometrik Özellikleri.....	32
3.1.19 Kuyruk Profili Seçimi.....	33

3.1.19.1 Kuyruk Geometrisi ve Seçimi.....	33
3.1.19.2 Kuyruk Profili.....	34
3.2 YAPILAN DENEYSEL ÇALIŞMALAR.....	34
3.2.1 Kanat Profili Tasarımı.....	34
3.2.2 Gövde ve Kuyruk Tasarımı.....	36
3.2.3 Kanat Profilinin Geometrisi.....	37
4.BULGULAR.....	38
4.1 Işıma ve Güç Hesapları.....	38
4.1.1 Güneş Işıması Hesabı.....	38
4.1.2 MPTT (Maksimum Güç Noktası İzleyici) Hesapları.....	38
4.2 Aerodinamik Hesaplar.....	39
4.2.1 Kanat Genişliği.....	40
4.2.2 Kanat Boyutu.....	40
4.2.3 Kanat Açıklığı Oranı.....	40
4.2.4 Sivrilme Oranı.....	41
4.2.5 Ortalama Aerodinamik Veter.....	41
4.2.6 Maksimum Kalınlık.....	41
4.2.7 Ok Açısı.....	42
4.2.8 Kuyruk Hesapları.....	42
4.2.9 İtke Kuvveti.....	44
4.2.10 Reynold Sayısı.....	46

5. MALİYET HESABI.....	46
6.TARTIŞMA.....	53
7.SONUÇLAR.....	54
8.ÖNERİLER.....	55
9.KAYNAKÇA.....	56
10.EKLER.....	57
10.1 İHA Perspektif Çizimi.....	57
10.2 Tasarlanan İHA' nın Teknik Resimleri.....	58
10.3 Tasarlanan İHA Resimleri.....	60

ŞEKİLLER DİZİNİ

Şekil 1.1 Farklı Alanlarda Kullanılan İHA Örnekleri.....	2
Şekil 1.2 Türkiye'nin ilk silahlı insansız hava aracı 'Bayraktar TB2.....	2
Şekil 1.3 ASELSAN'ın Sabit Kanatlı İHA Sistemi MİUS.....	3
Şekil 3.1 Uçağa Etkiyen Kuvvetler.....	9
Şekil 3.2 Profil Üzerinde Aerodinamik Kuvvet Gösterimi.....	10
Şekil 3.3 Kanat Üzerine Gelen Güneş Işınları.....	13
Şekil 3.4 Naca0015 Kanat Profili Solidworks Çizimi.....	17
Şekil 3.5 Panel Bağlantıları.....	19
Şekil 3.6 Kanat Profili.....	20
Şekil 3.7 Profil Geometrik Özellikleri.....	21
Şekil 3.8 Uçağın Kısımları.....	22
Şekil 3.9 Naca0015 Kanat Çizimi.....	22
Şekil 3.10 Kanat Açıklığı ve Veter Uzunluğu.....	23
Şekil 3.11 Kamburluk.....	24

Şekil 3.12 Seçtiğimiz Kalınlık Oranı.....	25
Şekil 3.13 Bazı Kanat Profilleri.....	26
Şekil 3.14 Kanat Türleri.....	26
Şekil 3.15 Sivrilme ile İlgili Kanat Çeşitleri.....	27
Şekil 3.16 Kanadın Konumuna Göre Yerleri.....	28
Şekil 3.17 Ortalama Aerodinamik Veter.....	29
Şekil 3.18 Kanat Üzerinde Veter Uzunlukları.....	32
Şekil 3.19 Kuyruk Tipi Çeşitleri.....	33
Şekil 3.20 Tasarımı Gerçekleşen Kanat Profili.....	35
Şekil 3.21 İHA Tasarımı Perspektif Görünüşü.....	36
Şekil 3.22 İHA Tasarımı Ön Görünüşü ve Değerleri.....	36
Şekil 3.23 Tasarımı Gerçekleşen Gövde.....	37
Şekil 3.24 NACA0015 Kanat Profilinin Geometrisi	37
Şekil 4.1 Kanadın Temel Uzunlukları.....	39
Şekil 4.2 Ok Açısı Gösterimi.....	42
Şekil 4.3 Yatay Kuyruk Hesapları.....	43
Şekil 4.4 Dikey Kuyruk Hesapları	44
Şekil 5.1 Pervane.....	46
Şekil 5.2 Fırçasız DC Motor.....	46
Şekil 5.3 EMAX Eko Serisi Motor Teknik Çizimi	47
Şekil 5.4 Elektronik Hız Kontrol Ünitesi.....	47
Şekil 5.5 Lipo Batarya.....	48
Şekil 5.6 Dijital Kumanda Sistemi.....	49
Şekil 5.7 Servo Motor.....	49

Şekil 5.8 Mikro Kamera.....	50
Şekil 5.9 Güneş Paneli.....	50
Şekil 5.10 Şarj Regülatörü.....	51
Şekil 5.11 Fotoblok.....	52
Şekil 5.12 XPS.....	52
Şekil 10.1 3D İHA Tasarım Çizimi.....	57
Şekil 10.2 İHA'nın 3 Görünüş (Önden ,Üstten ,Yandan) Çizimi	58
Şekil 10.3 3D İHA Yan Görünüş	58
Şekil 10.4 İHA Alt Görünüş.....	58
Şekil 10.5 Güneş Panelleri Yerleştirilmiş Temsili Görünüş.....	59
Şekil 10.6 Kuyruk Teknik Çizim.....	59
Şekil 10.7 Yatay Kuyruk Teknik Çizimi.....	59
Şekil 10.8 Tasarımı Yapılan İHA.....	60
Şekil 10.9 Tasarımı Yapılan İHA.....	60
Şekil 10.10 Tasarımı Yapılan İHA.....	61
Şekil 10.11 Tasarımı Yapılan İHA.....	61
Şekil 10.12 Tasarımı Yapılan İHA.....	61

GRAFİKLER DİZİNİ

Grafik 3.1 Düşük Hız Profili İçin Taşıma ve Sürükleme Katsayıları.....	11
Grafik 3.2 Güneş Işınları İçin Sinizoid Eğrisinin Yaklaşımı.....	14
Grafik 3.3 Trabzon’da Güç-Direk Radyasyon Grafiği.....	14
Grafik 3.4 Tipik bir profil için $C_L - \alpha$ grafiği.....	30
Grafik 3.5 $C_d - \alpha$ grafiği XFOIL verisi.....	31
Grafik 3.6 Kanat Profili İçin Gerekli Grafikler.....	34
Grafik 3.7 Kanat Profili Üzerinde Akış Çizgileri.....	35

TABLolar DİZİNİ

Tablo 1.1 Karar Alıcılar ile Karar Alma Sorumlulukları ve Sorun Alanları.....	5
Tablo 2.1 Yapılan Çalışmalar Tablosu.....	7
Tablo 2.2 Haftalık Çalışma Programı.....	8
Tablo 3.1 Güneş Pili Kategori Tablosu.....	15
Tablo 3.2 Trabzon İli Hava Şeffaflık Tablosu.....	18

SEMBOLLER DİZİNİ

AR : Açıklık oranı

c : Veter uzunluğu

C_D : Sürüklenme katsayısı

C_L : Taşıma katsayısı

C_M : Moment katsayısı

C_r : Kök veter

C_t : Uç veter

D: Sürüklenme

L: Taşıma

m : Kütle

Re: Reynolds sayısı

S: Kanat alanı

T: İtke

V_∞ : Havanın hızı

W: Ağırlık

ρ_∞ : Uçuş şartlarında havanın yoğunluğu (kg/m^3)

q_∞ : Dinamik basınç

δ : Kalınlık Oranı

x_δ : Maksimum kalınlık noktası

γ : kamburluk oranı

e_{max} : maksimum kalınlık

λ : Sivrilme oranı

Y : ortalama aerodinamik veterin konumu

C : Ortalama aerodinamik veter uzunluğu

α : Hücüm açısı

I_{\max} = Maksimum ışım mikrarı

T_{day} =Güneşin doğuşundan batışına kadar geçen zaman

D_{wthr} =hava şartlarına bağlı olrk kullanıllann bir verim değeri, şeffaflık da denebilir.

A_{sc} =Güneş pillerinin toplam alanı

D_{sc} =Güneş pillerinin toplam alanı

D_{MPPT} =MPPT'nin verimi

C_T : Pervane itki sabiti

ρ : Havanın yoğunluğu

r : Pervane yarıçapı (m)

ω : pervane açısal hızı (rad/s)

1.GENEL BİLGİLER

1.1.Giriş

İnsansız hava aracı (İHA) hava akımı ve tahrik kuvvetlerinden yararlanarak uçabilen yerden kumanda edilen ya da otonom yani belli bir uçuş planı üzerinden otomatik hareket eden, uçuş için içerisinde bir pilota ihtiyaç duymayan hava aracı tipidir. İHA 'lara yerden kumandalı hava aracı manasına gelen “ drone ” da denilmektedir.

Günümüzde İHA kategorisi içerisinde dikey iniş-kalkış yapabilmesi, basit yapısı ve havada asılı kalmasından dolayı multicopter sistemleri rağbet görmektedir. Drone, İngilizcede UAV (unmanned aerial vehicle), Türkçe de ise İHA (insansız hava aracı) kısaltmaları yerine geçen bir sözcüktür. Herhangi bir markayı veya herhangi bir markaya ait bir ürünü temsil etmemektedir.

Drone , çağrışım olarak genellikle otonom uçuş yeteneğine sahip cihazları nitelese de bu bir zorunluluk değildir. RC (radio controlled veya remote controlled, uzaktan kumandalı) özellikli hava araçlarının tamamına drone denilebilir. Çeşitli şekil ve yapılarda; uçak, helikopter ve multicopter gibi farklı amaca hizmet eden drone'lar mevcuttur.

Multicopter sistemleri çok motorlu insansız hava araçları olarak tanımlanır. 3-4-6-8 motorlu üretilen multikopterler stabil uçuşlar ve özellikleri sayesinde izleme, arama kurtarma ve savunma alanında İHA 'lar arasında ilk sıralar da yerini almaya başlamıştır.

1.2 Literatür Taraması

1.2.1 İnsansız Hava Araçları Kullanım Alanları

İnsansız hava aracı sistemlerine daha detaylı bakmadan önce kullanıldıkları alanların belirtilmesinde fayda vardır. Aşağıdaki sınıflandırma da görüleceği üzere İHA'lar askeri alanlar başta olmak üzere zirai amaçlı medya sektörüne yönelik ya da coğrafi araştırmalara yönelik çok geniş bir yelpazede rol alabilmektedirler. İHA'ları altı ana başlık altında toplayabiliriz;

- Hedef ve yem – düşman hava savunma veya savaş uçaklarına karşı yem olarak kullanılarak hedef belirlemede yardımcı olan araçlar
- Keşif ve gözetleme – düşmana ait cephe bilgilerini toplayan araçlar
- Çatışma – yüksek riskli görevlerde kullanılan saldırı kapasitesine sahip araçla

- Lojistik – kargo ve lojistik destek amaçlı araçlar
- Araştırma ve geliştirme – gelecekte kullanılmak amacıyla farklı İHA teknolojilerinin denendiği araçlar
- Sivil ve ticari – sivil ve ticari amaçlar için kullanılan araçlar [1]



Şekil 1.1. Farklı Alanlarda Kullanılan İHA Örnekleri



Şekil 1.2. Türkiye'nin İlk Silahlı İnsansız Hava Aracı Bayraktar TB2



Şekil 1.3. ASELSAN'ın Sabit Kanatlı İHA Sistemi MİUS

1.2.2. Askeri Amaçlı İnsansız Hava Araçlarının Karar Mekanizmaları

İnsansız Hava Araçları son on yılda teknolojik gelişmelerle birlikte daha çok görünür olmuş, araçlara silah monte edilmesi ile birlikte kamuoyu tarafından bilinirliği artmıştır. Ancak aracın teknolojik gelişmişliği, insanlı uçaklardan farklı olarak kullanımında çoklu karar mekanizmasını da gerekli kılmıştır. Bu nedenle silahlı insansız hava aracı kullanımında aracın kendisinden operatörüne, sorumlu komutanından politik karar alıcısına kadar kimlerin ne ölçüde yetkili ve sorumlu olacağı hususu çözüm gerektiren konular olarak ortaya çıkmıştır. Bu kapsamda çalışmanın amacı, araçların kullanımına ilişkin karar mekanizmalarını belirlemek ve karar vericilerin sorumluluklarına yönelik öneriler getirmektedir. İnsansız Hava Araçları (İHA), 2000'li yılların başından itibaren teknolojide yaşanan gelişmelerle birlikte daha görünür olmuş, kamuoyu tarafından bilinebilirliği artmıştır. İlk başta keşif ve gözetleme maksadıyla kullanılan bu araçlara silah monte edilmesi ile çatışma ortamlarında önemli bir unsur olması sağlanmış ve bu sayede araçları kullanan taraf askerî açıdan tartışmasız bir kazanım elde etmiştir. Özellikle düşmana karşı mekânsal ve taktiksel üstünlüğün elde bulundurulması; insan, teçhizat, araç zayıatının en aza indirilmesi ve çatışmanın hemen her anında inisiyatif sahibi olunması Silahlı İnsansız Hava Araçları (SİHA) ile daha mümkün hale gelmiştir. Artık SİHA'lar ile çatışma ortamlarında düşman hedeflerini en az dost zayıatıyla imha imkânı kazanılabilmiş, bu ise çatışma ortamının çehresini değiştirmiştir. SİHA'lar uzaktan komuta ve kontrol ile otomatik veya

otonom şekilde hareket edebilen, silah monte edilmiş, askerî görevlerin icrasında kullanılan ve üzerinde mürettebat olmayan araçlardır. SİHA'ların silahlı bir unsur olarak ortaya çıkması, çatışma alanlarının hukuki çerçevesini belirleyen silahlı çatışma hukuku bağlamında değerlendirilmesini de zorunlu kılmıştır. Özellikle önümüzdeki dönemde SİHA'ların kullanım alanları ve şekliyle ilgili aracın kendisinden operatörüne, sorumlu komutanından politik karar alıcısına kadar kimlerin ne kadar yetkili ve sorumlu olacağı hususu çözüm gerektiren konular olarak ortaya çıkacaktır. Bu bağlamda çalışmanın amacı araçların kullanımına ilişkin olarak yetkilendirilecek karar mekanizmalarını belirlemek ve bunların sorumluluklarına ilişkin öneriler getirmektedir.

SİHA'lar, çatışma bölgelerinde kullanım şeklinden hedeflerin belirlenmesine, hedef tespitinden imhasına kadar birçok aktör ve karar mekanizmasını içermektedir. Bu nedenle kullanımı insanlı uçağa göre daha karmaşıktır. SİHA'ların kullanımında karar mekanizmalarında yer alan unsurları; politik karar alıcılar, askerî karar alıcılar, pilot ve operatörler ile aracın kendisi olarak sıralayabiliriz. Bu aktör ve karar mekanizmalarının araçlar üzerindeki yetkileri ise hukuki çerçeveler yanında ülkelerin kendilerinin de ilave olarak belirledikleri ahlaki seçimler ve ahlaki seçimlerini destekleyen değerleri ortaya koyma açıklıklarına göre belirleyicilik kazanmaktadır.

Sonuç

Önümüzdeki yıllarda teknolojik gelişmelerle birlikte SİHA'ların çatışma ortamlarında kullanılmasına daha fazla şahit olunacaktır. Hem dost insan ve teçhizat zayıyatını en aza indiren, hem de çatışmaların hemen her anında inisiyatifi koruyan böyle bir 7 silahlı aktörün göz ardı edilmesini düşünmek imkânsızdır. Diğer taraftan SİHA'ların, tıpkı önceki silahlar gibi iç hukuku ve silahlı çatışma hukukuna tabi bir yasal çerçeve içinde kullanılması gerektiği hususu genel bir kabuldür. Ancak aracın kullanımı teknolojik gelişmişliği nedeniyle insanlı uçaklardan farklı olarak çoklu karar mekanizmasını gerektirmektedir. Bunlar; politik karar alıcılar, askerî karar alıcılar, pilot ve operatörler ile yakın gelecekte yapay zekâ sayesinde aracın kendisidir. Karar mekanizmalarının, karar verme ile ilgili sorumlulukları açısından önemli hususlar Tablo-1.1'de gösterilmiştir.

Karar Mekanizmaları	Sorumluluklar ve Sorun Alanları
Politik karar alıcılar	- Kamuoyuna karşı şeffaflık - İstihbarat örgütlerince kullanılma durumu - SİHA kullanıcılarının etik davrandığının teminat altına alınması - Soruşturma açma yetkisi vb. ile hesapverilebilirlik - Yapay zekânın kullanımına ilişkin tercihin belirtilmesi
Askerî karar alıcılar	- Kamuoyu ve politikacılara karşı hesapverilebilirlik - Askerî gereklilik ve zorunluluk, ayırım ve orantılılık ilkelerine uyum - Askerî doktrinlerin hazırlanması
Pilot ve operatörler	- Silahlı çatışma hukunun öneminin bilinmesi ve bu çerçevede kullanılması - Aracın kullanımı sırasındaki olumsuz psikolojik etkilerden arınma - Uygun sertifikalandırılmış eğitim alınması
Yapay zekâ ile birlikte SİHA'nın kendisi	- Aracın yapay zekâ teknolojisini kazanması durumunda çatışma ortamındaki yeni işlevi - Diğer karar mekanizmalarına; (i) Etki edebilecek korsan kullanıcı ve araç sistemlerinde geri bildirimde yaşanabilecek gecikmeler (ii) Araçların işletim ve bakımlarıyla ilgili sorunlar ile üretici firma, araca ait yazılım programcısı, bakım ve lojistik destek personelinin sorumluluklarının belirlenmesi

Tablo 1.1. Karar Alıcılar ile Karar Alma Sorumlulukları ve Sorun Alanları

Politik karar alıcılar SİHA'ların kullanımının siyasi sorumluluğunu taşımakla birlikte, zaman zaman taktik ve stratejik safhada askerî harekâtın sonucunu da etkileyebilmektedir. Askerî karar alıcılar ise SİHA'ların kullanılmasında taktikten stratejik seviyeye doğru görev alan kişilerdir. Pilot ve operatörler, aracın bizzat kullanıcısı olmaları bakımından yetki ve sorumlulukları kritik olan kişilerdir. Aracın kendisi ise, yapay zekâ teknolojisiyle birlikte karar alıcı olarak yakın dönemde rol üstlenebilecektir. Kuşkusuz, böyle çok katmanlı bir karar süreci içinde görevin icrası zor görünebilir. Ancak, karar mekanizmaları ile doğru uyum ve iletişim başarıyı sağlayacak, dünyadaki ülke uygulamaları ve kazanılan tecrübeler ise en iyi askerî doktrine ulaştıracak bilgilere imkân verecektir. [2]

Bu çalışmada tasarımda dikkat edilecek hususlar ;

- Uçuş sırasında ihtiyaç duyulan enerjinin bir kısmı güneş panellerinden sağlanmalı
- Hız, yükseklik ve pil oranı bilgisayardan takip edilebilmeli
- Mümkün olan en düşük ağırlığa sahip olmalı
- Tasarımın ana amacı güneş enerji destekli ile uçuş olduğundan tüm parametreler bu yönde seçilmeli

1.2.3 İHA Sisteminin Ayırt Edici Özellikleri

İHA sistemlerinin insanlı hava araçlarına kıyasla çeşitli ilave yetenekleri bulunmaktadır.

Bunlar literatüre göre genellikle:

- Riskli ortamlarda uçuş kabiliyetinin olması,
 - Havada kalış süresinin uzun olması,
 - Görev esnekliği ve çeşitliliğinin mümkün olması,
 - İnsanlı uçaklara göre yaklaşık 1/20 oranında daha az maliyetli olması,
 - Operasyon sahasında insan hayatını riske sokmadan istihbarat toplayabilmesi ve hedefi ıskalamadan vurabilme kabiliyetinin olması,
 - Kuvvet koruma görevini gerçekleştirebilmesi,
 - Doğru hedef tespiti (discrimination) özelliğinin olması,
 - Orantılı güç kullanımını sağlayabilmesi,
 - Geniş çaplı bir savaşa devam etmeyi önlemesi,
- şeklinde sıralanmaktadır.

İHA sistemlerinin limitleri ise yine literatürde:

- Kısıtlı “hisset ve kaçın” kabiliyeti,
- İnsanlı savaş uçakları kadar süratli olamayışı,
- Elektronik Harp etkisine müsait oluşu,
- Hava savunma sistemlerine karşı etkisiz kalması,
- Asimetrik olması biçiminde öne çıkmaktadır. [5]

2.HAFTALIK ÇALIŞMA PROGRAMI

1. Hafta	Proje tasarımı için gerekli envanterler analiz edildi.
2. Hafta	Proje tasarımı için dönemlik plan oluşturuldu.
3. Hafta	Proje tasarımı için gerekli malzemeler belirlendi ve liste oluşturuldu.
4. Hafta	Proje tasarımı için gerekli malzemeler sipariş edildi.
5. Hafta	Proje tasarımı için gerekli malzemeler sipariş edildi.
6. Hafta	Kanat tasarımı yapıldı.
7. Hafta	Kuyruk tasarımı yapıldı.
8. Hafta	Gövde tasarımı yapıldı.
9. Hafta	Elektronik malzemeler montaj edildi.
10. Hafta	Yapılan montaj gözden geçirildi ve evde denemeleri yapıldı.
11. Hafta	Uçuş için resmi prosedürler ve hazırlıklar yapıldı.
12. Hafta	Uçuş denemesi yapıldı.

Tablo 2.1 Yapılan Çalışmalar Tablosu

	5.4. 2021	12.4. 2021	19.4. 2021	26.4. 2021	3.5. 2021	10.5. 2021	17.5. 2021	24.5. 2021	31.5. 2021	7.6. 2021	14.6. 2021	21.6. 2021	28.6. 2021
ANALİZ													
MALZEME LİSTESİ VE SİPARİŞ													
İSKELET TASARIMI													
ELEKTRİK ELEKTRONİK SİSTEM TASARIMI													
SON TASARIM VE İZİNLER													
ANALİZ													

Tablo 2.2 Haftalık Çalışma Programı

3.YAPILAN ÇALIŞMALAR

3.1 YAPILAN TEORİK ÇALIŞMALAR

3.1.1 Kanat Yapısının Aerodinamik Olarak İncelenmesi

Kanat yapısının aerodinamik yapısını incelemeye başlamadan önce ilk olarak uçağa etki eden kuvvetleri belirlemeliyiz.

3.1.1.1 Uçağa Etkiyen Kuvvetler



Şekil 3.1 Uçağa Etkiyen Kuvvetler

L: Taşıma

W: Ağırlık

T: İtme

D: Sürüklenme

Taşıma kuvveti, uçağa etkiyen bileşke aerodinamik kuvvetin serbest akıma dik doğrultuda, uçağın yukarısına doğru etki eden ve uçağı havada tutan kuvvettir.

Sürüklenme kuvveti, uçağın hareket doğrultusunda harekete zıt yöndeki kuvvettir. Hızın karesi ile doğru orantılıdır. Uçağın hızı arttıkça uçağa etki eden sürüklenme kuvveti de artmaktadır. Bu tasarımda sabit irtifada sabit hızlı uçuş yapılacağından kaldırma(taşıma) kuvveti teorik olarak ağırlığa eşit olmalıdır. Sabit hızlı uçuş için de itme (çekme) kuvveti sürüklenme kuvvetine eşit olmalıdır.[9]

$$F_D: C_D \cdot \frac{\rho}{2} \cdot V^2 \cdot A \quad (\text{Sürüklenme Kuvveti}) \quad (3.1)$$

$$F_L: C_L \cdot \frac{\rho}{2} \cdot V^2 \cdot A \quad (\text{Taşıma Kuvveti}) \quad (3.2)$$

F_L = kaldırma kuvveti

F_D = sürüklenme kuvveti

C_L = kaldırma kuvveti sabiti

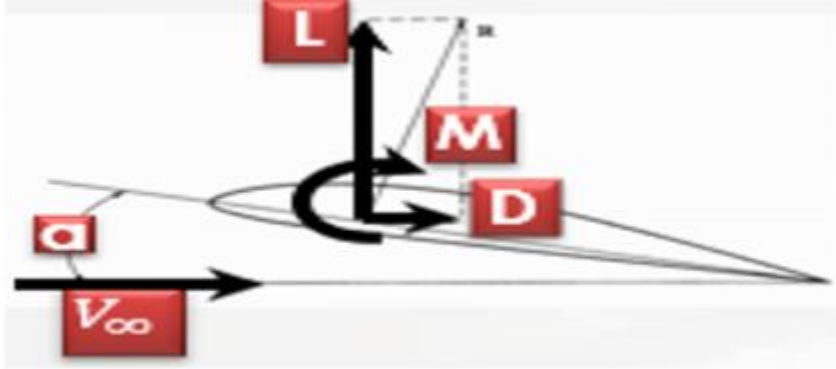
ρ = havanın yoğunluğu

A = kanat alanı

V = havanın hızı (uçığa göre)

C_D = sürüklenme kuvveti sabiti

3.1.1.2 Aerodinamik Kuvvetler ve Moment



Şekil 3.2 Profil Üzerinde Aerodinamik Kuvvet Gösterimi[9]

Kaldırma ve sürüklenme kuvvetleri büyük oranda kanat profiline, hücum açısına ve Reynold sayısına bağlıdır.

$$Re = \frac{\rho \cdot V \cdot c}{\mu} = \frac{V \cdot c}{\nu} \quad (3.3)$$

Re: Reynold sayısı

c: Kanat Genişliği

μ : Kinematik viskozite

ν : Dinamik viskozite

$$\text{Taşıma Kuvveti} : L = \frac{1}{2} \rho_{\infty} * V_{\infty}^2 * S * C_L \quad (3.4)$$

$$\text{Sürüklenme Kuvveti: } D = \frac{1}{2} * \rho_{\infty} * V_{\infty}^2 * S * C_D \quad (3.5)$$

$$\text{Moment} : M = \frac{1}{2} * \rho_{\infty} * V_{\infty}^2 * S * C_M \quad (3.6)$$

$$\text{Ağırlık} : W = m * g \quad (3.7)$$

ρ_{∞} : Uçuş şartlarında havanın yoğunluğu (kg/m³)

V_{∞} : Hava hızı (m/s)

S : Kanat alanı (m²)

c : Ortalama aerodinamik veter boyu (m)

C_L : Taşıma katsayısı

C_D : Sürüklenme katsayısı

C_M : Moment katsayısı

m : Kütle

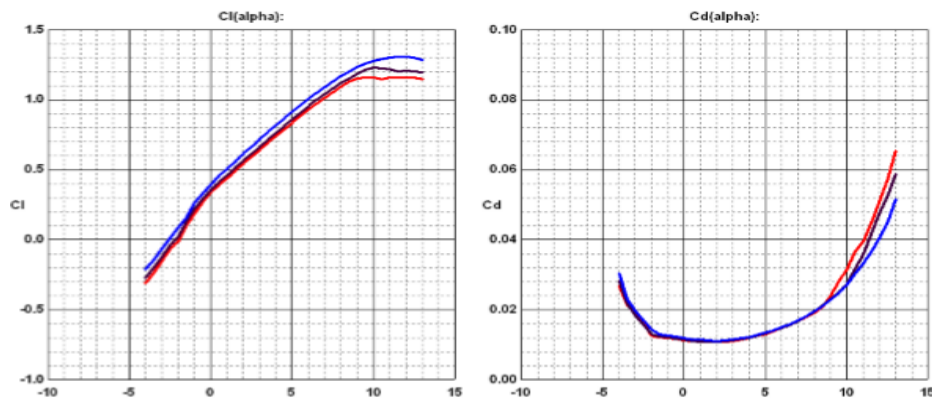
3.1.1.3 Aerodinamik Kuvvet ve Moment Katsayıları

$$C_L = L / (q_{\infty} * S) \quad (3.8)$$

$$C_D = D / (q_{\infty} * S) \quad (3.9)$$

$$C_M = M / (q_{\infty} * S) \quad (3.10)$$

$$\text{Dinamik Basınç } q_{\infty} = \frac{1}{2} \rho_{\infty} * V_{\infty}^2 \quad (3.11)$$



Grafik3.1 Düşük Hız Profili İçin Taşıma ve Sürüklenme Katsayıları

Aerodinamik katsayılar hücum açısına, geometriye (profil geometrisi, kanat geometrisi, uçak konfigürasyonuna, ıslak alan, vs.), Reynolds sayısına ve Mach sayısına bağlıdır. Fakat Mach sayısı daha çok yüksek hızlı uçuşlarla ilgili olduğundan ihmal edilebilir.

Kanat profili için taşıma ve sürüklenme katsayıları deneysel olarak elde edilebilir ya da bu değerleri yaklaşık olarak hesaplayan yazılımlar kullanılabilir. [9]

3.1.2 Güneş Işınması Hesabı

Bölgesel güneş ışınması miktarı coğrafi koordinatlar, hava koşulları, saat, yeryüzünün güneş ışığını yansıtma miktarı gibi birçok parametreye bağlıdır.

Andre Noth tezinde aşağıdaki formüllerle güneş ışınmasını hesaplamıştır.[13]

$$E_{\text{day density}} = \frac{I_{\text{max}} \cdot T_{\text{day}}}{\frac{\pi}{2}} \cdot \eta_{\text{wthr}} \quad (3.12)$$

$$E_{\text{elec tot}} = \frac{I_{\text{max}} \cdot T_{\text{day}}}{\frac{\pi}{2}} \cdot A_{\text{sc}} \cdot \eta_{\text{wthr}} \cdot \eta_{\text{sc}} \cdot \eta_{\text{cbr}} \cdot \eta_{\text{mppt}} \quad (3.13)$$

I_{max} = Maksimum ışınma miktarı

T_{day} =Güneşin doğuşundan batışına kadar geçen zaman

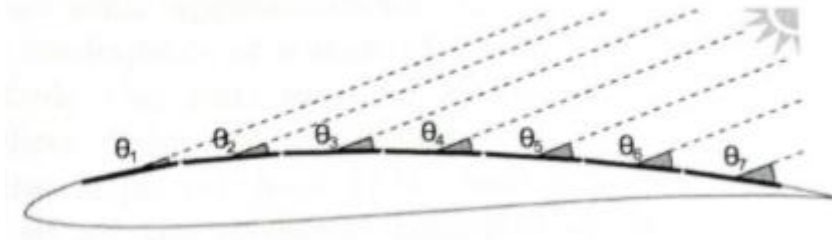
η_{wthr} =Hava şartlarına bağlı olarak kullanılan bir verim değeri, şeffaflık da denebilir.

A_{sc} =Güneş pillerinin toplam alanı

D_{sc} =Güneş pillerinin toplam alanı

η_{MPPT} =MPPT 'nin verimi

η_{cbr} = Kanat profilinin sahip olduğu kamber nedeniyle kanat üzerindeki güneş pillerine düz plakaya düşenden daha az güneş ışınması düşecektir. Avrupa'nın merkezinde 10% civarında bir kayıp olduğu tespit edilmiştir. Bu çalışma için emniyetli bir değer almak amacıyla 11% kayıp olduğu varsayılarak bu eğer 0.89 alınacaktır.[13]



Şekil 3.3 Kanat Üzerine Gelen Güneş Işımları

Noth'un tasarımı olan Sky-Sailor tüm gün ve gece uçuşu amacıyla tasarlandığından gün içindeki güneş ışınımı miktarı sinüzoidal eğrisinin ortalaması gibi alınarak hesap yapılmaktadır.

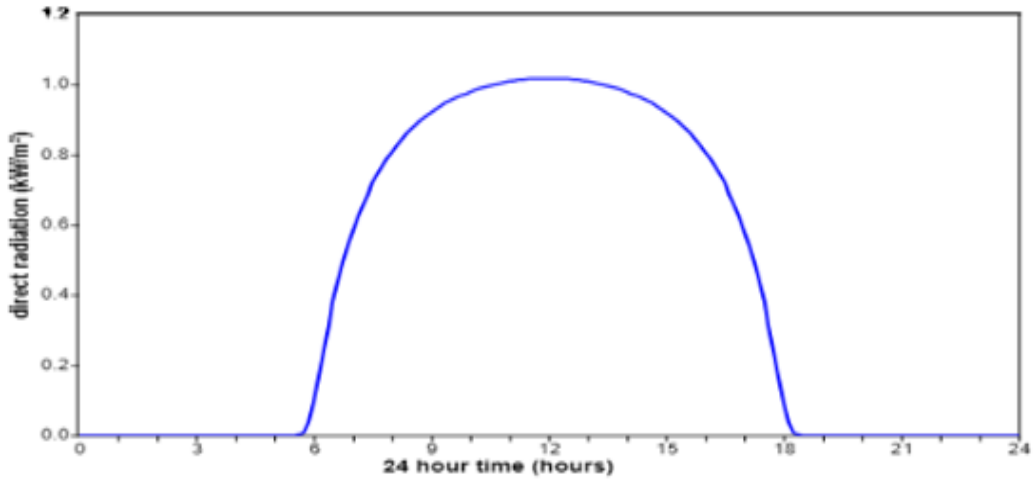
*Ankara'nın coğrafi koordinatlarına göre <http://www.pveducation.org/> sitesinin verdiği 7.5 dakikalık aralıklarla hesaplanan güneş ışınımı miktarları tespit edilecek.

*Yaz aylarında (Haziran, Temmuz, Ağustos) güneş ışınımı miktarının en düşük olduğu gün tespit edilecek.

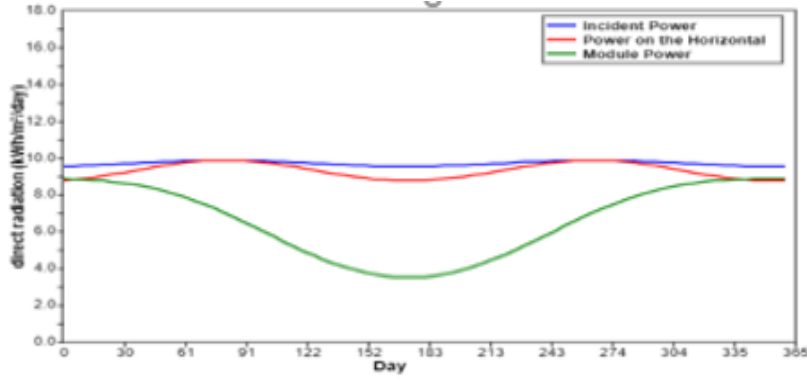
* Tespit edilen gün için saat 09.00 ile 15.00 arasındaki ortalama güneş ışınımı hesaplanacak

* Bulunan ortalama güneş ışınımı değeri ve verim parametreleri kullanılarak güneş ışınımı nedeniyle mppt çıkışında elde edilen güç tespit edilecektir.

Trabzon'un coğrafi konumu $40^{\circ}30'-41^{\circ}30''K$ $38^{\circ}35'-40^{\circ}30''D$ olduğu göz önünde bulundurularak <http://www.pveducation.org/> adresinden alınan güneş ışınımı değerleri incelendiğinde 31 Ağustos yaz aylarında en düşük güneş ışınımına sahip gündür. 31 Ağustos için saat 09.00 ile 15.00 saatleri arasındaki ortalama güneş ışınımı hesaplanırsa;



Grafik 3.2 Güneş Işınları için Sinizoid Eğrisinin Yaklaşımı(Trabzon için)



Grafik 3.3 Trabzonda Güç- Direk Radyasyon Grafiği[16]

Yukarıda yazan 243. Gün 31 Ağustos'a tekabül etmektedir. Yazın son günü ve ışınların diğer yaz günlerine göre daha az gelebileceği bir gün seçilmiştir. 31 Ağustos günü için 09.00-15.00 aralığındaki saatler arasındaki tüm I değerlerinin ortalamasını alırsak;

Trabzon'un ortalama günlük ışınım değeri ve meteorolojiden alınan bilgilere göre işlemler yapılırsa;

$L_{ort} = 0,762076 \text{ kw/m}^2$ bulunur.

bulunur. Bundan sonraki hesaplamalar için bu ortalama değer göz önünde bulundurulacaktır. MPPT ve güneş pilleri seçildikten sonra mppt 'den bataryaya aktarılan güç hesaplanacaktır.

3.1.3 Güneş Pili Seçimi

Verimli bir İHA için kısıtlı yüzey alanı, kanadın üst kısmınının sahip olduğu şekil, ağırlık gibi kriterler göz önünde bulundurularak hafif, yüksek verimli ve bükülebilir güneş pilleri seçilmelidir.

Güç çıkışını artırmak amacıyla çok sayıda güneş pili birbirine paralel ya da seri bağlanarak bir yüzey üzerine monte edilir, bu yapıya güneş pili modülü ya da fotovoltaik modül adı verilir. Güç talebine bağlı olarak modüller birbirlerine seri ya da paralel bağlanarak bir kaç W'tan MW'lara kadar sistem oluşturulur.

Yapıları basitçe bir p ve n eklemden oluşan diyotlara benzer. Fotoelektrik olay prensibine dayanarak pilden fotonlar tarafından koparılan elektronlar eklemden harekete geçer ve bir elektrik akımı oluşturur.

Güneş pili yapımında en çok silisyum(1.1eV), galyum arsenit (GaAs – 1.43eV), kadmiyum tellür (CdTe) gibi anorganik yarı iletken malzemeler kullanılır.

Teknoloji Türü	Sistem Verimi %		Maks. Çıkış Sıcaklığı °C	İlk Yatırım Maliyeti \$	Enerji maliyeti	
	Elekt.	Isı			Elekt. \$/kWh	Isı \$/kWh
Düzlensel Koll.	-	50-70	80	250-1000	-	0.0013-0.004
Parabolik Oluk	14	46	380	2800 kWe	0.15	0.0053
Parabolik Çanak	24	79	700	5000 kWe	0.28	-
Merkezi Alıcı	15	46	600-700	3000 kWe	0.16	0.004
Tek Kristal Silisyum	12	-	-	6000 kWe	0.29	-
Çok Kristal Silisyum	10	-	-	6000 kWe	0.29	-
Tek İnce Film	4	-	-	5000 kWe	0.25	-
Çoklu İnce Film	7	-	-	5000 kWe	0.24	-

Tablo 3.1 Güneş Pili Kategori Tablosu

Tek kristal silisyum güneş pili, solar panel yapımında sıkça kullanılmaktadır. Tek kristal silisyum malzemesinin maliyeti oldukça yüksektir. Bu yüzden çok kristalli güneş hücresi daha yoğun kullanılmaktadır. Silisyum maddesinin güneş pili yapımında yaygın olarak kullanılmasının pek çok sebebi vardır. Bunlar silisyumun elektriksel, optik ve yapısal özelliklerini uzun süre koruyabilmesinden dolayıdır.

Saf tek kristal silisyum teknolojisi oldukça pahalı ve zordur. Dünya’da oksijenden sonra en çok silisyum elementi bulunur. Bu elementin ise kum ve kuvars biçimleri en yaygın olanlarıdır. Kum saflık yapısı çok az olduğu için tercih edilmez. Ama kuvars maddesinin

yaklaşık %90'ı silisyumdan oluşur. Kuvars birçok işlemde geçirilerek %99 gibi bir saflıkta silika elde edilir. Daha sonra silika'dan da silisyum elde edilir.

Bu aşamalardan sonra, silisyum saflaştırılarak yarı iletken özelliği taşıyan çok kristalli silisyum elde edilir. Çok kristalli silisyum elde edilme aşamasına kadar olan süreçler oldukça maliyetlidir.

Yarı iletken özellikteki saf çok kristalli silisyum elde etmek için, çok kristalli silisyum tekrar eritilir ve büyütülür. Çekirdekler çok düşük hızda ergimiş silisyum banyosundan çekilir. Böylece ince tek kristalli tabakaların büyümesi sağlanır.

Ticari olarak kullanılan silisyum (Si) güneş pillerinin çoğu bor katkılı tek kristal dilimlerden (400 mikron kalınlığında) Czochralski (CZ) işlemiyle üretilirler. CZ işlemiyle üretilen güneş pillerinde kafes bozuklukları oluşmaz.

Kristal silikon piller, güneş pili pazarının yaklaşık %80'ini oluşturmaktadır. Bu güneş hücresi çeşidinin verimi %15 ila %23 arasında değişmektedir.

3.1.4 MPPT Seçimi

MPPT Blok Diyagramı, MPPT güneş panellerinden elde edilen güçten maksimum düzeyde faydalanmak için kullanılan bir elektronik devre yapısıdır.

Bir solar İHA'da kullanılmak üzere MPPT'ler araştırırken 3 kriter öne çıkmaktadır: hafiflik, küçük boyutlar ve en önemlisi de yüksek verim. MPPT'ler genellikle araçlar için üretilmediklerinden taşınabilirlik ya da çok küçük boyut gibi tasarım öncelikleri yoktur ancak bazı firmalar güneş pillerinden yararlanan araçlarda kullanılmak üzere küçük ve hafif MPPT'ler üretmektedir. Yüksek verim, hafiflik ve küçük boyut kriterleri göz önünde bulundurularak bir MPPT seçimi yapılacaktır.

MPPT Blok Diyagramı, MPPT güneş panellerinden elde edilen güçten maksimum düzeyde faydalanmak için kullanılan bir elektronik devre yapısıdır.

Seçilen MPPT'nin minimum giriş voltajı ve seçilen güneş pilinin çıkış voltajı ile boyutları tasarım kriteri alınarak kanat boyutları tasarlanacaktır. Seçeceğimiz MPPT'nin özellikler tablosunda:

$$VOC_{min} = 4 \text{ V}$$

$$VOC_{min} = MPPT'nin \text{ minimum giriş voltajı}$$

olarak görülmektedir. Bu değer kısıt alındığında kullanılacak güneş hücrelerinin oluşturduğu modüller en az 10V giriş sağlayacak değere ulaşmalıdır. Polikristal silikon güneş hücrelerinin özellikler tabloları incelendiğinde:

$$V_{mpp}=0,56 \text{ V (}\%22 \text{ verimli hücreler için)}$$

$$V_{mpp} = \text{Güneş pilinin voltajı}$$

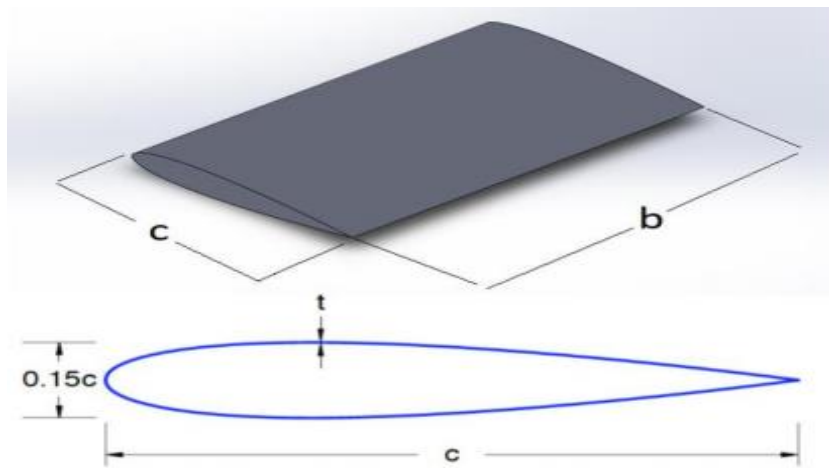
değeriyle karşılaşılmaktadır. Tasarlanacak kanat mümkün olan en düşük kanat genişliğine sahip olacağından güneş pillerinin kanat boyunca tek sıra dizilmesi en doğru seçim olacaktır. En az sayıdaki güneş hücresi ile 10V değerine ulaşabilmek için tüm hücreler seri bağlanırsa;

$$\frac{V_{ocmin}}{V_{mpp}} = \frac{4V}{0,56V} = 7,14 \quad (3.14)$$

Hücre sayısı tam sayı olacağından sistemin en az 8 güneş pilinin seri olarak bağlanması zorunluluğu tespit edilmiştir. Bu yüzden bu çalışmada **10 adet güneş pili kullanılacaktır.**

156x78 şeklinde güneş modülünün seri bağlanarak sistemin oluşturulmasına karar verilmiştir. Modüller 156x78 mm boyutlarındaki hücrelerin aralarında 3 cm boşluk olacak şekilde ve kenarlarıyla modülün çerçevesi arasında 3'er milimetre mesafe olacak şekilde üretilebilmektedir.

güneş pillerinin her birinin 12168 mm² alana sahip olduğu görülmektedir. 22% verime sahip güneş pilleri için mppt çıkışından alınabilecek güç hesabı aşağıdaki gibidir:



Şekil 3.4 Naca0015 Kanat Profili Solidworks Çizimi

$$P_{MPPTout}=I_{ort} \times A_{sc} \times \eta_{wth} \times \eta_{sc} \times \eta_{cbr} \times \eta_{mppt} \quad (3.15)$$

$$I_{ort} = 0,762076 \text{ kW/m}^2$$

$$A_{sc} = 10 \times (12148 \text{ mm}^2) = 121680 \text{ mm}^2$$

$$A_{sc} = 0.121680 \text{ m}^2$$

Güneşlenme kWh/m²/gün

Açıklık (0-1)

Sıcaklık(°C)

Rüzgar Hızı m/s

Yağış mm

Yağmurlu gün

I	II	III	IV	V	VI	VII	VIII	IX	X	XI	XII
1.58	2.30	3.44	4.58	5.79	6.55	6.26	5.55	4.54	3.16	2.00	1.43
0.40	0.42	0.46	0.48	0.53	0.57	0.56	0.55	0.55	0.51	0.45	0.40
3.04	2.88	5.60	10.34	13.88	17.15	20.15	20.42	17.84	14.44	9.30	4.94
6.17	5.96	5.02	5.01	4.54	4.49	5.32	5.36	4.91	4.62	5.48	5.91
87	67	63	60	66	64	43	55	78	109	100	94
12.7	11.6	13.1	14.3	14.9	11.9	8.1	8.6	9.8	12.2	11.8	12.9

Tablo 3.2 Trabzon İli Hava Şeffaflık Tablosu[14]

Trabzonun Şeffaflık Verimi

$$\eta_{wth} = 0,57$$

Solar Hücre Verimi;

$$\eta_v = \%22 (0.22)$$

Kayıplar;

$$\eta_{cbr} = 0,89$$

$\eta_{MPPT} = 0,95$ (MPPT'nin düşük voltaj değerinde düşük verimle çalıştığı teknik özellikler kağıdındaki grafikten tespit edilmiştir.)

Değerler yerine konarak hesaplanırsa;

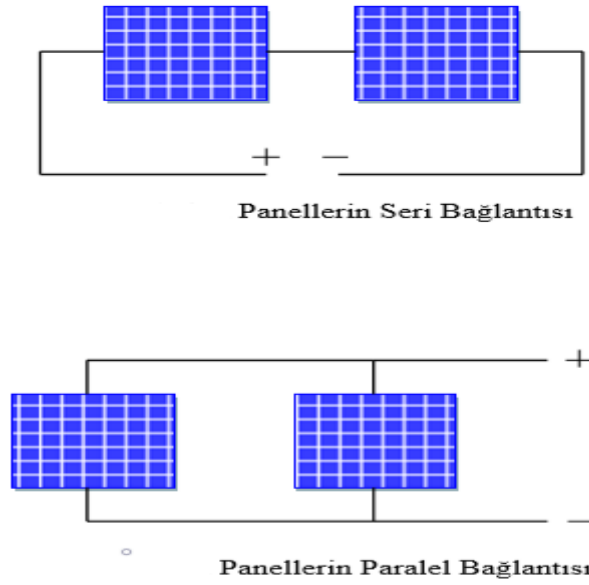
$$P_{MPPTout} = 0.014058$$

$P_{MPPTout} = 15 \text{ W}$ olarak kabul edilecektir.

Hesaplanan bu değer yaz ayları içerisinde güneş ışınımının en kötü olduğu günde ortalama hava koşulları için hesaplanmıştır.

3.1.5 Panellerin Bağlantısı

Güneş panelleri ihtiyaç duyulan güce göre seri veya paralel bağlanabilmektedirler. Paneller, akım elde etmek için paralel, gerilim elde etmek için seri olarak bağlanmalıdır. Her iki durumda sağlanmak istendiğinde yani hem voltaja hem de akıma ihtiyaç duyulduğunda her iki bağlantı modeli de kullanılabilir. Bu, güneş panellerinin bir kısmının seri diğer kısmını ise paralel bağlanabileceği anlamına gelmektedir. Hala panellerin ihtiyaç duyulan gücü sağlamaması durumunda ise panel sayısında artışa gidilir. Kullanılabilir yüzey alanına ihtiyaç duyulan güç değerini sağlayacak panel sayısı eklenebilir.



Şekil 3.5 Panel Bağlantıları

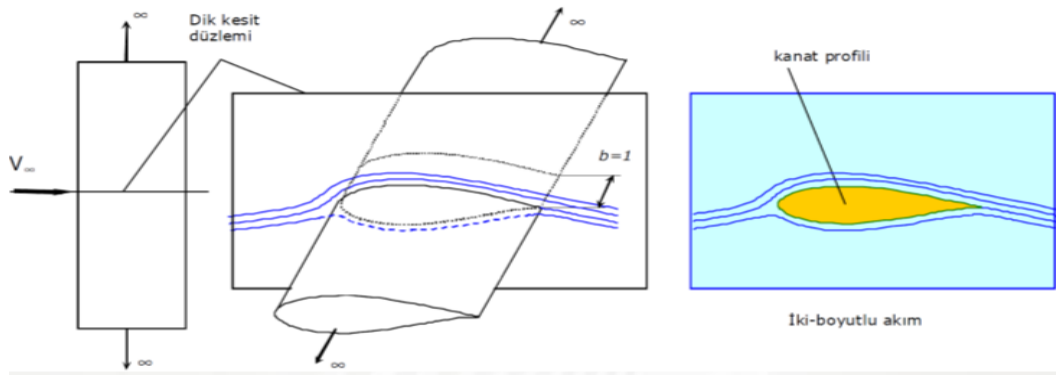
3.1.6 Kanat Profili Seçimi

Kanat profili tüm uçuş evrelerinde; düz uçuş süratini, kalkış ve iniş mesafelerini, stall hızını, yönlendirme karakteristiğini ve tüm aerodinamik verimi etkilemektedir. Aerodinamik olarak en yaygın kanat profili yarı kanat ve damla kanat profilleridir.

Tasarlanacak kanat için seçilecek kanat profilinin çok ince olmaması tercih edilecektir. Sistem elemanları kanat içerisine yerleştirilerek gövde hacmi ve yüzey alanı küçültülmeye çalışılacaktır. Bu sayede sürükleme kuvveti de düşürülmüş olacaktır.[15]

Kanat profili seçimindeki kriterlerin ilki dizayn kaldırma kuvveti sabitidir. Bu sabit söz konusu kanat profilinin maximum kaldırma kuvveti/sürüklenme kuvvetine sahip olduğu durumdaki kaldırma kuvveti sabitidir.

Kanat profili veya aerofil; kanat, pervane, dümen, yelken gibi bir akışkan içinde hareket eden nesnelerin 2 boyutlu kesitidir. Hava, su gibi herhangi bir akışkan içinde hareket eden taşıta en uygun taşıma/sürüklenme oranını vermek için dizayn edilmiş, kıvrımlı veya düz, genellikle damla şeklindeki kesitlerdir. Yüzey kuvvetlerinin hesabı sırasında boyut uyumu açısından bu kesitin derinliğinin (şekilde b büyüklüğü) birim uzunlukta olduğu varsayılır.

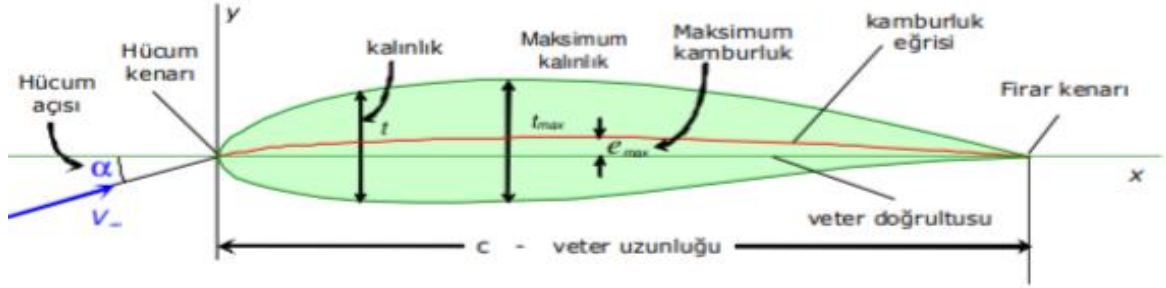


Şekil 3.6 Kanat Profili

Kanat profillerinin ucu doğrultusu ve yönüne göre en öndeki noktalarına hücum kenarı (leading edge), en geride kalan noktalarına ise firar kenarı (trailing edge) denir. Hücum ve firar kenarlarından geçen doğruya veter çizgisi (chord line), hücum ve firar kenarları arasındaki uzaklığa ise veter uzunluğu (chord length) adı verilir. Bütün kanat profillerinin firar kenarları sivridir. Aerodinamik tanımanın oluşturulması ve kalitesi açısından önemlidir.

Bütün uçak kanatları basık yapılardır. Kanatların basıklıkları kesit profillerinin kalınlık oranıyla ölçülür. Kanat profilin kalınlığı hücum kenarında sıfır değerinden başlayarak veter boyunca değişir. Firar kenarında yine sıfıra gider. Kalınlığın veter boyunca aldığı en büyük değere maksimum kalınlık ve bu kalınlığa erişen noktaya maksimum kalınlık noktası konumu denir. Bir kanat profilinin maksimum kalınlığının veter uzunluğuna oranı kalınlık oranı (thickness ratio) olarak adlandırılır.

3.1.6.1 Profil Geometrik Özellikleri



Şekil 3.7 Profil Geometrik Özellikleri

Veter doğrultusu: Hücum kenarı ile fırar kenarını birleştiren doğrudur.

Ortalama kamburluk eğrisi: Profil üst ve alt yüzeyi arasında çizilen kalınlıkların orta noktalarını birleştiren eğri.

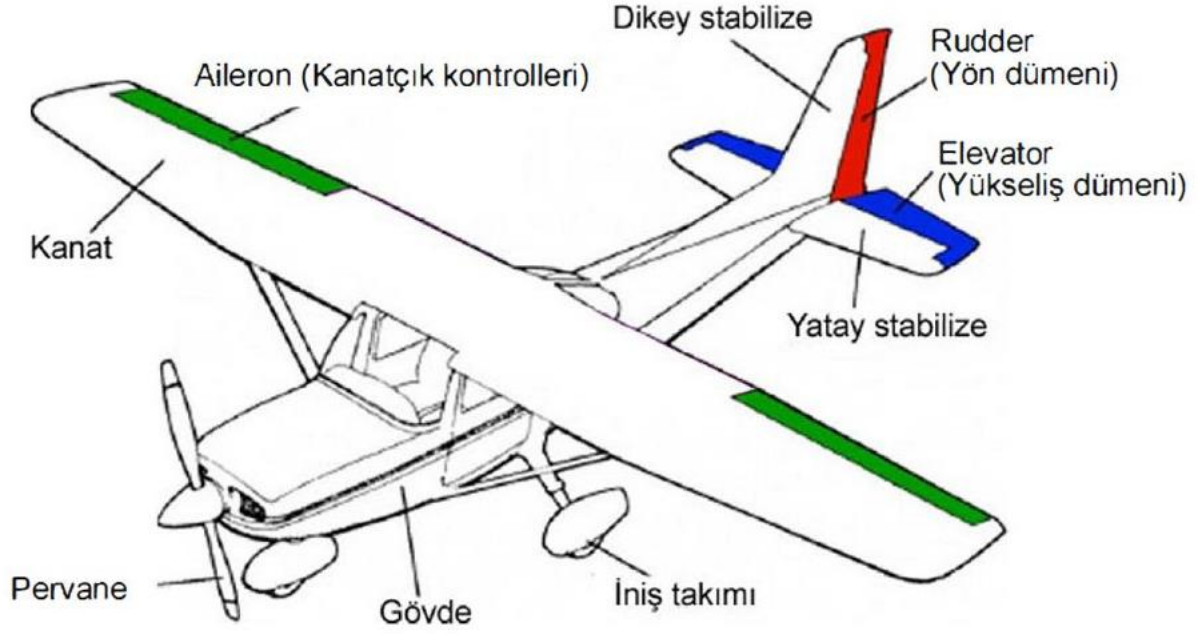
Kamburluk: Profil veteri ile ortalama kamburluk eğrisi arasındaki maksimum mesafedir. Vetere dik olarak ölçülür.

Kalınlık: Profil alt ve üst noktaları arasında vetere dik olarak ölçülen mesafe.[9]

Bu çalışmada kanat geometrisi belirlenirken aşağıdaki kriterler göz önünde bulundurulacaktır:

* 10 adet polikristal silikon güneş pilini içerebilecek kanat genişliği ve kanat boyuna sahip olmalı

* Aileronlar için yeterli alana sahip olmalı. (aileron kanatçık olarak da adlandırılan kanatların genellikle arka ucunda yer alan ve uçağın gövde eksenini etrafında dönüşünü sağlayan kontrol yüzeyleridir.)

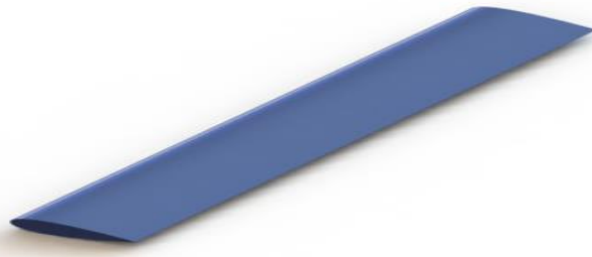


Şekil 3.8 Uçağın Kısımları

*Güneş pili alanı/kanat yüzey alanı mümkün olduğunca büyük olmalıdır. Bu çalışmada yüksek verimli bir sistem tasarlanmak istendiğinden kanadın mümkün olduğunca büyük bir kısmı güneş hücreleriyle dolu olmalıdır.

*Kanat hücum kenarı akışın bozulmaması amacıyla belirli bir bölgeye kadar pürüzsüz tek parça halinde tasarlanmalıdır.

*Güneş pilleri kanadın üzerine yerleştirilirken kalınlıkları göz önünde bulundurulmalı ve kanadın üzerindeki akışı bozmayacak şekilde kanada gömülü bir tasarımı olmalıdır.

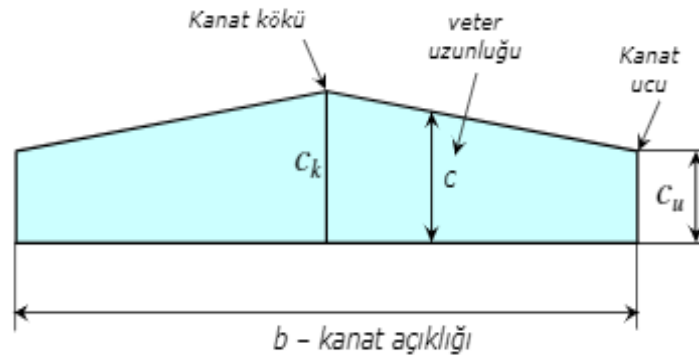


Şekil 3.9 Naca0015 Kanat Çizimi

3.1.7 Kanat Açıklığı ve Veter Uzunluğu

Dikdörtgen üst görünümlü bir kanadın açıklığının veter uzunluğuna oranı açıklık oranı (aspect ratio) olarak adlandırılır.

Bir uçak kanadının açıklığının karesinin kanat üst görünüm alanına oranıdır. Kanatların açıklık oranı daima 1 değerinden büyüktür. İndüklenmiş sürüklemeyi azaltmak için açıklık oranı olabildiği kadar yüksek seçilmelidir.



Şekil 3.10 Kanat Açıklığı ve Veter Uzunluğu

Lakin değişik formda (örneğin trapez) geometriye sahip kanatlarda bu oran değişir. Böyle bir kanat için açıklık oranı aşağıdaki formülle bulunur.

$$A.R = \frac{b \cdot b}{c \cdot s} = \frac{b^2}{s} \quad (3.16)$$

s= kanadın alanı

Kanatların açıklık oranları daima 1 değerinden büyüktür. Açıklık oranı; ses altı uçaklarda genellikle büyük olarak nitelendirilirken ($AR > 6 \div 8$), ses üstü uçaklarda daha küçüktür ($AR < 5 \div 6$), planörlerde ise bu oran çok büyüktür ($AR \sim 15 \div 20$). [9]

3.1.8 Kalınlık Oranı

Kanat profilinin kalınlık oranı t/c , maksimum kalınlığın kanat genişliğine bölünmesinden elde edilir. Uçağın hızına bağlı olarak çeşitli kalınlık oranlarına sahip kanat profillerine rastlamak mümkündür. Süpersonik uçaklarda kalınlık oranının %3'e kadar indirildiğini söylemek mümkündür.[9]

$$\text{Kalınlık Oranı } (\delta): \frac{T_{\max}}{c} \quad (3.17)$$

$\delta < \%10$, ince profil (yüksek hızlarda)

$\delta \sim \%10-14$, orta kalınlıkta profil

$\delta > \%14$, kalın profil (düşük hızlarda)

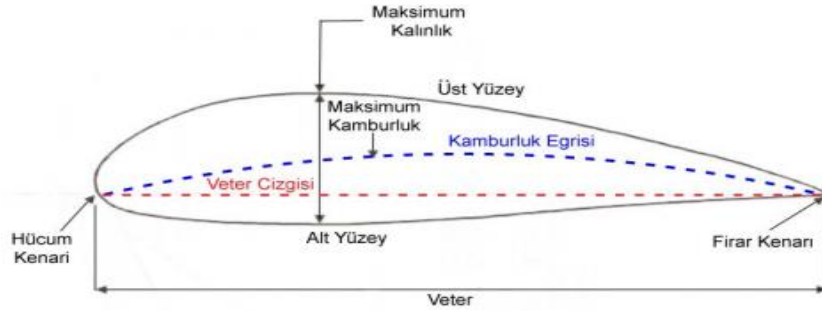
Taşıma kaynaklı sürüklenme kalınlık oranı yükseldikçe arttığından dolayı kalınlık oranı seçilebilecek en küçük değer olan %15 olarak seçilmiştir.

3.1.9 Maksimum Kalınlık Noktası Konumu

Maksimum kalınlık noktasının hücum kenarına uzaklığının veter boyuna oranıdır. Maksimum kalınlık noktasının veter boyunca konumu profilin aerodinamik performansını önemli ölçüde etkilemektedir. Maksimum kalınlık noktası genellikle veterin %30 ila %60' ı arasında yer alır. Eski bazı profillerde bu değer %25 olduğunu görmek mümkündür. Bazı istisnai durumlarda ise maksimum kalınlık noktası veterin %60' ından daha geride bulunabilir.[9]

$$\underline{x}_s = (x_s - x_{LE}) / c \quad (3.18)$$

3.1.10 Kamburluk Oranı



Şekil 3.11 Kamburluk

Bazı kanat profilleri veter çizgisiyle simetrikken, diğerleri değildir. Simetrik olmayan kanat profillerine kamburluklu kanat profilleri denir.

Kanat profilinin veter boyunca üst ve alt yüzeyleri arasındaki tüm orta noktaları birleştiren çizgi kamburluk eğrisi, veter boyu herhangi bir konumda kamburluk eğrisinin veter çizgisine dik uzaklığı kamburluk (camber), kamburluklardan en büyüğünün değeri

maksimum kamburluk ve maksimumun görüldüğü veter konumu da maksimum kamburluk noktası konumu diye adlandırılır.

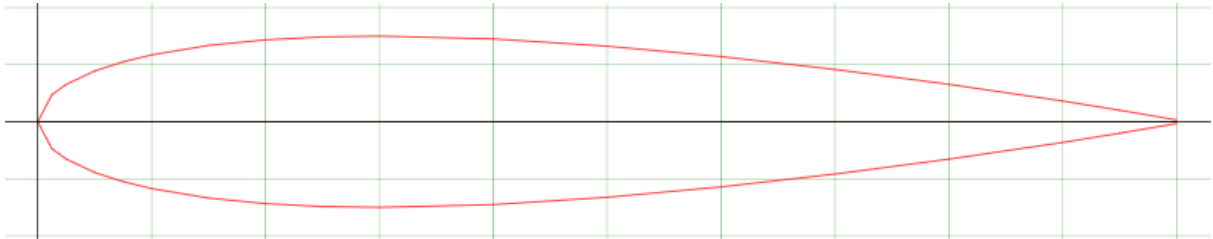
- **Veter Çizgisi (Chord Line)** : Bir kanat profilinin hücum ve firar kenarlarından geçen doğruya denir.
- **Veter (Chord) veya Veter Uzunluğu** : Kanadın gövde uzunluğundaki genişliğine denir.
- **Kamburluk Eğrisi (Mean Camber Line)** : Kanat profilinin alt ve üst yüzeyleri arasındaki noktaları birleştiren çizgidir.
- **Maksimum Kamburluk (Max. Camber)** : Veter çizgisi ile kamburluk eğrisi arasındaki maksimum dikey uzaklıktır.
- **Maksimum Kalınlık (Max. Thickness)** : Kanat profilinin alt ve üst yüzeyleri arasındaki maksimum dikey uzaklıktır.
- **Maksimum Veter Kalınlık Oranı (Max. Thickness Chord Ratio)** : Bir kanat profilinin, maksimum kalınlığının veter uzunluğuna oranıdır. Bu oran ses altı hızlardaki uçakların kanat profillerinde %12 ile %14 arasındadır.[9]

Bir kanat profilinin maksimum kamburluğunun veter uzunluğuna oranı kamburluk oranı olarak adlandırılır.

Kamburluk oranı: Maksimum kamburluğun veter boyuna oranı;

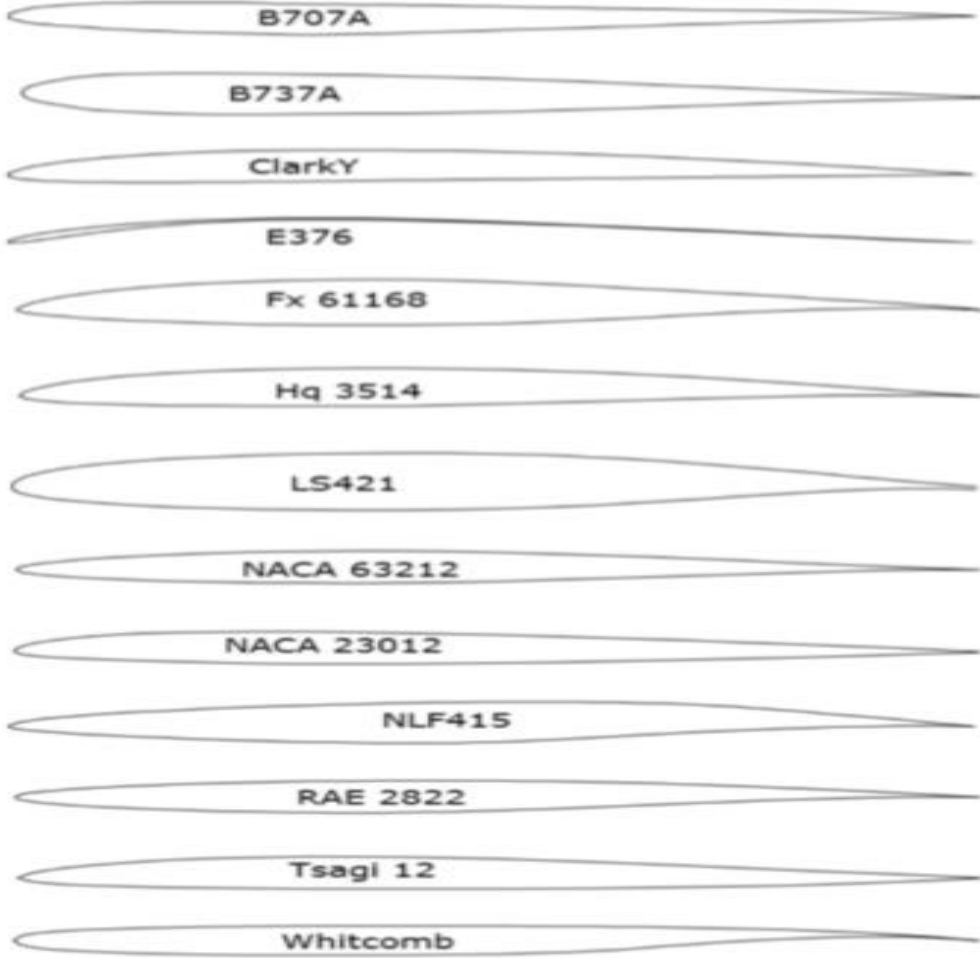
$$\gamma = e_{\max} / c \quad (3.19)$$

Formülü ile bulunabilir. Bu tasarımda simetrik kanat profili seçildiğinden kamburluk eğrisi düz bir doğru olduğundan dolayı e_{\max} değeri sıfır olacağından kamburluk oranı sıfırdır.

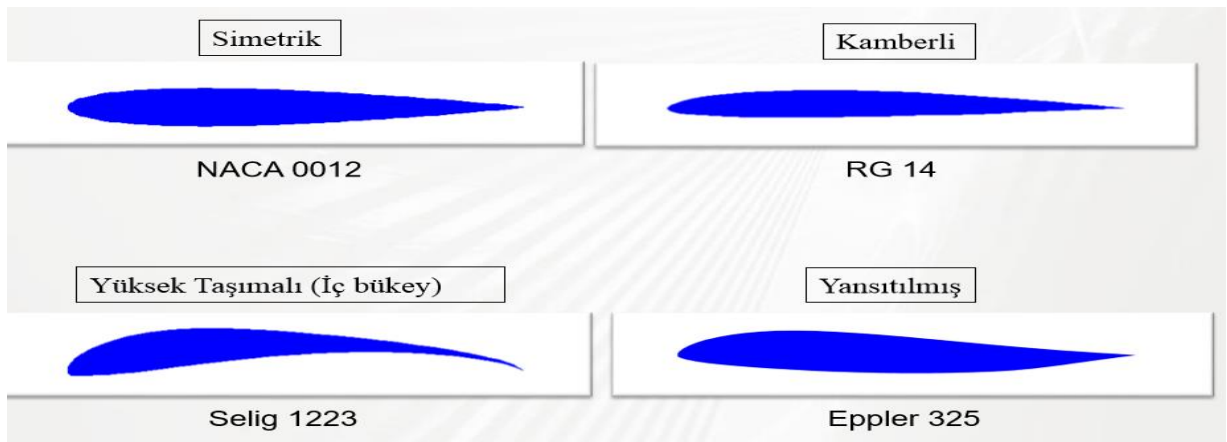


Şekil 3.12 Seçtiğimiz Kalınlık Oranı (15) , Kamburluk Oranı (0) , Naca0015 Kanat Tipi

Şekilde bazı kanat profili örnekleri aşağıdaki gibidir:

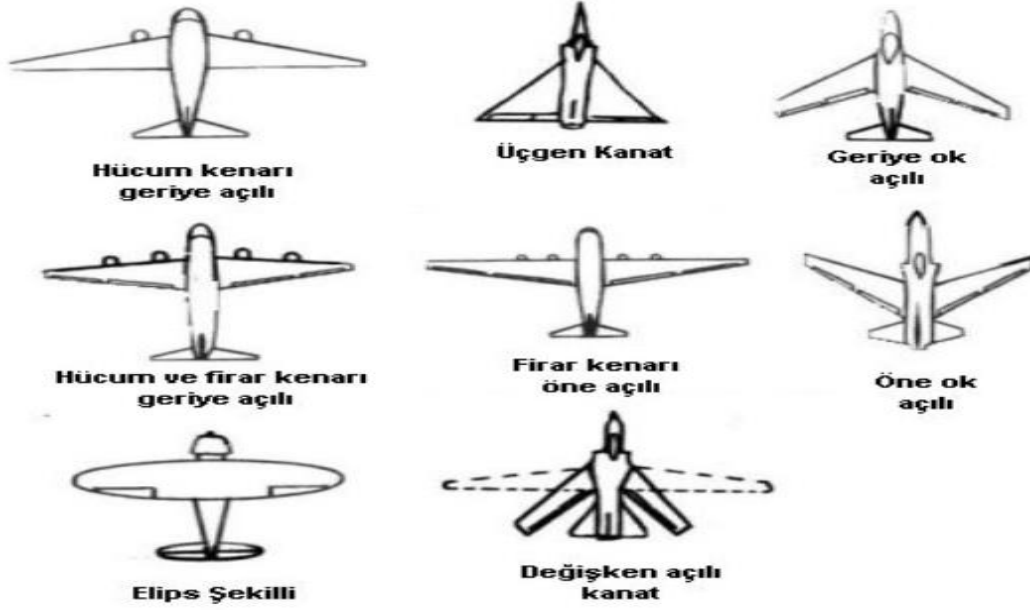


Şekil 3.13 Bazı Kanat Profilleri



Şekil 3.14 Kanat Türleri

3.1.11 Sivrilme Oranı



Şekil 3.15 Sivrilme ile İlgili Kanat Çeşitleri

Kanat sivrilme oranı λ kanat uçlarındaki genişliğin merkezdeki kanat genişliğine oranıdır. Sivrilme oranı kanadın uç veter uzunluğunun kök veter uzunluğuna olan oranıdır. Tipik olarak 0.45 değerinde bir sivrilme oranı eliptik dağılıma kıyasla %1 civarında daha fazla indüklenmiş sürüklenme yaratır. Koniklik oranının bu büyük etkisi göz ardı edilebilir olmasa da kanat üzerinde merkezden kanat ucuna kadar güneş pilleri yerleştirileceğinden bu çalışmada kanada sivrilik oranı verilmeyecek ve $\lambda=1$ olarak kabul edilecektir.[15]

$$\text{Sivrilme oranı } (\lambda) = \frac{c_t}{c_r}$$

(3.20)

C_t =Kanat ucu

C_r =Kanat merkezi

Sivrilme oranı **1** seçilmiştir.

3.1.12 Kanat Konikliği

Kanat konikliği öncelikle transonik ve ses üstü akışlardaki olumsuz etkileri önlemek amacıyla kullanılır.

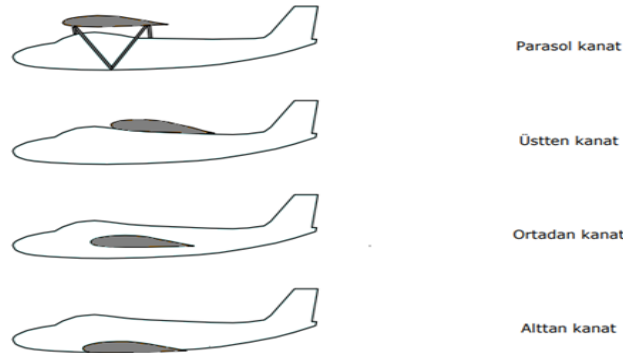
Kanat konikliği ve kanat açıklık oranı yukarı yunuslama karakteristiği üzerinde önemli bir etkiye sahiptir. Yukarı yunuslama uçağın irtifa kaybedecek kadar büyük hücum açısına sahip olunan noktadan önce karşılaşılan ve kaçınılması gereken bir eğilimdir. Uçak burnunu yukarı kaldırmaya devam edecek ve irtifa kaybetmeye başlayarak kontrolünü kaybedecektir.[15]

Yüksek hızlı uçuşlar için kanat konikliği tercih edilir. Sabit hızda seyir, kalkış ve iniş için kanat konikliği olmayan kanatlar tercih edilir.

Bu çalışmada tasarlanan uçak ses hızı ile karşılaştırıldığında oldukça düşük hıza sahip olacağından, genellikle sabit hızda uçuş yapacağından ve yüksek hücum açılarıyla hareket etmeyeceğinden üretim zorlukları da göz önünde bulundurularak kanada koniklik açısı verilmeyecektir.

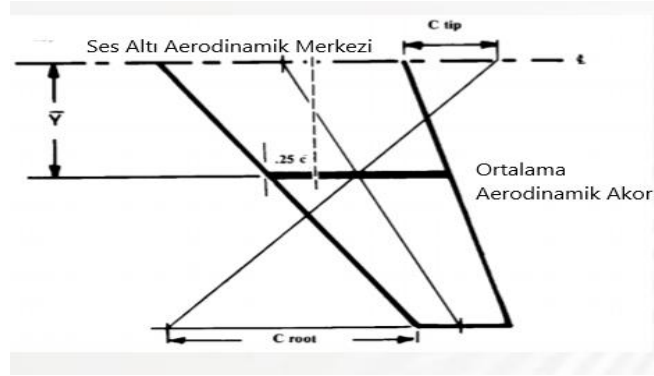
3.1.13 Kanadın Dikeydeki Konumu

Bu çalışmada kanadın üst yüzeyi çok büyük oranda güneş pilleriyle kaplı olacağından kanat gövdenin üzerinde konumlandırılmak zorundadır. Kanat konumunun iniş takımları, cephaneye ve kanattaki motorlar açısından çeşitli avantaj ve dezavantajları mevcuttur. Bu çalışmada üstten kanat ve kanatların altına motor koyulacak şekilde tasarım planlanmaktadır.



Şekil 3.16 Kanadın Konumuna Göre Yerleri

3.1.14 Ortalama Aerodinamik Veter



Şekil 3.17 Ortalama Aerodinamik Veter

Ortalama aerodinamik veteri (MAC) özel yapan kanada etkiyen kuvvetlerin bu çizgide yoğunlaşabilmesidir. Tüm kanadın aerodinamik merkezi ortalama aerodinamik veter (kanat genişliği) bölgesindedir. Ses altı hızlarda, ortalama aerodinamik veter ile $0.25c$ 'nin kesiştiği nokta kanat için yunuslama momentinin hücum açısıyla değişmediği noktadır. Bu nokta ses altı aerodinamik merkezdir.

Ses altı aerodinamik merkezi uçağın kararlılığı için önemli bir noktadır.

Bu noktaları hesaplayabilmek için önce kanat genişliği ve kanat uzunluğu hesaplanacaktır.

Ortalama aerodinamik veter (mean aerodynamic chord), özellikle uçak kararlılık hesapları sırasında referans veter olarak kullanılır.

Düşük hızlar için kanadın aerodinamik merkezi, ortalama aerodinamik veterin hücum kenarından itibaren çeyrek veter uzunluğundadır. Aerodinamik merkez aerodinamik momentin hücum açısından bağımsız olduğu noktadır. Ortalama aerodinamik veter uzunluğu ve konumu aşağıda verilen formüller yardımıyla bulunabilir.[15]

Ortalama aerodinamik veter uzunluğu:

$$\underline{C} = \frac{2}{3} * Cr * \frac{1+\lambda+\lambda^2}{(1+\lambda)} \quad (3.20)$$

$$\underline{Y} = \left(\frac{b}{6}\right) * [(1 + 2 * \lambda) + (1 + \lambda)] \quad (3.21)$$

3.1.15 V Açısı

Kanat V-açısı uçağa yandan bakıldığında kanat ekseninin yatay eksen ile yaptığı açıdır. V-açısı uçuş sırasında uçağın gövde eksenini etrafında istenmeyen ufak açılı dönüşlerine engel olmak amacıyla verilir. Özellikle üstten kanatlı uçaklarda en iyi sonucu verir. V-açısının etkisi sarkaç etkisine de benzetilmektedir. Bu çalışmada uçak kanadının üstü güneş pilleriyle kaplı olacağından güneş ışımından hep aynı açıda yararlanmak ve üretim kolaylığı nedeniyle V-açısı verilmeyecektir.

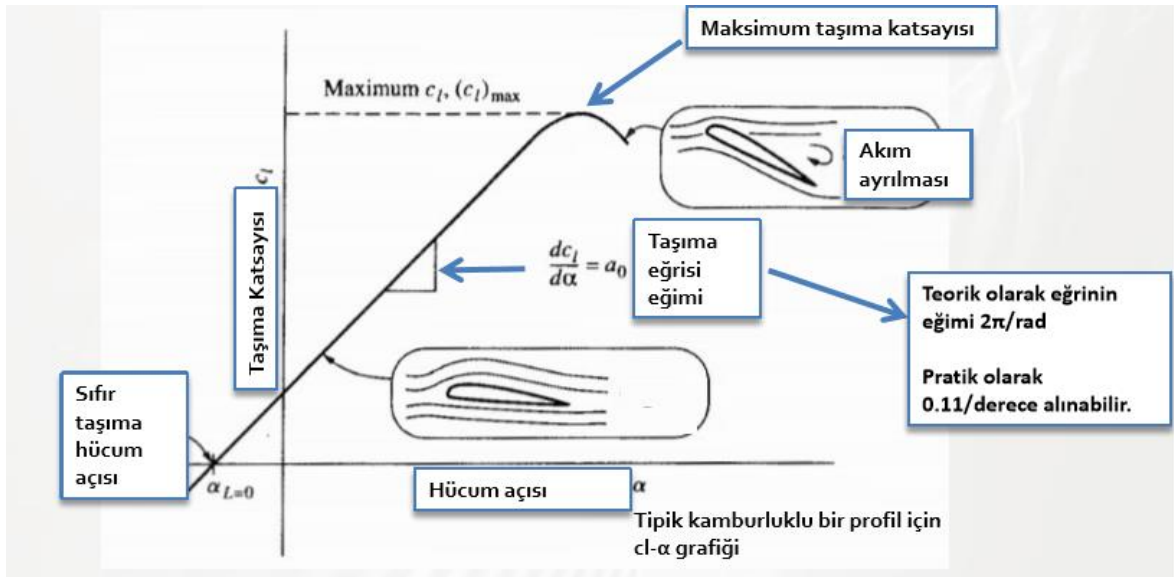
3.1.16 Kanat Burulma Açısı

Kanat burulması açısı kanat uçlarının düşüşe girmesini engellemek ve kaldırma kuvvetini dağılımını eliptik durumdaki kanada revize etmek amacıyla verilir.

Doğru kanat burulmasını belirlemek oldukça zordur, genelde istatistikî verilerden yararlanılır. Ancak bu çalışmada üretim kolaylığı ve sabit hızda seyredeceği göz önünde bulundurularak burulma açısı verilmeyecektir.[15]

3.1.17 PROFİL KATSAYILARININ HÜCUM AÇISI İLE DEĞİŞİMİ

3.1.17.1 Profil Taşıma Katsayısının Hücüm Açısı ile Değişimi



Grafik 3.4 Tipik bir profil için $C_L - \alpha$ grafiği

Hücum açısının artması ile taşıma katsayısının tutunma kaybı (stol) oluşana kadar arttığı görülmektedir. 15 ° hücum açısına kadar xfoil sonuçları deneylerle uyumludur. Bu hücum açısından sonra tutunma kaybı (stol) olduğu için deneylerle uyumsuzluk göstermektedir .Xfoil’de tutunma kaybı(stolu)biraz daha yüksek hücum açılarında meydana gelmektedir.[9]

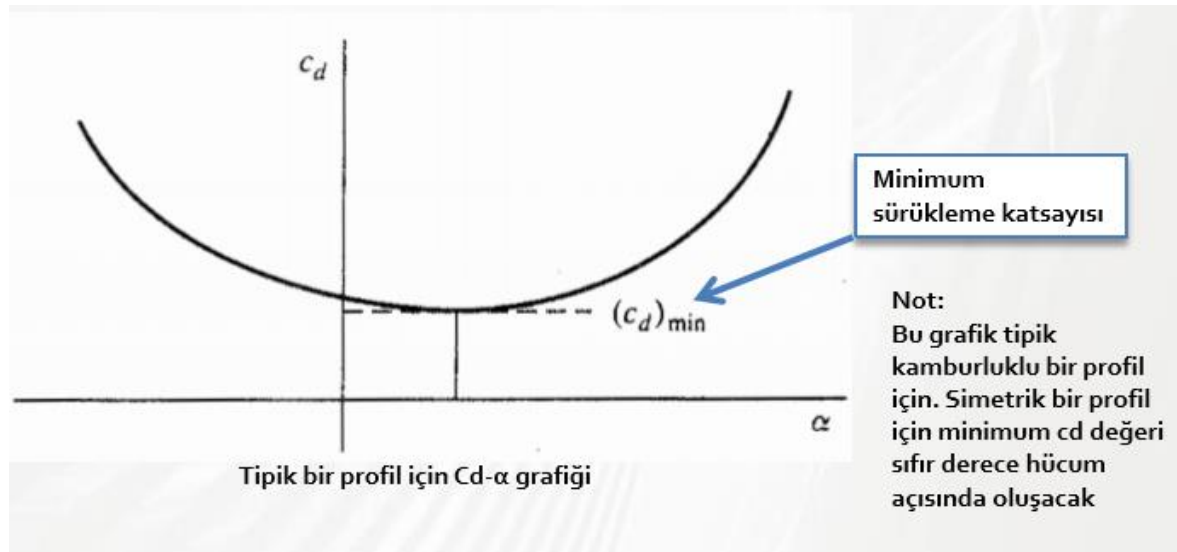
$$\text{Profil taşıma katsayısı : } C_L = \alpha_0(\alpha - \alpha_{L=0}) \quad (3.22)$$

$\alpha_{L=0}$: Sıfır taşımanın olduğu hücum açısı

α_0 : Taşıma eğrisinin eğimi

Teorik olarak eğrinin eğimi $2\pi/\text{rad}$ ’dır. Pratik olarak 0.11/derece alınabilir. Taşıma katsayısı maksimum değerine ulaşıncaya kadar hücum açısı ile lineer olarak değişir. Seçtiğimiz profil için profil taşıma katsayısının hücum açısı ile değişimi XFOIL programı kullanılarak elde edilmiştir.

3.1.17.2 Profil Sürüklenme Katsayısının Hücum Açısı ile Değişimi



Grafik 3.5 $C_d - \alpha$ grafiği XFOIL verisi

Xfoil analizi ve deneylerde hücum açısı ile taşıma katsayısının değişiminin uyumlu olduğu görülmektedir. Hücum açısının artması ile sürüklenme katsayısı da artış göstermektedir. Tutunma kaybının (stol) başlaması ile sürüklenme katsayısında artış çok daha fazla olmaktadır.

Profil sürüklenme katsayısı için analitik bir ifade yoktur. Belirlemek için yazılım ya da internet sitelerinden faydalanılabilir. Seçtiğimiz profil için profil sürüklenme katsayısının

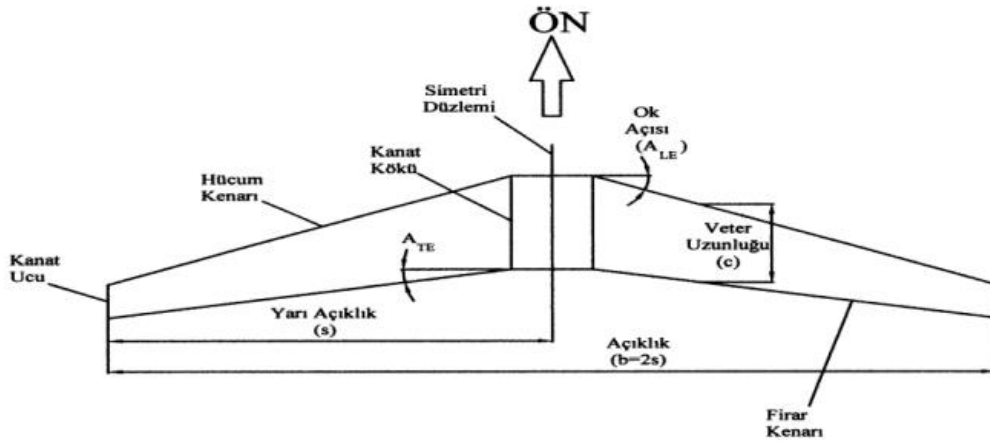
hücum açısı ile değişimi XFOIL programından faydalanarak incelenmiştir. Bizim kanat profilimiz simetrik olduğundan minimum sürükleme katsayısı 0° hücum açısında oluşacaktır.

3.1.18 Referans Kanat Geometrik Özellikleri

*Güneş pili alanı/kanat yüzey alanı mümkün olduğunca büyük olmalıdır. Bu çalışmada yüksek verimli bir sistem tasarlanmak istendiğinden kanadın mümkün olduğunca büyük bir kısmı güneş hücreleriyle dolu olmalıdır.

*Güneş pilleri kanadın üzerine yerleştirilirken kalınlıkları göz önünde bulundurulmalı ve kanadın üzerindeki akışı bozmayacak şekilde kanada gömülü bir tasarımı olmalıdır.

* Kanat hücum kenarı akışın bozulmaması amacıyla tek parça halinde veya birbirine bağlantılı parça parça da tasarlanabilir.



Şekil 3.18 Kanat Üzerinde Veter Uzunlukları

C_r : Kök veter uzunluğu

C_t : Uç veter uzunluğu

Referans kanat başlangıç hesapları için kullanılan basit bir kanat geometrisidir. İsmi bu kanadın aerodinamik sabitler için referans kullanılmasından gelmektedir. Bu çalışmada referans kanat ile gerçek kanat arasında oldukça küçük farklar bulunacaktır.

Çünkü bu çalışmada büyük kanat açıklığı oranına, küçük bir gövdeye sahip, üstten kanatlı ve iniş takımları bulunmayan bir tasarım söz konusudur.

Referans kanadın şekli kanat açıklık oranına, koniklik oranına ve kanadın sivrileşmesine bağlıdır.

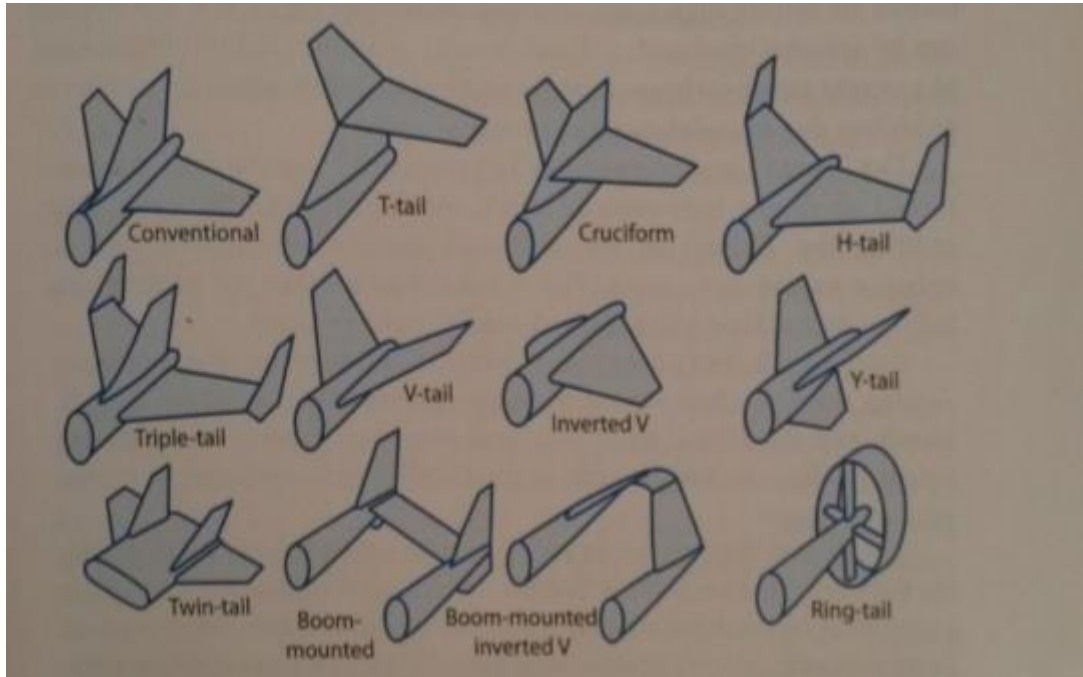
3.1.19 KUYRUK PROFİLİ SEÇİMİ

3.1.19.1 Kuyruk Geometrisi ve Seçimi

Kuyruklar denge ayarı, kararlılık ve kontrol ihtiyacını karşılamak için uçağa eklenmektedir. Denge ayarı olarak kuyruğun ağırlık yarattığı moment uçağın geri kalanının ağırlık merkezinde yarattığı momenti karşılayarak uçağın dengede kalmasını sağlamaktadır.

Ayrıca kuyruklar kararlılık için anahtar çözümlerden biridir, bir oktaki kanatçıklar gibi uçağın yolundan sapmadan yalpalamadan uçuşunu sağlarlar.

Kuyrukların diğer başlıca faydası kontrol konusundadır. Kuyrukta bulunan kontrol yüzeyleri uçağı tüm kritik şartlarda kontrolden çıkmasını önleyecek şekilde tasarlanmalıdır. Motorun devre dışı kalması, yavaş hızlı uçuş ve acil manevralar kritik durumlara örnek verilebilir.[15]



Şekil 3.19 Kuyruk Tipi Çeşitleri

Yukarıdaki resimde bulunan birçok kuyruk tipinden avantajları ve imalat kolaylığı nedeniyle konveksiyonel kuyruk tercih edilecektir.

Konveksiyonel, kuyruğun yüzey alanını küçültmek amacıyla tasarlanmıştır.

Bir konveksiyonel kuyrukta dikey ve yatay kuyruğun sağladığı etki ikisinin birleşimi olarak Pythagorean teoreminden hesaplanan konveksiyonel kuyruk yüzeyinden sağlanmaktadır. Konveksiyonel kuyruğun yatay eksen ile yapacağı açı ise hesaplanan dik kuyruk alanı/yatay kuyruk alanı saplanabilir.

Bir NACA araştırması kararlılık ve kontrol amacıyla hesaplanan konveksiyonel -kuyruk yüzeyinin biraz büyütülmesi gerektiğini, bu ihtiyacın konveksiyonel -kuyruktaki açların hücum açısını değiştirmesinden doğduğunu belirtmektedir.

Konveksiyonel kuyruğun dezavantajlarından birisi dik kuyruktaki kanatçık ile yatay kuyruktaki kanatçıkların artık birleştirilmiş olması ve bu durumun kontrolü zorlaştırmasıdır. Ancak bu çalışmada tasarım sabit hızlı uçuş üzerine yoğunlaştığından manevra kabiliyeti ve kontrol ikinci planda tutularak konveksiyonel -kuyruk kullanılacaktır

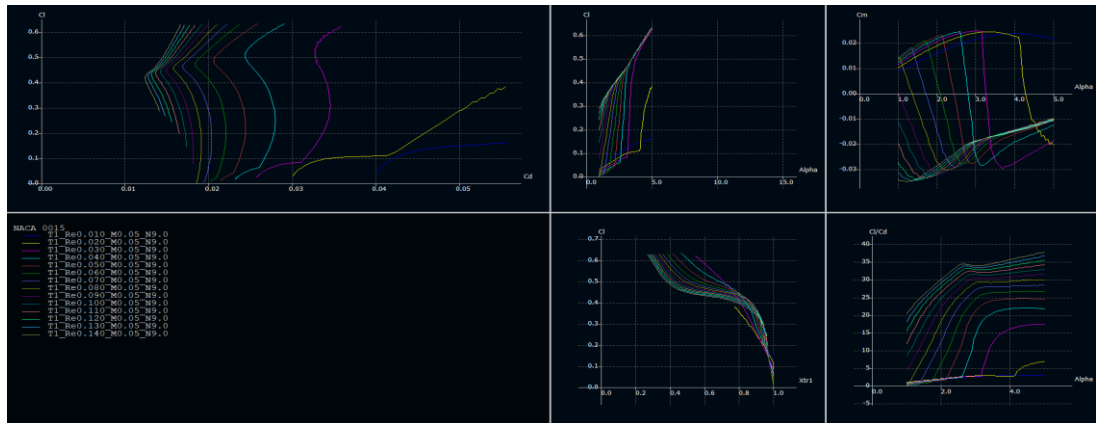
3.1.19.2 Kuyruk Profili

Kuyruk profili olarak genelde simetrik kanat profilleri tercih edilir. Bu çalışmada genelde kontrol kolaylığı nedeniyle tercih edilen NACA0008 profili kuyruk için kullanılacaktır.[13]

3.2 YAPILAN DENEYSEL ÇALIŞMALAR

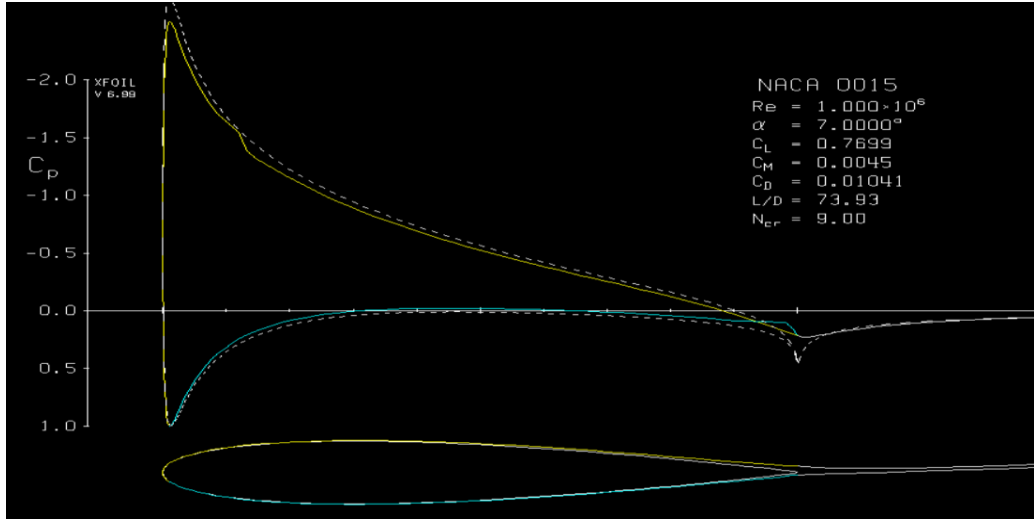
3.2.1 Kanat Profili Tasarımı

Tasarım çalışmaları XFOIL ve XFLR5 programlarında yapılmıştır. Bu programlar ses altı izole kanat profillerinin tasarımı ve analizi ile ilgili grafikleri bize sunmaktadır. Kanat profili olarak NACA 0015 kullanılmıştır. Analiz ve tasarımlarımız aşağıda belirtilmiştir.



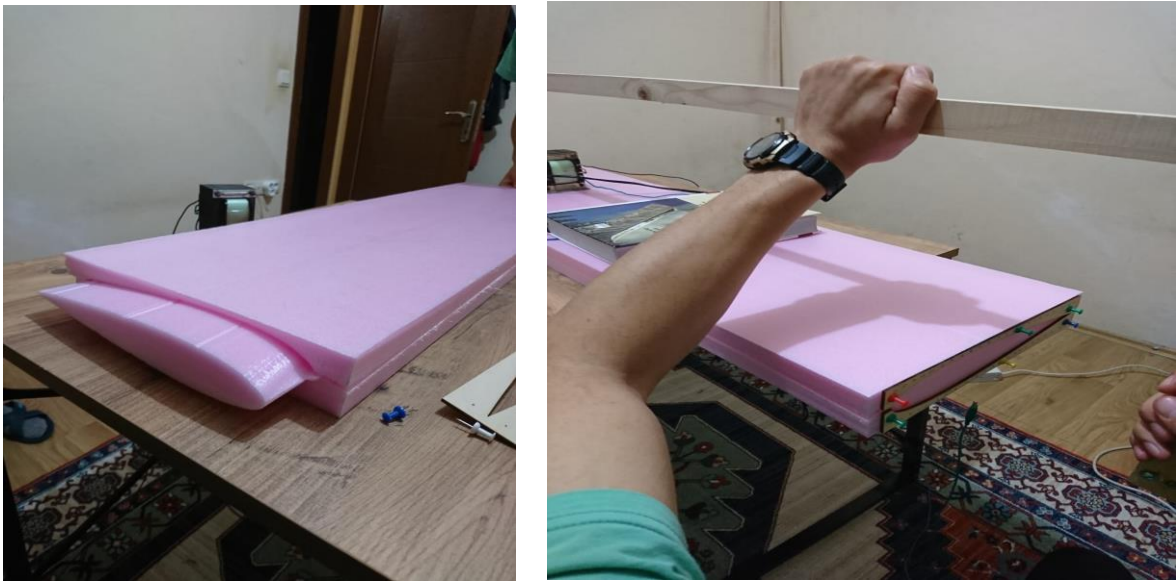
Grafik 3.6 Kanat Profili İçin Gerekli Grafikler

XFLR5 yazılımı XFOIL yazılım kabiliyetini kullanmaktadır. Bu yazılım girdap kafes yöntemi ve panel metoduna dayanan kanat tasarımı kabiliyetine sahiptir. Analiz sekmesinde Reynolds ve Mach değerleri gibi giriş değerleri seçilir. Daha sonra hücum açısının başlangıç ve bitiş değerleri gibi parametreler seçilerek analiz işlemi tamamlanmış olmaktadır.



Grafik 3.7 Kanat Profili Üzerinde Akış Çizgileri

XFOIL yazılımı kanat etrafındaki akışın analizi için potansiyel akış ve integral sınır tabaka formülasyonunu birleştirerek kullanmaktadır. Yazılım düşük Reynolds sayılarında kanat performansını hızlı tahmin etmek için geliştirilmiştir. XFOIL yazılımı simetrik kanat profillerinden NACA 0015 kanat profilinin koordinat bilgisine sahiptir.

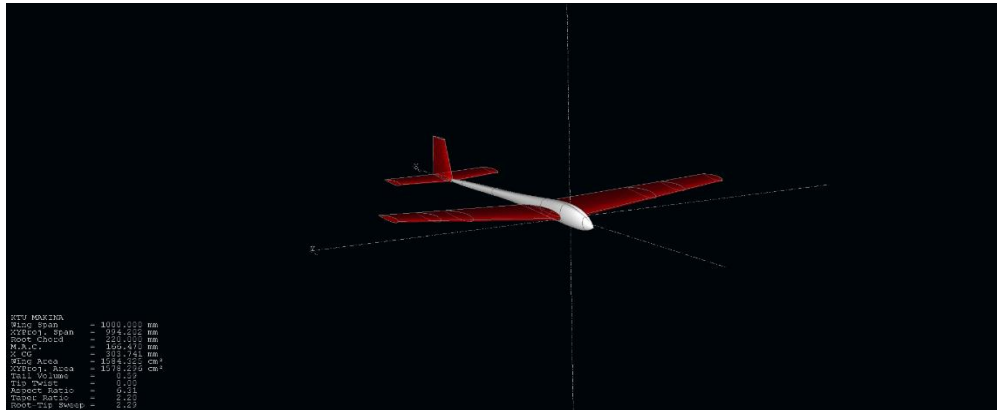


Şekil 3.20 Tasarımı Gerçekleşen Kanat Profili

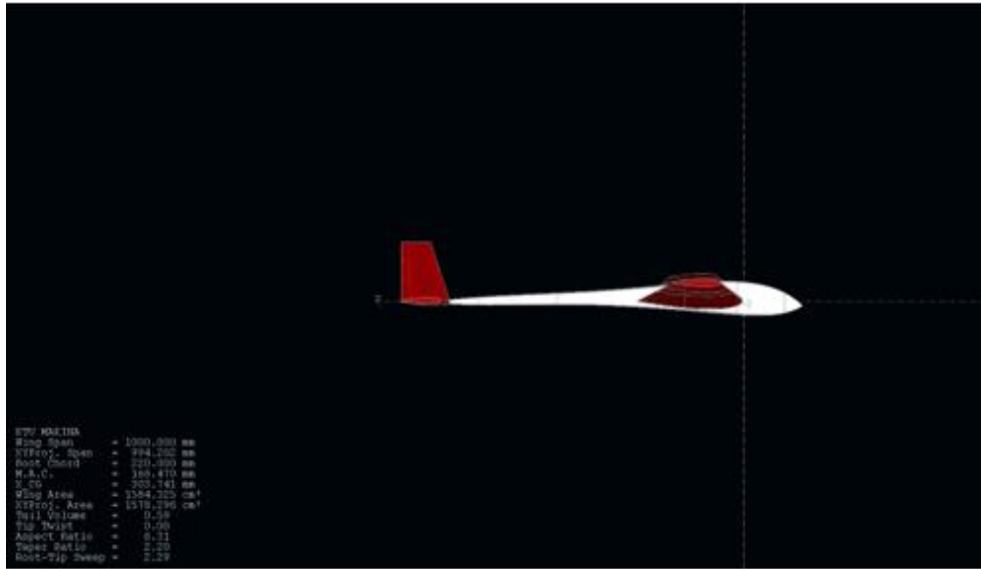
Pratikte kanat tasarımı yapılırken ise XPS maddesi kullanılmıştır. Bunun nedeni her türlü kesici alet ile kesilebilmesi, kolay şekil alması , hafifliği sebebi ile uçuşta bize kolaylık sağlamasıdır.

3.2.2 Gövde ve Kuyruk Tasarımı

Gövde ve kuyruk tasarımında XFLR5 programı kullanılmıştır. Gövdenin şekli kanat boyutuna uygun olacak şekilde boyutlandırılmıştır.



Şekil 3.21 İHA tasarımı perspektif görünüşü



Şekil 3.22 İHA tasarımı ön görünüşü ve değerleri

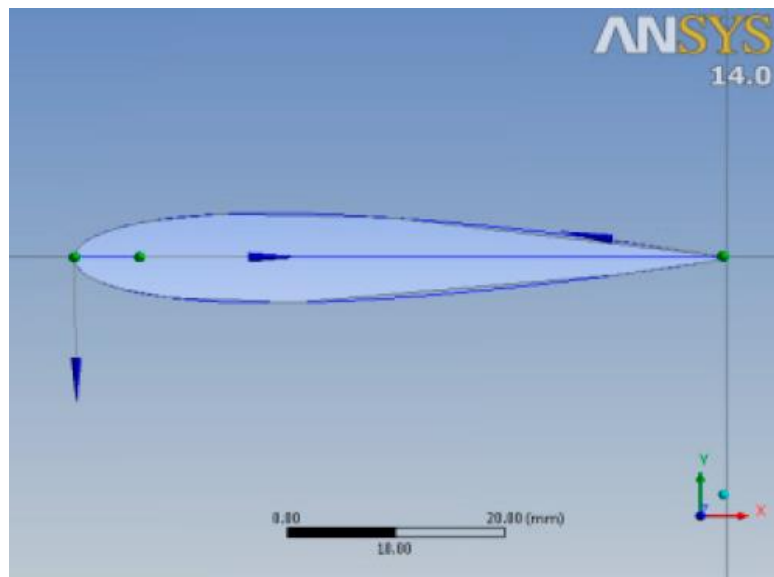


Şekil 3.23 Tasarımı gerçekleştiren gövde

Pratikte gövde tasarımı yapılırken fotoblok malzemesini kullandık. Bu malzemeyi tercih etmemizin sebebi ise XPS' e göre daha sert olması, havada iken sert olması sebebiyle rüzgarın daha az savuracak olması ve yapısı gereği kolay işlenebilir olup elektronik aletleri kolay monte edebilmemiz olmuştur.

3.2.3 Kanat Profilinin Geometrisi

Seçilen NACA 0015 kanat profilinin koordinatları alındı. Daha sonra ANSYS programında geometrisi oluşturularak ağ analizi yapılmıştır.



Şekil 3.24 NACA 0015 kanat profilinin geometrisi

4. BULGULAR

4.1 IŞIMA ve GÜÇ HESAPLARI

4.1.1 Güneş Işıması Hesabı

Trabzon'un coğrafi konumu 40°30-41° 30"K 38°30-40'30"D olduğu göz önünde bulundurularak <http://www.pveducation.org/> adresinden alınan güneş ışıması değerleri incelendiğinde 31 Ağustos yaz aylarında en düşük güneş ışımasına sahip gündür. ortalama güneş ışıması hesaplanırsa;

Trabzon'un ortalama günlük ışıma değeri ve meteorolojiden alınan bilgilere göre işlemler yapılırsa;

$L_{ort} = 0.762076 \text{ kw /m}^2$ bulunur.

4.1.2 MPPT (Maksimum Güç Noktası İzleyici) Hesabı

$V_{OCmin} = 4 \text{ V}$ (MPPT' nin minimum giriş voltajı)

$V_{MPPT} = 0.56 \text{ V}$ (%22 verimli hücreler için) (Güneş pilinin voltajı)

$$\frac{V_{ocmin}}{V_{MPPT}} = \frac{4V}{0,56V} = 7,14 \quad (4.1)$$

Kanatlara koyacağımız toplam panel adedi= 10 adet

$$P_{MPPTout} = I_{ort} \times A_{sc} \times \eta_{wth} \times \eta_{sc} \times \eta_{cbr} \times \eta_{MPPT} \quad (4.2)$$

$I_{ort} = 0.762076 \text{ kW/m}^2$

Kullanılacak solar panel boyutu= 156x78 mm

$A_{sc} = 10 \times (12168 \text{ mm}^2) = 121680 \text{ mm}^2$

$A_{sc} = 0.121680 \text{ m}^2$

Trabzon'un coğrafi konumu 40°30-41° 30"K 38°30-40'30"D olduğu göz önünde bulundurularak <http://www.pveducation.org/> adresinden alınan güneş ışıması değerleri incelendiğinde 31 Ağustos yaz aylarında en düşük güneş ışımasına sahip gündür. ortalama güneş ışıması hesaplanırsa;

$\eta_{wth} = 0.57$ (Trabzon için şeffaflık verimi)

$\eta_v = \%22,5$ (0.225) (Solar hücre verimi)

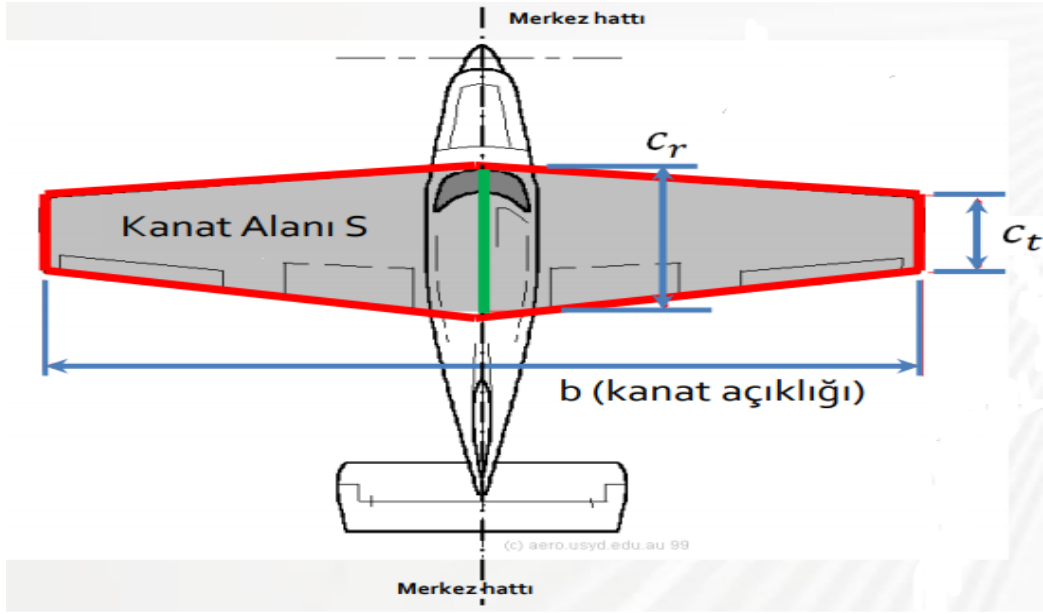
$$\eta_{cbr} = 0.89 \text{ (Kayıplar)}$$

$$\eta_{MPPT} = 0.95$$

$$P_{MPPTout} = 0.014058$$

$$P_{MPPTout} = 15 \text{ W (Uçak için panel gücü)}$$

4.2 AERODİNAMİK HESAPLAR



Şekil 4.1 Kanadın Temel Uzunlukları

C_t : Uç veter uzunluğu

C_r : Kök veter uzunluğu

b : Kanat açıklığı

S : Kanat alanı

$$\text{Açıklık Oranı (AR)} = \frac{b^2}{S} \quad (4.3)$$

$$\text{Sivrilme Oranı } (\lambda) = C_t / C_r \quad (4.4)$$

Kanatların açıklık oranları daima 1 değerinden büyüktür. Açıklık oranı, ses altı uçaklarda genellikle büyük olarak nitelendirilir .

4.2.1 Kanat Genişliği

Hücre boyu=78 mm

Akış ı bozmamak için gerekli genişlik =50 mm

Aileron için boşluk =72 mm

Kanat genişliği;

c=250mm alınacaktır.

4.2.2 Kanat Boyutu

10 adet panel ve her bir panelin boyu 156mm

$10 \times 156 = 1560$ mm

Hücreler arası boşluk 3 ‘er mm bırakılırsa;

$3 \times 13 = 39$ mm

Kanadın sağ ve sol kısımlarından da boşluk bırakılacağını düşünürsek alacağımız kanat boyutu;

b=1700 mm olacaktır.

4.2.3 Kanat Açıklığı Oranı

b=1700 mm

c=250 mm

İHA’ nın tahmini ağırlığı=4 kg

$W = 4 \times 9.81 = 39.24$ N

İHA’ nın kanat alanı hesaplanırsa;

$S = b \times c$

$S = 1,7 \times 0,25 = 0.425$ m²

Kanat açıklığı oranı buradan;

$A = \frac{b^2}{S} = \frac{(1.7)^2}{0.425} = 6,8$ bulunur.

4.2.4 Sivrilme Oranı

Koniklik oranının bu büyük etkisi göz ardı edilebilir olmasa da kanat üzerinde merkezden kanat ucuna kadar güneş pilleri yerleştirileceğinden bu çalışmada kanada sivrilik oranı verilmeyecek ve $\lambda=1$ olarak kabul edilecektir.

$$1=C_t /C_r \quad C_t =C_r \text{ bulunur.}$$

4.2.5 Ortalama Aerodinamik Veter

$$\underline{c} = \frac{2}{3} \times C + \left(\frac{1+\lambda+\lambda^2}{(1+\lambda)} \right) \quad (4.5)$$

$$\underline{c} = \frac{2}{3} \times C + \left(\frac{1+1+1^2}{(1+1)} \right)$$

$$c=250 \text{ mm}$$

$$\underline{c} = 200 \text{ m}$$

$$\underline{\gamma} = \left(\frac{b}{6} \right) \times \left(\frac{1+2\lambda}{1+\lambda} \right) \quad (4.6)$$

$$\underline{\gamma} = \left(\frac{1700}{6} \right) \times \left(\frac{1+2\lambda}{1+\lambda} \right)$$

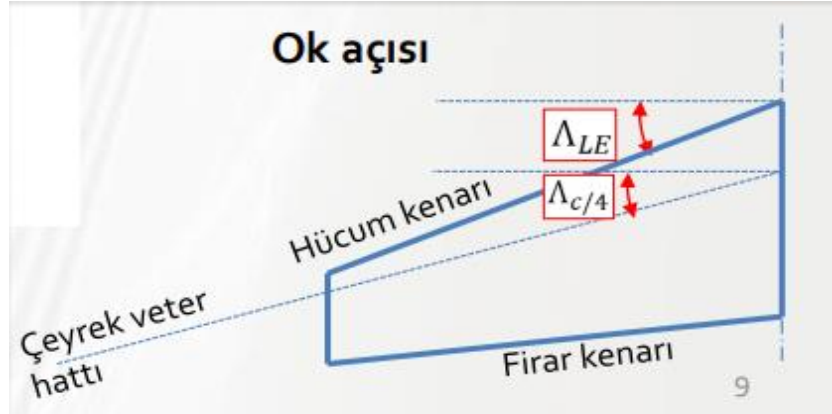
$$\underline{\gamma} = 425 \text{ mm}$$

4.2.6 Maksimum Kalınlık

Kalınlık oranının düşük hızlar için %14 ten büyük olması gerekir. Biz de bu yüzden uygulamamızda “NACA 0015” kanat profilini kullandık.

$$\delta = \frac{t_{max}}{c_r} 200 \times 0.15 = 30 \text{ mm} \quad (4.7)$$

4.2.7 Ok Açısı



Şekil 4.2 Ok Açısı Gösterimi

Ok açısı kanat geometrisi üzerinden hesaplanmıştır veter uzunluklarının 1/4ü ölçülür ve noktalar birleştirilerek çeyrek veter hattı çizilir ve hücum kenarının yatayla yaptığı açı ok açısı olarak belirlenir.[17]

Seyir uçuşu için:

$$\text{Taşıma Kuvveti: } L = \frac{1}{2} \rho_{\infty} * V_{\infty}^2 * S * C_L$$

$$\text{Sürüklenme Kuvveti: } D = \frac{1}{2} \rho_{\infty} * V_{\infty}^2 * S * C_D$$

$$L = W$$

$$W = 4 * 9.81 = 39.24 \text{ N}$$

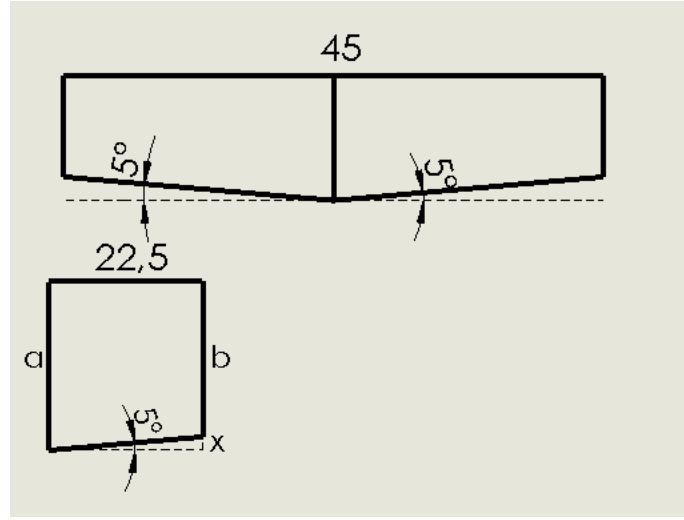
$$39.24 = \frac{1}{2} * 1.225 * 20^2 * 0.2 * C_L$$

$$C_L = 0,8008$$

4.2.8 Kuyruk Hesapları

Tüm kuyruk çeşitleri için ihtiyaç duyulan yüzey alanı direk olarak kanat alanı ile doğru orantılıdır. Kuyruk alanı, kanat alanının %15 – %35 arasında bir değer oranı olarak alınacaktır. Biz %30 seçtik. Yatay kuyrukta koniklik açısı kanadın koniklik açısından genellikle 5° fazladır. Bizim kanadımızda koniklik olmadığı için %5 idealdir. Dik kuyruk koniklik açısı

35-55° arasında değişmektedir Düşük hızlı uçaklar için bu açının 20°den fazla olmasının estetik dışında sebepleri vardır. Biz bu değeri %20 aldık.



Şekil 4.3 Yatay Kuyruk Hesap Çizimi

$$\text{Yatay kuyruk alanı} = 0.36 * 0.25 = 0.09 \text{ m}^2$$

$$\text{Dikey kuyruk alanı} = 0.09 / 2 = 0.045 \text{ m}^2$$

$$\text{Yatay kuyruk açıklığı} = 0.45 \text{ m}$$

$$\text{Dikey kuyruk yüksekliği} = 0.225 \text{ m}$$

X değerini bulmak için;

$$\tan 5 = \frac{x}{0.225} \quad \tan 5 * 0.225 = x$$

$$a = b + 0.019685 \quad (1)$$

$$\text{Küçük alan} = 0.09 / 2 = 0.045 \text{ m}^2$$

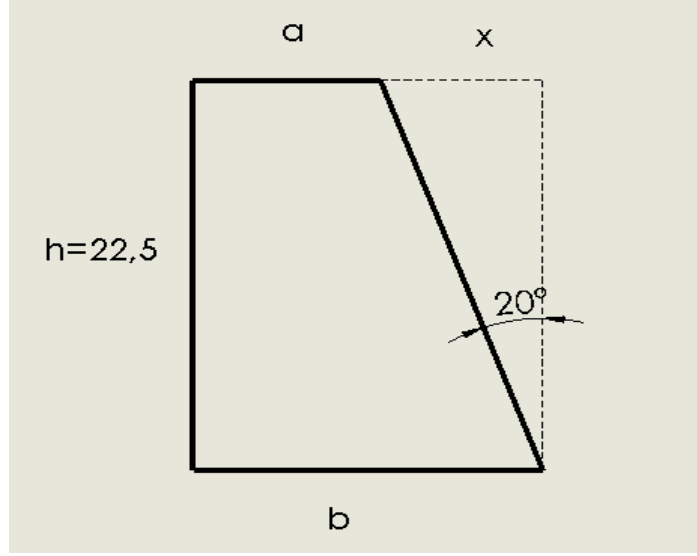
$$\frac{a+b}{2} * 0.225 = 0.045$$

$$a+b=0.4 \quad (2)$$

(1) ve (2)'den

$$a = 0.2098425 \text{ m}$$

$$b = 0.1901575 \text{ m}$$



Şekil 4.4 Dikey Kuyruk Hesap Çizimi

$$A=0.045 \text{ m}^2$$

$$H=0.225 \text{ m}$$

$$\tan 20 = \frac{x}{0.225} \quad \tan 20 * 0.225 = x$$

$$b=a + 0.0819 \quad (1)$$

Alan hesabı;

$$\frac{a+b}{2} * 0.225 = 0.045 \text{ m}^2$$

$$a+b=0.4 \quad (2)$$

(1) ve (2) 'den;

$$a=0.15905 \text{ m}$$

$$b=0.24095 \text{ m}$$

4.2.9 İtki Kuvveti

Seçtiğimiz Emax MT2213 Fırçasız Motor Motor , 4S 4200mah Lipo Batarya ve Pervanemize göre İtki Hesaplarımızı yapacak olursak;

4S bir pil için: 14,8V Maximum değerde;

Tam güçte devir; $1900 \times 14,8 = 28120 \text{ dev/dk}$

Yarı güçte devir; $1900 \times 14,8/2 = 14060$ dev/dk

Açısal hız değerleri; $\omega_v = 2\pi \times Kv/60$

$$\omega_v = 2\pi \times 1900/60 = 198,967 \quad \omega = \omega_v \times V$$

$$\omega = 198,967 \times 14,8/2 = 1472,35 \text{ rad/s}$$

Pervaneden Elde Edilecek İtki;

$$T = C_t \cdot \frac{\rho \cdot r^4}{\pi^2} \cdot \omega^2$$

C_t : Pervane itki sabiti

ρ : Havanın yoğunluğu (Deniz seviyesinde $1,225 \text{ Kg/m}^3$)

r : Pervane yarıçapı (m)

ω : pervane açısal hızı (rad/s)

10 inch = 254 mm pervane çapı

Pervane yarıçapı ; $r = 254/2 = 127 \text{ mm} = 0,127\text{m}$ $\omega = 1472,35 \times 14,8/2 = 10895,43 \text{ rad/s}$

İtki Kuvveti; $T = 0,1525 \times ((1,225 \times 0,127^4) / (3,14^2)) \times (10895,43^2) = 10,674 \text{ N}$

Fgerekten = $m \times g/4$

Fgerekten = $4 \times 9,81/4 = 9,81 \text{ N}$

$$T = C_t \cdot \frac{\rho \cdot r^4}{\pi^2} \cdot \omega^2 \quad (4.8)$$

$$\omega = 198.968 \times 14,8/2 = 1472,35 \text{ rad/s}$$

$$T = 0.1525 \cdot \frac{1.225 \cdot 0.127^4}{\pi^2} \cdot 1472,35^2$$

$$T = 10,674 \text{ N}$$

$$T = D$$

$$24.01772 = \frac{1}{2} \cdot 1.225 \cdot 20^2 \cdot 0.2 \cdot C_D$$

$$C_D = 0.2178$$

4.2.10 Reynold Sayısı

$$Re = (\rho_{\infty} * V_{\infty} * c) / (\mu_{\infty}) \quad (4.9)$$

$$Re = \frac{1.225 * 20 * 0.2178}{1.789 * 10^{-5}}$$

$$Re = 298334,072$$

5. MALİYET HESABI

Pervane



Şekil 5.1 Pervane

Çap: 10 inç

Adım: 3.8 inç

Göbek Kalınlığı: 7.0mm

Mil Çapı: 8mm

Ağırlık: 13.5gram (her pervane için)

Fırçasız DC Motor



Şekil 5.2 Fırçasız DC Motor

KV : 935KV

Uzunluk: 39.7MM

Çap: 27.9MM

Ağırlık: 53 GR

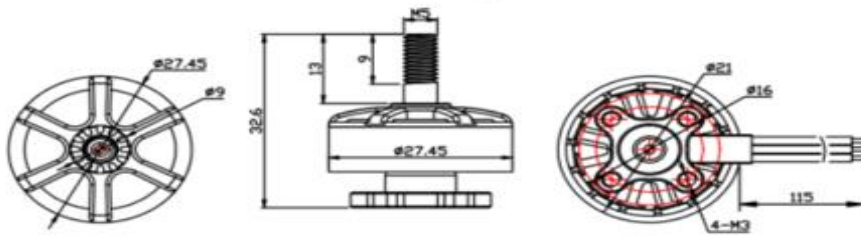
Motor Yönü: CCW

ESC: 20A - 30A

İtme Gücü Thrust: 860 GR

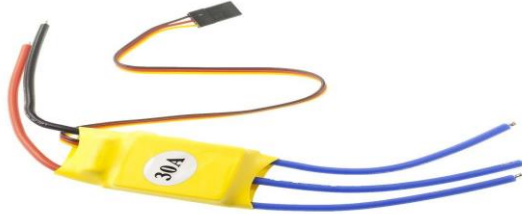
Pervane: 1045

LİPO Pil: 3S 2500 MAH - 3S 3500 MAH



Şekil 5.3 EMAX ECO Serisi 2207 Tipi Motorun Teknik Resmi

Elektronik Hız Kontrol Ünitesi



Şekil 5.4 Hız Kontrol Sürücüsü

Çıkış: Sürekli 30A, 40A 10 saniyeye kadar

Giriş Voltajı: 2-3S Lipo, 5-9 hücre NiMH

BEC: 2A / 5V Doğrusal mod BEC.

Sinyalinin yenileme hızı: 50Hz - 432Hz.

Max hız: 2 Kutuplu Fırçasız Motorlar için 210000rpm

6 kutup için 70000rpm Bruhsless Motorlar

12 kutup için 35000 rpm Fırçasız Motorlar

Boyut: 50mm x 27mm x 9mm

Ağırlık: 22g

Lipo Batarya



Şekil 5.5 Lipo Batarya

Marka: LEOPARD POWER

Tip: Yüksek Deşarjlı Li-Polimer Pil

Model No: 4200mah / 14.8V / 40C

Minimum Kapasite: 400mAh

Konfigürasyon: 4S / 714.8V / 4 Hücre

Sürekli Deşarj Akımı: 40C (11.25A)

Patlamaya Karşı Akım (10 sn): 50C (22.5A)

Şarj Hızı: 1-2C (maks.5C)

Ürün Ağırlığı: 420g

Batarya Boyutları: L 137 x Y 44 x Y 34 mm

Şarj Konnektörü: JST-XHR

Plug: XT60

Dijital Kontrol Sistemi



Şekil 5.6 Dijital Kontrol Sistemi

Flysky FS-İ6X 10 Kanal 2.4Ghz Dijital Kumanda

Teknik Özellikler FS-i6X Kumanda Vericisi Teknik Özellikleri

Kanal sayısı: 10

RF Range: 2.4055-2.475GHz

RF power: <20dBm

RF kanal: 140 Bandwidth: 500KHz

2.4GHz sistem: AFHDS 2A / AFHDS

Düşük voltaj alarmı: <4.2V

Servo Motor



Şekil 5.7 Servo Motor

Çalışma hızı: 0.12sn / 60° - 0.10sn / 60°

Maks tork : 1.2kg.cm/18.09oz.in(4.8V) - 1.3kg.cm/20.86oz.in(6V)

Çalışma voltajı: 4.8V~6V

Bant genişliği: 5 usec

Ölçüler: 23 × 12.2 × 29 mm

Ağırlık: 9 g

Dişliler: Plastik

Havadan Görüntüleme Sistemi



Şekil 5.8 Mikro Kamera

Bellek Kartı Tipi:SD

Kayıt Tipi:High Definition (HD)

Optik Zoom:1 - 15 X

Video Formatı:MPEG-4

Güneş Pilleri



Şekil 5.9 Güneş Pilleri

Boyut: 156*78mm

Malzeme: polikristal silikon

Tipi:Tüm geri İletişim

Ön: Üniforma, yansıma önleyici kaplama

Arka: Kalay kaplı, bakır metal ızgara

Konnektör: Köpek kemiđi konnektör lehimleme

Cep alanı: Yaklaşık 153cm²

Verimli: 22%-24%

Kalınlığı: 165um± 40um

Şarj Regülatörü



Şekil 5.10 Şarj Regülatörü

Öge türü: GÜNEŞ PANELİ regülatör

Giriş voltajı: DC 8-28V giriş DC voltajı. (AC girişi yok)

Çıkış voltajı: DC 5-26V sürekli değişken şanzıman

6V pil 12 veya 8.4V, 12.6V, 16.8V lityum pil şarj edebilirsiniz

7.2V, 10.8V, 14.4V lityum demir fosfat pil

2-4 serisi lityum pil, lityum demir fosfat şarj yönetim kurulu

Çıkış akımı: 5A maksimum

MPPT fonksiyonu: MPPT maksimum güç noktası otomatik izleme, güneş şarj kullanımını en üst düzeye çıkarmak

Düşük voltaj: 1V (aynı buck regülatörleri için doğrudur, giriş voltajı çıkış 1v'den en az daha yüksektir)

Düşük güç tüketimi: evet. Düşük güç tüketimi ve yüksek verimlilik için Ultra düşük voltaj tasarımı, profesyonelce % güneş panelleri uyarlanmıştır

Çalışma sıcaklığı: endüstriyel sınıf (-40 °C ila + 85 °C)

Yük ayar oranı: ± 1%

Voltaj düzenleme oranı: ± 0.5%

Malzeme



Şekil 5.11 Fotoblok

Fotoblok, arasında hafif ve sert bir katman bulunan, iki tarafı parlak karton şeklinde ancak kartondan daha kalın bir kırtasiye malzemesidir. Farklı kalınlıklarda ve renklerde üretilmektedir. Kalınlık miktarı 3 mm'den başlıyor ve yaklaşık olarak 20 mm'ye kadar çıkabiliyor. Ölçüleri ise genel olarak 205x 305 cm ile 156x 305 cm'dir. Oldukça hafiftir ve suya da dayanıklı olan bir maddedir



Şekil 5.12 XPS

XPS , Homojen hücre yapısına sahip, ısı yalıtımı yapmak amacıyla üretilen ve kullanılan köpük malzemelerdir. XPS'in hammaddesi olan polistren, ekstrüzyon işlemi ile hat boyunca istenilen kalınlıkta çekilir. Sürekli bilgisayar kontrolünde yapılan bu üretim sayesinde homojen balpeteği görünümünde, kararlı bir hücre yapısı elde edilir. Hücreler bütün yüzlerinden birbirine bağlıdır. Hava hücrelerin içine hapsedilmiştir. Hareketsiz kuru hava ile; bilinen en mükemmel ısı yalıtımı sağlanmaktadır. Her çeşit kesici aletle kesilebilir, ufalanmaz, fire vermez.

*4s 4200mah 35C Lipo Batarya -----303 TL

*30a Esc Fırçasız Motor Hız kontrol Sürücü devresi ----- 38,70 TL

*RunCam Drone için değiştirilebilir FPV Kamera Global -----202.40 TL

*Flysky FS-İ6X 10 Kanal 2.4Ghz Dijital Kumanda Seti ----- 757,09 TL

*Polikristal Güneş Pili 156*78 ----- 34,3*10= 343 TL

*DC-DC ayarlı voltaj yükselten düşürücü kart -----65 TL

*Emax MT2213 Fırçasız Motor ----77,40 TL

*Dji 10x3.8 Pervane Seti (4Adet)--- 150TL

*SG90 Servo Motor mini --- 72,5 TL

*Malzeme(fotoblok).....150 TL

*Malzeme(XPS) ----- 150TL

TOPLAM ----- 2400 TL

6.TARTIŞMA

Son yıllarda teknolojinin gelişmesi ile birlikte insansız sistemlere verilen değeri tüm dünya ülkeleri ile birlikte kendi ülkemizde de görmekteyiz. Bu izlenim sırasında bu konu ile alakalı da ne kadar büyük ödenekler ayrıldığıнын farkındayız. Bizim yaptığımız projede fiyat performans açısından yeterli seviyede olması amacıyla maliyet açısından düşük, verimlilik açısından tatmin edici, güvenlik açısından da üst düzeyde olması için çalışmamızı tamamladık. Bu çalışmalarını yaparken ağırlık olarak hafif fakat performans olarak verimi yüksek parçaları kullanmayı tercih ettik. Genel olarak bakıldığında ağırlığın hafif, boyutunun normal, veriminin yüksek ve en önemlisi maliyetinin düşük olması insansız hava aracımızı her yerde ve her koşulda rahatlıkla kullanılması için uygun olduğunu göstermiş olduk.

7. SONUÇLAR

Ülkemizde ve diğer dünya ülkelerinde oldukça önem verilen insansız sistemlerin geliştirilmesi için büyük bütçeler harcanmaktadır. Günümüzde de bu sistemlerin en gelişmişlerinden biri olan insansız hava araçları pek çok sektörde kullanılmaktadır. Özellikle aracın güneş enerjisi ile çalışıyor olması projemize ekstra bir sempati duymamıza sebep olmaktadır.

Bu çalışma sırasında yapılan araştırmalar, insansız hava araçlarının ne kadar zor ve kaynak açısından yetersiz bir alan olduğunu göstermiştir. Genellikle askeri alanlarda kullanılan İnsansız Hava Araçları operasyonların vazgeçilmez unsurlarıdır. Ancak bu araçların üretilmeleri için hem yoğun bir AR-GE çalışması gerekmekte hem de önemli bütçeler ayrılmak zorundadır. Araçların taşıma kapasiteleri, uçuş süreleri ve ulaşabildikleri irtifalar arttıkça AR-GE ve bütçe için daha fazla yatırım yapılmalıdır bu sorunlara ek olarak araç büyüdükçe aracın kalkışı ve inişi için pist gerekmektedir ayrıca kullanımı gittikçe zorlaşan bu araçlar için iyi eğitim almış personellere ihtiyaç vardır. Tasarladığımız insansız hava aracı taşınım kolaylığı ve maliyet düşüklüğü açısından diğerlerine göre daha avantajlı konumdadır. Hepsinden önemlisi kullanım kolaylığı açısından tamamen tercih sebebi olabilecek seviyededir.

Yapılan bu projede asıl önemli nokta insansız hava aracının havada daha uzun sürede durabilmesi olduğu için projemizde güneş paneli de kullandık .Güneş panellerinin gücü İHA' yı tamamen havada tutmaya yetmeyeceğinden güneş panellerini havada kalma süresini artırma amaçlı kullanmış olduk. Ayrıca kanatları da geniş tuttuğumuzdan panellerin montajını kolaylıkla yapabildik. Bu projedeki önemli bir nokta ise insansız hava aracının ağırlığıdır. Bu yüzden seçilen malzemeler ağırlık olarak hafif verim olarak yüksek verimli parçalar kullanılmaya çalıştık.

8.ÖNERİLER

Bu alanda çalışma yapanlar güneş enerjili insansız hava aracının ne kadar zorluklarla tasarlandığını görmüşlerdir. Bu yüzden kaynak konusunda zorluk çekmemek için yabancı kaynakları daha rahat kullanabilme adına dil geliştirilmesi gerekmektedir. Böylelikle kendi kişisel gelişimimize de katkıda bulunmuş olabiliriz. Bunun yanında insansız hava aracı tasarlanırken en ufak detaylar bile bizleri çok farklı yerlere götüreceğinden gerekli hesaplamaları ve tasarımları tekrar tekrar kontrol etmek gerekmektedir. Bir diğer önemli unsur da bazı noktalardaki işçiliğin ya da montajın hassas şekilde yürütülmesidir. Örneğin kanadı belli bir açıyla gövdeye yerleştirmek istersek bu açının çok hassas şekilde ayarlanması gerekmektedir. Eğer iki kanadın oturma açısı birbirinden farklı olursa kanatların arasında dengesizlik olacağından uçuşta sapma ve yatış yaratacağı unutulmamalıdır. Bu proje yapılırken özellikle küçük boyutlu İHA' lar için üretilmiş olan XFLR5 programını kullandık ve kullanım açısından basitliği nedeni ile bizim de tercih sebebimiz olmuştur.

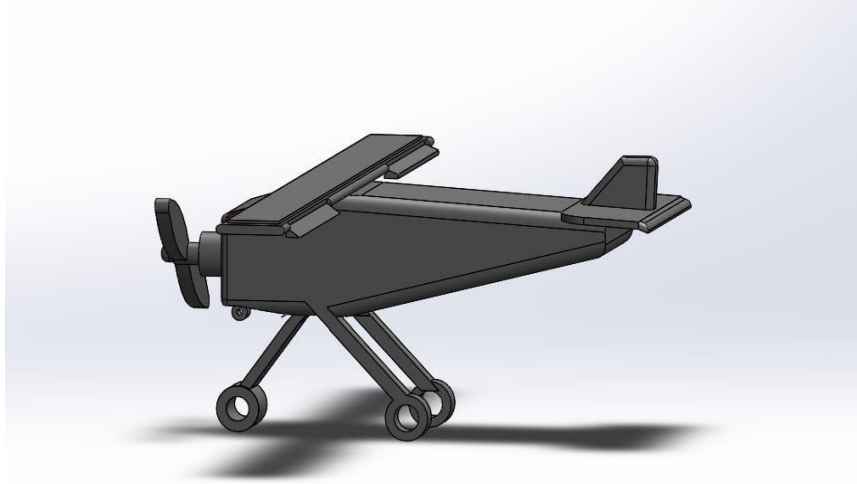
9.KAYNAKÇA

- [1] https://tr.wikipedia.org/wiki/İnsansız_hava_aracı
- [2] Güvenlik Bilimleri Dergisi, Mayıs 2018, 7 (1), 111 – 130 DOI:10.28956/gbd.422803 , Silahlı İnsansız Hava Araçlarının Kullanımında Karar Mekanizmaları Tarık AK, Turkey
- [3] <https://www.uralakbulut.com.tr/wp-content/uploads/2009/11/GÜNEŞ-ENERJİSİYLE-UÇAN-UÇAK-SOLAR-IMPULS1-ARALIK-2011.pdf>
- [4] <http://www.sky-sailor.ethz.ch/>
- [5] https://acikders.ankara.edu.tr/pluginfile.php/179811/mod_resource/content/1/ZTM-460%20%282.Hafta%29.pdf
- [6] Savunma Bilimleri Dergisi The Journal of Defense Sciences, Mayıs/May 2015, Cilt/Volume 14, Sayı/Issue 1, 145-176. ISSN (Basılı) : 1303-6831 ISSN (Online): 2148-1776, İnsansız Hava Aracı (İHA) Sistemlerinin Hava Hukuku Bakımından İncelenmesi, Mustafa DİKMEN, Turkey
- [7] <http://web.shgm.gov.tr/tr/sektorel-mevzuat/3946-kanunlar>
- [8] <http://web.shgm.gov.tr/documents/sivilhavacilik/files/mevzuat/sektorel/talimatlar/sht-ih.pdf>
- [9] . https://uavturkey.tubitak.gov.tr/egitim2019_sabitkanat.html
- [10])John B. Brandt, and Michael S. Selig, “Low speed airfoil data v5”
- [11] Noth, A., “Design of Solar Powered Airplanes for Continuous Flight, Doktora Tezi, ETH Zürich, 2008
- [12])http://tr.wikipedia.org/wiki/G%C3%BCne%C5%9F_pili
- [13] <http://www.gaisma.com/en/location/Trabzon.html>
- [14] Raymer, D.P., “Aircraft Design: A Conceptual Approach 5 ed.”, Joseph A. Schetz, AIAA Education Series, California, 2012
- [15] Dr. M. Adil Yükselen, UCK 111 Uçak Mühendisliğine Giriş ve Etik 2006-2007 Güz yarıyılı ders notları, İstanbul Teknik Üniversitesi
- [16] <https://www.pveducation.org/pvcdrom/properties-of-sunlight/calculation-of-solar-insolation>

10. EKLER

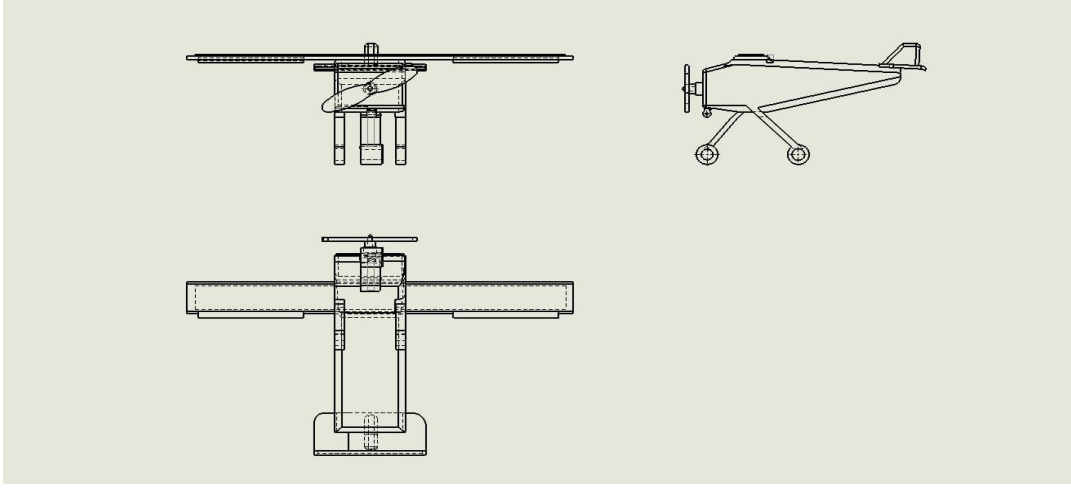
10.1 İHA Tasarımın Çizimi

Güneş enerjili askeri amaçlı insansız hava aracı montaj çizimi Solidworks programında yapılmıştır.

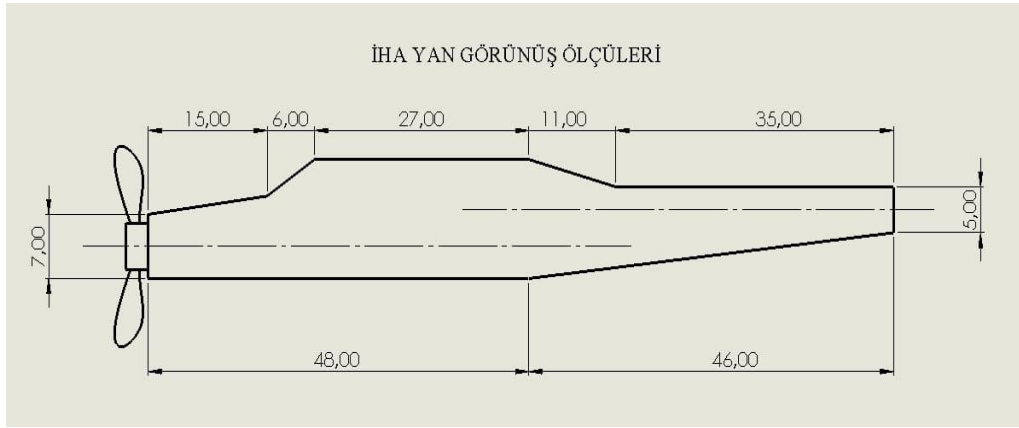


Şekil 10.1 3D İHA Tasarımı Çizimi

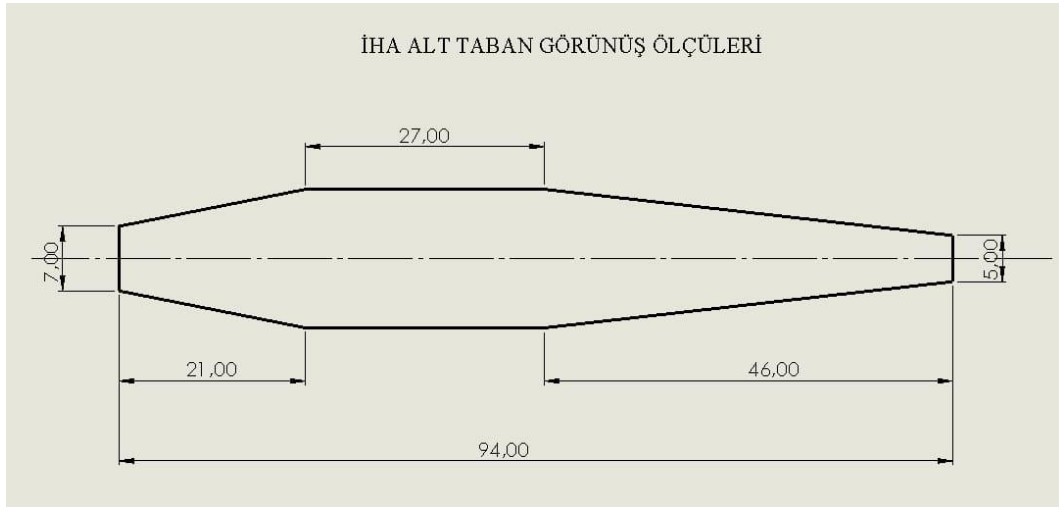
10.2 Tasarlanan İHA' nın Teknik Resimleri



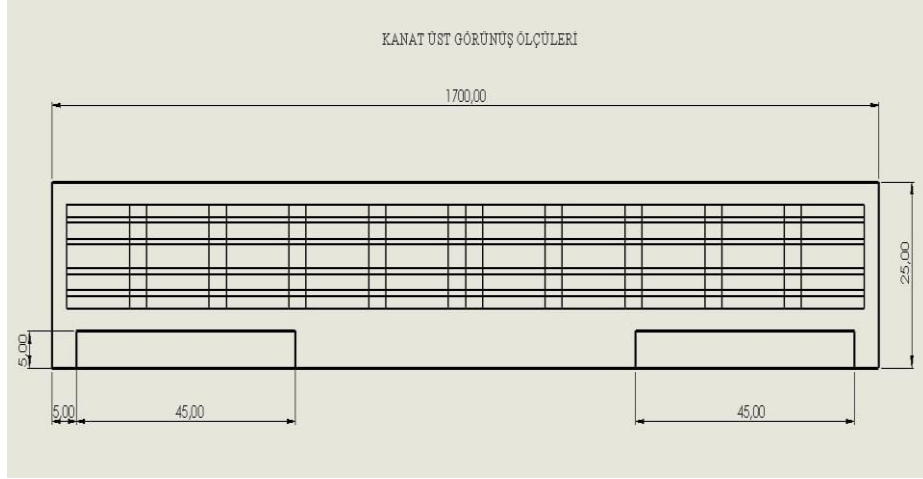
Şekil 10.2 İHA'nın 3Görünüş (Önden, Üstten, Yandan) Çizimi



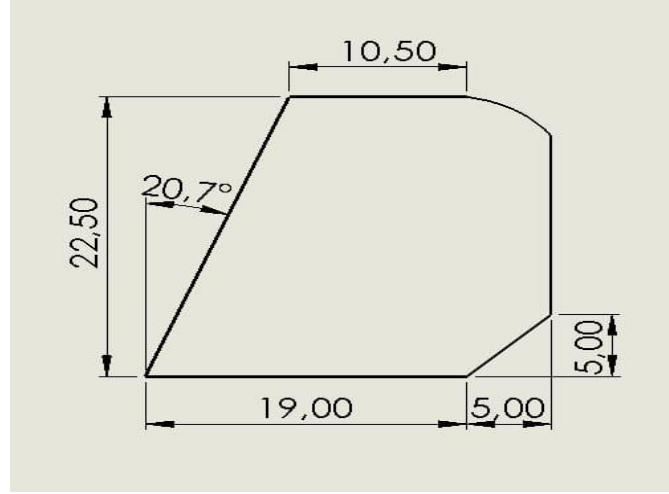
Şekil 10.3 İHA Yan Görünüş



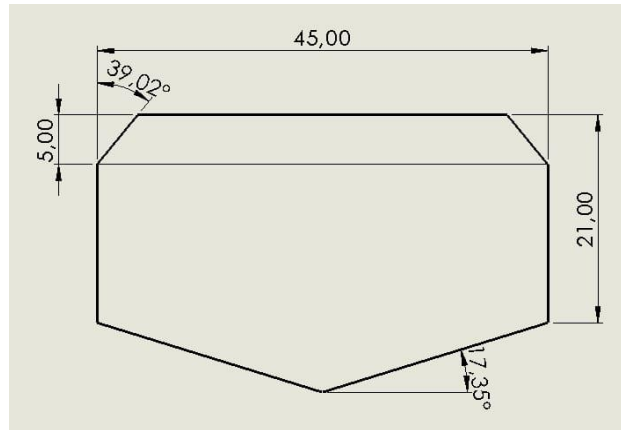
Şekil 10.4 İHA Alt Taban Görünüş



Şekil 10.5 Güneş Panelleri Yerleştirilmiş Temsili Görünüş



Şekil 10.6 Kuyruk Teknik Çizim



Şekil 10.7 Yatay Kuyruk Teknik Çizimi

10.3 Tasarlanan İHA Resimleri



Şekil 10.8 Tasarımı Yapılan İHA



Şekil 10.9 Tasarımı Yapılan İHA



Şekil 10.10 Tasarımı Yapılan İHA



Şekil 10.11 Tasarımı Yapılan İHA



Şekil 10.12 Tasarımı Yapılan İHA

Kişisel Bilgiler

Ad Soyad : Mehmet Burak Balta
Doğum Tarihi: 16.09.1997
Doğum Yeri: Üsküdar/İstanbul



İletişim Bilgileri

Cep:534 590 54 14
E-Posta: burakbalta5361@gmail.com

Eğitim Bilgileri

2016- Karadeniz Teknik Üniversitesi- Trabzon
Makina Mühendisliği

2011-2015-Erkut Soyak Anadolu Lisesi-Ataşehir/İstanbul

Staj Deneyimi

2019-Kale Havacılık-Tuzla/İstanbul

2020-Ünimetal Hassas Döküm A.Ş. -/Tuzla/istanbul

Yabancı Dil

İngilizce: B2 (Intermediate)

Almanca: A1(Temel)

Yetkinlikler

Bilgisayar Programları: SOLIDWORKS

AUTOCAD

MS OFFİCE

MATLAB

Ek Bilgiler

Ehliyet: B Sınıfı

KİŞİSEL BİLGİLER

İsim - Soyisim : OZAN AKTÜRK

Telefon : 0534 963 02 66

Doğum Yeri : İSTANBUL

Doğum Tarihi : 03.04.1998

Uyruğu : TÜRKİYE CUMHURİYETİ

Medeni Durumu : BEKAR

Askerlik Durumu : Tecilli

Ehliyet : YOK

Adres :Gümüşsuyu Mah.Özlem Sk. No:1 Daire:1 Korubaşı Mevkii Beykoz İstanbul



İŞ TECRÜBELERİ

Stajyer : BM Makina Sanayii ve Ticaret A.Ş.

ÖĞRENİM DURUMU

LİSE : FİNAL TEMEL LİSESİ Beykoz / İstanbul

ÜNİVERSİTE : KARADENİZ TEKNİK ÜNİVERSİTESİ / MAKİNE MÜHENDİSLİĞİ
4.SINIF (devam ediyor) Trabzon

YABANCI DİL VE DÜZEYİ

İngilizce - Okuma Orta, Yazma Orta, Konuşma Orta

BİLGİSAYAR BECERİLERİ

MS Office Programları : Word, Excel.

Mühendislik Programları : Matlab Programlama, Solidwork Programı.

REFERANSLAR

SEYHAN AKTÜRK : Qnb Finansbank A.Ş. – Gayrimenkul Projeleri Finansmanı Yönetmeni

Cep Tel : 0536 347 54 82

KİŞİSEL BİLGİLER

İsim - Soyisim : AHMET FURKAN KAYA

Telefon : 0531 916 17 59

Doğum Yeri : İSTANBUL

Doğum Tarihi : 08.12.1998

Mail ; ahmetfurkankayaa@gmail.com

Uyruğu : TÜRKİYE CUMHURİYETİ

Medeni Durumu : BEKAR

Askerlik Durumu : Tecilli

Ehliyet : B sınıfı

Adres :Cumhuriyet mahallesi Gaziler Caddesi No 11/10 GERZE/SİNOP



İŞ TECRÜBELERİ

Stajyer : BARBAROS MOTOR MAK.SAN.İÇ VE DIŞ.TİC.LTD.ŞTİ.

BEYÇELİK GESTAMP OTOMOTİV SANAYİ A.Ş.

ÖĞRENİM DURUMU

LİSE : AÇIK ÖĞRETİM LİSESİ

ÜNİVERSİTE : KARADENİZ TEKNİK ÜNİVERSİTESİ / MAKİNE MÜHENDİSLİĞİ
4.SINIF (devam ediyor) Trabzon

YABANCI DİL VE DÜZEYİ

İngilizce - Okuma Orta, Yazma Orta, Konuşma Orta

BİLGİSAYAR BECERİLERİ

MS Office Programları : Word, Excel.

Mühendislik Programları : Matlab Programlama, Solidwork Programı.

ÖZGEÇMİŞ

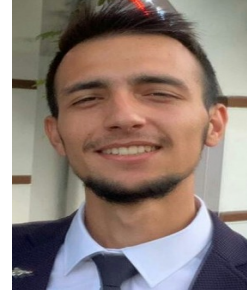
İsim-Soyisim: Yiğit Muhammet Yumuşak

Telefon: 0543 570 24 45

E-Posta: yeto471@gmail.com

Doğum Tarihi: 12.04.1998

Doğum Yeri: Selçuklu/Konya



EĞİTİM

2016-Halen Karadeniz Teknik Üniversitesi-Makine Mühendisliği, Trabzon

2015-2016 Seydişehir Anadolu Öğretmen Lisesi, Seydişehir/Konya

2012-2015 İvriz Anadolu Öğretmen Lisesi, Ereğli/Konya

İŞ DENEYİMİ

Stajyer : SSG Alüminyum Sanayi Tic. Ltd. Şti. , Seydişehir/Konya

YABANCI DİL

İngilizce-Orta Seviye

BECERİLER

Solidworks-Orta Seviye
Microsoft Office-Orta Seviye
Matlab-Orta Seviye

HOBİLER

Futbol, İnternet, Kültürel Geziler