

T.C.
MİLLÎ SAVUNMA ÜNİVERSİTESİ
ATATÜRK STRATEJİK ARAŞTIRMALAR VE LİSANSÜSTÜ EĞİTİM
ENSTİTÜSÜ
HAVACILIK VE UZAY MÜHENDİSLİĞİ ANA BİLİM DALI
İHA TEKNOLOJİLERİ PROGRAMI

İHA KANAT TASARIMI VE DENEYSEL OLARAK
İNCELENMESİ

YÜKSEK LİSANS TEZİ

Ali Rıza SANSUR
2211106

TEZ DANIŞMANI : Dr.Öğr.Üyesi.HAYRİ ACAR

İSTANBUL
TEMMUZ 2024

T.C.
MİLLÎ SAVUNMA ÜNİVERSİTESİ
ATATÜRK STRATEJİK ARAŞTIRMALAR VE LİSANSÜSTÜ EĞİTİM
ENSTİTÜSÜ
HAVACILIK VE UZAY MÜHENDİSLİĞİ ANA BİLİM DALI
İHA TEKNOLOJİLERİ PROGRAMI

İHA KANAT TASARIMI VE DENEYSEL OLARAK
İNCELENMESİ

YÜKSEK LİSANS TEZİ

Ali Rıza SANSUR
2211106

TEZ DANIŞMANI : Dr.Öğr.Üyesi.HAYRİ ACAR

İSTANBUL
TEMMUZ 2024

T.C.
MİLLÎ SAVUNMA ÜNİVERSİTESİ
ATATÜRK STRATEJİK ARAŞTIRMALAR VE LİSANSÜSTÜ EĞİTİM
ENSTİTÜSÜ
HAVACILIK VE UZAY MÜHENDİSLİĞİ ANA BİLİM DALI
İHA TEKNOLOJİLERİ PROGRAMI

İHA KANAT TASARIMI VE DENEYSEL OLARAK
İNCELENMESİ

YÜKSEK LİSANS TEZİ

Ali Rıza SANSUR
2211106

Tezin Enstitüye Verildiği Tarih: 22.07.2024

Tezin Savunulduğu Tarih : 05.07.2024

Tez Oy birliği ile başarılı bulunmuştur.

	Unvan Ad Soyad	İmza
Tez Danışmanı:	DR.ÖĞR.ÜYESİ Hayri ACAR	
Jüri Üyeleri:	DR.ÖĞR.ÜYESİ Serhat YILMAZ	
Jüri Üyeleri:	DR.ÖĞR.ÜYESİ Ali EKEN	

İSTANBUL
TEMMUZ 2024

ÖZGÜNLÜK RAPORU

Tez çalışmamın a) Kapak sayfası, b) Giriş, c) Ana bölümler ve ç) Sonuç kısımlarından oluşan toplam 52 sayfalık kısmına ilişkin, 22/07/2024 tarihinde şahsım tarafından Turnitin adlı intihal tespit programından aşağıda belirtilen filtrelemeler uygulanarak alınmış olan özgünlük raporuna göre, tezimin benzerlik oranı %10'dur.

Uygulanan filtrelemeler:

1. Kaynakça hariç
2. Alıntılar hariç/dâhil
3. 5 kelimededen daha az örtüşme içeren metin kısımları hariç

Millî Savunma Üniversitesi Atatürk Stratejik Araştırmalar ve Lisansüstü Eğitim Enstitüsü Lisansüstü Tez Çalışması Özgünlük Raporu Alınması ve Kullanılması Uygulama Usul ve Esasları'nı inceledim ve bu Uygulama Esasları'nda belirtilen azami benzerlik oranlarına göre tez çalışmamın herhangi bir intihal içermediğini; aksinin tespit edileceği muhtemel durumda doğabilecek her türlü hukuki sorumluluğu kabul ettiğimi ve yukarıda vermiş olduğum bilgilerin doğru olduğunu beyan ederim.

ETİK BEYANI

Millî Savunma Üniversitesi Enstitüleri Dönem Projesi ve Lisansüstü Tez Hazırlama Kılavuzu'nda yer alan kurallarına uygun olarak hazırladığım bu tez çalışmasında; tez içinde sunduğum verileri, bilgileri ve dokümanları akademik ve etik kurallar çerçevesinde elde ettiğimi, tüm bilgi, belge, değerlendirme ve sonuçları bilimsel etik ve ahlak kurallarına uygun olarak sunduğumu, tez çalışmasında yararlandığım eserlerin tümüne uygun atıfta bulunarak kaynak gösterdiğimi, kullanılan verilerde herhangi bir değişiklik yapmadığımı, bu tezde sunduğum çalışmanın özgün olduğunu, bildirir; aksi bir durumda aleyhime doğabilecek tüm hak kayıplarını kabullendiğimi beyan ederim.

Bu tezdeki düşünce, görüş, varsayım, sav veya tezler bana aittir; Millî Savunma Bakanlığı, Millî Savunma Üniversitesi ve Atatürk Stratejik Araştırmalar ve Lisansüstü Eğitim Enstitüsü sorumlu tutulamaz.

Ali Rıza SANSUR

22.07.2024



Sevgili aileme ve büyükanneme,

ÖNSÖZ VE TEŞEKKÜR

Bu yüksek lisans tez çalışması, Milli Savunma Üniversitesi Atatürk Stratejik Araştırmalar ve Lisansüstü Eğitim Enstitüsü'nde İHA Teknolojileri bölümünde yüksek lisans öğrencisi olarak yaptığım iki yıllık çalışmanın sonucu olarak ortaya çıkmıştır. Çalışmada yüksek irtifa ve uzun havada kalış süresi sınıfında güneş enerjisi ile çalışan bir insansız hava aracının tasarlanıp, katı modellemesinin yapıldıktan sonra akış analizinin yapılması amaçlanmıştır.

Yüksek lisans eğitimim boyunca başta çalışma boyunca desteklerini esirgemeyen tez danışman öğretmenim Dr.Öğr.Üyesi Hayri ACAR olmak üzere, çalışmanın akış analizi bölümünde desteklerini esirgemeyen Dr.Öğr.Üyesi Onur USTA ve ders alma şansını bulduğum tüm öğretmenlerime, yoğun ilgi ve hevesle öğrenme hayalini kurduğum bu bölümde bana en iyi şekilde öğrenme imkanını sağladıkları için teşekkür etmek isterim.

Bu yoğun süreçte bana her türlü desteği verdikleri ve zorlandığım her an yanımda oldukları için aileme büyük bir teşekkür etmek isterim. Bu başarı onların sayesinde gerçekleşmiştir.

Son olarak çalışma sırasında kaybettiğim, zorlandığım her anımda beni izlediğini ve başarımla gurur duyacağını düşünerek çalışma gücü bulduğum büyükanneme bugüne kadar bana kattığı her şey için en büyük teşekkürü etmek isterim.

Ali Rıza SANSUR

22.07.2024

İÇİNDEKİLER

Sayfa

ÖZGÜNLÜK RAPORU

ETİK BEYANI

İTHAF

ÖNSÖZ VE TEŞEKKÜR

İÇİNDEKİLER v

TABLO LİSTESİ.....viii

ŞEKİL LİSTESİ..... ix

SEMBOL LİSTESİ..... xi

KISALTMALARxiii

TÜRKÇE ÖZ..... xiv

İNGİLİZCE ÖZ (ABSTRACT) xv

1. GİRİŞ 1

1.1. Tezin Amacı 1

1.2. Tezin Kapsamı 1

1.3. Tezin Yöntemi..... 2

1.4. Tezin Katkıları 2

1.5. Literatürdeki Mevcut Çalışmalar 2

1.6. İHA Tarihçesi..... 3

1.7. İHA'ların Avantajları ve Günümüzdeki Durumu 4

1.8. İHA Sınıfları..... 5

1.9. İHA Tipleri..... 6

1.10. Benzer Uçak Araştırması..... 7

1.11. Giriş Bölümü Özeti..... 10

2. GÜNEŞ ENERJİSİ 11

2.1. Amaç 12

2.2. Güneş Hücresi Hesaplamaları 14

2.3. Yatay Uçuş Güç Gereksinimi Hesaplaması 15

2.4. Toplam Elektrik Enerjisi İçin Gereken Güç Hesaplaması 15

2.5. Enerji İhtiyaç Hesaplamaları..... 16

2.6. Ağırlık Hesaplamaları 17

2.6.1. Sabit Ağırlıklar 18

2.6.2. Uçak İskeleti Ağırlık Hesaplaması 18

2.6.3. Güneş Hücresi Ağırlık Hesaplaması..... 18

2.6.4. MPPT Ağırlık Hesaplaması 19

2.6.5. Yakıt Hücresi Ağırlık Hesaplaması 19

2.6.6.	İtki Grubu Ağırlık Hesaplaması.....	19
2.6.7.	Aviyonik Sistemler Ağırlık Hesaplaması	20
2.6.8.	Uçak Brüt Ağırlık Hesaplaması	20
2.7.	Güneş Enerjisi Bölüm Özeti.....	22
3.	KAVRAMSAL TASARIM	23
3.1.	Amaç	23
3.2.	Sistem Gereksinimleri	23
3.3.	Tasarım Gereksinimleri.....	24
3.4.	Kanat Konfigürasyon Tercihleri	25
3.4.1.	Kanat Tipi	25
3.4.2.	Kanat Konfigürasyonu	25
3.4.3.	Kanat Yeri.....	26
3.5.	Kavramsal Tasarım Özeti.....	26
4.	ÖN TASARIM.....	27
4.1.	Amaç	27
4.2.	Ok Açısı	27
4.3.	Dihedral Açısı	27
4.4.	Sivrilme Oranı	27
4.5.	Kanat Açıklık Oranı	28
4.6.	Kanat Profili Seçimi	28
4.7.	Benzer Çalışmalarda Kullanılan Kanat Profilleri	28
4.8.	Kanat Profili Performans Karakteristikleri	31
4.9.	Kanat Boyutlandırması.....	36
4.10.	Kanat Ön Tasarım Görüntüsü.....	36
4.11.	Ön Tasarım Bölüm Özeti.....	37
5.	DETAY TASARIM.....	38
5.1.	Amaç	38
5.2.	Optimizasyon	38
5.2.1.	Başlangıç Noktası ve İlk Parametreler.....	38
5.2.2.	Optimizasyon Süreci	38
5.2.3.	Optimizasyon Sonuçları.....	39
5.3.	Kontrol Yüzeyi Boyutlandırması ve Konumu	39
5.4.	Kanat İskelet Yapısının Konumlandırılması	40
5.5.	Malzeme Seçimi.....	41
5.6.	Üç Boyutlu Modelleme	42
5.7.	Analiz Sonuçları.....	43
5.8.	Detay Tasarım Bölüm Özeti.....	49

6.SONUÇ	50
KAYNAKÇA.....	53



TABLO LİSTESİ

Tablo 1.1 Benzer uçak özellikleri	7
Tablo 2.1 Ankara ili ışıma miktarı ve güneşlenme süresi değerleri.....	15
Tablo 2.2 Kabul edilen sabit değerler	21
Tablo 2.3 Hesaplanan güç ve ağırlık değerleri.....	22
Tablo 3.1 FoM yöntemi ile tasarım gereksinimi	25
Tablo 3.2 FoM yöntemi ile kanat konfigürasyonu belirleme.....	25
Tablo 3.3 FoM yöntemi ile kanat yeri belirleme.....	26
Tablo 4.1 ~20000 m’de havanın karakteristik özellikleri	31
Tablo 4.2 Deniz seviyesinde havanın karakteristik özellikleri	32
Tablo 4.3 Kanat boyutlandırması ve İHA temel kabul değerleri	36
Tablo 4.4 Kanat profili analiz değerleri	36
Tablo 5.1 Sparların kanat üzerindeki konumları.....	40
Tablo 6.1 XFLR5-STAR-CCM+ analiz sonuçları karşılaştırması.....	51



ŞEKİL LİSTESİ

Şekil 1.1 İHA Sınıfları.....	5
Şekil 1.2 ANKA sabit kanatlı İHA	6
Şekil 1.3 AKSUNGUR sabit kanatlı İHA	6
Şekil 1.4 Döner kanatlı İHA	7
Şekil 1.5 Hibrit kanatlı İHA yapısı	7
Şekil 1.6 Hibrit kanatlı İHA	7
Şekil 1.7 Pathfinder+ İHA	8
Şekil 1.8 NASA Helios HP03 İHA	9
Şekil 1.9 Zephyr S İHA	9
Şekil 1.10 Phasa-35 İHA	10
Şekil 2.1 Güneş enerjisi kaynağı formları	12
Şekil 2.2 Güneş enerjisi üretim şeması.....	13
Şekil 2.3 Güneş enerjisi üretim ve tüketim (gündüz-gece) şeması.....	13
Şekil 2.4 Ankara ili konumunda ışımaya miktarı-saat sinüzoidal grafiği	14
Şekil 2.5 Ankara ili konumunda ışımaya miktarı-ay ve güneşlenme süresi-ay grafiği.....	15
Şekil 2.6 Işıma miktarı-saat sinüzoidal grafiği <i>I_{max}-T_{day}</i> değerleri okuma örneği....	17
Şekil 3.1 Görev gereksinimleri	23
Şekil 4.1 <i>CL- α</i> grafiği	29
Şekil 4.2 <i>CD- α</i> grafiği.....	29
Şekil 4.3 <i>CM- α</i> grafiği	30
Şekil 4.4 <i>CL/CD- α</i> grafiği	30
Şekil 4.5 <i>CL- CD</i> grafiği	31
Şekil 4.6 İrtifaya bağlı hava özellikleri.....	32
Şekil 4.7 S1223 kanat profilinin $Re = 2 \times 10^5$ değeri <i>CL- α</i> grafiği	33
Şekil 4.8 <i>CL- α</i> grafiği	34
Şekil 4.9 <i>CD - α</i> grafiği.....	34
Şekil 4.10 <i>C_m- α</i> grafiği	34
Şekil 4.11 <i>CL/CD- α</i> grafiği	35
Şekil 4.12 <i>CL- CD</i> grafiği	35
Şekil 4.13 Kanat ön tasarım görüntüsü.....	37
Şekil 5.1 Kontrol yüzey boyutlandırma grafiği	39
Şekil 5.2 Spar konumları	40
Şekil 5.3 Kanat yapısı	40
Şekil 5.4 Karbon fiber malzemesi	42
Şekil 5.5 Kanat iskelet yapısı modelleme görüntüsü.....	42
Şekil 5.6 Kanat üç boyutlu modelleme görüntüsü.....	43
Şekil 5.7 Kanat modeli ve rüzgâr tüneli simülasyonu	44
Şekil 5.8 Sürüklenme katsayısı grafiği	44
Şekil 5.9 Sürüklenme kuvveti grafiği	45
Şekil 5.10 Taşıma kuvveti katsayısı grafiği.....	45
Şekil 5.11 Taşıma katsayısı grafiği.....	46
Şekil 5.12 Kanat üzerindeki basınç dağılımı grafiği	46
Şekil 5.13 Tünel içindeki basıncın kanat profil kesiti üzerinde dağılımının grafiği	47
Şekil 5.14 Kanat üzerinden geçen hava hızı grafiği	47
Şekil 5.15 Kanat profil kesiti üzerinden geçen hava hızı grafiği.....	48

Şekil 5.16 Kanat üzerinden geçen hız vektörleri grafiği 48



SEMBOL LİSTESİ

A_{sc}	:Güneş Hücresi Alanı
c	:Veter Uzunluğu
C_D	:Sürüklenme Kuvveti Katsayısı
C_L	:Kaldırma Kuvveti Katsayısı
D	:Sürüklenme Kuvveti
$E_{elec,tot}$:Günlük Toplam Elektrik Enerjisi İhtiyacı
g	:Yer Çekim İvmesi
I_{max}	:Maksimum Işıma Miktarı
k_{fc}	:Yakıt Hücresi Enerji Yoğunluğu
k_{sc}	:Güneş hücresi Kütle Yoğunluğu
k_{enc}	:Enkapsülasyon Kütle Yoğunluğu
k_{mppt}	:Maksimum Güç Noktası Takip Cihazı Kütle-Güç Oranı
k_{prop}	:İtke Grubu Kütle-Güç Oranı
k_{af}	:Yapısal Kütle Sabiti
k_{Pav}	:Aviyonik Güç-Ağırlık Oranı
k_{lg}	:İniş Takımı Kütle Oranı
k_{av}	:Aviyonik Ağırlık Oranı
L	:Taşıma Kuvveti
$\frac{L}{D}$:Taşıma Kuvvetinin Sürüklenme Kuvvetine Oranı
P_{av}	:Aviyonik Sistemler Güç Tüketimi
$P_{elec,tot}$:Toplam Elektrik Güç Tüketimi
P_{lev}	:Yatay Uçuş Güç Tüketimi
P_{pld}	:Faydalık Yük Güç Tüketimi
S	:Kanat Alanı
T_{day}	:Gündüz Süresi
V	:Volt
\mathcal{V}	:Hız
X_1	:Yapısal Kütle Kanat Uzunluğu Üssü
X_2	:Yapısal Kütle Açıklık Oranı Üssü
η_{bec}	:Regülatör Verimliliği

η_{cbr}	:Kanat Kamburluk Verimliliği
η_{ctrl}	:Elektronik Hız Kontrol Cihazı Verimliliği
η_{grb}	:Dişli Kutusu Verimliliği
η_{los}	:Verimlilik kaybı
η_{mot}	:Motor Verimliliği
η_{mppt}	:Maksimum Güç Noktası Takip Cihazı Verimliliği
η_{plr}	:Motor Verimliliği
η_{sc}	:Güneş Hücresi Verimliliği
η_{wthr}	:Hava Verimliliği
ρ	:Hava Yoğunluğu
μ	:Dinamik Viskozite

KISALTMALAR

AoA	:Hücum Açısı
AR	:Açıklık Oranı
FoM	:Ağırlık Katsayısı Hesaplama
HALE	:Yüksek İrtifa Uzun Havada Kalış Süresi
İHA	:İnsansız Hava Aracı
MPPT	:Maksimum Güç Noktası Takip Cihazı



ÖZ

İHA Kanat Tasarımı ve Deneysel Olarak İncelenmesi

Ali Rıza SANSUR

YÜKSEK LİSANS TEZİ

Milli Savunma Üniversitesi

Atatürk Stratejik Araştırmalar ve Lisansüstü Eğitim Enstitüsü

İstanbul, Temmuz 2024

Güneş enerjisiyle çalışan insansız hava araçları, günümüzde önemli bir rol oynamaktadır ve teknolojinin ilerlemesiyle birlikte bu alandaki çeşitlilik ve kullanım artmaktadır. Keşif, gözlem, uydu takibi, istihbarat vb. amaçlarla kullanılan bu hava araçları, tasarım aşamalarını kullanım amacına göre şekillendirmektedir. Bu çalışmada, yüksek irtifa ve uzun süre havada kalış süresi sınıfına ait bir insansız hava aracının kanadı güneş enerjisiyle çalışacak şekilde tasarlanmıştır. Tasarımın temeli, benzer sınıftaki geçmiş yıllarda üretilen insansız hava araçlarının özellikleri ve literatürdeki benzer çalışmaların incelenmesiyle belirlenen gereksinimlerdir. Bu gereksinimlere dayanarak öncelikle kanadın güneş enerjisi ile çalışabilmesi için gerekli güneş hücreleri belirli kabuller yapılarak seçilmiştir. Daha sonra kanadın kavramsal tasarımı yapılmış olup kanat konfigürasyonu, tipi ve yeri performans katsayısı metoduyla belirlenmiştir. Kavramsal tasarımın ardından ön tasarım aşamasına geçilmiş, kanat profili seçimi yapılmış ve seçilen profilin aerodinamik özellikleri incelenerek kanadın aerodinamik hesaplamaları gerçekleştirilmiştir. Detay tasarım aşamasında ise tasarlanan kanadın iskeleti ve yüzeyi için katı modellemeler yapılmış, akış analizleri gerçekleştirilmiştir. Analiz sonuçları, tasarlanan kanadın belirlenen koşullarda istenen aerodinamik özellikleri taşıdığını göstermektedir.

ANAHTAR KELİMELELER: İnsansız hava araçları, Güneş hücreleri, Kanat tasarımı, Akış analizi

Bilim Kodu : 93111

Sayfa Sayısı : xv + 54

Tez Danışmanı : Dr. Öğr. Üyesi Hayri ACAR

ABSTRACT

Design and Experimental Analysis of UAV Wing

Ali Rıza SANSUR

National Defense University

Atatürk Strategic Studies and Graduate Institute

Istanbul, July 2024

Unmanned aerial vehicles (UAVs) powered by solar energy play a significant role today, and with the advancement of technology, the diversity and usage in this field are increasing. These aircraft, used for purposes such as exploration, observation, satellite tracking, intelligence, etc., shape their design stages according to their usage purpose. In this study, the wing of a UAV belonging to the high altitude and long endurance class has been designed to work with solar energy. The basis of the design is the requirements determined by examining the features of UAVs produced in previous years in the same class and similar studies in the literature. Based on these requirements, the solar cells necessary for the wing to work with solar energy were selected by making certain assumptions. Then, the conceptual design of the wing was made, and the wing configuration, type, and location were determined by the performance coefficient method. After the conceptual design, the preliminary design stage was passed, the wing profile selection was made, and the aerodynamic calculations of the wing were performed by examining the aerodynamic characteristics of the selected profile. In the detailed design stage, solid modeling was done for the skeleton and surface of the designed wing, and flow analysis were performed. The analysis results show that the designed wing carries the desired aerodynamic characteristics under the determined conditions.

KEYWORDS: Unmanned aerial vehicles, Solar cells, Wing design, Flow analysis

Science Code : 93111

Pages : xv + 54

Supervisor : Asst. Prof. Hayri ACAR, Ph.D.

1. GİRİŞ

1.1. Tezin Amacı

Teknolojinin hızla gelişmesi, insan hayatını kolaylaştırmakla kalmayıp aynı zamanda yeni kullanım alanları da doğurmaktadır. Teknolojik gelişmelerle birlikte, İHA kullanımı günden güne yaygınlaşmıştır. İHA'lar, araç içerisinde pilot gerekliliği bulunmaması, tasarımının daha basit olması, üretim, operasyon, bakım ve onarım maliyetlerinin düşük olması, pist kolaylığı vb. sebeplerle insanlı hava araçlarına göre daha yüksek avantajlara sahiptir. Günümüzde İHA'lar, ulaşım, güvenlik, kargo ve askeri operasyon amaçlarıyla sivil ve askeri alanlarda kullanılmaktadır.

İHA'lar enerji kaynaklarını farklı yöntemlerle elde ederler. Son dönemde çevre dostu, sürdürülebilir, uzun süreli görevler için ve daha az maliyetli olması sebebiyle enerji kaynağını güneş enerjisinden elde eden İHA'lara yönelim artmaktadır.

Bu çalışmada, güneş enerjisi ile çalışan HALE sınıfı bir İHA'nın kanat tasarımını yapmak amaçlanmıştır. HALE sınıfı İHA'lar, yüksek irtifa ve uzun havada kalış süresine sahip olan İHA'lardır. Bu İHA'lar, askeri, sivil ve bilimsel amaçlar için çeşitli görevlerde kullanılmaktadır. Güneş enerjisi ile çalışan HALE sınıfı bir İHA, daha önce bahsedildiği gibi yakıt maliyeti ve çevresel etki açısından avantajlıdır. Bu tür bir İHA'nın tasarımı, aerodinamik, yapısal, mekanik, elektrik ve kontrol sistemleri gibi birçok disiplini içermektedir. Bu tezde, bu disiplinlerden kanat tasarımı üzerinde durulacaktır. Kanat, bir İHA'nın uçuş performansını ve güneş enerjisinden yararlanma kapasitesini doğrudan etkileyen en önemli bileşenlerden biridir.

1.2. Tezin Kapsamı

Bu tezde, güneş enerjisi ile çalışan yüksek irtifa ve uzun havada kalış süresi sınıfı bir İHA'nın kanat tasarımı için aşağıdaki adımlar izlenmiştir:

- Kanat geometrisi, güneş enerjisi ve akış analizi literatür taraması yapılmıştır.
- Ankara ili şartlarında uzun süreli uçuş yapabilecek bir İHA kanadı için tasarım kriterleri belirlenmiştir.
- Tasarım kriterleri belirlenen İHA kanadının matematiksel hesaplamaları yapılmıştır.
- Kanat geometrisinin belirlenmesi için XFLR5 programı kullanılarak çeşitli kanat profilleri test edilmiştir.

- Kanadın katı modellemesi için CATIA V5 programı kullanılmıştır. Rib ve spar adı verilen bileşenlerden oluşan kanat iskeleti ile kanat yüzeyinin üç boyutlu modellemesi oluşturulmuştur.
- STAR-CCM+ yazılımı kullanılarak üç boyutlu modeli oluşturulan kanadın akış analizi yapılmıştır.

1.3. Tezin Yöntemi

Bu tezde, güneş enerjisi ile çalışan hale sınıfı bir İHA'nın kanadının tasarımı için sayısal yöntemler kullanılmıştır. Kanat geometrisinin belirlenmesi için potansiyel akış teorisi temel alınmıştır. Kanadın akış analizi için sonlu elemanlar yöntemi kullanılmıştır.

1.4. Tezin Katkıları

Çalışmanın katkıları aşağıdaki şekildedir:

- Güneş enerjisi ile çalışan HALE sınıfı bir İHA'nın kanadının tasarımı için bir yöntem sunulmuştur.
- Bu yöntem, enerji performansı ile kanadın akış analizini birlikte dikkate alarak kanadın optimizasyonunu sağlamıştır.
- Ayrıca sunulan yöntem farklı tasarım kriterleri ve hedef fonksiyonları için kolayca uyarlanabilir ve geliştirilebilir bir yöntemdir.

1.5. Literatürdeki Mevcut Çalışmalar

Bu tez çalışmasının literatür taraması bölümünde, yüksek irtifa uzun havada kalış süreli uçuşlar için güneş enerjisiyle çalışan insansız hava araçlarının tasarımı ve optimizasyonu üzerine birçok kaynak taranmıştır. Özellikle beş önemli kaynak çalışmanın temeli olarak alınmıştır. Bu beş kaynağın, çalışmada öncülük ettiği bölümler aşağıdaki gibidir.

İlk olarak, Daniel P. Raymer tarafından yazılan "Aircraft Design: A Conceptual Approach" adlı kitap, uçak tasarım süreçlerini, konfigürasyon seçimini ve aerodinamik analizleri kapsamlı bir şekilde ele almaktadır. Bu çalışma, tasarımın ilk aşamalarında temel prensipler ve mevcut tasarımlardan edinilen deneyimlerle ana parametrelerin doğru sınırlar içinde nasıl belirleneceğine yardımcı olmuştur.

İkinci olarak, John D. Anderson Jr. tarafından hazırlanan "Introduction to Flight" adlı kitap, havacılık ve uzay mühendisliği alanında temel bir kaynak olarak kabul edilmektedir. Bu kitap, uçuş teorisinin temel prensiplerini, aerodinamik yapıları ve

uçuşun tarihçesini kapsamlı bir şekilde ele alır. Bu çalışma tasarım ilkelerinin derinlemesine incelenmesi aşamasına katkıda bulunmuştur.

Üçüncü olarak, André Noth tarafından yazılan "Design of Solar Powered Airplanes for Continuous Flight" adlı tez, güneş enerjisiyle çalışan uçakların sürekli uçuşunu gerçekleştirmek için gerekli küresel tasarım metodolojisini sunmaktadır. Bu çalışma, güneş panelleriyle kaplı kanatlar kullanarak gündüzleri enerji toplama ve gece uçuşları için enerji depolama yöntemlerini detaylandırmaktadır. Çalışmanın güç gereksinimlerini belirleyerek güneş hücresi seçimi ve hücrelerin alanlarının hesaplamasında rehberlik etmiştir.

Dördüncü olarak, M.D. Bailey ve M.V. Bower tarafından yazılan "High Altitude Solar Power Platform" adlı çalışma, yüksek irtifa güneş enerjili platformların (HASPP) potansiyel misyonlarını ve tarım gibi alanlarda uzaktan algılama yapma kapasitesini incelemektedir. Bu çalışma, seyir irtifası ve görev süresinin belirlenmesine yardımcı olmuştur.

Son olarak, Ahmad Abdulkarim Mahdi Alsahlani tarafından yazılan "Design of a Swept-Wing High-Altitude Long-Endurance Unmanned Air Vehicle (HALE UAV)" adlı çalışma, yüksek irtifa ve uzun havada kalış süreli uçuşlar için tasarlanmış bir kanadın aerodinamik ve enerji verimliliği ile optimizasyon sürecini ele almaktadır. Bu çalışma, düşük yoğunluklu yüksek irtifa ortamında uçuş için tasarlanmış kanat için gerekli optimizasyon süreçlerine katkıda bulunmuştur.

Bu beş çalışma, tezin konusu olan güneş enerjisiyle çalışan yüksek irtifa uzun süreli uçuşlar için insansız hava araçlarının tasarımı ve optimizasyonu konusunda kapsamlı bir literatür temeli oluşturmaktadır. Her biri, bu alandaki teknolojik ilerlemeleri ve tasarım yaklaşımlarını yansıtmakta ve tezin ilerleyen bölümlerindeki tasarım ve analiz süreçlerine rehberlik etmektedir.

1.6. İHA Tarihçesi

İHA'lar, modern havacılık tarihinde köklü bir geçmişe sahiptir. İlk İnsansız Hava Aracı olan "Kettering Bug", 1918 yılında İngiliz mucit C. Kettering tarafından geliştirilmiş ve uzaktan kumanda edilebilen bir hava aracıdır. Bu tarihten itibaren İHA teknolojisi, hem askeri hem de sivil alanlarda önemli bir evrim geçirmiştir.

1916 yılında A. M. LOW tarafından geliştirilen "Aerial Target", erken dönem İHA sistemlerine örnektir ve hedefleme amaçlı kullanılmıştır. İHA'ların gelişiminde önemli

bir adım ise 1939 yılında Amerika Birleşik Devletleri tarafından geliştirilen Radioplane OQ-2 adlı uzaktan kumandalı İHA'dır. Bu sistem, pilotların hedefleme pratiği yapabilmesi için kullanılmıştır.

1950 yılında Amerikan Ordusu için geliştirilen MQM-33 ve daha sonra MQM-57 Falconer olarak adlandırılan İHA'lar, keşif görevlerinde kullanılmış ve teknolojik olarak gelişmiştir.

Modern İHA teknolojisinin kökenlerinden biri olan MQ-1 Predator ise 1995 yılında General Atomics ve Pentagon tarafından geliştirilmiştir. Predator, uzun menzilli keşif ve saldırı görevleri için kullanılan ilk modern İHA'lardan biridir.

Bu tarihsel gelişim göstermektedir ki İHA'lar, başlangıçta basit hedefleme ve keşif görevlerinde kullanılmışken, zamanla teknolojik olarak ilerleyerek günümüzde çeşitli profesyonel, askeri ve hobi amaçları için yaygın olarak kullanılan bir havacılık aracı haline gelmiştir. (<https://www.thk.org.tr/>, 2024)

1.7. İHA'ların Avantajları ve Günümüzdeki Durumu

Teknolojinin ilerlemesiyle birlikte, insansız hava araçlarının yaygınlaşmasında çeşitli avantajlar ortaya çıkmıştır. İHA'ların otonom veya bir yer istasyonu aracılığıyla kontrol edilebilmesi, insanlı uçaklarda gereken yaşamsal sistemler ile kokpit için gerekli alan ve mürettebat maliyetlerini ortadan kaldırmaktadır. Ayrıca, İHA'lar insan kabiliyetleriyle sınırlı olmayan manevra ve operasyon kabiliyetine sahiptirler (örneğin, yorgunluk, çalışma saatleri, G kuvveti gibi sınırlamalar yoktur). Operasyonel üstünlük açısından da, düşman tarafından fark edilme veya vurulma olasılığı düşüktür; bu da İHA'ları operasyonel anlamda tercih edilir kılar.

Özellikle, insansız hava araçlarının zayıf maliyeti düşüktür. Pilotların yetiştirilmesi çok yüksek maliyetler içerir ve hava aracı kaybıyla birlikte yetiştirilmiş personelin kaybı, ordular için hem maddi hem de kabiliyet kaybı anlamına gelir. İHA'lar bu açıdan ordular için tercih sebebi olmaktadır.

İHA'lar ayrıca tarihte, düşman hava savunma unsurlarının oyalanmasında veya asıl taarruz unsurlarının ilerlemesini sağlamak için kullanılmıştır.

Gelecekte, İHA'lar scramjet teknolojisinin sunduğu avantajlara da sahip olacaktır. Günümüzde, scramjet teknolojisi sadece test aşamasında olup, insansız modellerde de kullanılmaktadır. (<https://www.thk.org.tr/>, 2024)

1.8. İHA Sınıfları

İHA'lar çeşitli özelliklerine göre sınıflandırılmaktadırlar. Avrupa İnsansız Hava Aracı Birliği, İHA'ları beş temel kategoriye ayırır. Bu kategoriler, İHA'ların menzil ve kapasitelerine göre sınıflandırılır:

- Yakın Menzil İHA'lar: Bu İHA'lar genellikle 25 kilometreye kadar uçuş yapabilir ve oldukça hafif yapıdadırlar.
- Kısa Menzil İHA'lar: Bu sınıf, 25 ile 100 kilometre arasında görev yapabilen İHA'ları kapsar.
- Orta Menzil İHA'lar: 100 ile 200 kilometre arasında uçuş gerçekleştirebilen bu İHA'lar, yüksek performanslı operasyonlar için gelişmiş aerodinamik tasarım ve kontrol sistemlerine sahiptir.
- Uzun Menzil İHA'lar: 200 ile 500 kilometre arasında uçuş yapabilen bu İHA'lar, karmaşık görevleri yerine getirebilmek adına ileri teknoloji gerektirir. Yer kontrol istasyonları ile İHA arasındaki iletişimdeki zorlukları aşmak için uydu bağlantısı kullanırlar.
- Dayanıklılık İHA'ları: 500 kilometreden daha uzun menzillerde görev yapabilir veya 20 saatten fazla havada kalabilirler. Bu özellikleri nedeniyle, İHA ailesinin en gelişmiş üyeleri olarak görülürler.

Bu kategoriler, İHA'ların tasarımı ve işlevselliği hakkında derinlemesine bilgi sağlar. Özellikle dayanıklılık İHA'ları için, itki sistemi, navigasyon ve kontrol mekanizmaları ve sensör yükü yönetimi gibi ana sistemlerin tasarımı üzerine odaklanılır. Bu sistemler, İHA'ların uzun süreli ve etkin görev yapabilmeleri için kritik öneme sahiptir.

İHA'ların sınıflandırılması Şekil 1.1'de gösterildiği gibidir.

		Specifications			
		Range (km)	Flight Altitude (m)	Endurance (hour)	Maximum Take-Off Weight (MTOW)
UAV Classes	Micro	<10	250	1	<5
	Mini	<10	150-300	<2	<30
	Short Range Tactical	70-200	5000	6-10	1250
	Medium Altitude Long Range	>500	14000	24-48	1500
	High Altitude Long Endurance	>2000	20000	24-48	12000

Şekil 1.1 İHA Sınıfları

1.9. İHA Tipleri

Sabit Kanat: Kanatlarının şekli ve ileri yönlü hareket sonucunda oluşan hava süratinin yarattığı taşıma kuvveti ile yer çekimini yenip uçuşunu gerçekleştiren hava aracı tipidir. Sabit kanatlı İHA'lar için örnekler Şekil 1.2 ve Şekil 1.3'te gösterilmiştir.

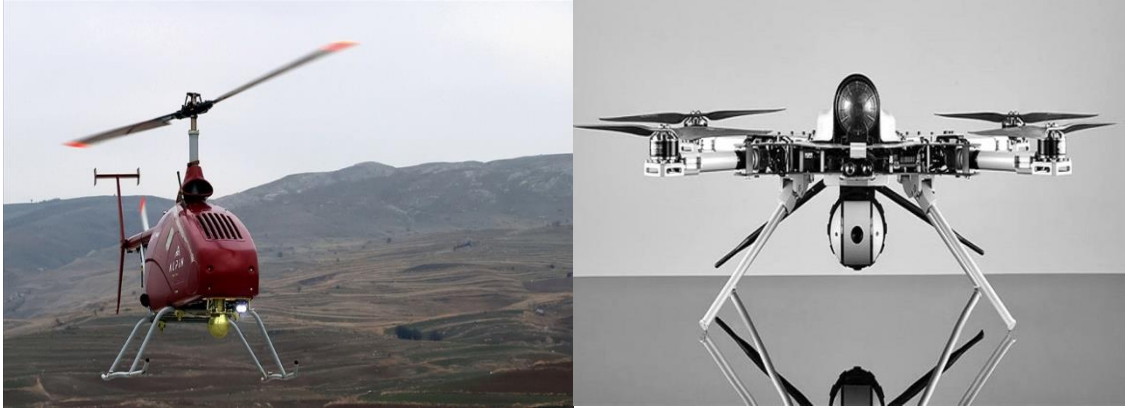


Şekil 1.2 ANKA sabit kanatlı İHA (<https://www.tusas.com/>, 2024)



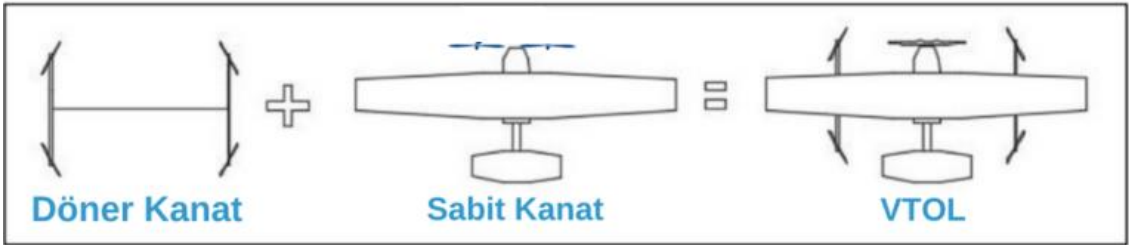
Şekil 1.3 AKSUNGUR sabit kanatlı İHA (<https://www.tusas.com/>, 2024)

Döner Kanat: Dikey bir shafta bağlı olarak dönen pallerin (kanatların) ürettiği taşıma kuvveti ile yer çekimini yenip uçuşunu gerçekleştiren hava aracı tipidir. Döner kanatlı İHA'lar için örnekler Şekil 1.4 'de gösterilmiştir.



Şekil 1.4 Döner kanatlı İHA

Hibrit Kanat: Sabit kanat ve döner kanat tiplerinin bir arada kullanıldığı hava aracı tipidir. Hibrit kanatlı İHA'lar için örnekler Şekil 1.5 ve Şekil 1.6'da gösterilmiştir.



Şekil 1.5 Hibrit kanatlı İHA yapısı (<https://avdesodrone.com/>, 2024)

● = Döner kanat dikey-iniş kalkış motorları



● = Yatay seyir ana motor

Şekil 1.6 Hibrit kanatlı İHA (<https://avdesodrone.com/>, 2024)

1.10. Benzer Uçak Araştırması

Bu kısımda aynı sınıfta olan ve benzer özelliklere sahip hava aracı modellerinin araştırılması Tablo 1.1'de sunulmuştur (<https://en.wikipedia.org/>, 2024).

Tablo 1.1 Benzer uçak özellikleri

Uçak Adı	Kanat Açıklığı (m)	Kanat Alanı (m2)	Ağırlık (kg)	Faydalı Yük (kg)	Kanat Açıklık Oranı	Seyir Hızı (m/s)	İrtifa (km)
Pathfinder	29,5	13,4	252	45	12	N/A	~21000
Pathfinder +	36,3	35,8	315	67,5	15	N/A	~21500
Centurion	61,8	153	862	45-270	26	~95-120	30000
Helios HP01	75,3	N/A	929	329	30,9	~110-160	~29500
Helios HP03	75,3	N/A	1052	N/A	30,9	N/A	~19800
Zephyr 7	22,5	33	53	2,5	N/A	15,6	~21000
Zephyr 8/S	25	50	62-65	5	N/A	N/A	~23000
Zephyr T	32	N/A	145	20	N/A	N/A	N/A
Phasa-35	35	N/A	150	15	N/A	N/A	~19800
Atlantic Solar	5,65	1,72	7,36	0,8	18,5	8,54	N/A
SoLong UAV	4,75	1,5	12,8	N/A	15	22,35	N/A
Sky Sailor	3,2	0,776	2,14	N/A	13,2	N/A	N/A



Şekil 1.7 Pathfinder+ İHA (Alsahlani, 2017)



Şekil 1.8 NASA Helios HP03 İHA (Alsahlani, 2017)



Şekil 1.9 Zephyr S İHA (<https://amprius.com/>, 2024)



Şekil 1.10 Phasa-35 İHA (<https://www.theengineer.co.uk/>, 2024)

1.11. Giriş Bölümü Özeti

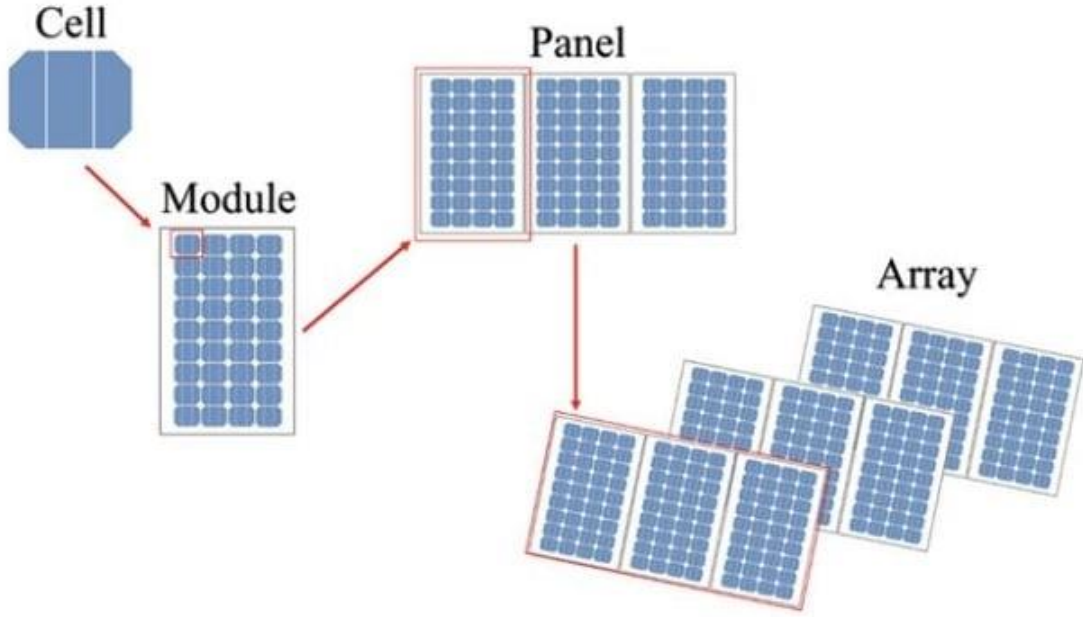
Giriş bölümünde, çalışmanın amacı, kapsamı, yöntemi ve katkıları açıklanmıştır. Ek olarak literatür taraması yapıp literatürdeki mevcut çalışmalar ve bu çalışmada yararlanılan kaynaklar belirtilmiştir. Daha sonra İHA sınıfları ve tipleri açıklanmıştır. Son olarak benzer uçak araştırması yapılmış ve çalışma için referans olarak kullanılacak bilgiler tablo halinde sunulmuştur.

2. GÜNEŞ ENERJİSİ

Güneş enerjisi ile çalışan İHA'lar, güneş ışığını enerji olarak kullanarak yüksek irtifalarda uzun süreli görevler yapabilirler. Çalışmanın giriş bölümünde de bahsedildiği üzere İHA'larda güneş enerjisi kullanmanın birçok avantajı bulunmaktadır. Bu avantajların bazıları şunlardır:

- Çevre Dostu Enerji Kaynağı: Güneş enerjisi, fosil yakıtlara kıyasla çevre dostu bir enerji kaynağıdır. İHA'lar için güneş panelleri kullanarak uçuş yapmak, doğal kaynakları daha az tüketir ve karbon ayak izini azaltır.
- Uzun Süreli Görevler İçin Uygun: Güneş enerjisi, İHA'ların uzun süreli görevlerde çalışmasını sağlar. Güneş ışığı olduğu sürece, İHA'lar sürekli olarak enerji üretebilirler. Bu özellik, gözetim, tarım, haritalama ve diğer uzun süreli görevlerde İHA'ların kullanımını artırır.
- Düşük Maliyet: Güneş enerjisi, İHA'lar için düşük işletme maliyetleri sunar. Güneş ışığı ücretsizdir ve güneş panelleri bakım gerektirmez.
- Yenilenebilir Enerji Kaynağı: Güneş enerjisi, yenilenebilir bir kaynaktır. Güneş ışığı sonsuzdur ve İHA'lar için sürdürülebilir bir enerji kaynağıdır.
- Teknolojik İlerlemeler: Güneş panelleri teknolojisi sürekli olarak gelişmektedir. Daha verimli paneller ve depolama sistemleri, İHA'ların güneş enerjisini daha etkin bir şekilde kullanmasını sağlar.

Uçak tasarımında, enerji ve kütle dengesi kritik bir rol oynar. Motorlar, güneş panelleri, enerji depolama üniteleri ve aviyonik sistemler gibi her bir ünite belirli bir güç gereksinimi ve ağırlığa sahiptir.



Şekil 2.1 Güneş enerjisi kaynağı formları (<https://eepower.com/>, 2024)

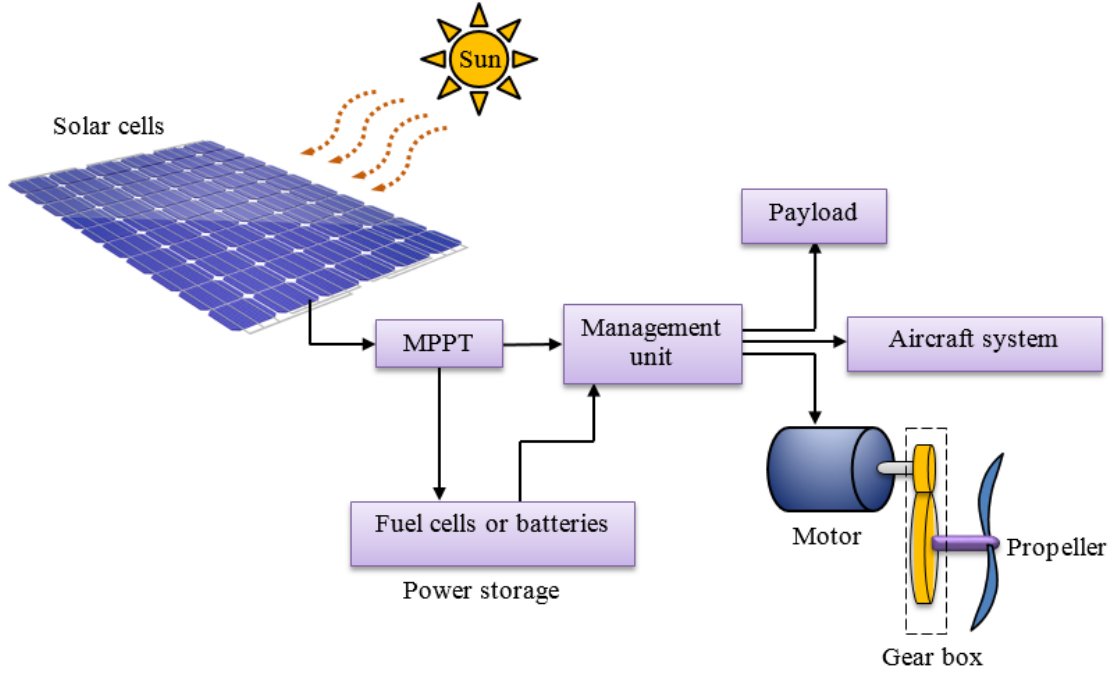
2.1. Amaç

Güneş enerjisi bölümünün amacı, güneş enerjisi ile çalışacak bir İHA tasarlamak için gerekli olan güneş hücrelerinin özelliklerini belirlemektir. Güneş hücrelerinin seçimi, İHA'nın performansı üzerinde doğrudan etkili olduğundan, bu bölümde hücrelerin verimliliği, güç çıkışı, ağırlık, boyut ve çevresel koşullar gibi kritik parametrelerin incelenmesi hedeflenmektedir. Ayrıca, İHA'nın uçuş süresini ve menzilini maksimize etmek için güneş hücrelerinin optimizasyonuna yönelik bir yöntem geliştirilmesi amaçlanmaktadır. Bu yöntem, İHA'nın farklı hava koşullarında ve çeşitli görev senaryolarında etkin bir şekilde çalışabilmesi için güneş hücrelerinin en uygun konfigürasyonunun nasıl seçileceğini detaylandıracaktır.

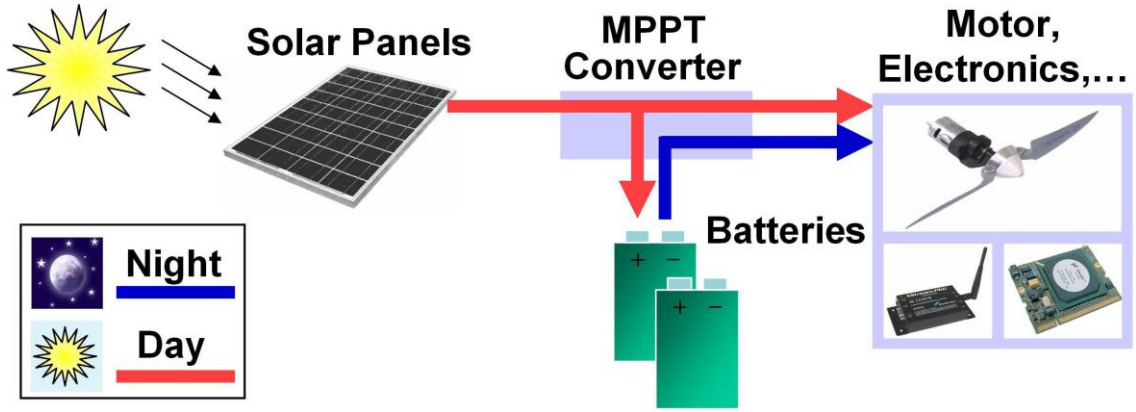
Bu bölümde, tasarımı yapılan İHA'nın verimlilik değerleri için benzer uçaklarda ve "Ahmad Abdulkarim Mahdi Alsahlani" tarafından yapılan "Design of a Swept-Wing High-Altitude Long-Endurance Unmanned Air Vehicle (HALE UAV)" çalışmasında örnek olarak kullanılan donanımların kullanıldığı kabul edilmiştir. Ayrıca verimlilik değerleri olarak da bu donanımların değerleri referans olarak alınmıştır.

Bu amaç doğrultusunda, tezin ilerleyen bölümlerinde güneş hücrelerinin performansını etkileyen faktörler ve bu faktörlerin İHA'nın genel performansına etkileri tartışılmış,

böylece güneş enerjisi ile çalışacak İHA'nın tasarım ve geliştirme sürecine katkıda bulunulmuştur.



Şekil 2.2 Güneş enerjisi üretim şeması (Alsahlani, 2017)



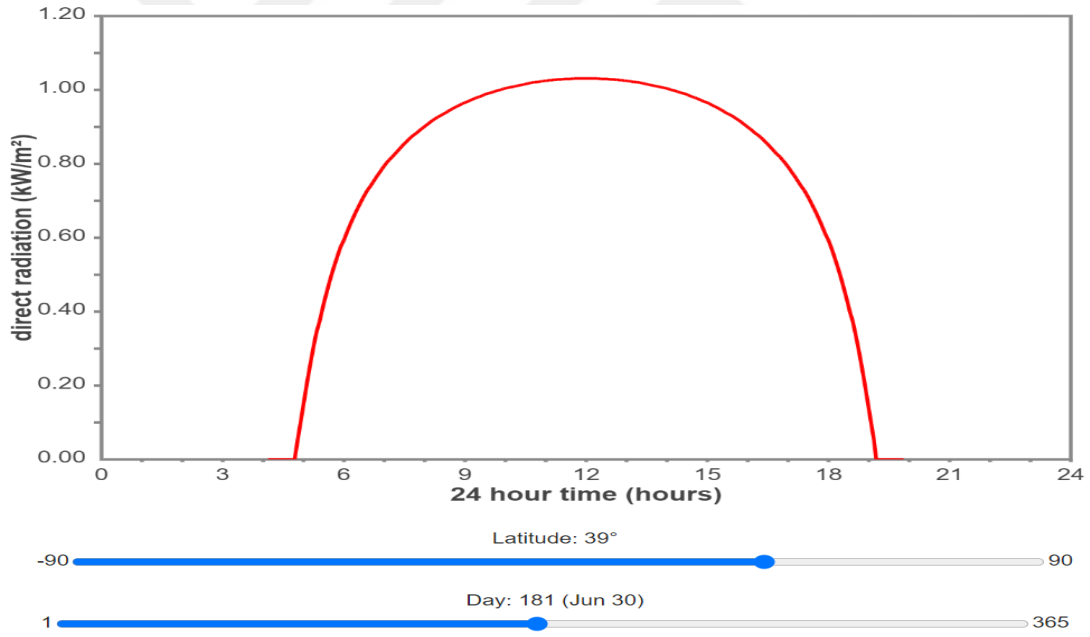
Şekil 2.3 Güneş enerjisi üretim ve tüketim (gündüz-gece) şeması (Noth, 2008)

2.2. Güneş Hücresi Hesaplamaları

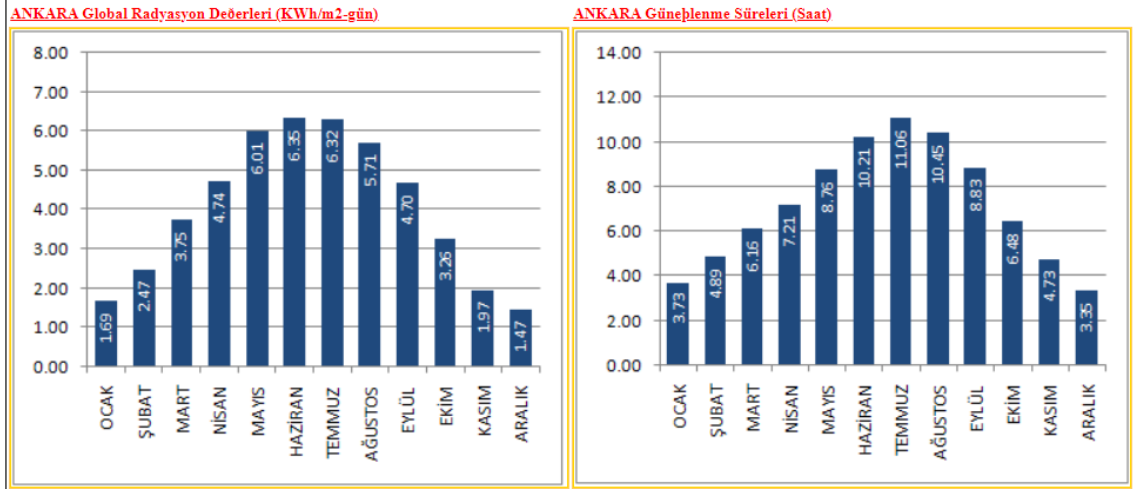
Güneş enerjisi ile çalışan İHA'lar için gündüz saatlerinde toplanan enerjinin gece boyunca da uçuşu sürdürebilmesi için yeterli olması gerekmektedir (Alsahlani, 2017).

Bu çalışmada, güneş hücresi olarak MicroLink tarafından üretilen Triple-Junction ELO Tabbed güneş hücresi kullanıldığı kabul edilmiştir. Bu güneş hücresi, yüksek verimliliği (%30) ve düşük kütle yoğunluğu (0.25 kg/m^2) ile öne çıkmaktadır. Söz konusu güneş hücresi, tasarımın güneş enerjisi toplama ve kullanım verimliliği açısından önemli bir bileşeni olmasını sağlayacaktır. Bu seçim, tasarımın hafifliği ve performansı arasında dengeli bir yaklaşım sunacaktır. (Alsahlani, 2017)

Enerji ihtiyacı hesaplamaları yapılırken uçağın Ankara ilinin bulunduğu 39°K enleminde, ışıma miktarının en yüksek olduğu ay olan Haziran ayının 30'uncu gününde uçtuğu kabul edilmiştir. Ankara ilinin bu tarihteki Işıma Miktarı-Saat sinüzoidal grafiği Şekil 2.4, Işıma Miktarı-Ay ve Güneşlenme Süresi-Ay grafiği Şekil 2.5'deki gibidir.



Şekil 2.4 Ankara ili konumunda (39°K enlemi) ışıma miktarı-saat sinüzoidal grafiği (<https://www.pveducation.org/>, 2024)



Şekil 2.5 Ankara ili konumun (39°K enlemi) ışımaya miktarı-ay ve güneşlenme süresi-ay grafiği (<https://gepa.enerji.gov.tr/>, 2024)

Tablo 2.1 Ankara ili ışımaya miktarı ve güneşlenme süresi değerleri

Parametre	Değer	Birim
T_{day}	12,5	h
T_{night}	11,5	h
I_{max}	970	W/m ²

2.3. Yatay Uçuş Güç Gereksinimi Hesaplaması

Yatay uçuş için gereken toplam mekanik güç (P_{lev}) (2.1)'deki gibi tanımlanmıştır. (Noth, 2008)

$$P_{lev} = T \cdot v = \frac{C_D}{C_L^{3/2}} \sqrt{\frac{2ARg^3}{\rho}} \frac{m^{3/2}}{b} \quad [W] \quad (2.1)$$

2.4. Toplam Elektrik Enerjisi İçin Gereken Güç Hesaplaması

Toplam elektrik enerjisi için gereken güç tüketimi ($P_{elec\ tot}$) (2.2)'deki gibi verilmiştir. Dişli kutusu, pervane, motorlar ve kontrol cihazındaki güç kayıpları (η_{los}) tercih edilen malzemelerin verimlilikleri olan η_{grb} , η_{plr} , η_{mot} , η_{ctrl} değerleri göz önünde bulundurularak hesaplanmalıdır. Güç kaybı hesaplaması (2.3)'deki gibi hesaplanmıştır. Hesaplama için ek olarak faydalı yük, aviyonik sistemler ve voltaj dönüştürücü verimliliği için gereken güç de dikkate alınmalıdır. (Alsahlani, 2017)

Bu çalışmada faydalı yük olarak görüntüleme sistemi görevi için Zephyr 8/S İHA'da kullanılan 5 kg ağırlığındaki OPAZ görüntüleme sisteminin kullanıldığı kabul edilmiştir (<https://en.wikipedia.org/>, 2024). Faydalı yük olarak kullanılan bu donanımın 900 W'a kadar güç ihtiyacı özelliklerine sahip olduğu kabulünde bulunulmuş olup faydalı yük hesaplamaları bu kabule göre yapılmıştır. Ayrıca ek olarak PHASA-35 İHA'da kullanılan Hyperion mikro hava veri sistemi kullanıldığı kabul edilmiştir. Hyperion mikro hava veri sisteminin ağırlığı 0,3 kg olarak belirlenmiştir. (<https://www.aeroprobe.com/>, 2024) Bu bilgiler ışığında toplam faydalı yük ağırlığı 5,3 kg ve toplam maksimum faydalı yük güç ihtiyacı 900 W'a kadar olarak belirlenmiştir.

$$P_{elec\ tot} = \frac{1}{\eta_{los}} P_{lev} + \frac{1}{\eta_{bec}} (P_{av} + P_{pld}) \quad [W] \quad (2.2)$$

$$\eta_{los} = \eta_{ctrl} \eta_{mot} \eta_{grb} \eta_{plr} \quad (2.3)$$

2.5. Enerji İhtiyaç Hesaplamaları

Güneş enerjisi ile çalışan HALE sınıfı bir İHA'nın güneş enerjisi kullanımı, enerjiyi gün boyunca toplayarak ve gece de dâhil olmak üzere uçağın ihtiyaç duyduğu süre boyunca kullanılabilir hale getirerek gerçekleştirilir. Bu süreç yeterli güneş ışının alındığı zaman diliminde enerji toplama ve toplanan enerjinin hem gündüz hem de gece kullanımını kapsar. Verimli bir şekilde depolanan enerji, yakıt hücreleri veya piller aracılığı ile muhafaza edilir. Şarj ve deşarj işlemleri sırasında depolama kapasitesi için performans kaybı yaşanabilir. Bu sebeple, şarj verimliliği ve deşarj verimliliği dikkate alınarak enerji hesaplamaları yapılmalıdır. İHA'nın seyir uçuşu sırasında duyduğu toplam elektrik enerjisi ($E_{elec\ tot}$) (2.4)'deki gibi hesaplanmıştır. Bu paramete enerji ihtiyacı hesaplamasında önemli bir rol oynamaktadır.

$$E_{elec\ tot} = P_{elec\ tot} \left(T_{day} + \frac{T_{night}}{\eta_{chrg} \eta_{dchrg}} \right) \quad [J] \quad (2.4)$$

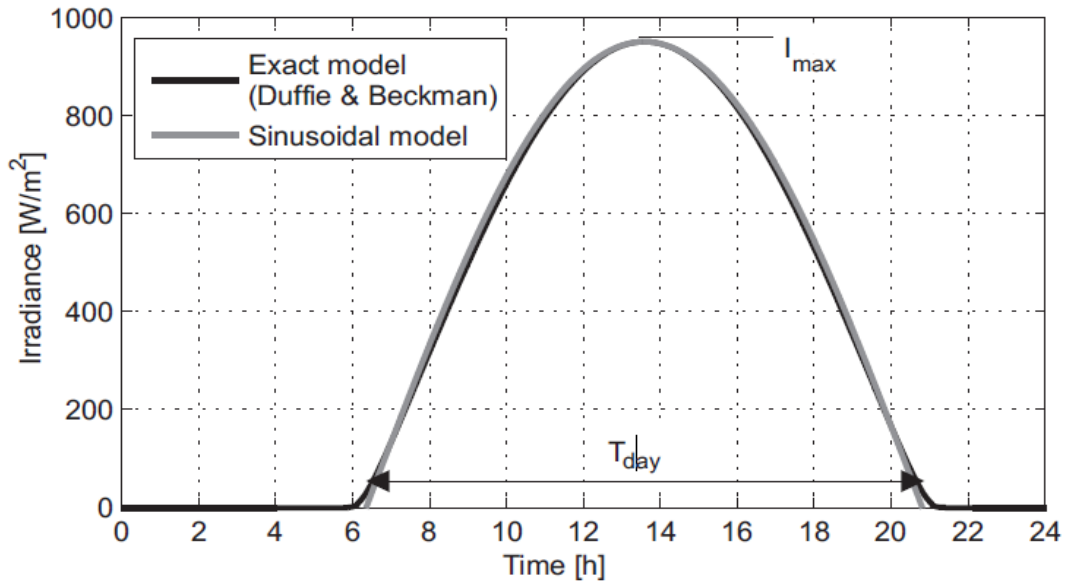
Uzun menzilli uçakların enerji ihtiyacını karşılamak için, fotovoltaik panellerden toplanan güneş enerjisinin miktarı, uçağın tüketimine eşit olmalıdır. Güneş enerjisinin mevcudiyeti, çeşitli faktörlere göre değişiklik gösterir; bunlar arasında coğrafi yükseklik, coğrafi enlem, güneş panelinin konfigürasyonu, gün ışığının süresi ve yılın hangi zamanında olduğumuz bulunmaktadır. Güneş enerjisi toplama kapasitesini tahmin etmek için kullanılan basit bir model, güneş ışınımının maksimum değerini ve belirli bir

enlemdeki günlük süreyi dikkate almaktadır (Noth, 2008). Bu model, gündüz süresince güneş ışınımının sinüzoidal bir fonksiyon olarak modellenebileceğini önerir. Böylece, birim alana düşen güneş enerjisi, günlük ışınım eğrisinin altında kalan alanın büyüklüğü ile ifade edilir. Bu, güneş enerjisi toplama ve depolama sistemlerinin tasarımında önemli bir hesaplama unsuru olarak karşımıza çıkar. Birim alana düşen güneş enerjisi (E_{day}) (2.5)'deki gibi hesaplanır.

$$E_{day} = \frac{I_{max} T_{day}}{\pi/2} \quad \left[\frac{J}{m^2} \right] \quad (2.5)$$

Kanadın kamburlu yapıda olması nedeniyle güneş hücrelerinin kamburlu şekilde yerleştirilmesinin etkisi, güneş hücresi ve güç adaptörünün verimliliği ile hava koşullarının enerji üretimi üzerindeki etkisi, belirli verimlilik oranlarıyla enerji denkleminde (2.6)'daki gibi ifade edilebilir:

$$E_{elec\ tot} = \frac{I_{max} T_{day}}{\pi/2} A_{sc} n_{cbr} n_{sc} n_{mppt} n_{wthr} \quad [J] \quad (2.6)$$



Şekil 2.6 Işıma miktarı-saat sinüzoidal grafiği I_{max} - T_{day} değerleri okuma örneği (Noth, 2008)

2.6. Ağırlık Hesaplamaları

Uçakta kullanılacak her bir parça için ideal bir kütle tasarlanmalıdır. Bu bölümde, uçak için tasarlanacak tüm parçalar incelenecek ve kütle hesaplamaları yapılacaktır.

2.6.1. Sabit Ağırlıklar

Uçak üzerinde boyutlara bağlı olmaksızın bazı sabit kütleler bulunmaktadır. Bu çalışmada görev gereksinimi olarak belirtilen faydalı yük ağırlığı ve aviyonik sistem için kullanılacak ağırlıklar sabit kütleli yapı oluşturacak şekilde kabul edilmiştir. Bu kabul (2.7)'deki gibi formülize edilebilir. (Noth, 2008)

$$m_{\text{fixed}} = m_{\text{av}} + m_{\text{pld}} \quad [\text{kg}] \quad (2.7)$$

2.6.2. Uçak İskeleti Ağırlık Hesaplaması

Kavramsal tasarım aşamasında, uçak yapısal ağırlığı genellikle kanat açıklığı (b) ve kanat alanı (S) ile birlikte yük faktörüne bağlı olarak tahmin edilir. Bu tahminler, W. Stenderas tarafından önerilen ve yaygın olarak kullanılan istatistiksel denklemlerle desteklenmiştir. Alternatif bir yaklaşım ise yapısal ağırlığı kanat alanına orantılı olarak belirlemektir. Örneğin, Brandt, 61 m açıklığa sahip HALE sınıfı insansız hava aracı için yapısal ağırlığı 0.97 kg/m² olarak hesaplamıştır (Brandt & Gilliam, 1995). Ayrıca, bazı araştırmacılar Stenderas'ın modelini belirli uçak tipleri için daha uygun hale getirmişlerdir (Noth, 2008). Rizzo ise NASA prototipleri için veri interpolasyonu yaparak bir tahmin modeli oluşturmuştur. Bu model, (2.8)'deki gibi ifade edilir:

$$m_{\text{af}} = 15.19b^{0.656}S^{0.651} \quad [\text{kg}] \quad (2.8)$$

Rizzo'nun tahmin modeli, kavramsal tasarım aşamasında kullanılmaktadır. Ancak, ön tasarım aşamasında kanat yapısı, kritik aerodinamik yükleri dikkate alarak tasarlanacak ve elde edilen ağırlık, kavramsal aşamada hesaplanan ağırlıkla karşılaştırılacaktır. Bu sayede optimize edilmiş bir yapısal tasarım elde edilecektir. (Alsahlani, 2017)

2.6.3. Güneş Hücresi Ağırlık Hesaplaması

Güneş hücresi ağırlık hesabı yaparken, kanadın belirli bir oranda güneş hücresiyle kaplı olduğu varsayılan çalışmalara kıyasla günlük tüketilecek toplam elektrik enerjisini güneş ışınlarından elde edilecek toplam elektrik enerjisi ile eşitlemek için gereken tam yüzey dikkate alınmalıdır Güneş panelleri tarafından kaplanması gereken yüzey alanı (2.9)'daki gibi ifade edilir (Noth, 2008):

$$A_{\text{sc}} = \frac{\pi}{2n_{\text{sc}}n_{\text{cbr}}n_{\text{mppt}}I_{\text{max}}n_{\text{wthr}}} \left(1 + \frac{T_{\text{night}}}{T_{\text{day}}} \frac{1}{n_{\text{chrg}}n_{\text{dchrg}}} \right) P_{\text{elec tot}} \quad [\text{m}^2] \quad (2.9)$$

Güneş enerjisi ile çalışan bir İHA tasarlarken en önemli noktalardan biri güneş hücrelerinin verimidir. Güneş hücreleri kütlesine göre verimlilik bakımından mümkün olduğunca yüksek olmalıdır. Güneş hücreleri kanadın tamamını kaplamayabilir. Güneş enerjileri tarafından kanat üzerinde kaplanan alan maksimum olarak tasarlanmalıdır. Örnek olarak; Pathfinder'ın kanat alanının %75'ini ve Helios'un %80'ini kaplar. Güneş hücresi ağırlığı (2.10)'daki gibi hesaplanabilir: (Alsahlani, 2017)

$$m_{sc} = A_{sc}(k_{sc} + k_{enc}) \quad [\text{kg}] \quad (2.10)$$

2.6.4. MPPT Ağırlık Hesaplaması

MPPT, güneş panellerinin maksimum güç üretimini sağlamak amacıyla voltajlarını ayarlamak için kullanılmaktadır. MPPT için gereken maksimum güç, güneş modüllerinin maksimum güç çıkışı ile doğru orantılıdır ve bu da onların kapladığı alana bağlıdır. MPPT kütlesi (2.11)'deki gibi hesaplanmıştır. (Noth, 2008):

$$m_{mppt} = k_{mppt} P_{sol \max} = k_{mppt} I_{\max} n_{sc} n_{cbr} n_{mppt} A_{sc} \quad [\text{kg}] \quad (2.11)$$

2.6.5. Yakıt Hücresi Ağırlık Hesaplaması

Yakıt hücresi kütlesi, depolanması gereken enerji miktarı ile doğru orantılıdır; bu da günlük güç tüketimi ile gece boyunca geçen sürenin çarpımıyla hesaplanır. Aynı zamanda, yakıt hücresinin özgül enerji yoğunluğunun tersiyle orantılıdır. Yani, enerji yoğunluğu ne kadar yüksekse, aynı enerji miktarını depolamak için gerekli olan yakıt hücresi kütlesi o kadar düşük olur. Yakıt hücresi kütlesi (2.12)'deki gibi hesaplanmıştır. (Noth, 2008):

$$m_{fc} = \frac{T_{\text{night}}}{n_{\text{dchr}} k_{fc}} P_{\text{elec tot}} \quad [\text{kg}] \quad (2.12)$$

2.6.6. İtki Grubu Ağırlık Hesaplaması

İtki sistemi, elektrik motorları, pervaneler, dişli kutuları ve kontrol ünitelerini kapsar. Bu sistemin toplam ağırlığı, güç ihtiyacına göre doğrusal bir şekilde ölçeklendirilebilir. Güç gereksinimlerinin artışıyla itki sisteminin ağırlığının orantılı olarak artacağı değerlendirilmektedir. İtki grubu ağırlık hesaplaması (2.13)'deki gibidir (Alsahlani, 2017):

$$m_{\text{prop}} = \frac{k_{\text{prop}}}{n_{\text{los}}} P_{\text{lev}} \quad [\text{kg}] \quad (2.13)$$

2.6.7. Aviyonik Sistemler Ağırlık Hesaplaması

Aviyonik sistemlerin ağırlıkları, uçağın toplam kütesine oranla sabit bir yüzde olarak ifade edilebilir. Bahse konu sistemlerin ağırlık hesaplaması (2.14)'deki gibidir. (Alsahlani, 2017)

$$m_{\text{av}} = k_{\text{av}} m \quad [\text{kg}] \quad (2.14)$$

Aviyonik sistemler için gereken güç aviyonik kütesiyle doğru orantılıdır ve (2.15)'deki gibi hesaplanır orantılı olarak artacağı değerlendirilmektedir. İtke grubu ağırlık hesaplaması (2.15)'deki gibidir. (Alsahlani, 2017)

$$P_{\text{av}} = k_{P_{\text{av}}} m_{\text{av}} = k_{\text{av}} m \quad [\text{W}] \quad (2.15)$$

NASA tarafından yayımlanan teknik raporlara göre, aviyonik sistemlerin kütesi genelde uçağın brüt ağırlığının yaklaşık %3'ü olarak kabul edilir ve bu sistemlerin güç ihtiyacı yaklaşık olarak 6.0 W/kg olarak tahmin edilir (Alsahlani, 2017).

2.6.8. Uçak Brüt Ağırlık Hesaplaması

Uçak toplam kütesi, tüm bileşen ağırlıklarının toplamıdır (Noth, 2008). Uçağın toplam kütesi (2.16)'daki gibi hesaplanmıştır:

$$m = m_{\text{fixed}} + m_{\text{af}} + m_{\text{sc}} + m_{\text{mppt}} + m_{\text{av}} + m_{\text{fc}} + m_{\text{prop}} \quad [\text{kg}] \quad (2.16)$$

Güneş hücresi için sabit olarak kabul edilen değerler Tablo 2.2'deki gibidir:

Tablo 2.2 Kabul edilen sabit değerler

Parametre	Değer	Birim
k_{fc}	550*3600	J/kg
k_{sc}	0,25	kg/m ²
k_{enc}	0.0	kg/m ²
k_{mppt}	0,00047	kg/W
k_{prop}	0,0045	kg/W
k_{af}	1,548	kg/m ^{1.312}
k_{Pav}	6	W/kg
k_{av}	0,03	-
η_{cbr}	0,9	-
η_{bec}	0,985	-
η_{sc}	0,3	-
η_{chrg}	0,99	-
η_{ctrl}	0,95	-
η_{dchrg}	0,6	-
η_{grb}	0,95	-
η_{mot}	0,95	-
η_{mppt}	0,95	-
η_{plr}	0,85	-
η_{wthr}	1	-
X_1	1,312	-
X_2	-0,0046	-

2.7. Güneş Enerjisi Bölüm Özeti

Güneş enerjisi bölümünde, güneş enerjisinin kullanılmasının amacı, enerji üretiminde sağladığı avantajları belirtmektedir. Daha sonra güneş enerjisi üretilecek güneş hücrelerinin özelliklerini belirlemek için hesaplamalar yapılmıştır. Yatay uçuş için gereken toplam elektrik gücü ve toplam elektrik enerjisi belirlenmiştir. Buna bağlı olarak, çeşitli kabuller ile elde edilen değerler kullanılarak enerji elde etmek için kullanılacak donanımların ağırlıkları hesaplanmıştır. Son olarak, tüm ağırlıklar toplanarak uçak için gereken brüt ağırlık hesabı yapılmıştır. Hesaplanan ağırlık değerleri Tablo 2.3'deki gibidir.

Tablo 2.3 Hesaplanan güç ve ağırlık değerleri

Parametre	Değer	Birim
P_{lev}	382,190	W
$P_{elec\ tot}$	1270,406	W
P_{av}	27	W
A_{sc}	20,433	m ²
m_{pld}	10,500	kg
m_{af}	77,902	kg
m_{sc}	5,108	kg
m_{mppt}	2,389	kg
m_{av}	4,500	kg
m_{fc}	26,831	kg
m_{prop}	2,360	kg
$m_{gross\ weight}$	129,591	kg

3. KAVRAMSAL TASARIM

3.1. Amaç

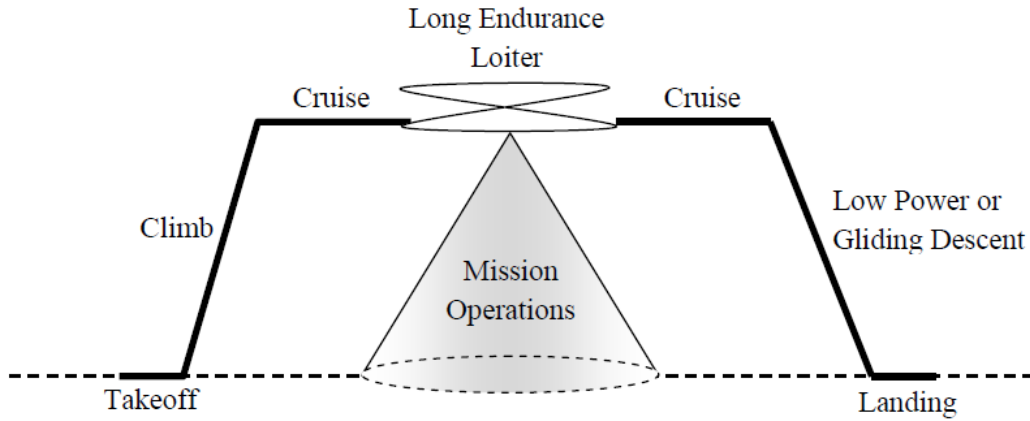
Kavramsal tasarım bölümünün amacı, gereksinimleri belirlemek ve bu gereksinimlere göre konfigürasyon özelliklerini belirlemektir. Bu bölümde, sistem gereksinimleri ve sistem gereksinimlerine bağlı tasarım gereksinimleri belirlenmiştir. Tasarım gereksinimleri belirlendikten sonra insansız hava aracı kanadının önce tipi ve daha sonra FoM yöntemi kullanılarak konfigürasyonu ve yeri belirlenmiştir. Böylelikle gereksinimlerine bağlı en uygun kanat tasarım seçimi yapılmıştır.

3.2. Sistem Gereksinimleri

Tasarlanacak insansız hava aracı için sistem gereksinimleri şunlardır:

- Keşif, gözlem, uydu ve istihbarat görevlerinde kullanılacaktır.
- Uçuşunu yaklaşık 20000 m irtifada gerçekleştirecektir.
- Aralıksız olarak 8760 saat uçuş gerçekleştirecektir.
- Uçuşunu güneş hücreleri kullanılarak gündüz ve gece aralıksız olarak sürdürecektir.
- 15 kg'a kadar faydalı yük taşıyabilecektir.
- Yatay uçuşunu $20 \frac{m}{s}$ hız ile gerçekleştirecektir.

İnansız hava aracının uçuş aşamaları Şekil 3.1'deki gibi olacaktır.



Şekil 3.1 Görev gereksinimleri

3.3. Tasarım Gereksinimleri

Tasarım gereksinimleri belirlenirken tasarlanacak insansız hava aracı kanadı için belirlenen sistem gereksinimlerine göre değerlendirmeler yapılmalıdır.

Öncelikle tasarlanacak insansız hava aracının güneş hücrelerinin üreteceği enerji ile çalışacak olmasından dolayı uçağın ağırlığının olabildiğince düşük tutulması gerekmektedir. Ağırlığı daha yüksek olan hava araçlarının uçuş pozisyonunu koruyabilmesi için daha yüksek enerji ihtiyacı oluşmaktadır. Kanat tasarımı bu husus göz önünde bulundurularak yapılmalıdır. (Kaçan, 2017)

İkinci olarak insansız hava aracında ağırlığın mümkün olduğunca düşük tutulacağı göz önünde bulundurulduğunda kullanılacak motorun ve buna bağlı olarak itki kuvvetinin de düşük olacağı kabulü yapılacaktır. Bu sebeple seçilecek kanat profiline maksimum kaldırma katsayısı-sürükleme katsayısı oranına (C_L/C_D) sahip olması gerekmektedir. Ek olarak taşıma katsayısının (C_L) maksimum ve sürükleme katsayısının (C_D) minimum değerlerde seçilmesine dikkat edilmelidir.

Kanadı tasarlanacak insansız hava aracı hücrelerinden elde edilecek güç ile çalışacağından seçilecek güneş hücrelerinin yüksek verimlilikte, düşük ağırlıkta ve kanat alanı üzerine maksimum sayıda yerleştirecek kadar uygun ölçülerde seçilmesi gerekmektedir.

Kanat alanı seçilecek güneş enerjilerini maksimum verimlilikte yerleştirecek alana ve enerji kaynağı olan güneş ışınlarını en iyi şekilde alacak biçimde tasarlanmalıdır.

Sürükleme kuvvetinin minimum seviyede olması istenildiğinden ve üretim kolaylığı açısından kanadı tasarlanacak insansız hava aracının tüm bileşenlerinin en basit şekilde dizayn edilmesi gerekmektedir.

Kanadın ve insansız hava aracının tüm bileşenlerinin üretiminde kullanılacak malzeme seçimlerinin, ağırlığı minimum ve sağlamlığı maksimum seviyede tutacak şekilde seçilmesi önem arz etmektedir.

Sonuç olarak belirlenen gereksinimler doğrultusunda kanat tasarımı yapılacak insansız hava aracının tasarım gereksinimleri oluşturulurken göz önünde bulundurulan özellikler; minimum ağırlığa, maksimum verimlilikte itki sistemine, maksimum aerodinamik verimliliğe, uygun malzeme özelliklerine, maksimum enerji üretecek verimlilikte güneş hücrelerine ve üretimi kolay bileşenlere sahip olmasıdır (Kaçan, 2017).

Bu bilgilere göre tasarlanacak kanadın FoM uygulaması Tablo 3.1’de gösterilmiştir.

Tablo 3.1 FoM yöntemi ile tasarım gereksinimi

FoM	Tasarım Gereksinimi	Katsayı
Ağırlık	Düşük Ağırlık	4
Güneş Pili Verimliliği	Yüksek Verimlilikle Üretilen Enerji	3
Aerodinamik Verimlilik	Uzun Süreli Havada Kalma	2
Üretim Kolaylığı	Üretimi Kolay Bileşenler İçerme	1

3.4. Kanat Konfigürasyon Tercihleri

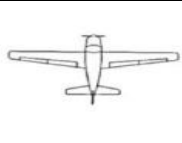
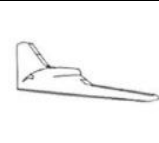

3.4.1. Kanat Tipi

Bu çalışmada kullanılmak üzere güneş enerjisi ile çalışacak bir İHA kanadı tasarımı yapılacağından Bölüm 1.2’de detaylı olarak belirtilen kanat tiplerinden sabit kanatlı İHA kanat tipi seçilmiştir.

3.4.2. Kanat Konfigürasyonu

İHA’nın kanat konfigürasyonu belirlenen gereksinimler dikkate alınarak FoM yöntemi ile seçilmiştir. Bu çalışma için en uygun konfigürasyon konvansiyonel kanat olarak belirlenmiştir.




Tablo 3.2 FoM yöntemi ile kanat konfigürasyonu belirleme

				
FoM	Katsayı	Konvansiyonel Kanat	Uçan Kanat	Çift Kanat
Ağırlık	4	1	1	-1
Güneş Pili Verimliliği	3	1	1	-1
Aerodinamik Verimlilik	2	1	1	-1
Üretim Kolaylığı	1	1	-1	0
Toplam	10	10	8	-9

3.4.3. Kanat Yeri

Kanat konfigürasyonu seçimine benzer şekilde kanat yeri de gereksinimler dikkate alınarak FoM yöntemi ile seçilmiştir. Bu çalışma için en uygun tercih üstten kanat olarak belirlenmiştir.

Tablo 3.3 FoM yöntemi ile kanat yeri belirleme

				
FoM	Katsayı	Üstten Kanat	Orta Kanat	Alttan Kanat
Ağırlık	4	0	1	0
Güneş Pili Verimliliği	3	1	-1	-1
Aerodinamik Verimlilik	2	0	1	0
Üretim Kolaylığı	1	0	-1	0
Toplam	10	3	2	-3

3.5. Kavramsal Tasarım Özeti

Bu bölümde güneş enerjisi ile çalışması tasarlanan İHA kanadının sistem gereksinimleri, sistem gereksinimlerine bağlı tasarım gereksinimleri ve güneş hücreleri seçimini etkileyecek gereksinimler belirlenmiş olup bu gereksinimlere bağlı kanat konfigürasyonu tercihleri belirlenmiştir.

Sonuç olarak, sistem gereksinimleri göz önünde bulundurulduğunda sabit kanat, üstten kanat ve konvansiyonel kanat özelliklerine sahip kanat konfigürasyonu tercih edilmiştir.

4. ÖN TASARIM

4.1. Amaç

Ön tasarım bölümünün amacı, kavramsal tasarım aşamasında seçilen kanat konfigürasyonu göz önünde bulundurularak tasarlanacak kanadın geometrisi ile boyutunu belirlemek ve performans hesaplamalarını yapmaktır. Bu bölümde, kanat profili seçimi yapılmış, kanat özellikleri belirlenmiş, kanat boyutlandırması ve kanadın aerodinamik analizi yapılmıştır. Kanat profili seçiminde ve aerodinamik analiz hesaplamada XFLR5 programı kullanılmıştır. Ek olarak kanat boyutlandırması için yapılacak temel hesaplamalarda Microsoft Excel programından yararlanılmıştır. Belirlenen parametreler ile birlikte görev gereksinimlerini karşılayacak en uygun tasarım oluşturulmuştur.

4.2. Ok Açısı

Bu uçak tasarımında, düşük seyir hızları göz önünde bulundurularak ok açısına yer verilmemiştir. Ok açısı, genellikle transonik ve süpersonik hızlarda karşılaşılan olumsuz aerodinamik etkileri hafifletmek amacıyla kullanılır (Raymer, Aircraft Design: A Conceptual Approach, 2004) Bu bağlamda, bu tasarımda ok açısının kullanılmaması gerektiği değerlendirilmiştir.

4.3. Dihedral Açısı

Dihedral açısı, kanadın gövdeye bağlandığı noktadan itibaren kanat ekseninde oluşturduğu açıyı ifade eder (Raymer, Aircraft Design: A Conceptual Approach, 2004). Bu açı, uçağın güneş ışığına maruz kalma süresini doğrudan etkileyebilir. Bu sebeple, tasarlanan uçakta, gün içinde güneşten en iyi şekilde yararlanabilmek adına dihedral açısı sıfır olarak belirlenmiştir.

4.4. Sivrilme Oranı

Kanat sivriliği, kanat ucu genişliği ile kanadın kökündeki genişlik arasındaki ilişki olarak ifade edilir. Kanat yüzeyi boyunca oluşan kaldırma kuvveti, bu sivriliğe bağlı olarak değişiklik gösterir. Prandtl'in kanat teorisine göre, eliptik bir kaldırma dağılımı, indüklenmiş sürüklenmenin en aza indirildiği ideal durumu temsil eder. Bu ideal eliptik şekil, düz ve eğimli olmayan bir kanat üzerinde, kanadın elips biçiminde olduğu zaman ortaya çıkar. (Raymer, Aircraft Design: A Conceptual Approach, 2004)

Sivrilme oranına sahip kanatlar, aerodinamik faydalar sunmasına rağmen, geometrik şekilleri nedeniyle güneş hücrelerinin yerleştirilebileceği alanı sınırlar. Bu, güneş

hücrelerini yerleştirmek için daha geniş kanat yüzeylerine ihtiyaç duyulmasına ve sonuç olarak ağırlık ve sürüklenme dezavantajlarına yol açar. Güneş hücresi verimliliği ve uçağın boş ağırlığı, aerodinamik verimlilikten daha kritik olduğundan, bu faktörler tasarım kararlarında önceliklidir. (Kaçan, 2017)

Bu nedenlerle, aerodinamik üstünlüklerine rağmen, hücresi verimliliği ve hafiflik gibi avantajlar sebebiyle dikdörtgen kanat tasarımı tercih edilmiştir.

4.5. Kanat Açıklık Oranı

Geleneksel tek motorlu uçaklara kıyasla güneş enerjisiyle çalışan İHA'ların daha az itme gücü üretmesi nedeniyle kanatların toplam boyutunu hesaplamak zorlaşır. Genel kanat alanı, monte edilecek güneş hücrelerinin sayısına ve bu hücrelerin ne kadar güneş enerjisi toplayabileceğine bağlıdır.

Yüksek bir en-boy oranı, daha düşük indüklenen sürüklenme ve daha yüksek bir kaldırma-sürüklenme oranı sağlar aynı zamanda geniş bir kanat açıklığı gerektirir.

Son araştırmalar, 12 ile 14 arasındaki kalınlık oranının daha hafif kanatlar ve daha yüksek kaldırma kuvveti ile sonuçlandığını göstermiştir. (Y. Najafi, "Design of a High Altitude Long Endurance Solar Powered UAV," Yüksek Lisans Tezi, Roskam, J., Airplane Design Part I-VIII, Roskam Aviation and Engineering Corporation, Ottawa, KS, 1985-1990.) Açıklık oranı hesaplaması (4.1)'de verilmiştir.

$$AR = \frac{b^2}{S} \quad (4.1)$$

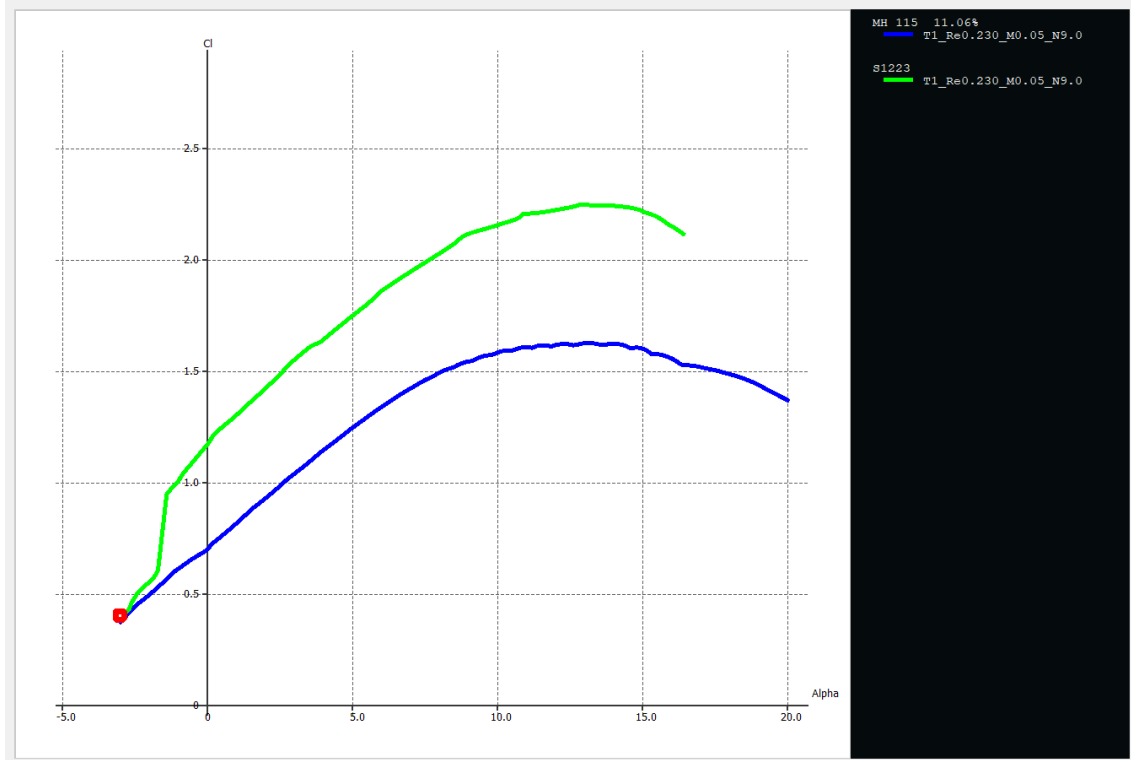
4.6. Kanat Profili Seçimi

Kanat profili uçak tasarımının en önemli parametrelerinden biridir. Kanat profili, seyir hızını, kalkış ve iniş mesafelerini, stall hızını ve uçuşun tüm aşamalarında genel aerodinamik verimliliği etkiler. (Raymer, Aircraft Design: A Conceptual Approach, 2004)

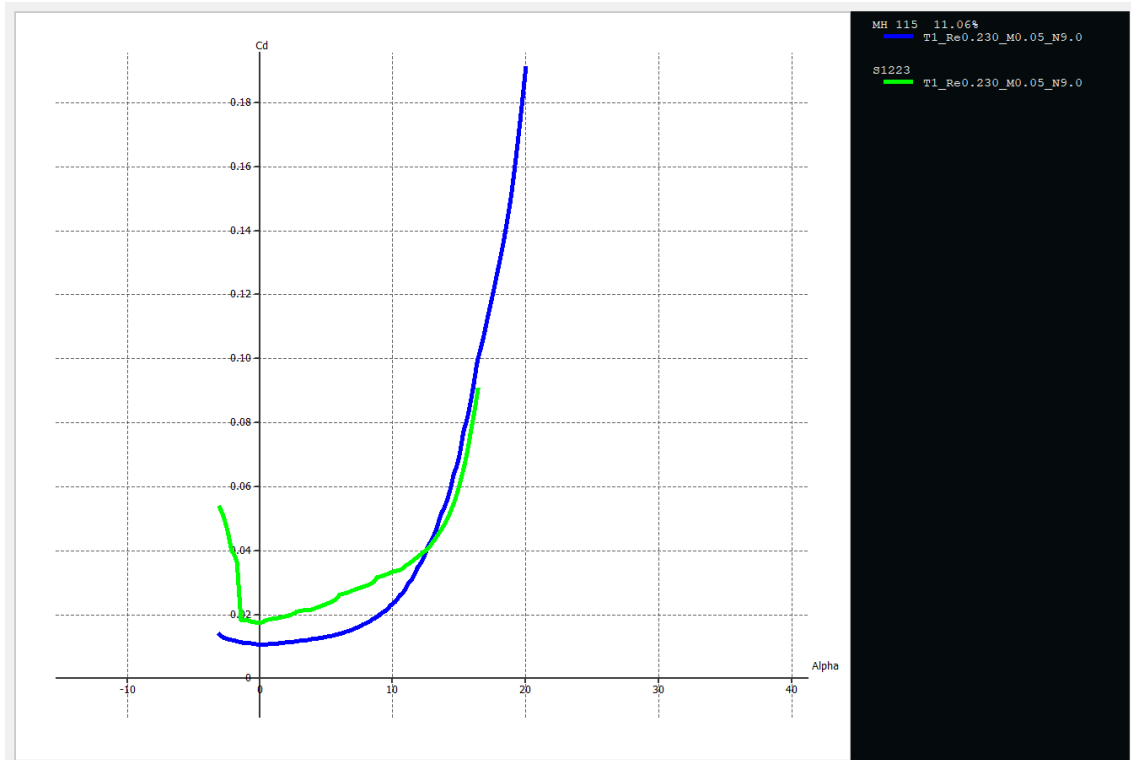
4.7. Benzer Çalışmalarda Kullanılan Kanat Profilleri

Bu tez çalışmasında, daha önce literatürde benzer uçak tasarımlarında kullanılmak veya karşılaştırmak üzere seçilmiş olan MH 115 ve S1223 kanat profillerinin aerodinamik özellikleri XFLR5 programında karşılaştırılmıştır. Karşılaştırma İHA'nın seyir uçuşunu gerçekleştireceği irtifa şartları göz önünde bulundurularak yapılmıştır. Karşılaştırma

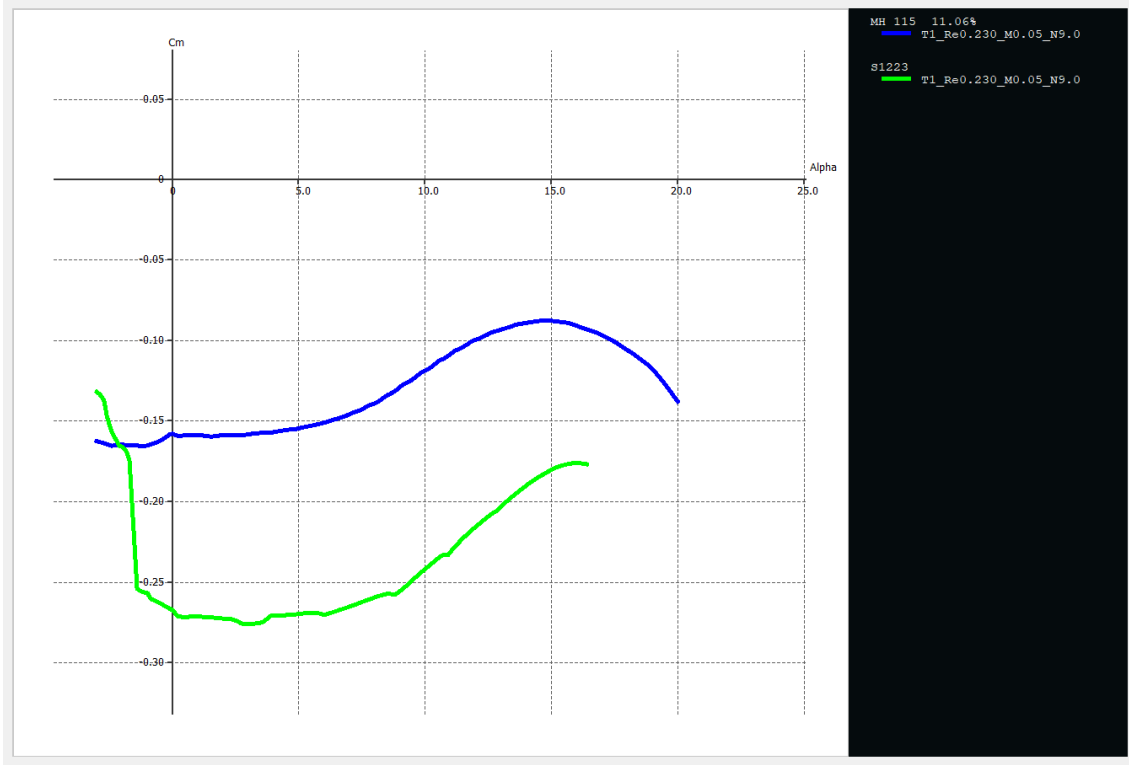
sonucunda belirlenen gereksinimlere uygun kanat profili olarak S1223 kanat profili tercih edilmiştir. Kanat profili karşılaştırma grafikleri gösterilmiştir.



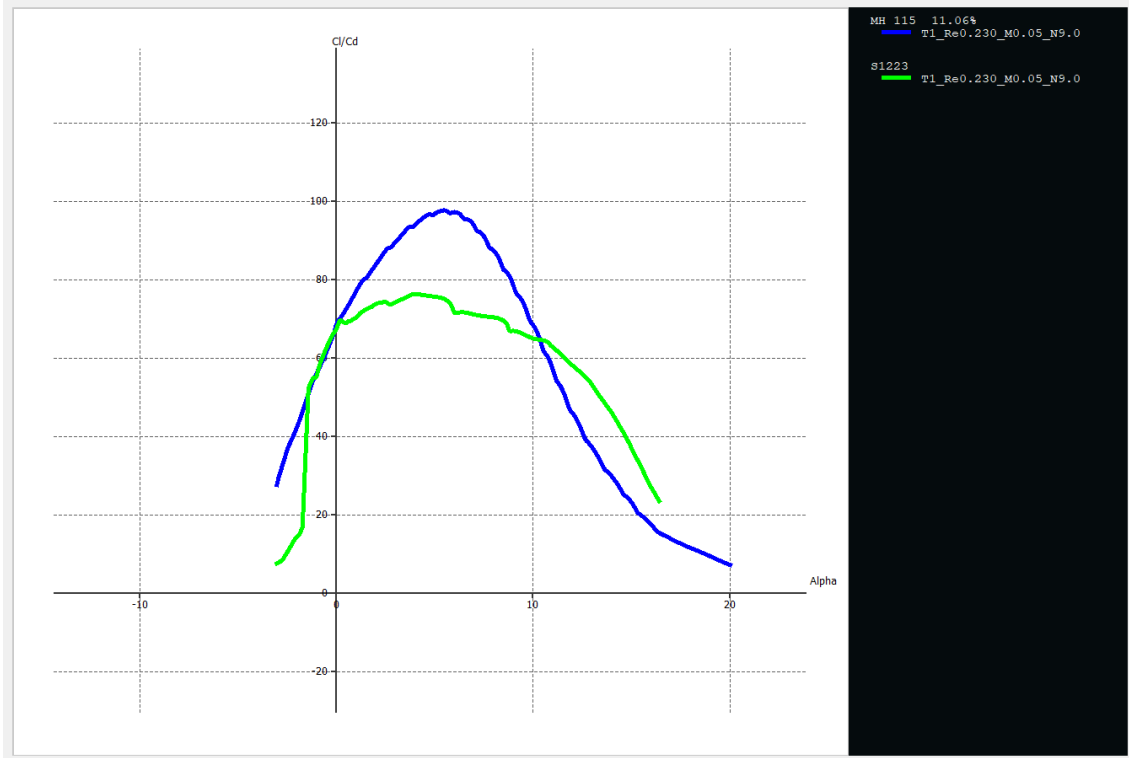
Şekil 4.1 C_L - α grafiği



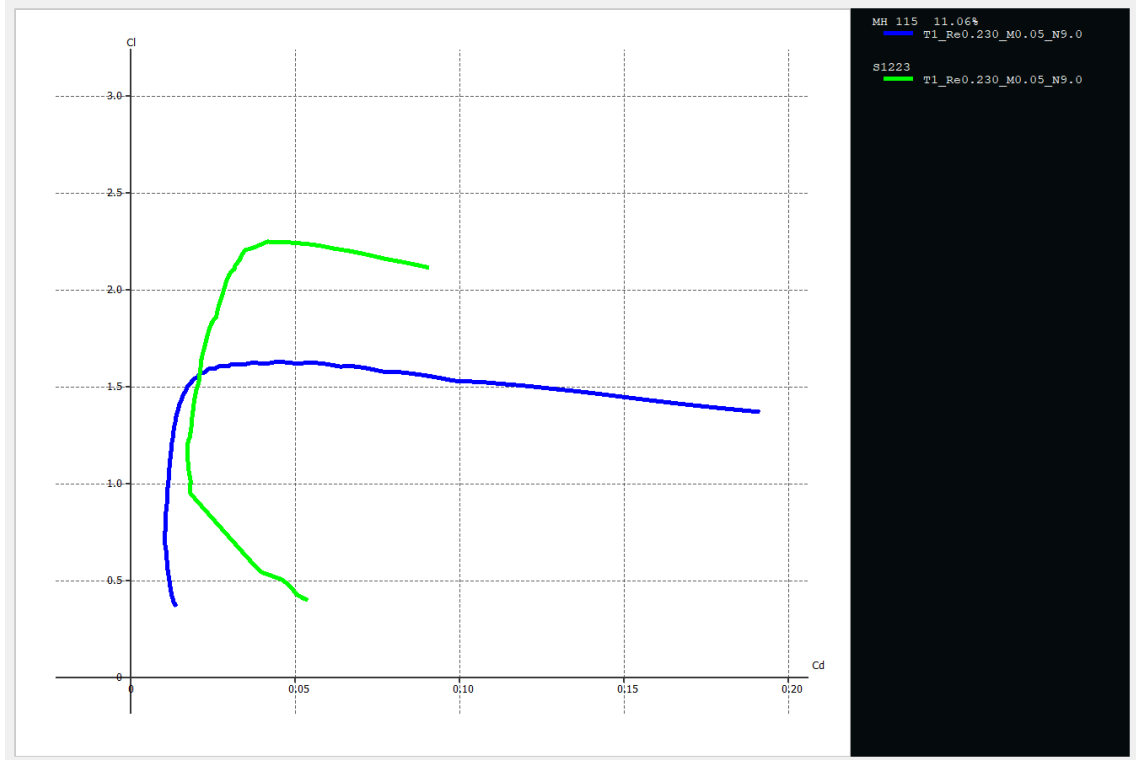
Şekil 4.2 C_D - α grafiği



Şekil 4.3 C_M - α grafiği



Şekil 4.4 $\frac{C_L}{C_D}$ - α grafiği



Şekil 4.5 C_L - C_D grafiği

4.8. Kanat Profili Performans Karakteristikleri

Bu tez çalışmasında tasarlanacak İHA'nın deniz seviyesinden yaklaşık 20000 m yükseklikte bir uçuş yüksekliğinde uçuşu planlanmıştır. Bu irtifada havanın sahip olduğu karakteristik değerleri Tablo 4.1'de belirtilmiştir. Hava aracının bulunacağı irtifadaki Reynold Sayısı (Re), (4.2)'deki gibi hesaplanmıştır.

$$Re = \frac{\rho V l}{\mu} \quad (4.2)$$

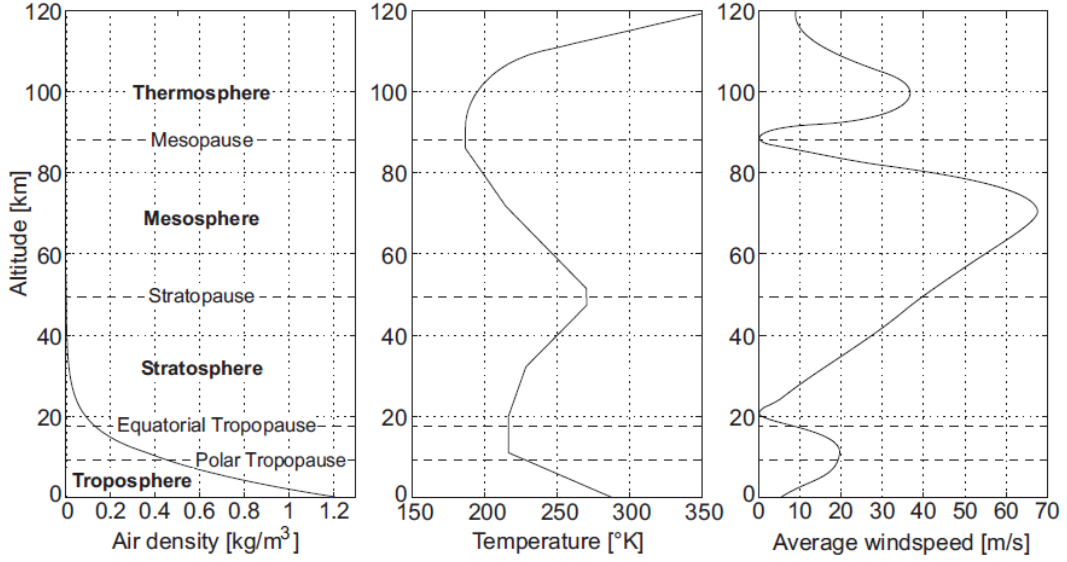
Tablo 4.1 ~20000 m'de havanın karakteristik özellikleri (<https://aerospaceweb.org/>, 2024)

Sıcaklık (°C)	Havanın Yoğunluğu (kg/m ³)	Dinamik Viskozite (m ² /s)	Reynold Sayısı
-56,5	0,092	0,142*10 ⁻⁴	~232000

Deniz seviyesinde havanın sahip olduğu karakteristik değerleri Tablo 4.2'de belirtilmiştir.

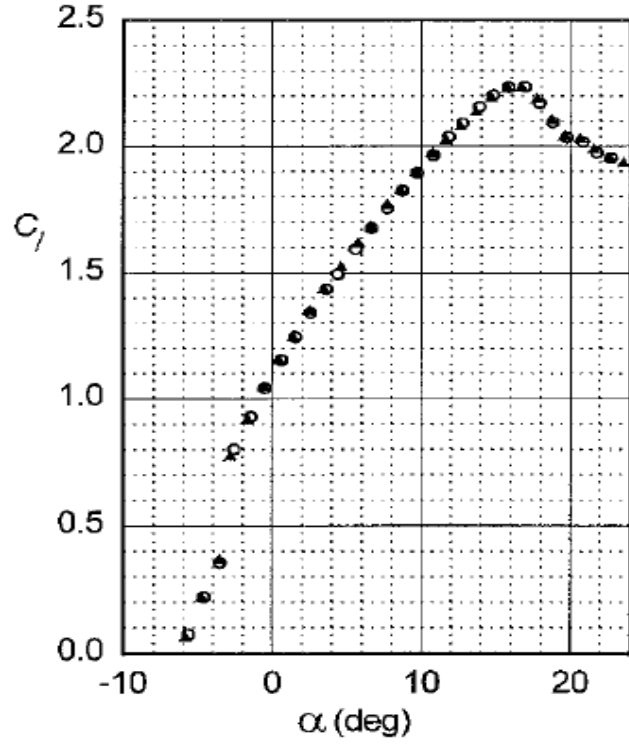
Tablo 4.2 Deniz seviyesinde havanın karakteristik özellikleri (<https://aerospaceweb.org/>, 2024)

Sıcaklık (°C)	Havanın Yoğunluğu (kg/m ³)	Dinamik Viskozite (m ² /s)	Reynold Sayısı
15	1,225	0,179*10 ⁻⁴	~246000



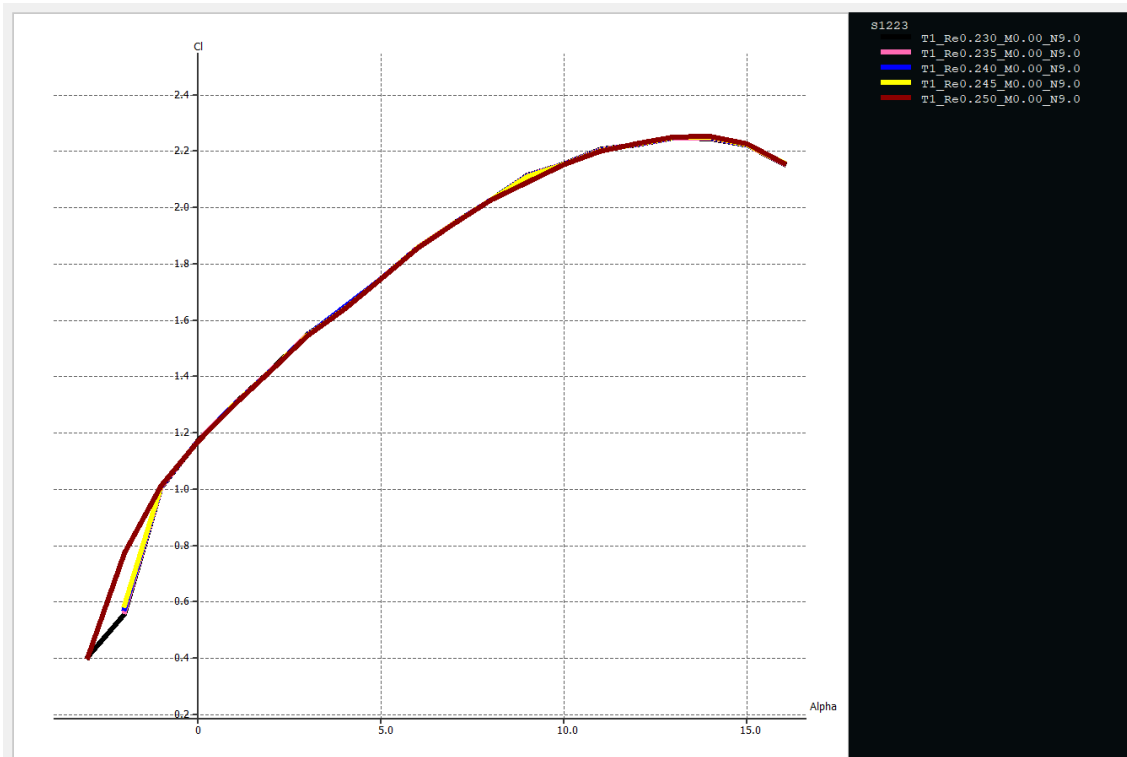
Şekil 4.6 İrtifaya bağlı hava özellikleri (Noth, 2008)

Havanın deniz seviyesindeki ve seyir uçuşu irtifası olan ~20000 m irtifadaki karakteristik özellikleri incelendiğinde Reynold Sayısının ~232000-246000 arasında olduğu tespit edilmiştir. Kanat profili XFLR5 programında Reynold sayısı bu aralığı kapsayan 230000-250000 aralığında ve 5000 artış alınarak analiz edilmiştir. Hücum açısı Kanat profili analizi sonuçta tercih edilen hücum açısı ve elde edilen değerler Tablo 4.3'te gösterilmiştir.

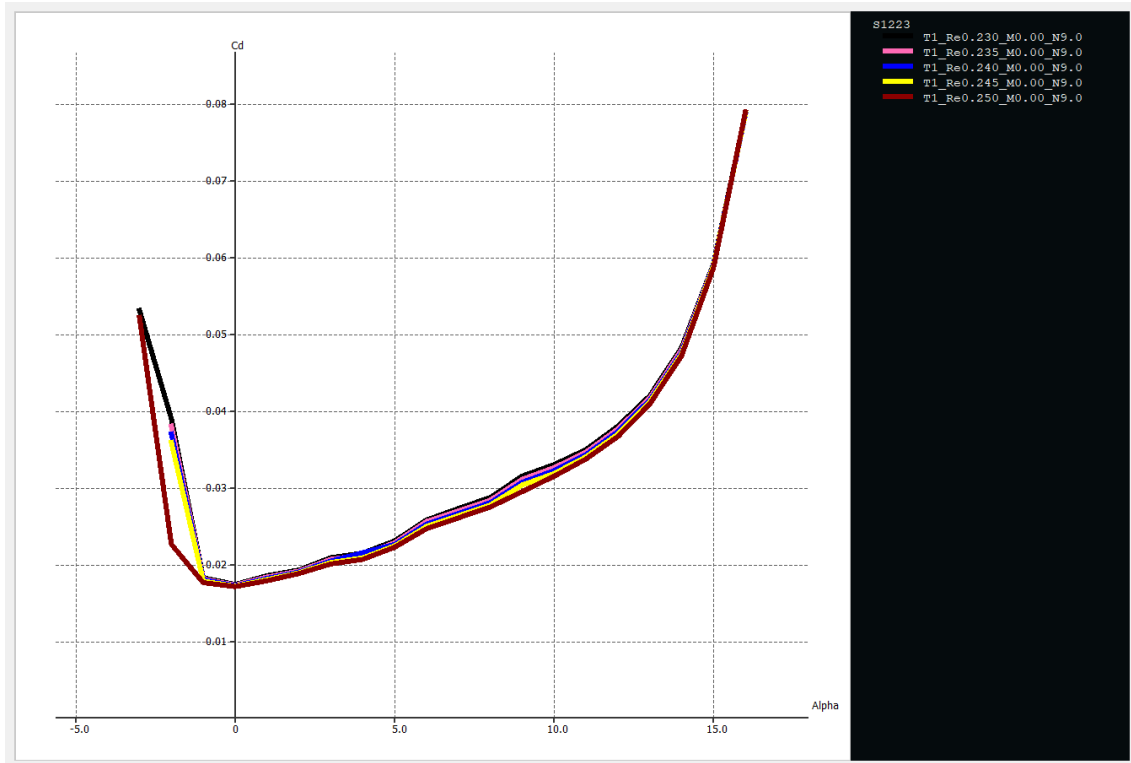


Lift characteristics for the S1223 airfoil at $Re = 2 \times 10^5$.

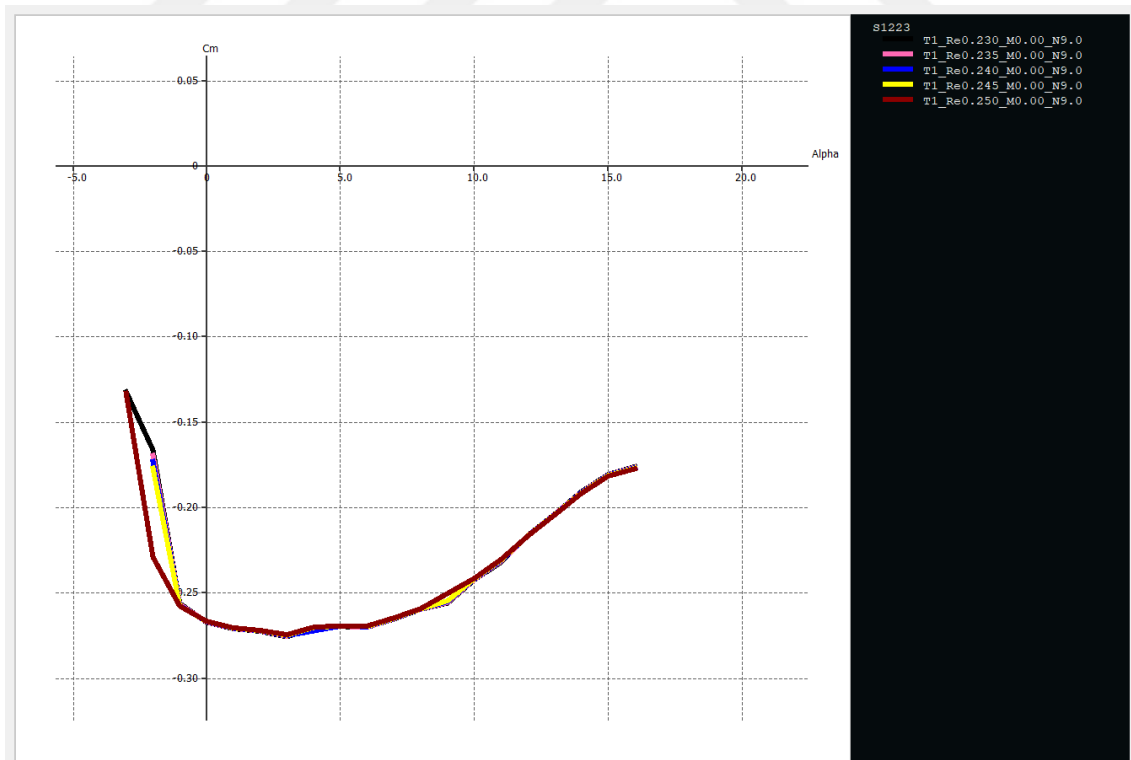
Şekil 4.7 S1223 kanat profilinin $Re = 2 \times 10^5$ değeri C_L - α grafiği (Selig & Guglielmo, 1997)



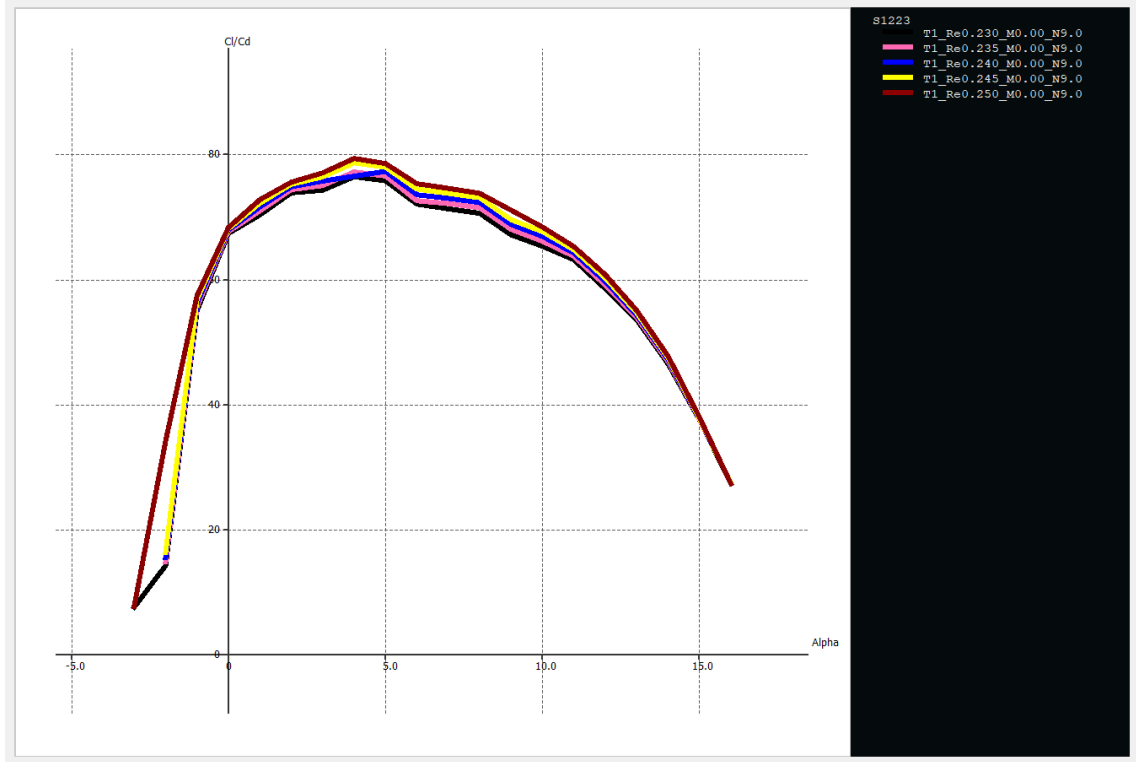
Şekil 4.8 C_L - α grafiği



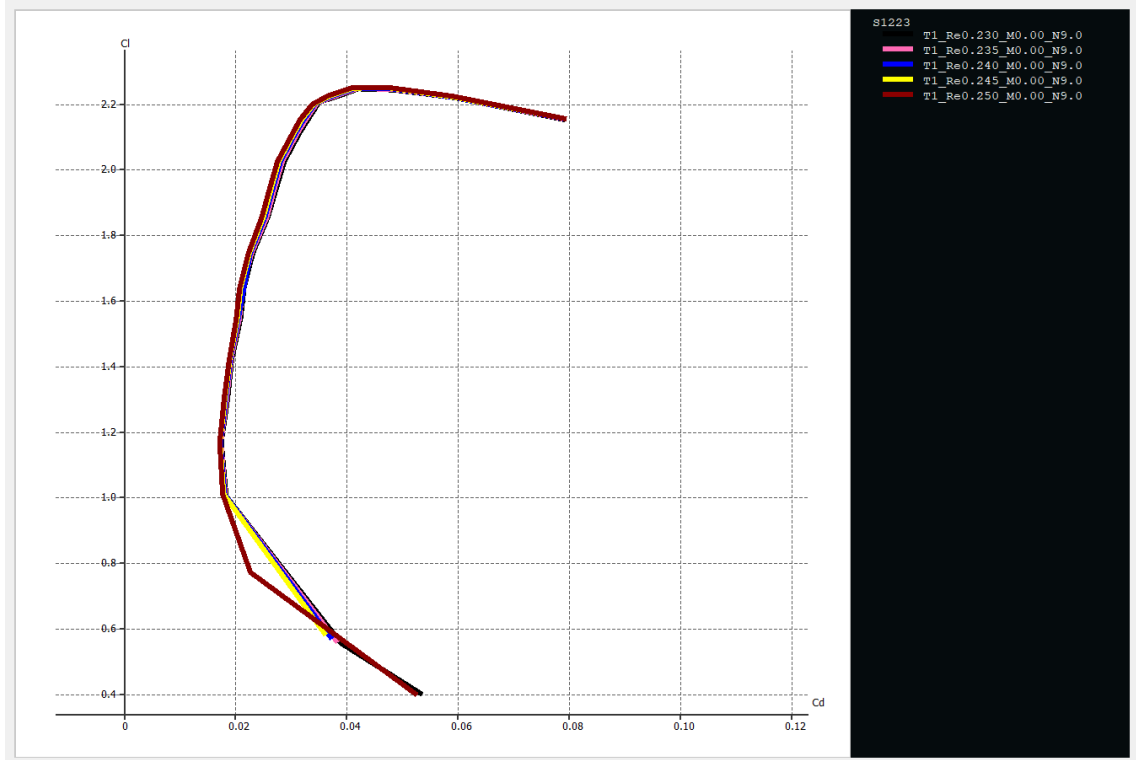
Şekil 4.9 C_D - α grafiği



Şekil 4.10 C_m - α grafiği



Şekil 4.11 $\frac{C_L}{C_D}$ - α grafiği



Şekil 4.12 C_L - C_D grafiği

Uçak kuvvet dengesini yöneten denklemler, yatay uçuşu için gereken gücü temsil etmek için kullanılır. Belirli bir referans irtifasında, uzun süreli dayanıklılık ve özel manevralar

olmaksızın tasarlanan bir uçak için, yatay uçuşta uçağın ağırlığı kaldırma kuvvetine eşittir ve (4.3)'deki gibi hesaplanır. (Anderson Jr., 2020)

$$W = m \cdot g = L = \frac{1}{2} \rho V_{\infty}^2 C_L S \quad (4.3)$$

İtke kuvveti ise sürükleme kuvvetine eşittir ve (4.4)'deki gibi hesaplanır:

$$T = D = \frac{1}{2} \rho V_{\infty}^2 C_D S \quad (4.4)$$

4.9. Kanat Boyutlandırması

Giriş bölümünde özellikleri belirtilen benzer uçak tipleri göz önünde bulundurularak tasarlanacak İHA için kabul edilecek değerler Tablo 4.4'te belirtilmiştir.

Tablo 4.3 Kanat boyutlandırması ve İHA temel kabul değerleri

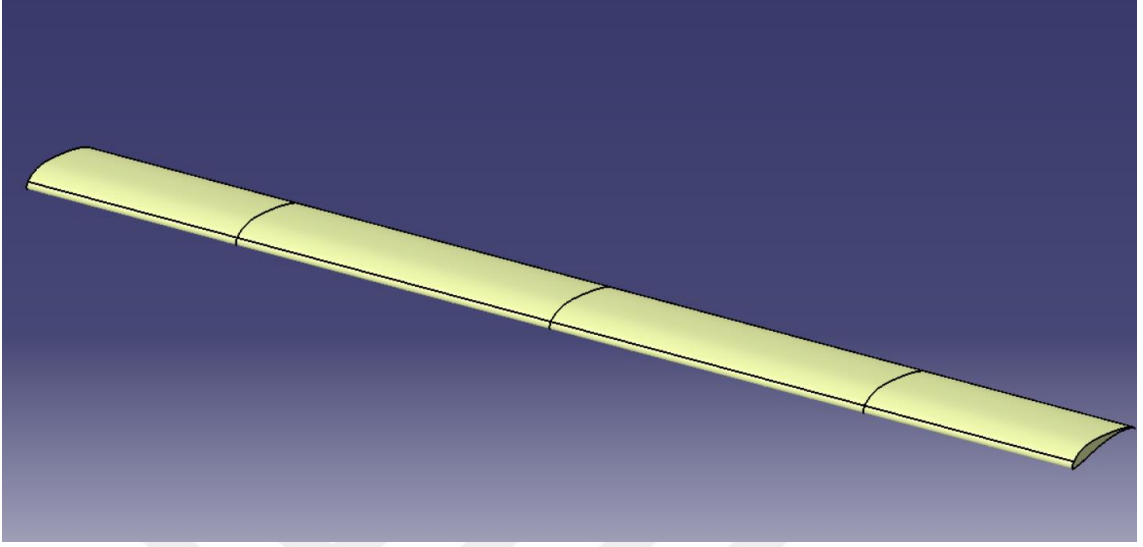
Ağırlık (kg)	150
Faydalı Yük Ağırlığı (kg)	15
Hız (m/s)	20
İrtifa (m)	~20000
Kanat Açıklığı (m)	25
Veter Uzunluğu (m)	2
Kanat Açıklık Oranı	12,5
Aerodinamik Merkez (m)	0,5

Tablo 4.4 Kanat profili analiz değerleri

Hücum Açısı (α)	4°
C_L	1,637
C_D	0,021
C_M	-0,270
C_L/C_D	79,294
$C_L^{3/2}/C_D$	101,438

4.10. Kanat Ön Tasarım Görüntüsü

Ön tasarım bölümünde belirlenen özelliklere göre CATIA V5 programı kullanılarak geliştirilen katı model Şekil 4.15'te belirtilmiştir.



Şekil 4.13 Kanat ön tasarım görüntüsü

4.11. Ön Tasarım Bölüm Özeti

Ön tasarım bölümünde, kavramsal tasarım bölümünde belirlenen özellikler ve gereksinimler göz önünde bulundurularak kanadın ok açısı, dihedral açısı, sivrilme oranı ve kanat açıklık oranı belirlenmiştir. Daha sonra benzer çalışmalarda kullanılan kanat profilleri belirlenmiş ve XFLR5 programında karşılaştırılarak en uygun kanat profili olarak değerlendirilen S1123 kanat profili seçimi yapılmıştır. Kanat profili seçiminden sonra kanat profilinin performans karakteristik özellikleri belirlenmiştir. Ek olarak belirlenen özelliklere ve aerodinamik hesaplamalara göre kanat boyutlandırılması yapılmıştır. Son olarak, ön tasarım olarak oluşturulan kanadın katı modellemesi yapılmıştır.

5. DETAY TASARIM

5.1. Amaç

Detay tasarım bölümünün amacı, ön tasarım aşamasında yapılan hesaplamalar göz önünde bulundurularak geometrisi ile boyutları belirlenen ve performans hesaplamaları yapılan kanadın katı modellemesini ve akış analizini yapmaktır. Bu bölümde, kanadın katı modellemesi CATIA V5 programında yapılmıştır. Daha sonra oluşturulan katı model, STAR-CCM+ programına aktarılıp akış analizi yapılmıştır. Yapılan analizin sonuçları ön tasarımda bulunan değerler ile karşılaştırılmış ve tasarımla ilgili nihai karar verilmiştir.

5.2. Optimizasyon

Bu bölümde, ilk kabullerde Tablo 4.4'te belirtilen parametrelerle yapılan İHA kanat tasarım parametrelerinin optimizasyon süreci ve sonuçları incelenmiştir. Optimizasyonun amacı, İHA'nın performansını artırmak ve belirli kısıtlar altında (ağırlık, kanat alanı vb.) en iyi tasarım parametrelerini belirlemektir.

5.2.1. Başlangıç Noktası ve İlk Parametreler

Başlangıç noktası olarak kabul edilen tasarım şu özelliklere sahiptir:

- Ağırlık: 150 kg
- Viter uzunluğu: 2 m
- Hız: 20 m/s
- AR: 12,5
- Kanat açıklığı: 25 m
- Kanat alanı: 50 m²

Bu parametreler üzerinden yapılan hesaplamalar sonucunda, İHA'nın performansının belirlenmesi ve iyileştirme potansiyellerinin tespit edilmesi amaçlanmıştır.

5.2.2. Optimizasyon Süreci

Optimizasyon süreci, başlangıç parametreleri üzerinde yapılan çeşitli değişiklikler ve iterasyonlarla gerçekleştirilmiştir. Tasarımın iyileştirilmesi için aşağıdaki ana adımlar izlenmiştir:

- Ağırlık Azaltımı
- Hız ve Performans Artışı
- Kanat Tasarımı İyileştirmeleri

5.2.3. Optimizasyon Sonuçları

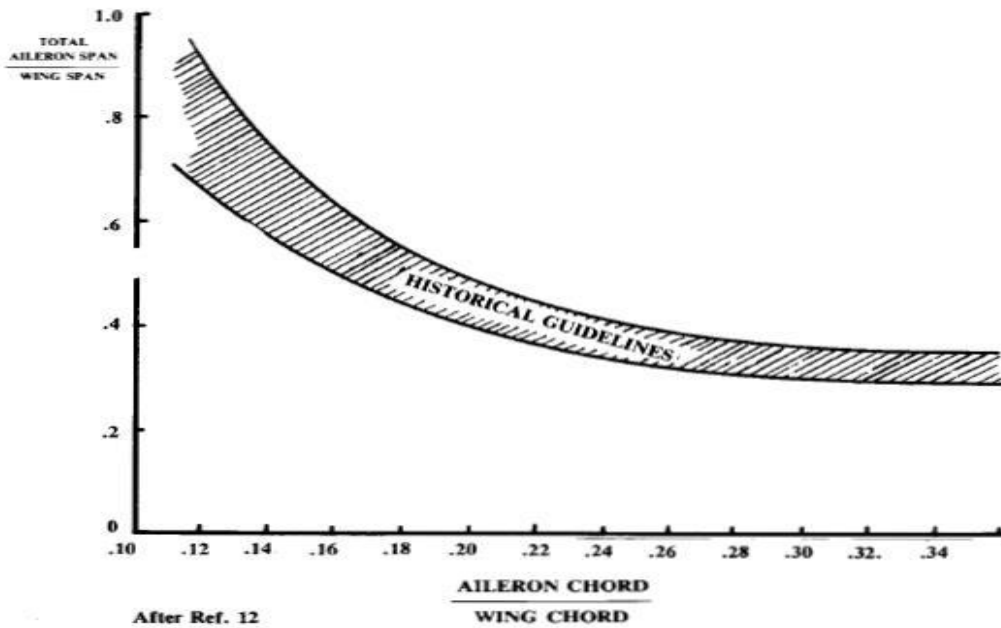
Optimizasyon süreci sonucunda elde edilen yeni tasarım parametreleri şu şekildedir:

- Ağırlık: 130 kg
- Viter uzunluğu: 1,5 m
- Hız: 24 m/s
- AR: 13,3
- Kanat açıklığı: 20 m
- Kanat alanı: 30 m²

Yeni parametrelerin belirlenmesi için yapılan hesaplamalar, İHA'nın aerodinamik performansının artırılması ve hedeflenen uçuş özelliklerine ulaşılmasını sağlamıştır.

5.3. Kontrol Yüzeyi Boyutlandırması ve Konumu

Kontrol yüzeylerinin boyutlandırılması, Şekil 4.12'ye dayanarak gerçekleştirilir. Tipik olarak, kanatçıkların uzunluğu, kanadın genel açıklığının yarısından fazlasını kapsayacak şekilde tasarlanır ve bu oran %90'a kadar çıkabilir. Bu bağlamda, kanatçıkların kanat açıklığına oranı yaklaşık olarak 0,4 olarak kabul edilir. Bu durum, kanatçıkların viter boyunun, kanat viter boyuna göre oranının ise yaklaşık 0,25 olduğunu gösterir. Bu çalışmada aileron konumu bu oranlara göre belirlenmiştir. (Raymer, Aircraft Design: A Conceptual Approach, 2004)



Şekil 5.1 Kontrol yüzey boyutlandırma grafiği (Raymer, Aircraft Design: A Conceptual Approach, 2004)

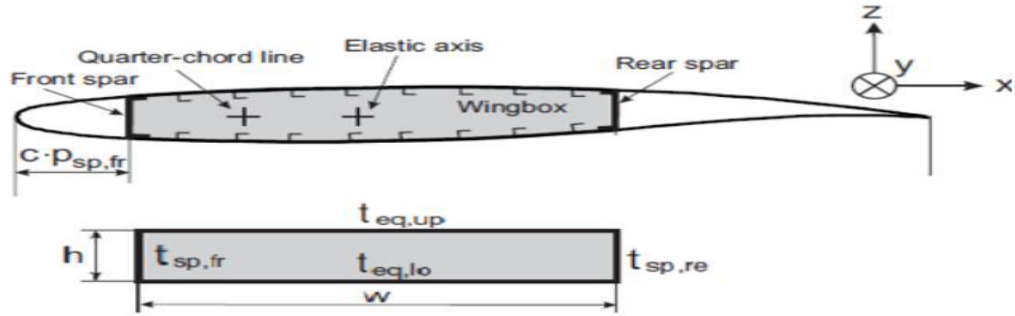
5.4. Kanat İskelet Yapısının Konumlandırılması

Uçak kanatlarının tasarımında, ön spar ve arka sparın konumlandırılması önemlidir. Genellikle ön Spar, kanadın ön kısmında bulunur ve kanadın genel açıklığı boyunca yerleştirilir. Bu spar, kordun yaklaşık %20 ila %30'u kadar gerisinde bulunmalıdır. Arka Spar ise kanadın arka kısmında bulunur ve ön spar gibi kanadın genel açıklığı boyunca yerleştirilir. Arka sparın konumu, kordun yaklaşık %60 ila %75 gerisinde olmalıdır. (Raymer, Aircraft Design: A Conceptual Approach, 2004)

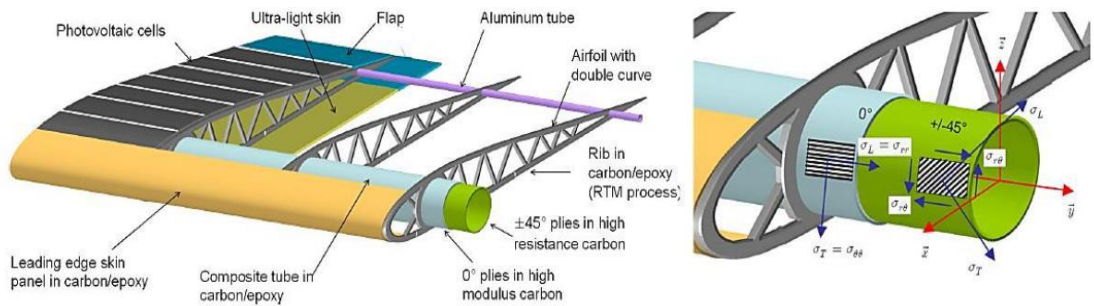
Bu çalışmada, ön spar veterin %25, arka spar ise %75 gerisine konumlandırılacaktır.

Tablo 5.1 Sparların kanat üzerindeki konumları

Spar	Konum (m)
Ön Spar	0,375
Arka Spar	1,125



Şekil 5.2 Spar konumları (Noth, 2008)



Şekil 5.3 Kanat yapısı (Noth, 2008)

5.5. Malzeme Seçimi

Malzeme seçimi uçak için kritik öneme sahip olan bir parametredir. Bu süreç, uçağın ağırlık özelliklerini temelde belirlediği için oldukça kritiktir. Bu çalışmada tasarlanan kanat için malzeme seçiminde gereksinimlere uygunluk birinci öncelik olmuştur. Gereksinimlere göre; hafif, yüksek mukavemete sahip, korozyona dayanıklı ve düşük sıcaklıklara uygun olması sebebiyle karbon fiber malzeme tercih edilmiştir.

Karbon Fiber Malzeme Özellikleri: Karbon fiber (grafit fiber), yaklaşık 0,0002-0,0004 inç (0,005-0,010 mm) çapında ve çoğunlukla karbon atomlarından oluşan uzun, ince bir malzeme lifidir. Binlerce lifin bir araya gelmesiyle karbon elyaf oluşur. Aynı mukavemetteki bir karbon fiber, çelikten beş kat daha güçlü ve iki kat daha serttir. Çelikten daha güçlü ve sert olmasına rağmen çelikten daha hafiftir. Hafif olması birçok parça için ideal üretim malzemesi haline getirir. Karbon fiberin diğer özelliklerine bakacak olursak:

- Sertliği yüksektir.
- Çekme mukavemeti yüksektir.
- Düşük ağırlık/güç oranına sahiptir.
- Kimyasal direnci yüksektir.
- Sıcaklık, aşırı ısıya toleranslıdır.
- Düşük termal genleşmeye sahiptir.

Karbon fiber, havacılık, otomotiv, askeri uygulamalar vb. gibi birçok endüstride yaygın bir şekilde kullanılır. Uçak gövdeleri, insansız hava araçları, yel değirmeni kanatları, spor ekipmanları ve müzik aletleri gibi alanlarda kullanılır. Havacılıkta, karbon fiberin düşük ağırlık ve yüksek dayanıklılığı sayesinde geleceğin tercih edilen uçak yapısal malzemesi olacağı düşünülmektedir. (<https://avdesodrone.com/>, 2024)

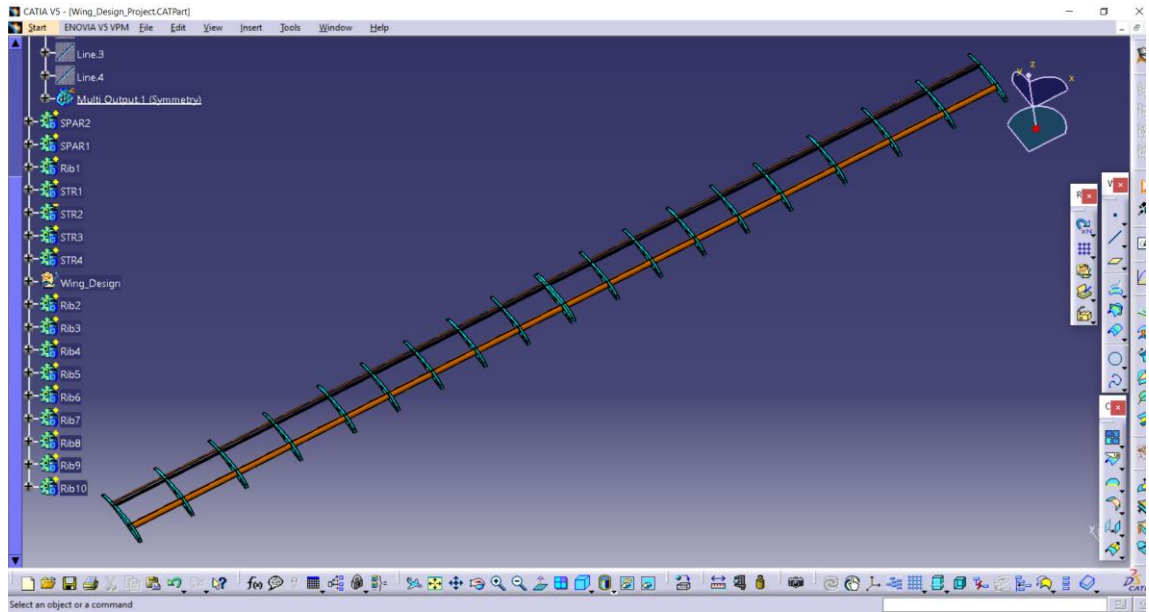
Elyaf esaslı kompozit malzemeler kullanılarak rijitlik/ağırlık faktörünü artırmak amaçlanmıştır. Kompozit kanatlar, eşdeğer metal kanatlara göre %34 ila %40 daha hafif olabilir. Örneğin, Helios, Pathfinder ve Airbus Zephyr ve PHASA-35 gibi mevcut HALE sınıfı İHA'lar, hafif karbon fiber yapılarını kullanır. Bu tasarım yaklaşımı, performansı artırmak ve enerji verimliliğini optimize etmek için önemlidir. (Alsahlani, 2017)



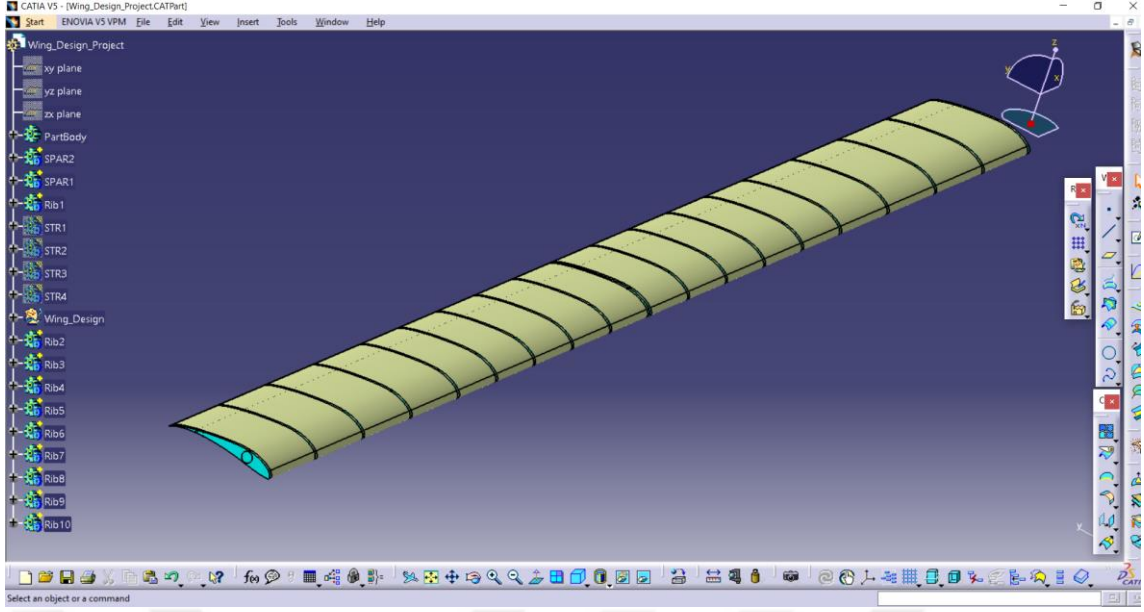
Şekil 5.4 Karbon fiber malzemesi (<https://avdesodrone.com/>, 2024)

5.6. Üç Boyutlu Modelleme

Ön tasarım bölümünde boyutlandırması yapılan ve detay tasarım bölümünde kontrol yüzeyi ile iskelet yapısı konumları belirlenen kanadın katı modellemesi CATIA V5 programı kullanılarak yapılmıştır. Kanat 20 adet rib, 2 adet spar ve 4 adet stringlerden oluşturulmuştur. Üç boyutlu modellemesi yapılan kanadın iskelet yapısı modellemesi Şekil 5.5 ve kanat model görüntüsü Şekil 5.6'daki gibidir.



Şekil 5.5 Kanat iskelet yapısı modelleme görüntüsü

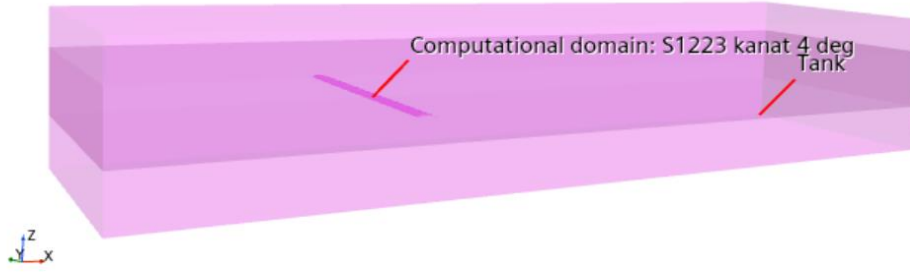


Şekil 5.6 Kanat üç boyutlu modelleme görüntüsü

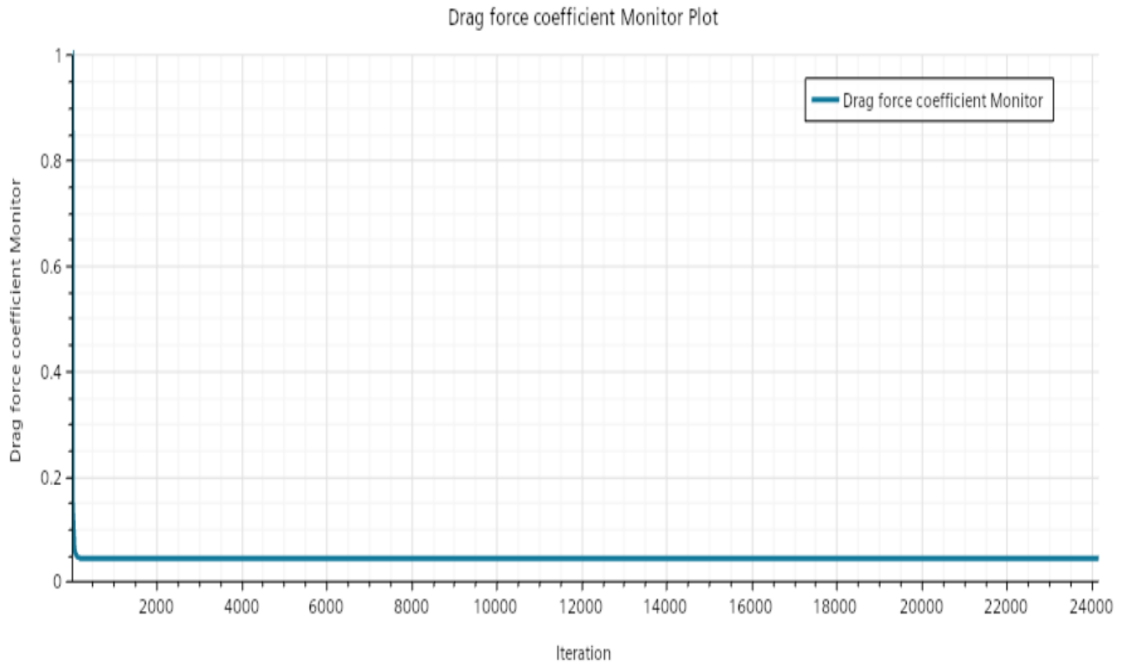
5.7. Analiz Sonuçları

Analizin temel sonuçları aşağıdaki gibidir:

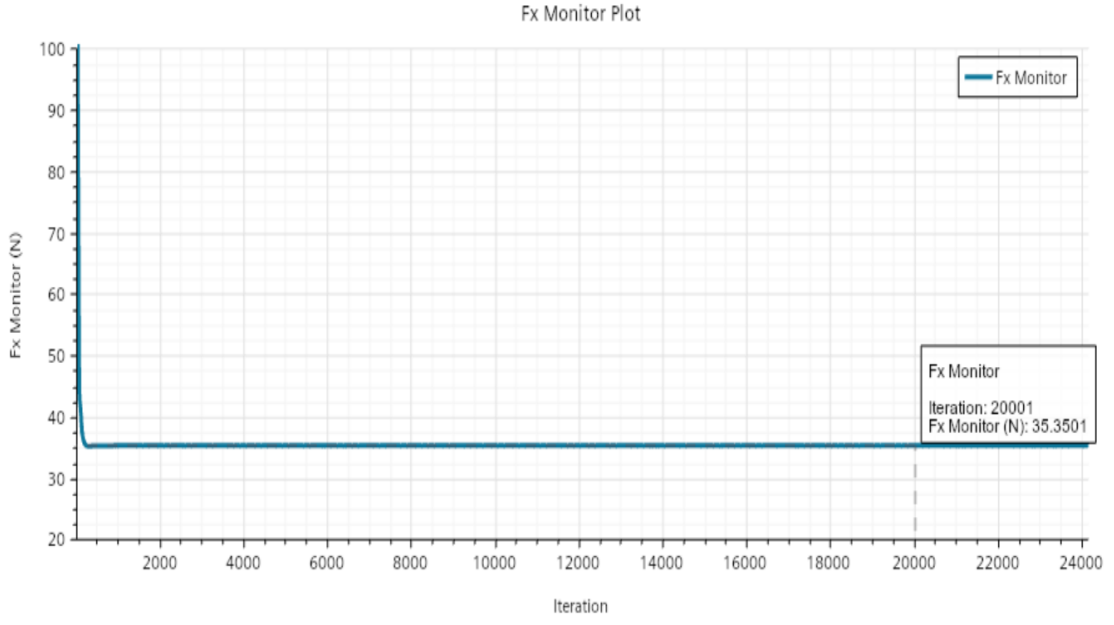
- Rüzgar Tüneli Simülasyonu: Şekil 5.7’de gösterildiği üzere sanal bir rüzgar tüneli oluşturulup içerisinde katı modellemesi yapılan ve 4° derece hücum açısıyla konumlandırılan kanadın üzerinden geçen havanın akış özellikleri incelenmiştir.
- Taşıma-Sürüklenme Katsayıları ve Kuvvetleri Değerleri: Şekil 5.8’de C_D değerinin yakınsanmış değeri gösterilmiştir. C_D değeri 0,0445 olarak hesaplanmıştır. Şekil 5.9’da sürüklenme kuvveti değerinin yakınsanmış değeri gösterilmiştir. Sürüklenme kuvveti değeri 35,3501 N olarak hesaplanmıştır. Şekil 5.10’da C_L değerinin yakınsanmış değeri gösterilmiştir. C_L değeri 1,5612 olarak hesaplanmıştır. Şekil 5.11’de taşıma kuvveti değerinin yakınsanmış değeri gösterilmiştir. Taşıma kuvveti değeri 1240,93 N olarak hesaplanmıştır.
- Basınç Değişimleri: Şekil 5.12’de ve Şekil 5.13’te sistemdeki basınç dağılımları ve değerlerinin incelendiği görülmektedir.
- Akış Hızı Dağılımı: Şekil 5.14’te ve Şekil 5.15’te, tüneli içindeki hava hızı dağılımı ve değerleri görülmektedir.
- Hız Vektörleri: Kanat profil kesiti boyunca hız vektörleri Şekil 5.16’da gösterilmiştir.



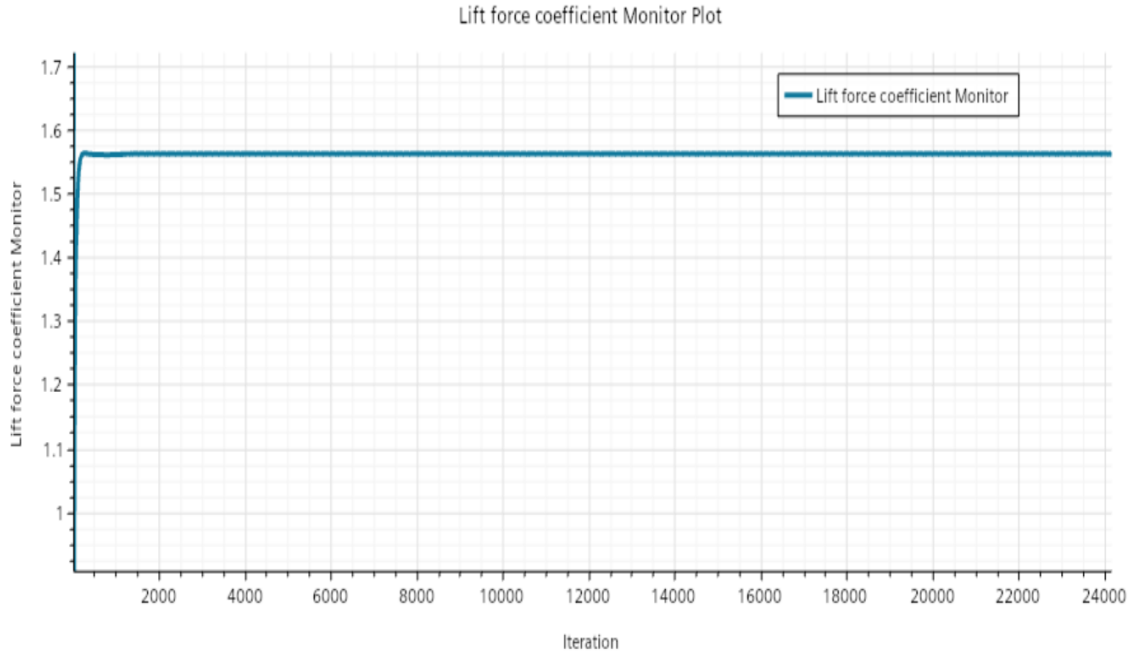
Şekil 5.7 Kanat modeli ve rüzgâr tüneli simülasyonu



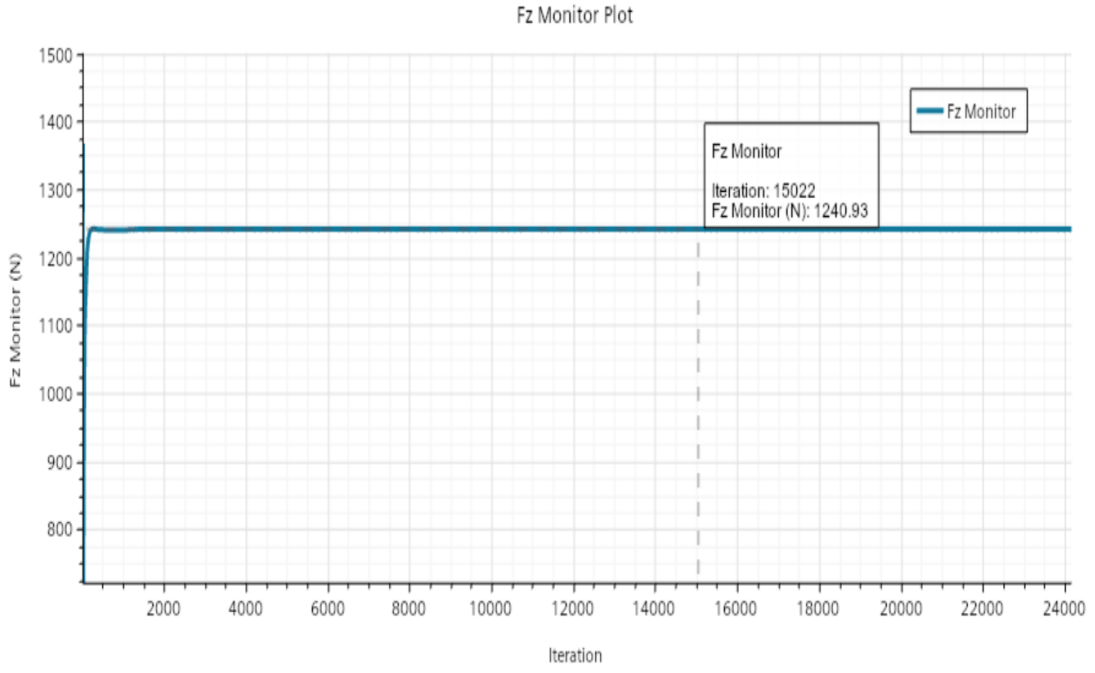
Şekil 5.8 Sürüklenme katsayısı grafiği



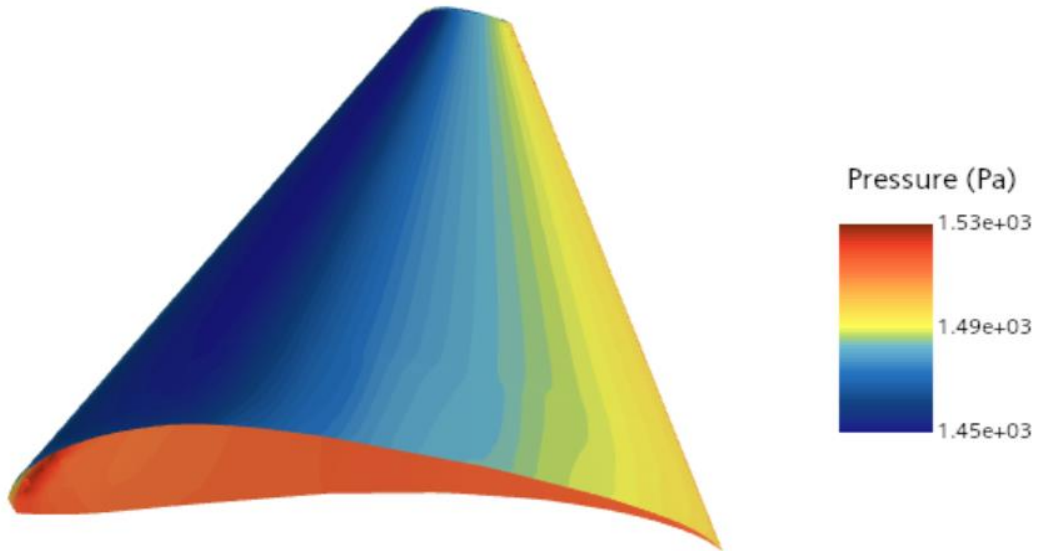
Şekil 5.9 Sürüklenme kuvveti grafiği



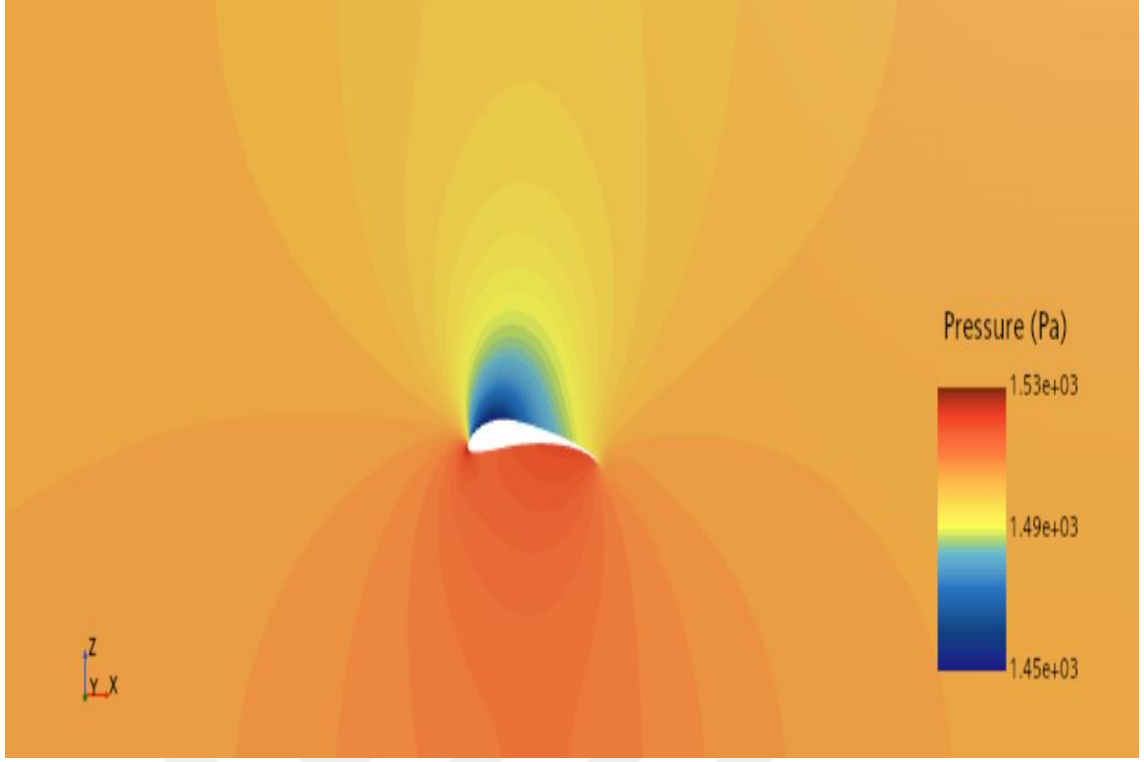
Şekil 5.10 Taşıma kuvveti katsayısı grafiği



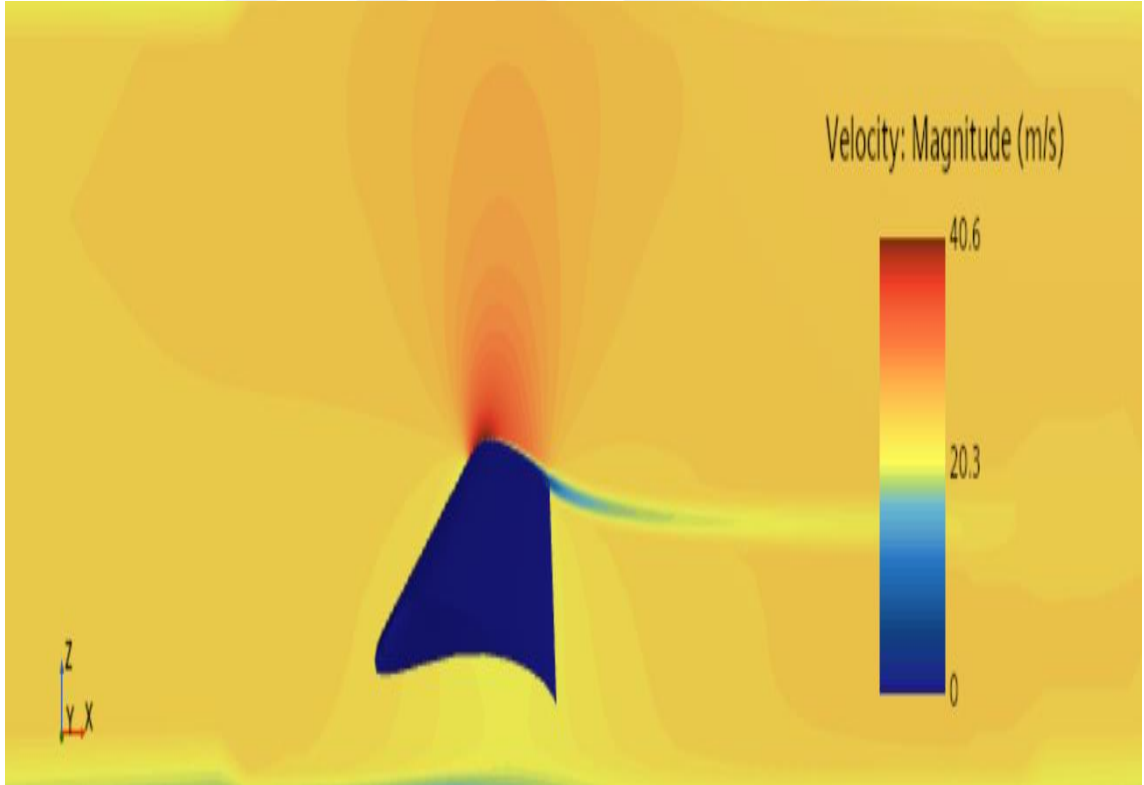
Şekil 5.11 Taşıma katsayısı grafiği



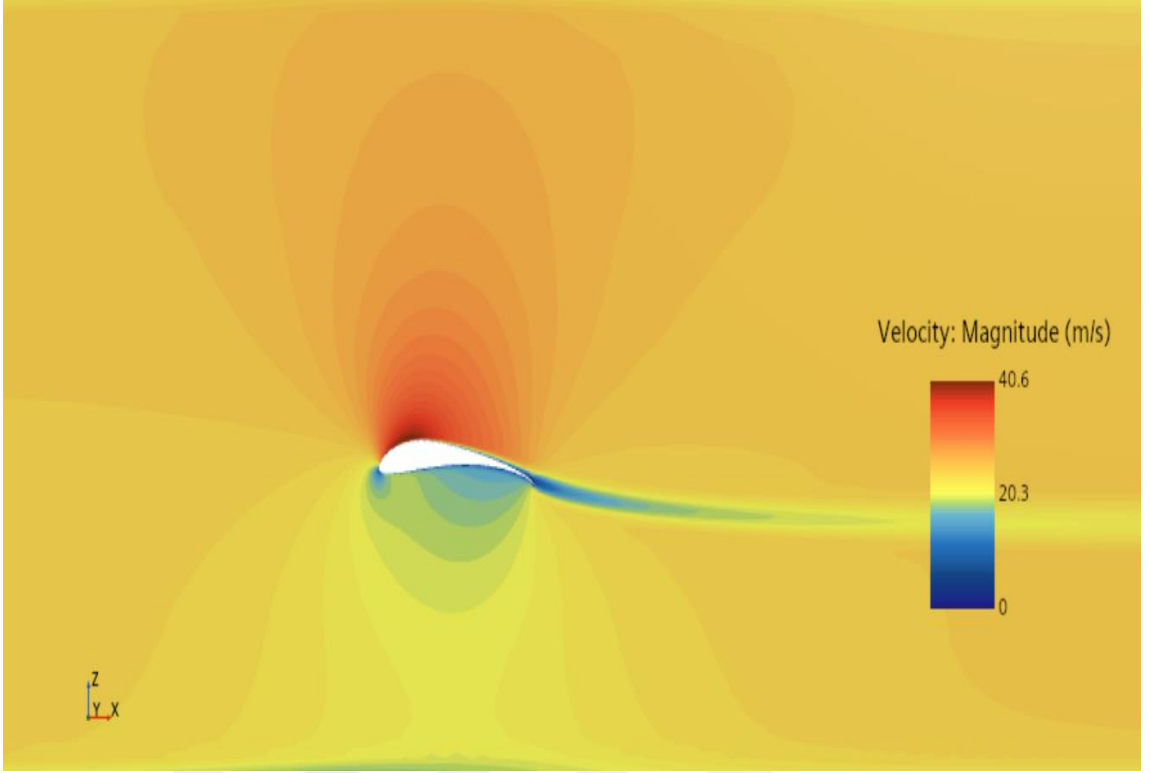
Şekil 5.12 Kanat üzerindeki basınç dağılımı grafiği



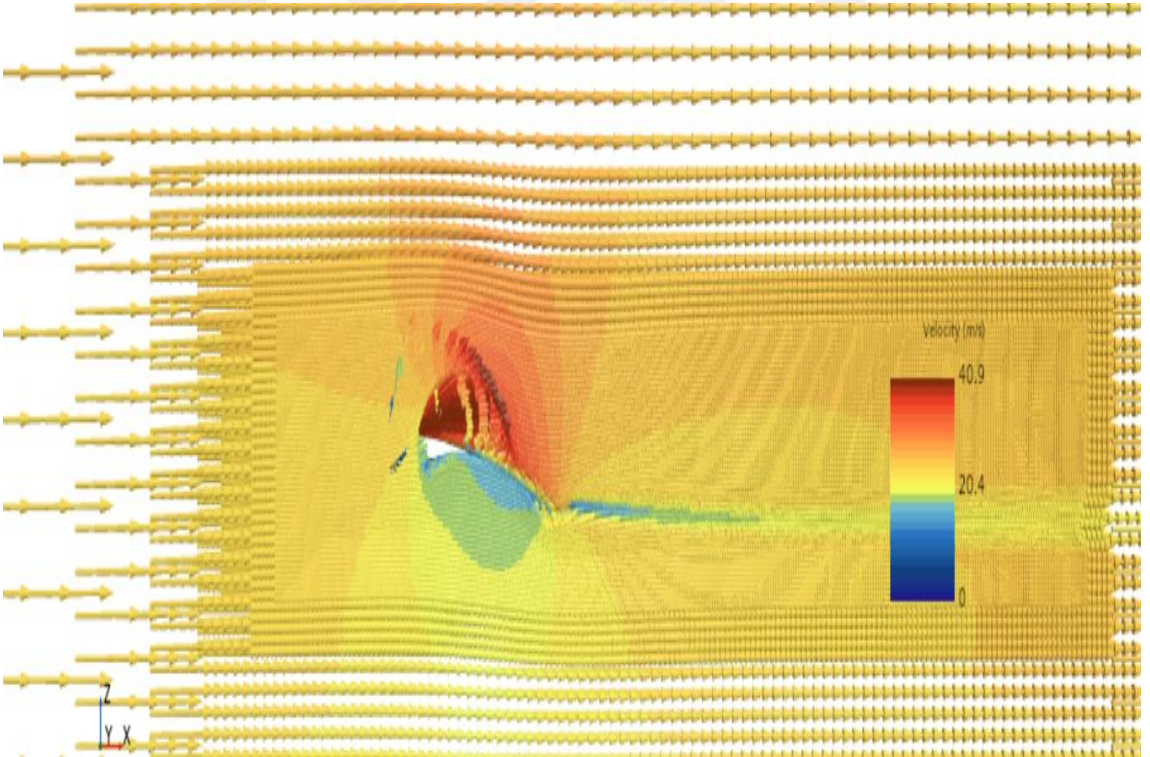
Şekil 5.13 Tünel içindeki basıncın kanat profil kesiti üzerinde dağılımının grafiği



Şekil 5.14 Kanat üzerinden geçen hava hızı grafiği



Şekil 5.15 Kanat profil kesiti üzerinden geçen hava hızı grafiği



Şekil 5.16 Kanat üzerinden geçen hız vektörleri grafiği

5.8. Detay Tasarım Bölüm Özeti

Bu bölümde, ön tasarım bölümünde elde edilen değerler göz önünde bulundurularak kanadın optimizasyonu, kanadın iskelet yapısında kullanılacak elemanların boyutları ile konumları, kullanılacak malzeme seçimi, kanat ile iskelet yapısının katı modellemesi ve akış analizi yapıp sonuçları değerlendirilmiştir.



6. SONUÇ

Bu tez çalışmasında, güneş enerjisi ile çalışacak HALE sınıfı bir İHA'nın güneş enerji ihtiyacı hesaplamaları ve kanat tasarım aşamaları sonucunda kanat tasarım hesaplamaları gerçekleştirilmiştir. Güneş enerjisi hesaplamaları yapılırken kanat tasarımı yapılacak İHA'nın uçuşunu Ankara konumunda gerçekleştirdiği, kanat tasarımı yapılırken İHA'nın ~20000 m yükseklikteki irtifadaki hava şartlarında ve yatay uçuş halinde olduğu göz önünde bulundurularak çalışmalar gerçekleştirilmiştir. Bu kapsamda, güneş enerjisi hesaplamaları bölümünde Ankara ilinin ışıma miktarı ve güneşlenme süresi bulunmuş olup kanat tasarım gereksinimlerinde belirlenen değerlerle beraber İHA'nın yatay uçuş için ihtiyaç duyduğu güç, enerji ve ağırlık hesaplamaları yapılmıştır. Ayrıca kanat tasarım bölümlerinde İHA'nın gereksinimlerine uygun değerler göz önünde bulundurularak kanadın aerodinamik hesaplamaları yapılmıştır. Elde edilen ağırlık değerleri karşılaştırılarak İHA'nın ihtiyaç duyduğu kalkış ağırlığı ve buna bağlı aerodinamik özelliklerin optimizasyonu yapılmıştır. Çalışmayla ilgili sonuçlar aşağıdaki şekilde belirtilmiştir.

- ~20000 m yükseklikteki irtifada uçuşunu gerçekleştirecek İHA için gereksinimlere yönelik başlangıç değerleri 150 kg ağırlık, 15 kg faydalı yük ağırlığı, 25 m kanat açıklığı, 50 m² kanat alanı, 12,5 kanat açıklık oranı ve 20 m/s hız olarak kabul edilmiştir.
- İHA'nın güç gereksinimleri, kabul edilen değerler ile Ankara ilinin ışıma miktarı ve güneşlenme süresi dikkate alınarak hesaplanmıştır. Bu hesaplamalara göre, İHA'nın yatay uçuş için ihtiyaç duyduğu güç 382,19 W, toplam elektrik enerjisi için gereken güç ise 1270,41 W olarak belirlenmiştir. Gereken bu gücü sağlamak için toplam güneş hücresi alanı 20,43 m² olarak hesaplanmıştır. İHA'nın ağırlık hesaplamaları sonucunda maksimum kalkış ağırlığı, aviyonik ve faydalı yük ağırlığı toplamından oluşan sabit ağırlık (15 kg'a kadar), yapısal yük ağırlığı 77,90 kg, güneş hücresi ağırlığı 5,11 kg, MPPT ağırlığı 2,39 kg, yakıt hücresi ağırlığı 26,83 kg, ve itki grubu ağırlığı 2,389 kg olmak üzere toplam 129,59 kg olarak belirlenmiştir.
- Bulunan değerler ile kabul edilen değerlerin karşılaştırılması sonucu İHA için değerler 130 kg ağırlık, 15 kg' kadar faydalı yük ağırlığı, 20 m kanat açıklığı, 30 m² kanat alanı, 13,33 kanat açıklık oranı ve 24 m/s hız olarak optimize edilmiştir.
- Optimize edilen değerlere göre Reynold sayısı deniz seviyesi şartlarında ~246000 ve yatay uçuş esnasında ~232000 olarak hesaplanmıştır.

- İHA kanadında kullanılacak kanat profili seçimi için XFLR5 yazılımında farklı kanat profilleri karşılaştırılmış ve aerodinamik özellik olarak çalışma için en uygun kana profili olduğu değerlendirilen S1223 kanat profili kullanılmasına karar verilmiştir. (Raymer, Aircraft Design: A Conceptual Approach, 2004)
- S1223 kanat profili seçimi yapıldıktan sonra uçuş esnasında sınır şartları hesaplanan Reynold sayısı değer aralığında kanat profili aerodinamik özellikleri incelenmiş olup en uygun hücum açısı 4° olarak belirlenmiştir. 4° hücum açısında; C_L değeri 1,637, C_D değeri 0,021, C_M değeri -0,270, C_L/C_D değeri 79,294 ve $C_L^{3/2}/C_D$ değeri 101,438 olarak bulunmuştur.
- Optimize edilen değerlere göre kanat iskelet yapısı belirlenmiş ve tasarım ölçüleri belirlenen kanadın CATIA V5 programı ile katı modellemesi yapılmıştır. Ayrıca katı modellemesi yapılan kanadın teknik resmi gösterilmiştir.
- Katı modellemesi yapılan kanadın STAR-CCM+ yazılımı ile akış analizi yapılmıştır. Analiz sonucunda C_L değeri 1,5612 ve C_D değeri 0,0445 olarak hesaplanmıştır.

Çalışmanın ön tasarım aşamasında XFLR5 yazılımı ile bulunan değerler ve bu değerlere bağlı yapılan hesaplamalar ile detay tasarım bölümünde STAR-CCM+ yazılımında bulunan değerler karşılaştırması Tablo 6.1'deki gibidir.

Tablo 6.1 XFLR5-STAR-CCM+ analiz sonuçları karşılaştırması

Parametre	XFLR5	STAR-CCM+
C_L	1,6370	1.5612
C_D	0,0021	0,0445
L	1275,300 N	1240,930 N
D	16,693 N	35,350 N

Karşılaştırma sonucunda iki yazılımda da hesaplanan C_L ve L değerlerinin birbirine oldukça yakın sonuçlar verdiği, C_D ve D değerlerinde ise farklılıklar olduğu gözlemlenmektedir. Detay tasarım bölümünde yapılan optimizasyon sonucunda faydalı yük için aynı ağırlık ve güç gerekesinin ihtiyacı şartlarında belirlenen ağırlık değeri 150 kg'dan, 130 kg'a indirilmiştir. Matematiksel hesaplamalar sonucunda bulunan değerler ile yapılan kabullerde kanat tasarımı gerçekleştirilebilecektir. Akış analizi

hesaplamasında elde edilen C_D ve D değerleri referans alınır ise sürüklenme kuvveti değerinin yüksek olmasından dolayı daha yüksek bir itki kuvveti değeri gerekecektir. Buna bağlı olarak İHA'da kullanılacak motor ağırlığı artacaktır. Bu durumda iki seğenek ortaya çıkmaktadır. İlk seğenek olarak, tasarımda kabulü yapılan ağırlık miktarı artırılmalıdır. İkinci seğenek olarak ise aynı ağırlık korunmak istenirse 15 kg'a kadar ağırlığa sahip olabilecek faydalı yük ağırlığı azaltılıp motor ağırlığı artırılmalıdır.

Gelecekteki projelerde, güneş hücresi teknolojisinin ilerlemesiyle birlikte güneş enerjili insansız hava araçlarının dayanıklılığının ve boyutlarının artabileceği değerlendirilmektedir. Önümüzdeki yıllarda, bu tür hava araçlarının seyir irtifalarının bulutlardan etkilenmemesi için daha yüksek irtifalarda uçmaları beklenmektedir. Ayrıca, farklı görevler için tasarlanmış çeşitli tiplerde güneş enerjili insansız hava araçlarının sayısında artış gözlemlenebilir. Bu çalışmanın ileride bu ihtiyaçlara yönelik yapılacak diğer çalışmalar için referans olması hedeflenmiştir.

KAYNAKÇA

- Alsahlani, A. A. (2017). Design of a Swept-Win High-Altitude Long-Endurance Unmanned Air Vehicle (HALE UAV).
- Anderson Jr., J. D. (2020). *Introduction to Flight* (s. 229). içinde
- Bailey, M., & Bower, M. (1992). *High Altitude Solar Power Platform*.
- Brandt, S., & Gilliam, F. (1995). Design Analysis Methodology for Solar-Powered Aircraft. *Design Analysis Methodology for Solar-Powered Aircraft*.
- <https://aerospaceweb.org/>. (2024). <https://aerospaceweb.org/design/scripts/atmosphere/>. adresinden alındı
- <https://aerospaceweb.org/>. (2024). <https://aerospaceweb.org/design/scripts/atmosphere/>. adresinden alındı
- <https://amprius.com/>. (2024). <https://amprius.com/amprius-silicon-nanowire-lithium-ion-batteries-power-airbus-zephyr-s-haps-solar-aircraft/>. adresinden alındı
- <https://avdesodrone.com/>. (2024). <https://avdesodrone.com/vtol-iha-teknolojisi-nedir-kullanim-alanlari-nelerdir/>. adresinden alındı
- <https://avdesodrone.com/>. (2024). <https://avdesodrone.com/vtol-iha-teknolojisi-nedir-kullanim-alanlari-nelerdir/>. adresinden alındı
- <https://avdesodrone.com/>. (2024). <https://avdesodrone.com/karbon-fiber-nedir-havaciliktaki-onemi-nelerdir/>. adresinden alındı
- <https://avdesodrone.com/>. (2024). <https://avdesodrone.com/karbon-fiber-nedir-havaciliktaki-onemi-nelerdir/>. adresinden alındı
- <https://eepower.com/>. (2024). <https://eepower.com/technical-articles/understanding-the-composition-of-a-solar-cell/#>. adresinden alındı
- <https://en.wikipedia.org/>. (2024). https://en.wikipedia.org/wiki/Main_Page. adresinden alındı
- <https://en.wikipedia.org/>. (2024). https://en.wikipedia.org/wiki/Airbus_Zephyr#Zephyr_8/S_2. adresinden alındı
- <https://gepa.enerji.gov.tr/>. (2024). <https://gepa.enerji.gov.tr/pages/6.aspx>. adresinden alındı
- <https://www.aeroprobe.com/>. (2024). <https://www.aeroprobe.com/uads-defiant-and-hyperion-specifications-download/>. adresinden alındı
- <https://www.pveducation.org/>. (2024). <https://www.pveducation.org/pvcdrom/properties-of-sunlight/calculation-of-solar-insolation>. adresinden alındı
- <https://www.theengineer.co.uk/>. (2024). <https://www.theengineer.co.uk/content/news/bae-systems-acquires-solar-drone-partner-prismatic/>. adresinden alındı

<https://www.thk.org.tr/>. (2024). <https://www.thk.org.tr/iha>. adresinden alındı

<https://www.tusas.com/>. (2024). <https://www.tusas.com/urunler/iha/operatif-stratejik-ih-sistemleri/anka>. adresinden alındı

<https://www.tusas.com/>. (2024). <https://www.tusas.com/urunler/iha/yuksek-faydali-yuk-kapasitesi/aksungur>. adresinden alındı

Kaçan, Z. (2017). Design of a Solar Powered Low Altitude Long Endurance Unmanned Aircraft.

Noth, A. (2008). Design of Solar Powered Airplanes for Continuous Flight.

Raymer, D. P. (2004). *Aircraft Design: A Conceptual Approach* (s. 33-52-55-59-113-114-163). içinde

Selig, M., & Guglielmo, J. (1997). High-Lift Low Reynolds Number Airfoil Design. *JOURNAL OF AIRCRAFT*.



ÖZGEÇMİŞ

Kişisel Bilgiler

Soyadı, adı : SANSUR, Ali Rıza

Uyruğu : T.C.

Eğitim

Derece	Üniversite ve Bölüm	Mezuniyet Tarihi
Yüksek Lisans	: Milli Savunma Üniversitesi İHA Teknolojileri	2021-2024
Lisans	: Gaziantep Üniversitesi Makine Mühendisliği	2011-2017

Yabancı Dil

İngilizce