

**ERZİNCAN ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ**

YÜKSEK LİSANS TEZİ

**İNSANSIZ HAVA ARAÇLARI İÇİN PERFORMANS VE VERİM
ARTIRILMASINA YÖNELİK DENEYSEL ARAŞTIRMA**

Bekir Tahir ÇALDIR

MAKİNE MÜHENDİSLİĞİ ANABİLİM DALI

**ERZİNCAN
2017**

Her Hakkı Saklıdır

**Bu tez çalışması Erzincan Üniversitesi Bilimsel Araştırma Projeleri Komisyonu
Başkanlığı tarafından desteklenmiştir. Proje No: FEN-A-080715-0170**

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

Adı-Soyadı: Bekir Tahir ÇALDIR

İmza :



“İnsansız Hava Araçları İçin Performans Ve Verim Artırılmasına Yönelik Deneysel Araştırma”
adlı Yüksek Lisans tezi, Erzincan Üniversitesi Lisansüstü Tez Önerisi ve Tez Yazma Yönergesi
'ne uygun olarak hazırlanmıştır.

Tezi Hazırlayan

Bekir Tahir ÇALDIR

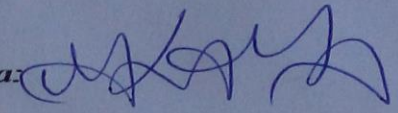
Danışman

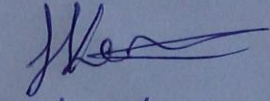
Doç. Dr. Mehmet KAYA

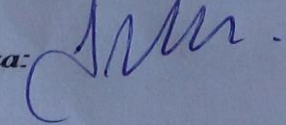
Makine Mühendisliği ABD Başkanı

Prof. Dr. Ahmet TANDIROĞLU

Doç. Dr. Mehmet KAYA danışmanlığında, Bekir Tahir ÇALDIR tarafından hazırlanan bu çalışma 12 / 05 / 2017 tarihinde aşağıdaki jüri tarafından Makine Mühendisliği Anabilim Dalı Termodinamik Bilim Dalı'nda Yüksek Lisans tezi olarak kabul edilmiştir.

Başkan : Doç. Dr. Mehmet KAYA İmza: 

Üye : Yrd. Doç. Dr. Levent KARA İmza: 

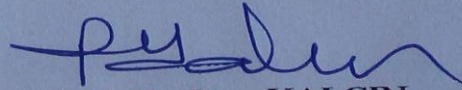
Üye : Yrd. Doç. Dr. Sendeğon KARAGÖT İmza: 

Üye : İmza:

Üye : İmza:

Yukarıdaki sonucu onaylarım.

12.05/2017



Prof. Dr. Paşa YALÇIN
Enstitü Müdürü

ÖZET

Yüksek Lisans

İNSANSIZ HAVA ARAÇLARI İÇİN PERFORMANS VE VERİM ARTIRILMASINA YÖNELİK DENEYSEL ARAŞTIRMA

Bekir Tahir ÇALDIR

Erzincan Üniversitesi
Fen Bilimleri Enstitüsü
Makine Mühendisliği Anabilim Dalı

Danışman: Doç. Dr. Mehmet KAYA

İnsansız Hava Araçları başta askeri uygulamalar olmak üzere orman yangını, atmosfer araştırması, okyanus gözlemleri, jeolojik araştırmalar, hava durumu tahmini gibi birçok uygulamalarda kullanılmaktadır. Günümüzde genel olarak keşif, gözetleme ve operasyonel amaçlarla kullanılan İnsansız Hava Araçları tasarlanırken performans ve verim artırıcı çalışmaların yanı sıra ne tür görev için hangi tip hava aracının en uygun olduğunun araştırmaları da yapılmaktadır.

Bu çalışmada, İnsansız Hava Araçlarında performans ve verim artırımına yönelik araştırmalar yapmak amacıyla bu alanla ilgili çeşitli bilgisayar programlarından faydalanılmıştır. Bununla birlikte, elde edilen veriler doğrultusunda özellikleri belirlenen İnsansız Hava Aracının tasarımı ve imalatı gerçekleştirilmiştir. İnsansız Hava Aracının performans ve verimine etkisi olan her bir elemanın profili, malzemesi ve diğer özelliklerinin uygun değerleri belirlenmiş ve parçaların imalatı yapılarak bu elemanların İnsansız Hava Aracının performans ve verimine etkileri hesaplanmıştır.

2017, 63 sayfa

Anahtar Kelimeler: İnsansız Hava Araçları, Performans ve Verim, Uçak Kararlılığı, Uçuş Kontrolü

ABSTRACT

Master Thesis

**AN EXPERIMENTAL RESEARCH ON IMPROVING PERFORMANCE AND
EFFICIENCY OF UNMANNED AERIAL VEHICLE**

Bekir Tahir ÇALDIR

Erzincan University
Institute of Science and Technology
Department of Mechanical Engineering

Supervisor: Assoc. Prof. Mehmet KAYA

Unmanned aerial vehicle (UAV) has been using for especially military purposes along with civilian purposes such as forest fires, atmospheric researches, oceanic observations, geologic researches and weather forecast. While manufacturing, aircraft are designed to perform the desired tasks. While designing of UAV which are generally used for discovery, observation and operational purposes, the researches are carried out to understand which type of aircraft most suitable for what kind of tasks in terms of aircraft performance.

In this study, a variety of computer programs related to this field have been utilized in order to carry out researches on performance and efficiency increase in Unmanned Aerial Vehicles. However, the design and manufacture of the Unmanned Aerial Vehicle whose characteristics are determined in the direction of the obtained data have been realized. Appropriate values of the profile, material and other properties of each element which have an effect on the performance and efficiency of the Unmanned Aerial Vehicle have been determined. In addition, the performance of the Unmanned Aerial Vehicle has been calculated by manufacturing these parts.

2017, 63 pages**Keywords:** Aircraft stability, Auto-pilot, Flight control, Performance and Efficiency, Unmanned Aerial Vehicle

TEŞEKKÜR

Yüksek lisans projemde değerli fikir ve tecrübelerini benimle paylaşan ve beni çalışmalarım süresince devamlı destekleyen danışmanım Doç. Dr. Mehmet KAYA'ya teşekkürü bir borç bilirim. Ayrıca çalışma süresince vaktini ayırıp bana yardımda bulunan, farklı fikirleriyle problemlere değişik bakış açılarından yaklaşmamı sağlayan Fahri ÇELİK ve Aydın AYDENİZ'e teşekkür ederim.

Çalışma süresince vakit ayırıp çalışmamın tamamlanmasında emeği geçen Akay YEŞİLÖZ'e teşekkür ederim. Ayrıca malzeme alımında yardımlarını esirgemeyen Fatih ÇELİK'e teşekkür ederim.

Çalışmanın başlamasından bitimine kadar İnsansız Hava Aracının imalatı esnasında uygun koşulları (yer, teçhizat) sağlayan Türk Hava Kurumu Erzincan şubesine teşekkür ederim.

Hayatım boyunca beni hep destekleyen, yaptığım işlerde beni cesaretlendiren, bugünlere gelmemde büyük emek harcayan ve hayatımda hep çok büyük yeri olan aileme teşekkürü bir borç bilirim.

Bekir Tahir ÇALDIR
Mayıs, 2017

İÇİNDEKİLER

	Sayfa
ÖZET.....	i
ABSTRACT.....	ii
TEŞEKKÜR.....	iii
SİMGELER VE KISALTMALAR LİSTESİ	vi
ŞEKİLLER LİSTESİ	viii
TABLolar LİSTESİ.....	ix
1. GİRİŞ	1
2. KAYNAK ÖZETLERİ.....	2
2.1. İnsansız Hava Araçları	2
2.1.1. Dünya’da İHA sistemleri.....	2
2.1.2. Türkiye’de İHA sistemleri.....	3
2.1.3. İHA’ların sınıflandırılması	5
2.1.4. İHA’ların avantajları	7
2.2. Güneş Enerjisi	8
2.2.1. Güneş enerjisinin avantajları	9
2.2.2. Güneş enerjisinin dezavantajları.....	9
2.2.3. Güneş enerjisi ve kullanım alanları	10
2.2.4. Türkiye’deki mevcut güneş enerjisi durumu	10
2.2.5. Güneş enerjisi teknolojisi	11
2.3. Tasarım Yaklaşımı	11
2.4. Aerodinamik Kuvvetler	12
2.4.1. Taşıma kuvveti	13
2.4.2. Sürüklenme kuvveti.....	13
2.5. Kanat Profilleri	13
3. MATERYAL ve YÖNTEM.....	26
3.1. Kanadın Analiz Modelinin Oluşturulması ve Sonlu Elemanlar Yöntemi.....	26
3.2. Malzeme Seçimi	29
3.3. Uçağın Ana Parçaların Üretimi	33
3.3.1. Kanat kesim işlemi	33

3.3.2. Kanatlara kanal açımı	35
3.3.3. Hafifletme	36
3.3.4. Motor yatağı ve iniş takımı imalatı	37
3.3.5. Aileron yapımı	39
3.3.6. Pil yuvası için kapak imalatı	40
3.3.7. Servo yatağı imalatı	42
3.3.8. Orta kanadın gövdeye sabitlenmesi	43
3.3.9. Kablolama işlemi	45
3.3.10. Kaplama işlemi	46
3.3.11. Salınım azaltma	47
3.4. Elektronik Ayarlar	48
3.4.1. Alıcı – verici (receiver -transmitter) ayarı	48
3.4.2. Otopilot ayarı	48
3.4.3. Esc ayarı	50
4. SONUÇ ve ÖNERİLER.....	52
KAYNAKLAR	59
ÖZGEÇMİŞ	63

SİMGELER ve KISALTMALAR

Simgeler

C_L	Taşıma kuvveti katsayısı
C_D	Sürüklenme kuvveti katsayısı
F_L	Taşıma kuvveti (N)
F_D	Sürüklenme kuvveti (N)
l	Uzunluk (m)
μ	Dinamik viskozite ($\text{kg}/(\text{m}\cdot\text{s})$)
Re	Reynolds Sayısı
ν	Kinematik viskozite (m^2/s)
V	Hız (m/s)

Kısaltmalar

ABD	Amerika Birleşik Devletleri
AI	Artificial Intelligence
AÖÜ	Ataletsel Ölçüm Ünitesi
ARGE	Araştırma ve Geliştirme
EİE	Elektrik İşleri Etüt İdaresi
EPP	Expanded Polipropilen Köpüğü
EPS	Expanded Polistiren Köpüğü
ESC	Elektronik hız kontrolörleri
GA	Genetik Algoritma
HAD	Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği
İHA	İnsansız Hava Araçları
JSF	Joint Strike Fighter

Lİ-PO	Lityum Polimer
SEM	Sonlu Eleman Modeli
TSK	Türk Silahlı Kuvvetleri
UAV	Unmanned Aerial Vehicle
UA	Uzaktan algılama
XPS	Extrude Polistren Köpüğü



TABLULAR LİSTESİ

	Sayfa
Tablo 2.1. İHA sistemleri sınıflandırılması.....	6
Tablo 2.2. Türkiye’deki bölgelerin yıllık bazda ortalama güneşlenme süreleri	8
Tablo 2.3. Kanat test verilerin karşılaştırılması	16
Tablo 3.1. Kanat profillerinin ANSYS analiz sonuçları ve katsayıları.....	28
Tablo 4.1. Akışkan ortamlarına göre Ncrit değeri	54

ŞEKİLLERİN LİSTESİ

Sayfa

Şekil 2.1. İHA sistemleri üreticisi ülkeler.....	3
Şekil 2.2. İHA sistemlerinin Türkiye ve Dünya’da gelişimi.....	4
Şekil 2.3. Türkiye güneş enerjisi potansiyeli	11
Şekil 2.4. Faydalı yükün çeşitli parametrelere göre etkileri.....	18
Şekil 2.5. Paralel GA test sonuçları	19
Şekil 2.6. GA uygunluk fonksiyonunun iterasyona bağlı değişimi	19
Şekil 2.7. İterasyon sayısının nokta sayısına göre değişimi.....	20
Şekil 2.8. Çalışma süresinin nokta sayısına göre değişimi	20
Şekil 2.9. Toplam mesafenin nokta sayısına göre değişimi.....	20
Şekil 2.10. Görev süresinin kontrol nokta sayısına göre artışı.....	20
Şekil 3.1. 111ag27 kanat profili	27
Şekil 3.2. 2032c kanat profili	27
Şekil 3.3. Goe15 kanat profili	27
Şekil 3.4. Ah93w215 kanat profili	27
Şekil 3.5. Ah81k144wfklappe kanat profili	27
Şekil 3.6. E664 kanat profili	27
Şekil 3.7. Ah80140 kanat profili	28
Şekil 3.8. Aquilasm kanat profili	28
Şekil 3.9. Ag44ct02r kanat profili.....	28
Şekil 3.10. Cl/Cd oranı.....	29

Şekil 3.11. Elektrik motoru teknik özellikleri.....	30
Şekil 3.12. 18x10 Elektrikli motor pervanesi	30
Şekil 3.13. Li-po batarya.....	31
Şekil 3.14. Güneş hücresi teknik özellikleri.....	31
Şekil 3.15. Yep marka 80A fırçasız motor esc.....	32
Şekil 3.16. Dragon link 433Mhz alıcı verici	32
Şekil 3.17. İHA'nın boyutlandırma standartları.....	33
Şekil 3.18. Kanat profilinin kesim işlemi.....	34
Şekil 3.19. Kızgın tel kesim tekniği.....	34
Şekil 3.20. Profilin kesilmiş hali	35
Şekil 3.21. Kanal kesim işleminde kullanılan aparat	35
Şekil 3.22. Karbon çubuklar için kanal açımı	36
Şekil 3.23. İHA'nın taslak gövdesinin oluşturulması	36
Şekil 3.24. Hafifletme çalışmaları.....	37
Şekil 3.25. Motor yatağı ön görünümü	37
Şekil 3.26. İniş takımının oluşturulması	38
Şekil 3.27. İniş takımının boyanması.....	38
Şekil 3.28. Tamamlanmış ön iniş takımı.....	39
Şekil 3.29. Aileron imalat resmi	40
Şekil 3.30. Aileron montaj resmi	40
Şekil 3.31. Ön kapak montajı.....	41
Şekil 3.32. Pil yuvası kapağının montajı.....	41
Şekil 3.33. Uçuş kumanda servoların montajı	42

Şekil 3.34. Rudder montajı	43
Şekil 3.35. Gövde sabitlemesi için alüminyum sacdan kesilen parça.....	43
Şekil 3.36. Orta kanada dübel montesi.....	44
Şekil 3.37. Alüminyum sacların gövdeye montajı	44
Şekil 3.38. Orta kanat-gövde birleşimi	45
Şekil 3.39. Elevatör-rudder kablolarının alıcıya taşınması	45
Şekil 3.40. Esc'nin motora bağlanması.....	46
Şekil 3.41. Genel kaplama işlemi.....	47
Şekil 3.42. Salınım azaltma.....	47
Şekil 3.43. Sinyal testi.....	48
Şekil 3.44. Kumanda sinyali ve mod ayarı	49
Şekil 3.45. Eve geri dönüş mod ayarı	50
Şekil 3.46. Otomatik uçuş rotası	50
Şekil 3.47. Program kartıyla Esc ayarı.....	51
Şekil 4.1. 4 adet güneş hücresinin seri bağlanarak pile vereceği akım değerinin ölçülmesi	52
Şekil 4.2. Akışkan ortamlarına göre Ncrit değeri	55
Şekil 4.3. İmalatı tamamlanmış İHA	56

1. GİRİŞ

İnsansız hava araçları önemini giderek arttırmakta ve daha çok alanda adı geçmektedir. Üzerlerine düşen ve yapması beklenen görevlerin başarısı en iyi performansı sunmasına bağlıdır. Bu bağlamda hava aracı tasarımında insansız hava araçlarının yeri giderek artmaktadır (Çetin, 1995; Fahlstrom, 2005).

İlk zamanlarda yararlarının geç farkına varılan İHA sistemleri, 21. yy.'da sistemleri ve çeşitleri artmaya başlamış ve kabiliyetleri de gelişmiştir. İHA'nın kullanımı, askeri alanlara katkı sağlamakla kalmayıp, aynı zamanda farklı bir bakış açısı da getirmiştir. 20. yy.'da çok sayıda ülkenin ticaret ağına giren İHA sistemleri, Bosna-Hersek, Kosova, Afganistan, Irak, Filistin, Lübnan, Yemen, Pakistan ve Libya çatışma veya savaşlarında kullanılmıştır. Diğer hava araçlarında olan sertifikasyon aşamalarına dahil olmayan İHA, hızlı bir şekilde harekât alanlarına gönderilerek operasyonel olarak kullanılmıştır. İHA, tasarım sürecinin önemli bir kısmını savaş alanlarında kullanılarak tamamlamıştır (Karaağaç, 2012). İHA başta askeri uygulamalar olmak üzere orman yangını, atmosfer araştırması, okyanus gözlemleri, jeolojik araştırmalar, hava durumu tahmini gibi birçok uygulamalarda kullanılmaktadır. Günümüzde genel olarak keşif, gözetleme ve operasyonel amaçlarla kullanılan İHA tasarlanırken performans ve verim artırıcı çalışmaların yanı sıra ne tür görev için hangi tip hava aracının en uygun olduğunun araştırmaları yapılmaktadır (Karaağaç, 2012).

Bu çalışmada, gün geçtikçe önem kazanan İnsansız Hava Araçları için gerekli olan aerodinamik dizayn ve uçuş kontrolü hakkında performans ve verim artırımına yönelik çalışmalar yaparak, hâlihazırda mevcut İnsansız Hava Araçları sisteminin temel bileşenleriyle birlikte bütünlük sağlayacak detaylı bir tasarımı ve elektriksel altyapıdaki yeniliklerle yeni nesil insansız hava araçları imalatına katkı sağlanması amaçlanmıştır.

2. KAYNAK ÖZETLERİ

2.1. İnsansız Hava Araçları

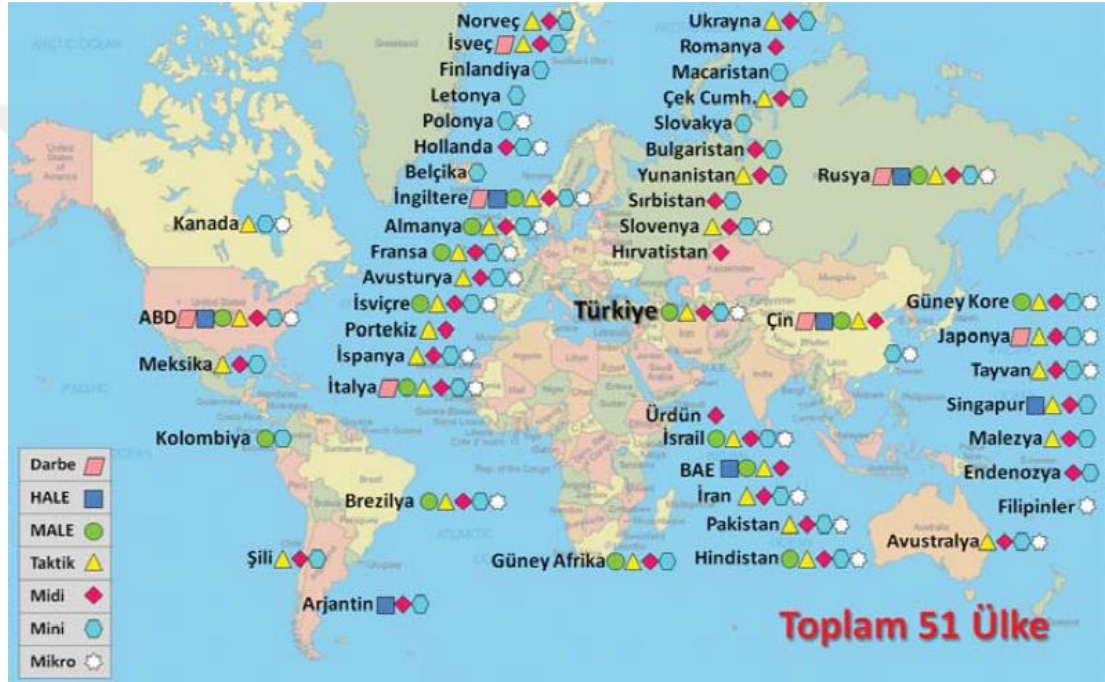
İnsansız Hava Araçlarının (İHA) farklı tanımları olsa da, uzaktan kontrol edilebilen veya planlanan rotada uçabilen, herhangi bir pilot taşımayan, motorlu hava araçları olarak tanımlanabilir. Bir İHA, görev özelliğine göre sabit ya da sökülebilen zararlı / zararsız faydalı yüke sahip olabilmektedir (Degarmo, 2004;Kargın, 2007;Ollero, 2006).

İHA üzerinde yapılan çalışmalar, havadan ağır ilk motorlu uçuşun 1903 yılında gerçekleştirilmesinden kısa bir süre sonra 1916 yılında başlamıştır. İHA'lar pilotlu uçaklara nazaran pek çok avantajlara sahiptir. İHA'ların hem askeri hem de sivil uygulamalarda kullanımları gittikçe artmaktadır. Pilot taşımadıklarından ve uzun süre uçabildiklerinden dolayı, başlangıçta daha çok askeri amaçlar için kullanılan ve geliştirilen İHA'larda pilotun yokluğu, insan kaybı riskini ortadan kaldıran uçuşlara izin vermiştir. Sonraki yıllarda sivil kullanım amacına yönelik pek çok çalışma yapılmıştır. Başlangıçta az sayıda ülke tarafından yürütülen İHA çalışmaları günümüzde pek çok ülkeye yayılmıştır. Sonraki yıllarda sivil kullanım amacına yönelik pek çok çalışma yapılmıştır. Başlangıçta az sayıda ülke tarafından yürütülen İHA çalışmaları günümüzde pek çok ülkeye yayılmıştır (Cook, 2007;Ataç, 2006;Wong,1997).

2.1.1. Dünya'da İHA sistemleri

20. yy'ın başlarında Amerika Birleşik Devletleri'nde (ABD) başlayan İHA çalışmaları ardından uzun bir süre duraklama yaşamıştır. Vietnam Savaşı'nda tekrar görülme başlayan İHA'lar, farklı bir sistem olarak 1982 Beka Hava Muharebesi'nde İsrail tarafından kullanılmış ve farklı bir anlayış getirmiştir. Sonrasında birçok ülkenin ticaret ağına giren İHA'lar savaşlarda yoğun olarak kullanılmıştır. İlk zamanlarda keşif amaçlı kullanılan İHA'lar, üzerlerine takılan teçhizatlar ile silah

sistemi haline gelmiştir. Askeri alanlarda kullanımı yaygınlaşan İHA sistemleriyle birlikte sanayisi de hızla gelişmektedir. 2012 yılında dünya genelinde 1300’den fazla çeşitli tiplerdeki İHA’lar, geliştirilmekte üretilmekte ve kullanılmaktadır (Şekil 2.1). Günümüzde gelinen noktada Joint Strike Fighter (JSF) Projesi kapsamında üretilmekte olan F-35 savaş uçağının son insanlı uçak olacağı ve bundan sonra İHA’ların kullanılacağı ifade edilmektedir (Karaağaç, 2012).

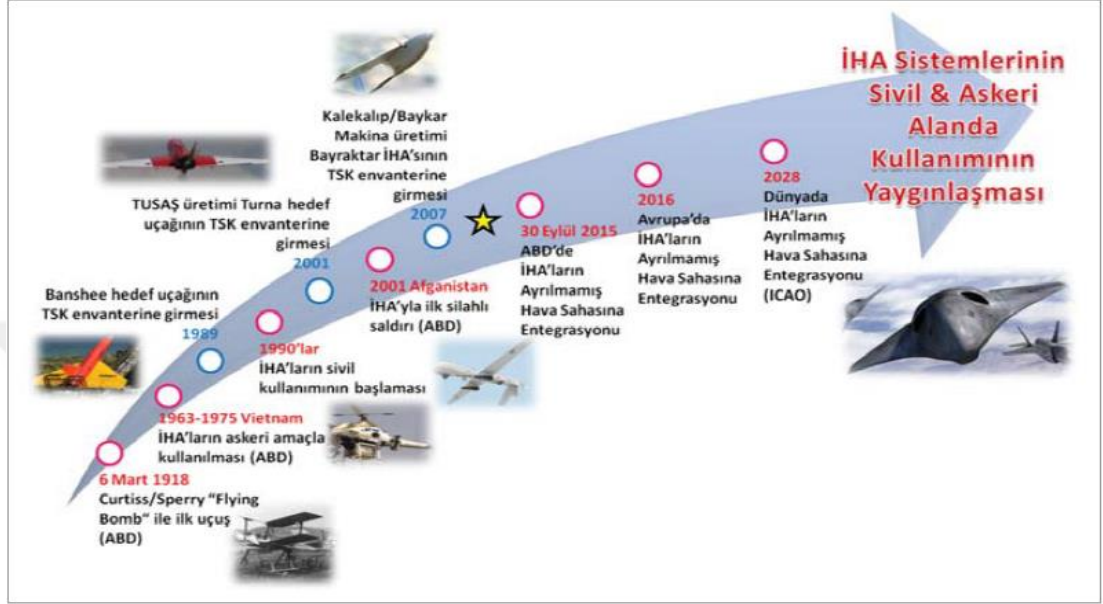


Şekil 2.1. İHA sistemleri üreticisi ülkeler (Karaağaç, 2012)

2.1.2. Türkiye’de İHA sistemleri

Türkiye İHA sistemlerinin Türk Silahlı Kuvvetleri (TSK) ticaret ağına girmesi için çalışmalar dünyadaki gelişmelerle birlikte başlamıştır (Şekil 2.2). İlk insansız hedef uçağı olan Banshee 1989 yılında TSK’nın ticaret ağına girmiştir. İlk üretilen yerli İHA ise 1990 yılında çalışmalarına başlanılan İHA-X1 Şahit sistemidir. Gerçek anlamda alınan ilk İHA sistem ise GNAT-750 İHA’sıdır. 21. Yy’de ise çalışmalar daha da artmış Türk Havacılık ve Uzay Sanayii A.Ş. (TUSAŞ) firması ilk yerli üretim olan hedef uçağı olarak Turna sistemini geliştirmiştir. Kalekalıp Baykar

Makina ortaklığı tarafından geliştirilen Bayraktar mini İHA sistemi ise, ilk yerli İHA olarak 2007 yılında TSK envanterine girmiştir (Karaağaç, 2012).



Şekil 2.2. İHA sistemlerinin Türkiye ve Dünya'da gelişimi (Karaağaç, 2012)

Bilhassa 2004 yılından itibaren yapılan çalışmalar sonucunda, Türkiye'de İHA sistemlerinde faaliyet gösteren geniş bir sanayi oluşmaya başlamıştır. Yürütülmekte olan ve başlatılması planlanan İHA projeleri sanayi altyapısını daha da kuvvetlendirmekte ve genişletmektedir. Böylelikle, Türkiye'nin Dünya'nın önde gelen ülkeleriyle aynı teknolojiye ve milli savunma sistem kabiliyetine sahip olması temin edilecektir. Savunma Sanayii Müsteşarlığı tarafından TSK, Üniversiteler ve Sanayi Kuruluşlarının işbirliğiyle hazırlanan ve yaklaşık 20 yıllık süreyi kapsayan "Türkiye İHA Sistemleri Yol Haritası" belgesi 2011'de yayımlanmıştır. Bahse konu belge ülkemizin önümüzdeki 20 yıl içerisinde ihtiyacı olabilecek İHA sistemlerinin;

- Kullanıcıların ihtiyaçlarının belirlenmesi,
- Bu ihtiyaçların giderilmesine yönelik ülke içi ve dışı teknolojilerin değerlendirilmesi,
- Milli ve kritik teknolojiler ile yurtiçi eksik alanların tespit edilmesi,

Bu saptama ve önseziler doğrultusunda, mevcut yurtiçi kabiliyetler/programlar ve yurtdışı yönelimler de dikkate alınarak gelecek 20 yılda İHA sistemleri için izlenmesi gereken yol haritasının stratejik amaçlarının ve hedeflerinin ortaya konulmasını kapsamaktadır (Savunma Sanayii Müsteşarlığı, "İHA Sistemleri Yol Haritası (2011-2030)", 2012).

2.1.3. İHA'ların sınıflandırılması

Tablo 2.1'de İHA sistemleri dört ana kategoriye sınıflandırılmıştır ve maksimum kalkış ağırlığı, uçuş yüksekliği, uçuş süresi vb. parametrelerin değerleri verilmiştir (Şahin, 2011).

Tablo 2.1. İHA sistemleri sınıflandırılması (Şahin, 2011)

	Kategori	Maksimum Kalkış Ağırlığı(Kg)	Maksimum Uçuş Yüksekliği (m)	Uçuş Süresi (Saat)	Veri Link Mesafesi (Km)
Mikro/Mini İHA'lar	Mikro	0.10	250	1	<10
	Mini	<30	150-300	<2	<10
Taktik İHA'lar	Yakın Mesafe	150	3.000	2-4	10-30
	Kısa Mesafe	200	3.000	3-6	30-70
	Orta Mesafe	150-500	3.000-5.000	6-10	70-200
	Uzun Mesafe	-	5.000	6-13	200-500
	Dayanım (Süre)	500-1.500	5.000-8.000	12-24	>500
	Orta İrtifa Uzun Dayanım	1.000-1.500	5.000-8.000	24-48	>500
Stratejik İHA'lar	Yüksek İrtifa Uzun Dayanım	2500-12.500	15.000-20.000	24-48	>2.000
Özel Amaçlı İHA'lar	Öldürücü	250	3.000-4.000	3-4	300
	Tuzak	250	50-5.000	<4	0-500
	Stratosferik	Belirlenecek	20.000-30.000	>48	>2.000
	Exo-stratosferik	Belirlenecek	>30.000	Belirlenecek	Belirlenecek

2.1.3.1. Mikro/Mini İHA'lar

Mini İHA'lar, kanat genişliği en küçük platformlardır. 300 metrenin altındaki yüksekliklerde uçan ve dar alanlarda görev alan İHA'lardır. Hem askeri hem sivil olarak kullanılırlar (Barrows, 2011).

2.1.3.2. Taktik İHA'lar

Mini İHA'lardan daha ağır platformlara sahip ve daha yükseklerde (3000-8000 m) uçabilmektedirler. Uçuş mesafelerine altı alt kategoriye ayrılmaktadır. Bunlar yakın

mesafe, kısa mesafe, orta mesafe, uzun mesafe, dayanım ve orta irtifa uzun dayanımdır. Çoğunlukla askeri alanda kullanılırlar (Barrows, 2011).

2.1.3.3. Stratejik İHA'lar

Stratejik İHA'lar büyük platform ve faydalı yüklere sahip olup, yüksek irtifa ve uzun dayanım için kullanılırlar. En ağır platforma sahip olan stratejik İHA'lar kalkış ağırlıkları 2.500-12.500 kg arasında ve 20000 metre yükseklikten uçabilirler. Kalkış, iniş ve uçuşları otonom olarak gerçekleştirilir (Barrows, 2011).

2.1.3.4. Özel amaçlı İHA'lar

Özel amaçlı İHA'lar, isminden anlaşılacağı üzere özel görevlerde kullanılmak üzere tasarlanmıştır. Az sayıda üretilir, keşif, gözetleme, saldırı amaçlı görevlerde kullanılır. Görevlere göre uçuş yüksekliği değişmektedir (Barrows, 2011).

2.1.4. İHA'ların avantajları

İHA'ların en önemli avantajı diğer uçakların aksine pilotların fiziksel limitleriyle sınırlı olan uzun süre uçuş kabiliyetine sahip olmasıdır. İHA'lar diğer uçaklarla kıyaslandığında:

- Üretimi ve işletme maliyetleri daha azdır.
- İHA'lar uzun süren görevleri yerine getirebilmektedirler.
- İHA'lar, nükleer ve kimyasal maddelerin yer aldığı görevlerde kullanılabilirler.
- ARGE (Araştırma ve Geliştirme) faaliyetleri İHA'lar sayesinde daha ucuz ve hızlıdır.
- İHA'lar düşük enerji, düşük emisyon ve gürültü seviyelerine sahiptirler.
- İHA'ların bakım, hangar ve yakıt maliyetleri daha azdır.
- Tehlikeli görevlerde kullanılabilirler. (Arslan, 2009; Altunok 2010)

Yukarıda belirtilen diğer avantajlarla birlikte düşünüldüğünde, İHA'lar hem askeri hem de sivil uygulamalarda kullanılabilir çok faydalı araçlardır. İHA'lar pilotlu savaş uçakları yerine tehlikeli ve zor görevlerde kullanılabilirlerinden, daha çok askeri uygulamalarda geliştirilmişlerdir. Sivil uygulamalar için de önemli potansiyele sahip olan İHA'lar birçok sivil uygulamalarda kullanılmalarına rağmen, daha pek çok uygulama keşfedilmeyi beklemektedir. İHA ve İHA teknolojileri 50'den fazla ülkenin takip ettiği çok aktif bir çalışma alanıdır.(Nonami 2007; Mejias *et al.*, 2007)

2.2. Güneş Enerjisi

Güneşten gelen ve dünya atmosferi dışında şiddeti sabit ve 1370 W / m^2 olan ve yer yüzeyinde $0-1100 \text{ W / m}^2$ değerleri arasında değişen yenilenebilir bir enerji kaynağıdır. Özellikle ısınma ve elektrik üretimi amaçlı kullanılabilir. Ülkemizin yıllık güneşlenme süresi ortalama olarak 2640 saattir. Tablo 2.2'de Türkiye'deki Bölgelerin Yıllık Bazda Ortalama Güneşlenme Süreleri:

Tablo 2.2. Türkiye'deki bölgelerin yıllık bazda ortalama güneşlenme süreleri (e.i.e., 2015)

BÖLGE	Güneşlenme Süresi (saat /yıl)
Güneydoğu Anadolu Bölgesi	3016 saat
Akdeniz Bölgesi	2923 saat
Ege Bölgesi	2726 saat
İç Anadolu Bölgesi	2712 saat
Doğu Anadolu Bölgesi	2693 saat
Marmara Bölgesi	2528 saat
Karadeniz Bölgesi	1966 saat

Güneşlenme süresi yönünden en çok güneş alan bölge Güneydoğu Anadolu bölgesidir. Bunu sırası ile Akdeniz, Ege, İç Anadolu, Doğu Anadolu, Marmara ve Karadeniz Bölgesi izlemektedir. Güneş enerjisi, Dünya üzerinde yer alan tüm potansiyel enerjilerin kaynağı olarak kabul edilir. Tüm enerji türleri güneş enerjisinden oluşurlar. Güneş enerjisinin kaynağı güneşin merkezinde meydana gelen füzyon reaksiyonlarıdır (Küpeli, 2005).

Güneşten yeryüzüne gelen toplam güneş ışınımı, direkt ve yaygın olarak ikiye ayrılırlar. Direkt ışınım, güneşten direk gelen ışınımdır. Yaygın ışınım ise, tüm gökyüzünden gelen yönü ve doğrultusu belli olmayan ışınımlardır. Yutulan ve saçılan güneş ışınımının dağınık bir şekilde yeryüzüne gelen kısmı, yaygın ışınımı oluşturur (Engin, 1995).

2.2.1. Güneş enerjisinin avantajları

- Doğrudan güneş enerjisini kullanır.
- Doğal ısıtma ve soğutma sistemleri kullanarak binaların gereksiz ve aşırı ticari enerji tüketimlerini önler.
- Çevre değerlerini korur, çevreye verilen zararları en aza indirir.
- Doğal ve sağlığa zararsız malzemeler kullanır.
- Ekonomiktir.
- Dışa bağımlı değildir.

2.2.2. Güneş enerjisinin dezavantajları

- Yarıiletkenlerin temini sıkıntısı,
- Verim/maliyet oranının halen yüksek olması,
- Güneş enerjisinin kayda değer bir dezavantajı bulunmamaktadır. Verim artırma, maliyet ve depolama zorlukları şimdilik önümüzde durmaktadır. Ancak fotovoltaik piller ile ilgili çalışmalar arttıkça bu sorunlar aşılacaktır.

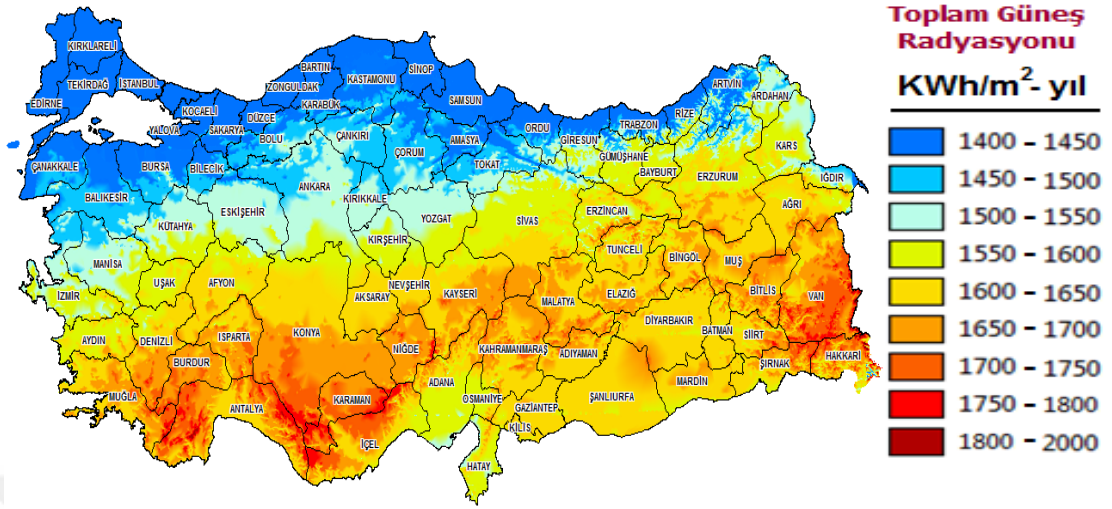
- Güneşin çapı 1,4 milyon km'dir. Çapı Dünya'nın çapının 110 katıdır. Dünya'dan $1,5 \times 10^{11}$ m uzaklıkta ve oldukça yüksek sıcaklıkta bir yıldızdır. Yüzey sıcaklığı yaklaşık 6000 K olup iç kısmındaki sıcaklığın 8×10^6 K ile 4×10^7 K arasında değiştiği tahmin edilmektedir.

2.2.3. Güneş enerjisi ve kullanım alanları

Güneşin yarıçapı Dünya yarıçapının 109 katıdır. Kütlesi ise dünyanın 330 000 katı olan çoğunluğu hidrojenden oluşan yüksek sıcaklık ve basınçlı bir gaz karışımıdır. Ayrıca bir yıldız olan Güneş, Dünya'dan 150 milyon kilometre uzaktadır. Toplam enerjisi 1.785×10^{47} J olup daha milyarlarca yıl bu şekilde ışımasını sürdüreceği tahmin edildiğinden, sonsuz enerji kaynağıdır. Bir yıl boyunca Dünya'nın tüm yüzeyine düşen Güneş enerjisi 0.709×10^{14} TEP (ton eşdeğer petrol) veya 1.22×10^{14} TET (ton eşdeğer taşkömürü) kadardır (İnan ve Ültanır, 1996).

2.2.4. Türkiye'deki mevcut güneş enerjisi durumu

Türkiye, çoğu ülkeye göre sahip olduğu güneş enerjisi miktarı fazladır. Türkiye'nin en çok güneş alan bölgesi Güney Doğu Anadolu Bölgesi olup, bunu Akdeniz Bölgesi izlemektedir. Isısal güneş enerjisi kullanımını açısından Dünya'da dördüncü konumda olan Türkiye elektrik enerjisi üretim ve kullanım açısından mali ve teknolojik engeller bulunduğundan daha gerilerdedir. Türkiye'nin illere göre toplam güneş radyasyonu Şekil 2.3'de verilmiştir.



Şekil 2.3. Türkiye güneş enerjisi potansiyeli (e.i.e., 2017)

2.2.5. Güneş enerjisi teknolojisi

Güneş enerjisinin yeterince kullanılabilmesi, uygun teknolojilerin geliştirilmesi ile mümkün olacaktır. Güneş santralleri için gerekli koşul sayılan yıllık en az 2000 saat güneşlenme süresi; Türkiye' de yaklaşık 2600 saatlik süre ile sağlanmaktadır. Güneş enerjisinden ısınma, soğutma veya elektrik elde etmede yararlanılabilir. Güneş enerjisini daha fazla kullanmak, daha az yakıt kullanmayı beraberinde getirir. Daha az yakıt kullanmak, hem maddi açıdan iyileşme hem de daha temiz ve sağlıklı çevre demektir (İnan D. ve Ültanır, 1996).

Güneş enerjisi, enerjiyi kullanılacak alana göre uygun bir teknoloji ile başka bir enerji türüne dönüştürülür. Günümüzde en fazla ihtiyaç duyulan enerji türleri, elektrik ve ısı enerjisidir. Bundan dolayı günümüzde yapılan çalışmalar, güneş enerjisinden elektrik ve ısı enerjisi elde etmeye yöneliktir. Isı enerjisi elde etmek için, pasif ısıtma ve aktif ısıtma yöntemleri kullanılır.

2.3. Tasarım Yaklaşımı

Bir uçağın tasarım süreci üç ana aşamadan oluşur:

1. Kavramsal Tasarım Aşaması: Ana tasarım gereksinimlerinin yönlendirildiği aşama uçak boyutlandırma, ağırlık tahmini ve genel performansını belirlemek. Bu aşama çok ayrıntılı değildir, ancak uçağın genel olarak iyi bir görselleştirilmesini sağlar.
2. Ön Tasarım Aşaması: Aerodinamik, yapısal kontrolün olduğu evredir ve tahrik sistemi analizleri yapılır. Genel anlamda önemli değişiklikler varsa tasarımın geometrisi yapılmalı, tasarım süreci ile bir önceki aşamadan yeniden başlatılmalıdır.
3. Detay Tasarımı Aşaması: Tasarımın son aşamasıdır. Burada uçaktaki her ayrıntı tasarımcıların bakış açıları değerlendirilerek geliştirme yapılır. Böylece yapılacak prototip uçakların başlangıç şartlarını karşılayacak kadar iyi ve ucuz olması sağlanır (Özcan, 2015).

2.4. Aerodinamik Kuvvetler

Bir uçağın uçuşu esnasında, üzerine 4 farklı yük etki etmektedir. Bu kuvvetler:

1. Taşıma kuvveti,
2. Sürüklenme kuvveti,
3. Ağırlık,
4. İtme kuvvetidir.

Taşıma kuvveti havanın akış yönüne dik olan bileşen kuvvetidir. Sürüklenme kuvveti havanın hızına zıt yönde oluşan kuvvettir. Ağırlık, bir cisme uygulanan kütle çekim kuvvetidir. İtme kuvveti ise uçağın hareket yönüne doğru oluşturduğu kuvvettir. Kuvvetlerin matematiksel olarak hesapları kuvvetlerin boyutsuz katsayıları ile belirlenir. Kat sayılar ise geometriye, kanatların hücum açısına, havanın viskoz kuvvetlerine ve son olarak sıkıştırılabilirliğine bağlıdır (Cavcar, 1999).

2.4.1. Taşıma kuvveti

Uçağın havalanması ve havadayken yükselmesi için gereken kuvvete taşıma kuvveti denir ve bu kuvvet yukarıda belirtildiği gibi havanın akış yönüne dik olan bileşen kuvvetidir. Taşıma kuvveti ise aşağıda ki gibi ifade edilir;

$$f_L = C_L \frac{1}{2} \rho V^2 S \quad (2.1)$$

Denklemden kullanılan ifadeler; C_L = Taşıma kuvveti katsayısı, ρ = Yoğunluk, V = Hız, S = Kanat Alanı şeklinde alınmıştır (Cavcar, 1999).

2.4.2. Sürüklenme kuvveti

Sürüklenme kuvveti yukarıda tanımlandığı gibi havanın hızına zıt yönde oluşan kuvvettir. Sürüklenme kuvveti aşağıda belirtildiği gibi ifade edilir:

$$f_D = C_D \frac{1}{2} \rho V^2 S \quad (2.2)$$

Denklemden kullanılan C_D çarpanı sürüklenme katsayısıdır (Cavcar, 1999).

2.5. Kanat Profilleri

Kanat profilleri istenilen aerodinamik özelliklere göre çok çeşitli şekillerde olabilirler. Bunun nedeni; geometrik faktörlerin kanat eğrilerinin aerodinamik özelliklerini etkilemesidir. Ancak profiller genel olarak üç ana gruba ayrılırlar (Donbaloğlu, 2014).

Aerodinamik Profiller;

1. Yarım damla,

2. Altı oyuk,
3. Tam damla.

Şevkioğlu E. (2009), yaptığı çalışmada Baykar Taktik İHA'nın sağ kanadının dinamik davranışı deneysel ve sayısal yöntemler kullanılarak incelemiştir. Öncelikle sayısal analiz yapmıştır. Sayısal analiz kapsamında NASTRAN-PATRAN paket program kullanarak sonlu elemanlar yöntemi ile modal analiz yapmıştır. Bunun için kanadı 3 boyutlu olarak modellemiş ve sadece kabuki elemanlardan oluşacak şekilde bazı basitleştirmeler yapılarak sonlu elemanlar ağı örmüştür. Gerekli sınır şartlar ve malzeme özellikleri girilerek programın Laminate Modeler aracı sayesinde katmanlı kompozit yapı modellemiştir. Normal durum ve 24 kg ilave ağırlık eklemiş durum için hesaplamalar yaparak kanadın ilk 6 mod titreşim frekansları ve bunların mod şekilleri elde etmiştir. Sonlu elemanlar analizi sonucunda normal durumda kanadın doğal frekansı 36 Hz, 24 kg ilave ağırlık eklenmiş durumda ise 26 Hz olarak hesaplamıştır. Ardından deneysel çalışma yapmıştır. Bu çalışmada kanat kök kısmından ankastre olarak mesnetleyip uç kısmından uyarılarak serbest titreşim yapması sağlamıştır. Kanat ucuna yerleştirilmiş olan Ataletsel Ölçüm Ünitesi (AÖÜ) ivme değerlerini toplamıştır. Deneyler kanadın normal hali ve kökten 2 m uzaklıkta 24 kg ilave ağırlık eklemiş iki farklı durum için gerçekleştirmiştir. Elde edilen veriler incelendiğinde, yüksüz kanadın doğal frekansının 40 Hz mertebesinde olduğu, 24 kg ilave ağırlık eklemiş durumda ise 25 Hz olduğu belirlemiştir.

Tugay B.G. (2009), yaptığı çalışmada bir insansız hava aracı için iniş takımı tasarımı, üretimi ve testleri gerçekleştirmeye çalışmıştır. Tüm bu çalışmalarının ışığında ve özellikle tasarım ve testlerde göze çarpan önemli sonuçlar şu şekilde sıralanabilir;

- İniş takımını sandviç bir yapı yerine yan çerperleri güçlendirilmiş bir yapıda tasarlamak, çekirdek malzemedan kaynaklanacak kırımları engelleyeceğini,
- İniş takımında kullanılacak, yüksek basma dayanımı sağlayacak bal peteği çekirdek malzemesinin köpük çekirdek malzemesine tercih edilmesini,

- İniş takımında kullanılacak kompozit malzemelerin malzeme özelliklerinin belirlenmesinde ankastre mesnet testi ve eğilme testi yerine gerinim ölçerlerle yapılmış çekme testlerinin gerçekleştirilmesini,
- İyileştirilmiş iniş takımı tasarımında bal peteği çekirdek malzemesinin alt ve üst yüzeyinin tek bir karbon/epoksi katmanı ile kaplanması gereken dayanımı sağlamamaktadır. Ancak kırım yaşanan noktalar bölgesel olarak takviye edilerek o noktalardaki dayanım artırılabilir olduğunu söylemiştir.

Dört katmanlı, CL 300-12k ve CX 490-12k karbon/epoksi malzemelerinden oluşan iyileştirilmiş iniş takımının durağan yük, azami dikey yük ve kritik iniş yüklemesine dayandığı çeşitli analiz ve testlerle göstermiş, ancak tekrarlı yükler altındaki davranışının da önemli olduğunun bilinmesi gerektiğini gözlemlemiştir.

Muşlular (2009), yaptığı çalışmada, kompozit mini bir insansız uçak kanadının statik yük altındaki davranışını deneysel ve sayısal olarak incelemiştir. Tamamen kompozit malzeme olan uçak kanadını, cam elyafı, karbon elyafı, yüksek mukavemetli havacılık köpüğü (Rohacell®) ve epoksi reçine kullanılarak üretmiştir. Çalışmasında, tasarımı itibariyle, çantada taşınabilmesi için üç parça olarak üretilen bir kanadın sökölüp takılabilen uç kısmını incelemiştir. Çalışma kapsamında, deneylerde kullanılmak üzere, orijinal bir kanadın üretildiği atölye şartları ve imalat yöntemleriyle bir kanat imal etmiştir. Çalışmasının deneysel tarafını oluşturan statik yükleme testi, kanadın maruz kaldığı yayılı yükü en iyi şekilde temsil edebilmesi açısından kum torbalarının kanada yüklenmesiyle yapmıştır. Kanadın kirişi üzerinde belirlenen iki noktasına yapıştırılan gerinim ölçerlerle yükler altında, kanattan hem veter, hem de açıklık boyunca gerinimler okumuştur. İlave olarak kanat ucu yer değiştirme değerleri de deneyler esnasında kayıt altına almıştır. Okunan bu değerler, ABAQUS sonlu elemanlar hesaplama yazılımı kullanılarak yapılan sayısal analizlerden elde edilen değerlerle karşılaştırmıştır. Yapılan deneyler sonucunda aşağıdaki Tablo 2.3'de gösterilen değerlere ulaşmıştır;

Tablo 2.3. Kanat test verilerin karşılaştırılması (Muşlular, 2009).

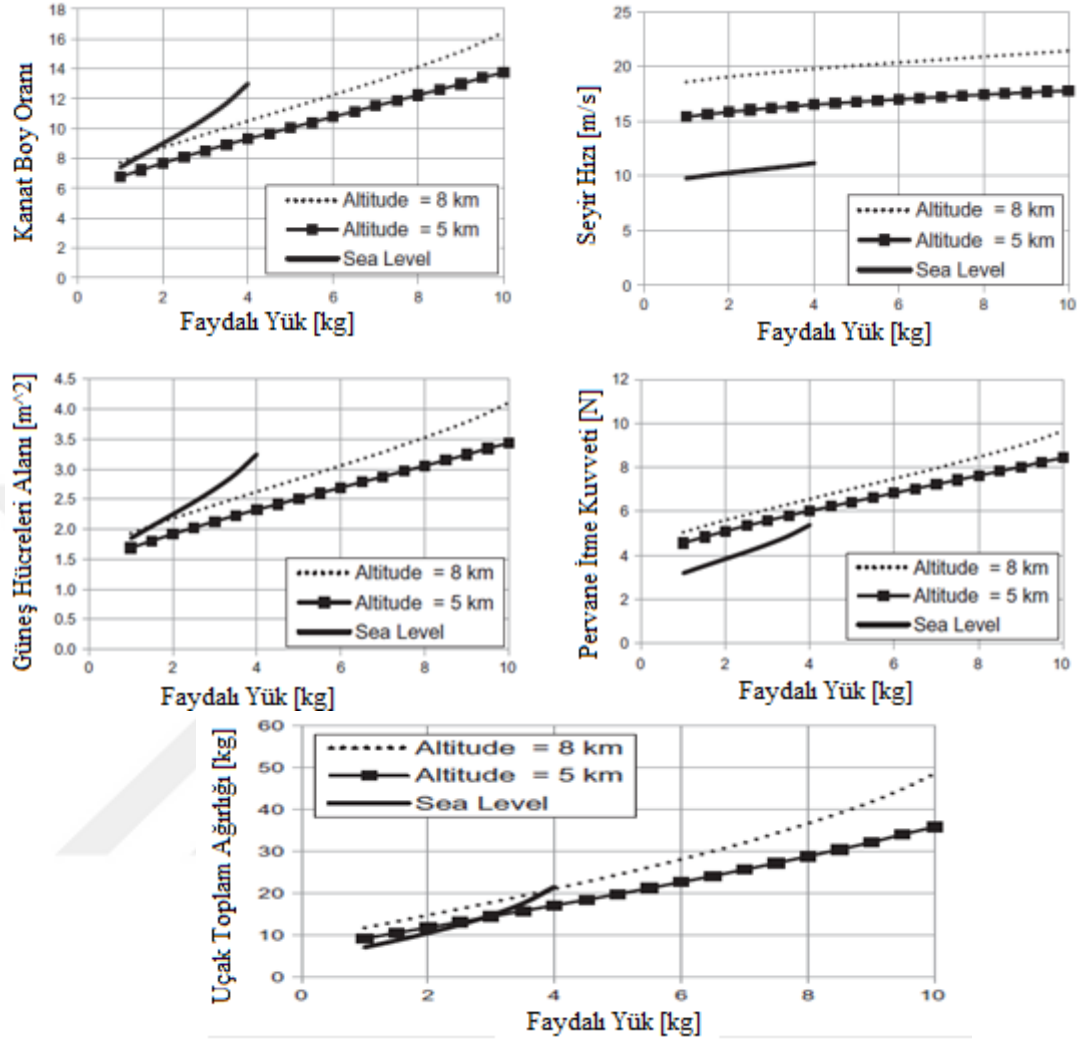
Yükleme Durumu	Veri Kaynağı	Kök		Uç		Uç Sehimi	
		Değer (µε)	% Fark	Değer (µε)	% Fark	Değer (mm)	% Fark
1g	Test - 1	149	6%	31	9%	5	4%
	Analiz	140		28		3	
2g	Test - 1	299	8%	62	8%	11	2%
	Analiz	275		57		9	
3g	Test - 1	451	9%	91	8%	16	2%
	Analiz	410		84		14	
4g	Test - 1	607	8%	123	7%	22	2%
	Analiz	560		114		19	

Bu farklılıkların en temel sebebinin, bilgisayar ortamındaki tasarımla imalat arasında olması kuvvetle muhtemel farklılıklardan kaynaklandığını, kompozit malzemeler gibi imalatları esnasında ortamın sıcaklık ve nem değerlerine çok fazla bağlı malzemelerin kullanımında, bu farklılıkların yaşanmasının muhtemel olacağını farkına varmıştır. Farklılıkların diğer bir sebebinin de analizlerde, kiriş – kabuk ve kabuk – kabuk yapışma ara yüzlerinin mükemmel yapıştığı ve her bir bileşen üzerine gelen yükü tam olarak komşu elemanlara aktardığı kabulünün yapılması olduğunu gözlemlemiştir. Öte yandan, sayısal bir hesaplama yöntemi olan sonlu elemanlar yönteminin de ayrıklaştırma ve yuvarlatma hataları vardır. Bütün bu muhtemel farklılıklara rağmen, testlerle analizlerin birbirine karakter olarak tutarlı olduğunu gözlemlemiştir.

Dinç A. (2010) yaptığı çalışmada yüksek irtifada uzun süre ile keşif amacıyla havada kalabilen (HALE: High Altitude Long Endurance) bir insansız hava aracı (İHA) ve aynı zamanda bu İHA ya ait güç sisteminin (turbofan tipi motor) analitik yöntemle boyutlandırılması için MATLAB’de özgün yazılım geliştirmiştir. Geliştirilen bu yazılımdan elde edilen sonuçlarla Global Hawk özellikleri karşılaştırmış ve sonuçların yakın olduğu görülmüştür. Ayrıca, bu yazılım kullanılarak ülkemizde orman, arazi keşfi, sahil kontrol ve sınır gözetleme gibi amaçlarla kullanılacak bir İHA ve motorunun ön boyutlandırması yapmıştır. Çalışmasın da bu alanda genetik algoritma tekniğinin, en iyi noktalar bulmada oldukça etkili bir metot olduğu

görmüştür. Yaptığı denemelerde 50-100 kuşak, 50-100 popülasyon, 0,80-0,90 çaprazlama oran ve 0,003-0,005 mutasyon oran gibi genetik algoritma değerlerinde, en iyi noktaların bulunduğu görmüştür. Kuşak (jenerasyon) ve popülasyon değerlerinin buradakinden daha fazla olması, sonuçların doğruluğuna çok az etki etmekte olup, ancak diğer taraftan da çözüm zamanının da çok arttırmakta olduğunu görmüştür. Çalışmada değişik çalıştırmalara, değişik permütasyonlarla başladığından bu ilk popülasyonun 101 içerisinde doğru sonuca en yakın bireyin ilk uzaklığının, çözüm zamanının ve doğruluğunu etkilediği görülmüştür. Böylece tek çalışma ile yetinilmemesi ve değişik kuşak (jenerasyon) ve popülasyon sayılarının kullanılmasının önemi de ortaya koymuştur.

Jashnani et al., (2013), yaptıkları çalışmada toplam ağırlık yükü, güneş paneli alanı, kanat-boy oranı, maksimum pil, şarj ve gerekli itme gibi çeşitli parametrelerde değişikliklerin etkisini araştırmışlardır. Kullanılabilir güneş enerjisini tahmin etmek için iki farklı model kullanmışlar. Birincisi alçak irtifa, ikincisi ise yüksek irtifadır. Bunların güç ve tahrik verilerini almak için bir simülasyon oluşturup mühendisliğe zemin inşa etmişlerdir. Yaptıkları çalışmalar sonucunda;

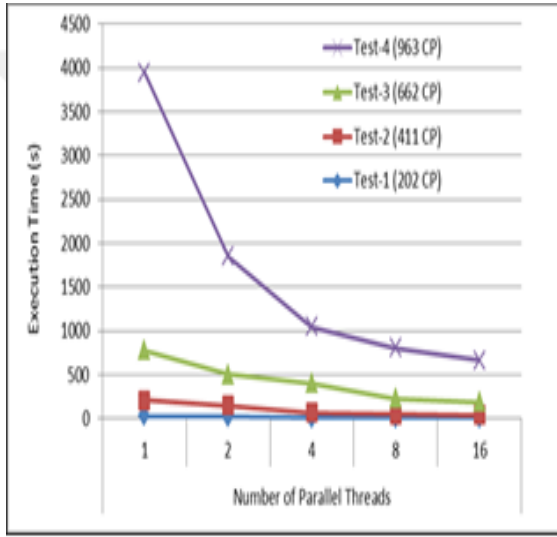


Şekil 2.4. Faydalı yükün çeşitli parametrelere göre etkileri

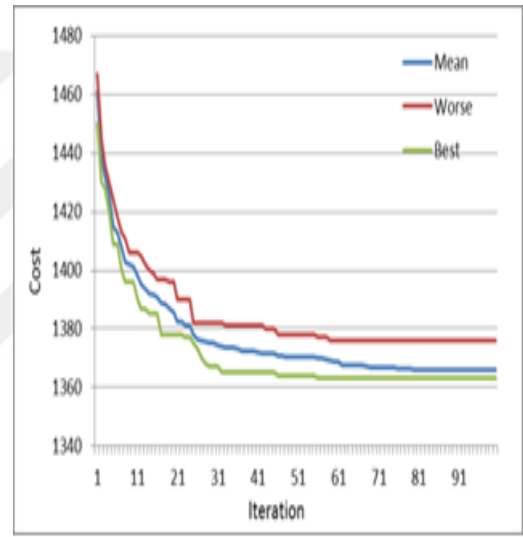
Şekil 2.4'deki grafikleri elde etmişlerdir. Grafiklerde deniz seviyesinden 5-8 km yükseklikte yük kütlelerinin güneş hücreleri alanına ve kanat boy oranına etkilerini göstermektedir. Deniz seviyesinde bulut etkileri nedeniyle güneş ışınım değerlerinin düştüğünü ve gerekli güneş enerjisi alanının arttığını, deniz seviyesindeki gereken panel alanı 5 km irtifada gereken panel alanından büyük olduğunun sonucuna varmışlardır.

Özalp N. (2013), yaptığı çalışmada otonomi konusunda öncelik arz eden tekil ve çoğu İHA'lar için tehlikeli ortamlarda güvenli olan güzergahı belirlemeye yoğunlaşmıştır. Genetik Algoritma (GA) kullanarak tüm şartlar belirlenerek en

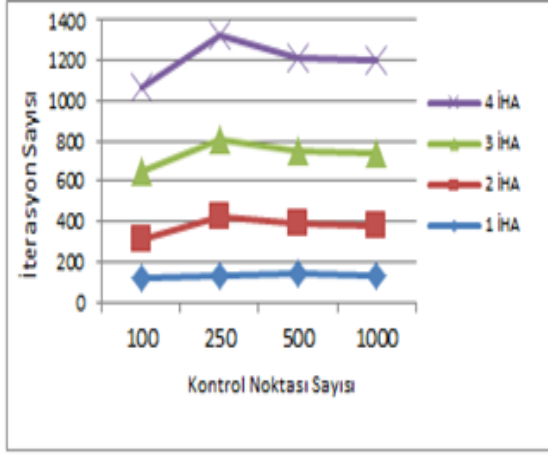
uygun güzergâh üzerinde çalışmıştır. Kullanılan alan 3 boyutlu görüntülerden oluşmaktadır. Bu sayede yükseklik verisine erişim sağlanmış ve böylece arazi üzerindeki dağların tespitini yapmıştır. Gerçek coğrafik koordinat sistemi kullanarak ve dünyanın geometrik şekli göz önüne alarak yüksek hassasiyetli hesaplamalar yapmıştır. GA ile global rota planlaması yapılırken noktalar arasındaki geçişlerde yerel rota planlaması üzerinde durmuştur. Simülasyon değişik sayıdaki İHA'lara ait test sonuçlarını Şekil 2.5-2.10'deki grafiklere dökmüştür.



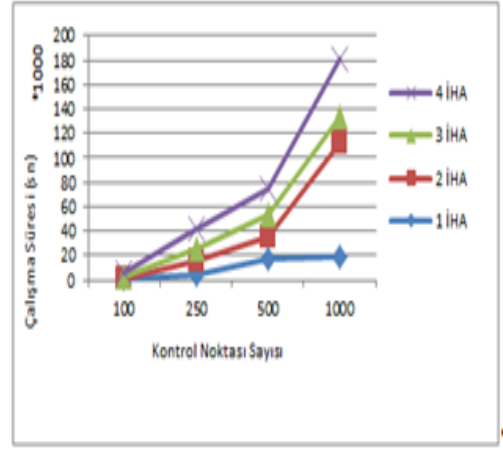
Şekil 2.5. Paralel GA test sonuçları



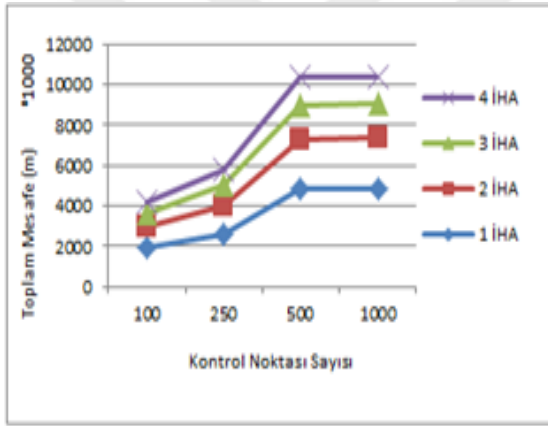
Şekil 2.6. GA uygunluk fonksiyonunun iterasyona bağlı değişimi



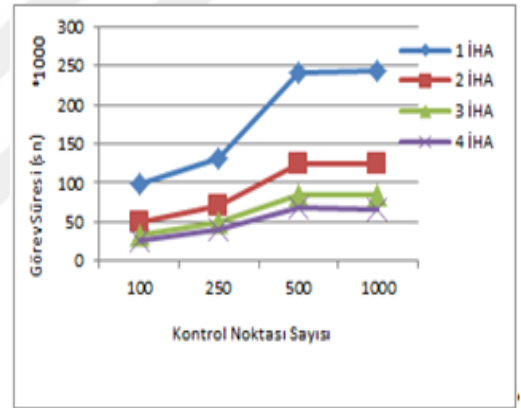
Şekil 2.7. İterasyon sayısının nokta sayısına göre değişimi



Şekil 2.8. Çalışma süresinin nokta sayısına göre değişimi



Şekil 2.9. Toplam mesafenin nokta sayısına göre değişimi



Şekil 2.10. Görev süresinin kontrol nokta sayısına göre artışı

Kip Z. (2013), yaptığı çalışmada İHA görüntülerinin anlamlandırılması maksadıyla yapılmış olan çalışmalar ve bu çalışmalara esas olan literatür üzerinde tümden gelim metodu ile sistem analizi yapmıştır. Bu analiz neticesinde; İHA'larıda kapsayan Uzaktan algılama (UA) kısmı incelemiştir. Söz konusu inceleme neticesinde, UA'da özellikle uydulardan elde edilen görüntülerde kullanılan görüntü işleme tekniklerinin (piksel tabanlı ve nesne tabanlı yaklaşımların tekniklerinin) İHA'larda kullanılan ve kullanılacak görüntü işleme tekniklerine esas teşkil ettiği tespit etmiştir. İsrail'in etkin İHA kullanımının neticesinde, ABD'nin birinci körfez harekâtında, İsrail'den aldığı destekten sonra artan miktarlarda insan, para ve zaman planlaması yaparak,

İHA çalışmalarında öncü konuma geldiği ve harekâtı başka boyuta taşıdığı tespit etmektedir. Önümüzdeki 25 yıllık planlamalarında ise yapay zekâ (AI) uygulamalarını, kara hava deniz platformlarında yaygınlaştırarak, harekâtı insansız boyuta veya uzaktan yarı kontrollü boyuta taşıyacağı değerlendirmektedir. Mikroişlemci teknolojisindeki gelişmelerin gece/gündüz algılama sistemlerinde de etkili olduğu ve kapasitesi daha yüksek algılama sistemlerinin üretildiği tespit etmiştir. Donanımda meydana gelen bu gelişmelerin yazılıma ve algoritmalara yansıdığı görmüştür. Yazılımsal gelişmelerin temelinde yer alan veri madenciliği teknikleri ve bunların görüntü işleme katkısı görmüştür. Daha hızlı çalışan algoritmalar ile görüntüde yer alan pikseller arasındaki ayrımın daha iyi yapılabildiği, özellikle çok işlem gerektiren hareketin takibi ve görüntü birleştirme çalışmalarında etkili olduğu gözlemlemiştir. WAXMAN ve FAN'ın tamamladıkları görüntü birleştirme çalışmalarından yılan gözü görme sistemi esas alınarak geliştirilen bu sistem sayesinde yoğunlaştırılmış tüp ve termal sistemlerin müşterek sinerjisinden faydalanılmış ve daha etkin bir algılama sistemi ortaya çıkarmıştır.

Tekçe M.S. (2014), yaptığı çalışmada küçük bir İnsansız Hava Aracı için, geleneksel tertibe sahip iki zamanlı patlar motorlu bir uçağı tasarlamasını yapmıştır. Tasarlanan uçağın parçaları en başta tek tek, daha sonra tümünü Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği (HAD) analizleri yaparak incelenmiş ve parçaların aerodinamik etkileşimleri ortaya konmuştur. Seçilen motorun uçuşundaki performansı ve tasarım ile yüksekliğe bağlı olarak teorik ve uygulamalı yöntemler ile çıkarmıştır. Gözlem için seçilen kameranın yerden irtifaya bağlı performansı incelenmiştir. Tasarım, motor ve kamera performansını birleştirerek arama-tarama görevinin yapımında önerilen seviye uçuşu koşulları belirlemiştir. Oluşturulan İHA sisteminin uçuşunun iyileştirmesi değerlendirilmiştir. HAD analizlerinin sonucunda çıkan verilere göre, uçak parçalarının tek tek ve tüm hallerinin kuvvet ve moment değerleri arasında, parçaların birbiriyle olan etkileşimi sonucu farklar oluşmaktadır. Tek tek olduğu durum ile tüm hal arasındaki fark, çalkantılı akış modeli çerçevesinde; bileşenler odak olarak seçildiğinde çoğu bileşen için olumsuz, uçak odak olarak seçildiğinde olumlu bir değişim olarak gözlemlemiştir.

Gülbahar (2015), yaptığı çalışmada Karayel insansız hava aracının yükleme koşullarından 2 tane farklı kritik koşul ele almıştır. Her koşul için uygulanacak olan basınç yükleri, Vestel Savunma Sanayii tarafından hesaplanmış, hesaplanan basınç yükleri sonlu eleman modelindeki (SEM) ilgili elmanlar ile ilişkilendirmiştir. SEM oluşturulduktan sonra modelin düzgün çalıştığını kontrol edebilmek için birtakım test analizleri yapmıştır. Yapılan test analizlerinden model başarıyla geçmiştir. Test analizlerinden sonra ilk olarak aracın modal analizini yapmıştır. Yapılan modal analiz sonucunda aracın normal modlarının olduğu frekanslar ile araçtaki titreşim kaynağı olan yapıların frekanslarının farklı olduğunu görmüştür. Bu sayede araçta rezonans olmayacağı anlaşılmıştır. Daha sonra aracın statik analizlerini yapmıştır. Yapılan statik analiz sonucunda elde edilen gerilme değerleri, ilgili izotropik malzemelerin dayanım değerleri ile karşılaştırmıştır. Karşılaştırma sonucunda izotropik malzemedeki yapılar herhangi bir göçmenin (failure) olmayacağını gözlemlemiştir. Ancak aracın büyük bir bölümü kompozit yapıdır ve kompozit malzemenin dayanımlarının doğrudan gerilmeler ile karşılaştırılması yanlış değerlendirmelere yol açabilmekte olduğunu, bu nedenle kompozit için yapılar beş ayrı göçme kriterine göre analiz edilerek tasarlandığını belirtmişlerdir. Hesapları Python 4.3.4'da yazılan kod vasıtasıyla yapmıştır. Bu kod her bir kompozit eleman için beş ayrı göçme kriterini uygulayarak rezerv faktörünü (RF) hesaplamakta ve sonuçları "csv" dosyası olarak listelemektedir. Yapılan RF hesapları sonucunda aracın herhangi bir kompozit yapısında göçme olmadığı görmüştür.

Kaya N. (2015), yaptığı çalışmada yüksek by-pass oranlı bir adet turbofan motora sahip bir yüksek irtifa yüksek takat insansız hava aracının 0 – 16 km irtifaları kapsayan uçuş profili boyunca dodecene ve hidrojen yakıtla, % 0 – 100 ağırlıkça yakıt depolama oranlarıyla ısı geri kazanımlı ve ısı geri kazanımsız, anlık ve toplam ekserjetik sürdürülebilirlik parametreleri hesaplamıştır. Hidrojen yakıtın 20 K sıcaklık ve 1 bar basınçta sıvı, 35 K sıcaklık 25 bar 50 bar, 100 bar; 80 K sıcaklık 50 bar, 100 bar, 200 bar; 125 K sıcaklık 100 bar, 200 bar, 350 bar, çevre sıcaklığında 200 bar, 350 bar 700 bar basınçlarda gaz veya malzeme içinde depolandığını kabul etmiştir. Hidrojen ekserji performanslarının, depolanma basınç ve sıcaklıklarına ve

ısı geri kazanımı olup olmamasına göre değişmekte olduğunu ve en iyi ekserjetik sürdürülebilirlik performansları genellikle düşük sıcaklık – düşük basınçta depolama ve ısı geri kazanımı ile elde edildiğini görmüştür. Tüm depolama sıcaklıkları için en yüksek ekserjetik sürdürülebilirlik endeksi % 43 – 52.7 yakıt tüketim oranı (depolama oranı) aralığında, 0.05'ten daha az değişimle ~1.02 şeklinde elde edilmiştir. Sonuç olarak, mevcut hidrojen depolama kapasitelerinin, 7 saatten uzun İHA görevleri için henüz yeterli olmadığı görüşüne varmıştır.

Xiong J. ve Zhang G. (2015), yaptıkları çalışmada esas olarak ayırık zamanlı kayma modunda kontrol (DSMC) üzerinden küçük bir quadrotordan İHA için pozisyon ve tutum izleme kontrolünü ele almışlardır. Birincisi, lineer ekstrapolasyon yöntemidir. Bu yöntem ayırık zamanlı sistemin sürekli zaman sistemine dönüştürmek için kullanılır. Ayırık zamanlı sistemine dayalı, ayırık zamanlı uçuş kontrolörleri quadrotordan İHA konumu ve tutumu izleme kontrolünü gerçekleştirmek için tasarlanmıştır. Buna ek olarak, yeni koşullar ayırık zamanlı sistem sağlanması asimptotik kararlı verilmektedir. Son olarak, quadrotordan İHA kinematik ve dinamik modeline dayalı, kapsamlı simülasyonlar önerilen kontrol yöntemi istikrar ve izleme kontrol açısından iyi bir performansa sahip olduğunu göstermek için yapılır. Bir quadrotordan İHA konumu ve tutumu izleme kontrol için ayırık zamanlı uçuş kontrolörleri tasarımı mod kontrol (DSMC) düzeni sürgülü ayırık zaman geçerlidir. Buna ek olarak, yeni koşullar ayırık zamanlı sistem sağlanması asimptotik kararlı verilmektedir. Tasarlanan kontrolörlerin performansını göstermek için, DSMC birlikte quadrotordan İHA kinematik ve dinamik modeli simüle edilmektedir. Şöyle başlıca sonuçları özetlemişlerdir : (A) ayırık zamanlı kontrolör altında, altı serbestlik dereceleri sırasıyla onların istenen değerlere birleşir. (B) tüm devletlerin konumu ve hız izleme hataları, yani sürgülü manifoldlar kendi kayar yüzeyler yakınsama, sıfıra yakınsama. (C) geçerlik ve tasarlanmış ayırık zamanlı uçuş kontrolörleri etkinliği gösterilmiştir. (D) quadrotordan İHA pozisyonu ve tutum izleme kontrol yapmışlardır. Elde edilen simülasyon sonuçlarında quadrotordan İHA ve diğer karmaşık ortamlarda gerçek modeli için umut verici olduğunu gözlemlemişlerdir.

Mermer E. (2016), yaptığı çalışmada turbofan ve güneş enerjisi ile çalışan yüksek irtifada (30000 ft), 1 günden daha fazla havada kalabilen ve 550 lb faydalı yük taşıyabilen bir TUYGUN isimli İHA tasarımını amaçlamıştır. Gündüzleri gücün güneş hücrelerinden elde edilmesini artan gücün ise lityum iyon pilleri şarj etmek için kullanmayı düşünmüştür. Gereken yüksekliğe turbofan motoru ile çıkacaktır. Turlama sırasında ise yalnızca güneş enerjisi ve pillerden gelen enerjiyi kullanmış ve yılın 4 farklı zamanında uçağın havada kalma sürelerini karşılaştırmıştır. Sonuç olarak, en uzun dayanma gücü, güneş ışınımı maksimum olduğunda 20000 ft yükseklikte ve 21 Haziran'da % 40 verimli güneş pilleriyle meydana geldiğini ve simülasyondan sonra maksimum dayanıklılığın aşırı yakıt olmadan 27.4 saat olduğunu görmüştür. Projesinin temel amacı havada kalma süresini 48 saate ulaştırmaktır. Bu nedenle aşırı yakıt hesabı denilen bir yöntem kullanmıştır. Kalkış öncesinde TUYGUN' a aşırı yakıt doldurmak, güneş döngüsünü yeniden yapılandırmak ve minimum 48 saatlik havada kalma süresine erişmek için en iyi seçenek olduğunu söylemiştir. Fazla yakıt yöntemi uygulandıktan sonra, bu yöntemin sadece uçak 21 Haziran'da 20000 ft,% 40 verimli güneş pilleri ile uçuşu durumunda uygun olduğunu gözlemlemiştir. Güneş hücreleri tekrar doldurulduktan sonra, TUYGUN 67 saatlik havada kalma süresine ulaştığını belirlemiştir.

Gölcük A. İ. (2016), yaptığı çalışmada performansı artırmak amacı ile bir çok kanatçık tasarlamıştır. Çalışmasının amacı, bir eliptik kanatçık dizaynı oluşturup bunların akışkan analizini yapmaktır. Ana hedefi ise kanatçiksız ve kanatçıklı kanatların aerodinamik performanslarını karşılaştırıp, kanatçığın şeklini oluşturan parametrelerin kanatçığın performansına etkisini araştırmaktır. Kanatçıkların çizimlerini CATIA programını kullanılarak yapmıştır. İlk olarak 27 farklı dizayn oluşturmuş ve bu dizaynlar arasından en iyi L/D değerine sahip tasarım alınmış ve kanatçiksız kanat karşılaştırmıştır. Toplamda 39 farklı modelin analizlerini yapmıştır. Akışkan analizleri ANSYS programı ile yapmıştır. 39 model için, kaldırma katsayısı (CL), sürüklenme katsayısı (CD), ve L/D oranını karşılaştırmıştır. Viskoz, basınç sürüklenme ve kaldırma kuvvetlerinin her iki kanat üzerindeki etkileri karşılaştırmıştır. Hem farklı açılar için hem de farklı hızlarda kanat ve kanatçık

analizi yapmıştır. Analizlerinin sonucunda, kanatçıklı kanadın kanatçiksız kanada göre L/D değerinin %8.32 arttığını gözlemlenmiştir.

Bu çalışmada, gün geçtikçe önem kazanan İnsansız Hava Araçları için gerekli olan aerodinamik dizayn ve uçuş kontrolü hakkında performans ve verim artırımına yönelik çalışmalar yaparak, hâlihazırda mevcut İnsansız Hava Araçları sisteminin temel bileşenleriyle birlikte bütünlük sağlayacak detaylı bir tasarımı ve elektriksel altyapıdaki yeniliklerle yeni nesil insansız hava araçları imalatına katkı sağlanması amaçlanmıştır.

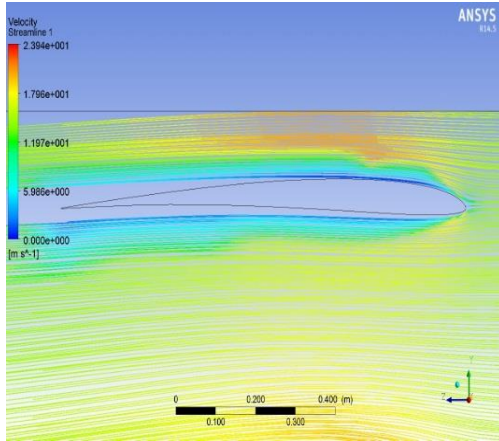


3. MATERYAL ve YÖNTEM

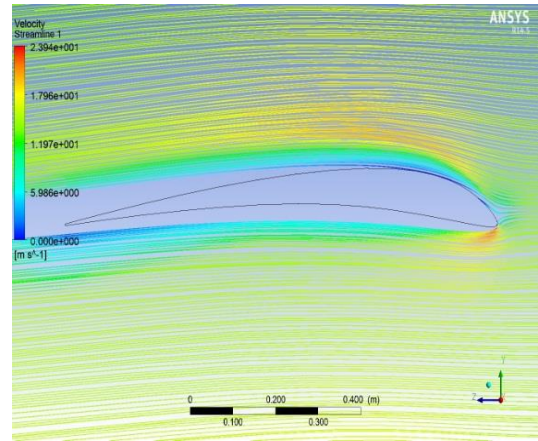
3.1. Kanadın Analiz Modelinin Oluşturulması ve Sonlu Elemanlar Yöntemi

Bu çalışmada her kanat profil şeklinden 3 er yaygın kullanılan profil ele alınmış, bu 9 profilin ANSYS FLUENT programıyla analizleri yapılmıştır. Çıkan analiz sonuçları değerlendirilerek ve elde olan imkânlar göz önünde bulundurularak gerekli kanat profili seçilip imalat aşamasına geçilmiştir. Bu çalışmanın temel amacı güneş enerjisi kullanılabilen bir insansız hava aracı üretmek ve hâlihazırda mevcut İHA sisteminin temel bileşenleriyle birlikte bütünlük sağlayacak detaylı bir tasarımı, elektriksel altyapıdaki yeniliklerle yeni nesil insansız hava araçları imalatını ve güneş enerjili insansız hava aracının teorik hesaplamalarının yapılmasıdır.

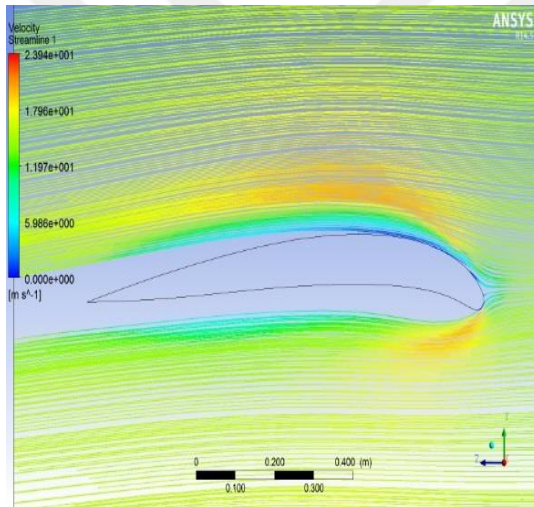
Sonlu elemanlar yöntemi, karmaşık, çözümü zor bir yapının çözümüne ulaşmanın daha kolay olduğu daha küçük alt parçalara bölünerek çözülmesini sağlayan sayısal bir yöntemdir. Sadece yapısal hesaplamalarda değil, akışkan hesaplamalarında da akışın inceleneceği kontrol hacmini daha küçük alt elemanlara bölerek incelemek suretiyle kullanılmaktadır. Analiz için alınan iki boyutlu modeller, İllinois Üniversitesi Havacılık Mühendisliği Bölümü'nün uygulamış olduğu aerodinamik şekillerin bulunduğu airfoiltools.com adresinin çizimlerine dayanarak SOLID WORKS'de oluşturulmuş ve ANSYS FLUENT'te yazılımına "import" komutuyla açılmıştır. Bu işlemin ardından, kanat profillerinin akış analizleri için model programa tanıtılmıştır. Sınır şartları şu şekilde belirlenmiştir. Stall hız uçağın havada kalabilmesi için gereken minimum hızın altındaki hızdır. Minimum uçuş hızı yani stall hız programda analizler yapılarak 11 m/s bulunmuştur. Bu hızda uçağın toplam ağırlığı kaldırma kuvvetinden düşük olduğu için minimum uçuş hızı seçilmiştir. Bu adımdan sonra geriye kalan tüm sınır şartları belirlenip, kanat profillerinin analiz yapılacağı rüzgâr ortamı program aracılığıyla oluşturulmuştur. Kanat profillerinin analiz sonuçları Şekil 3.1-3.9'da görülmektedir.



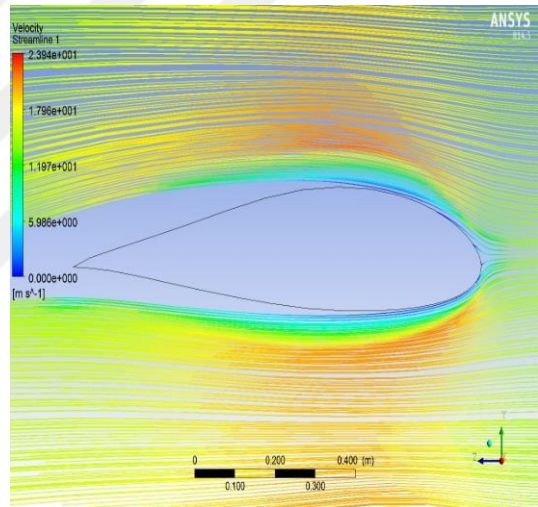
Şekil 3.1. 111ag27 kanat profili



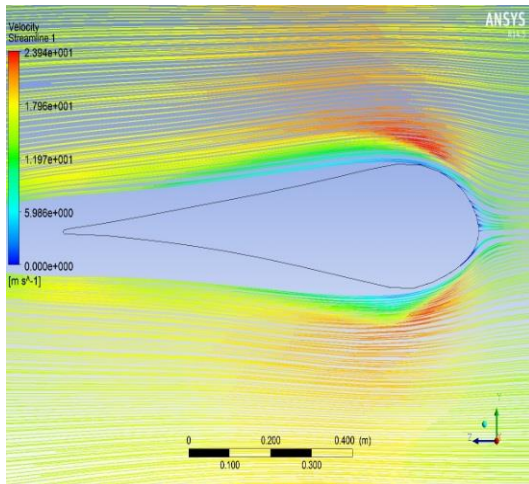
Şekil 3.2. 2032c kanat profili



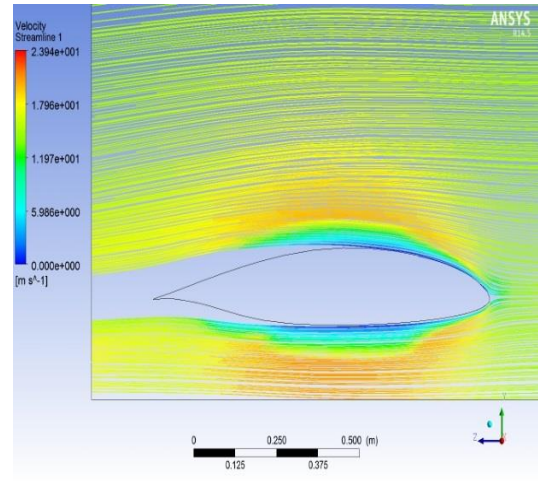
Şekil 3.3. Goe15 kanat profili



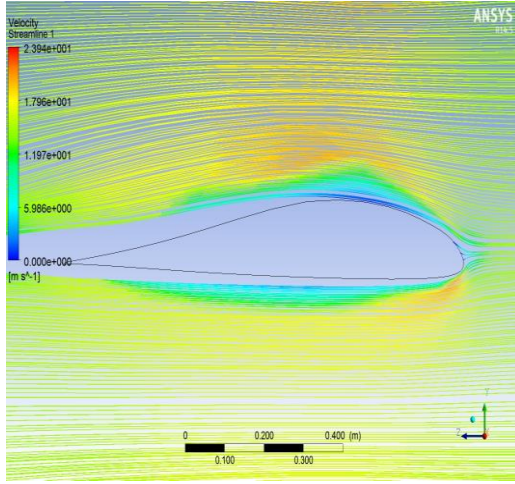
Şekil 3.4. Ah93w215 kanat profili



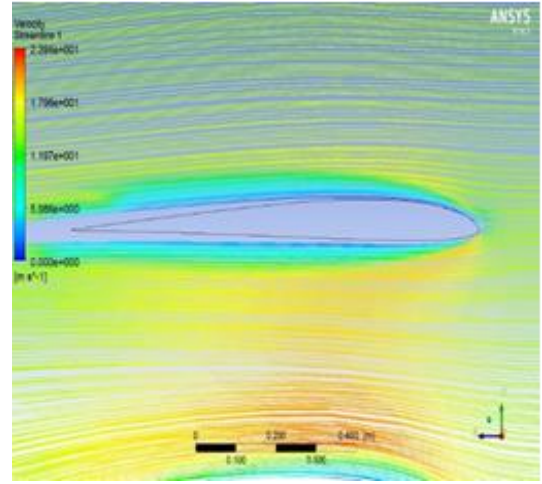
Şekil 3.5. Ah81k144wfklaeppe kanat profili



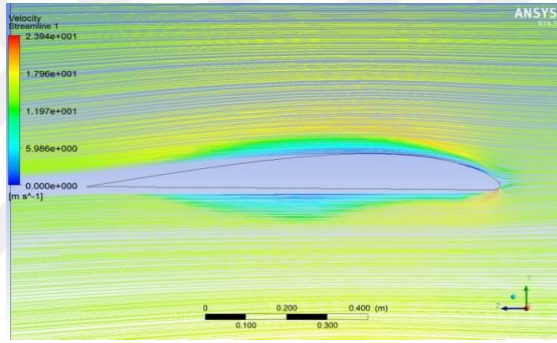
Şekil 3.6. E664 kanat profili



Şekil 3.7. Ah80140 kanat profili



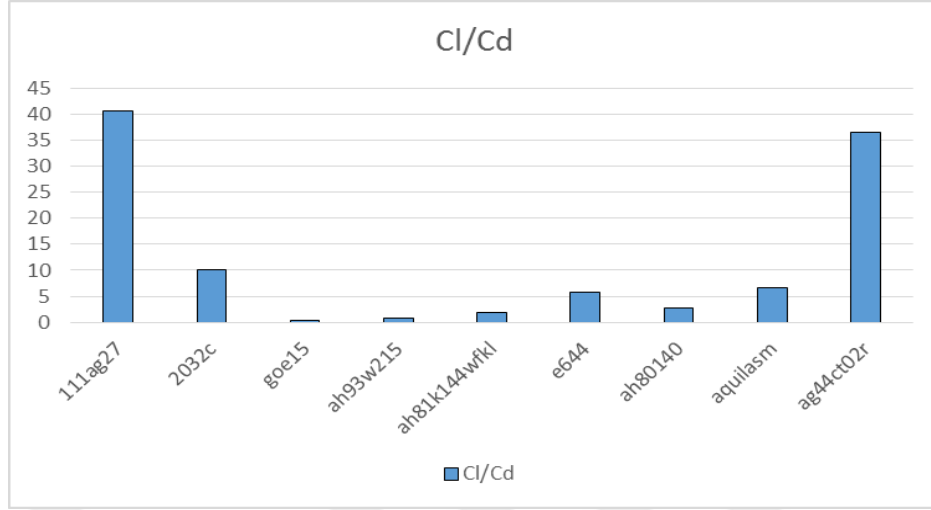
Şekil 3.8. Aquilasm kanat profili



Şekil 3.9. Ag44ct02r kanat profili

Tablo 3.1. Kanat profillerinin ANSYS analiz sonuçları ve katsayıları

Kanat profilleri	Fd	Fl	Cd	Cl	Cl/Cd
111ag27	0.014891	0.60382	0.108049	0.4381318	40.54933
2032c	0.051423	0.51857	0.373125	0.3762744	10.0844
goe15	0.06755	0.01806	0.490143	0.0131043	0.267358
ah93w215	0.11016	0.097785	0.799321	0.0709528	0.887663
ah81k144wfk1	0.1061	0.21102	0.769862	0.1531161	1.988878
e644	0.082233	0.47204	0.596683	0.3425122	5.740275
ah80140	0.075854	0.20101	0.550397	0.1458529	2.649959
aquilasm	0.033154	0.21961	0.240565	0.159349	6.623937
ag44ct02r	0.013384	0.4875	0.097114	0.35373	36.42409



Şekil 3.10. Cl/Cd oranı

Yukarıda Şekil 3.1-3.3 altıyuk, Şekil 3.4-3.6 tam damla ve Şekil 3.7-3.9 yarım damla profillere ait hız analiz sonuçlarıdır. Yapılan analizler sonucunda çıkan kaldırma ve sürüklenme değerlerine göre Tablo 3.1'deki analiz sonuçlarına ve bu sonuçlar doğrultusunda Şekil 3.10'da gösterilen grafik oluşturulmuştur. Elde olan imkânlarla ve imalat açısından yapım kolaylığına bakılarak AG44CT02R yarım damla kanat profili seçilmiştir. Seçilen profil doğrultusunda gerekli malzemeler alınmış ve imalatına geçilmiştir.

3.2. Malzeme Seçimi

Bu projenin devamında insansız hava aracına güneş hücreleri ilave etmek ve seçilecek malzemenin güneş hücreleri altında sağlam bir dolgu oluşturmak için EPP (Expanded Polipropilen), EPS (Expanded Polistiren) ve XPS (Extrude Polistren) köpükleri arasında özellikleri kıyaslanarak seçim yapılmıştır. XPS'in herhangi bir darbe altında şekil değiştirdiği için EPP ve EPS kıyaslanmıştır. EPP, EPS ile çoğu konuda özellikleri aynıdır fakat EPP'nin darbeye karşı dayanıklılığı çok daha yüksektir ve sonrasında eski haline kolaylıkla geri dönmektedir. Bu yüzden uçağın imalatında kullanılacak malzemenin EPP olacağına karar verilmiştir. Parçaların birleşimi ve yapıştırılmasında Uhu Por strafor yapıştırıcısı kullanılacaktır. Diğer yapıştırıcılar köpüğe zarar verebilir. Model uçakçılıkta çok sık kullanılan bu

yapıştırıcı strafor yapıştırmak için ideal, darbelere karşı dayanıklı, su geçirmez ve şeffaftır. Bu malzemeleri desteklemek amacıyla 3K karbon çubuklar kullanılacaktır.

Motor olarak kullanım hedefine uygun olan aşağıdaki Şekil 3.11’de gösterilen teknik özelliklerdeki elektrik motoru seçilmiştir. Elektrikli motorun seçilmesinin nedeni güneş enerjisinden gelen enerjiyi iletebilmektir.

No.Of cells	5-7X LI-Poly	Model	Cell Count	RPM/V	Prop (APC)	RPM	MAX current (<60S)	Thrust
Stator dimensions	40.6X30mm	BL4030	5S	385	16x10	6100	45A	4200g 9.26lb
Shaft diameter	8mm				18x10	5600	55A	5300g 11.68lb
Weight	325g/11.5oz							
Recomended model weight	3000-6000 g							
Recomended prop without gearbox	14X7 16X10							

Şekil 3.11. Elektrik motoru teknik özellikleri (www.goodluckbuy.com)

Pervane, motora uygun olarak 18x10 pervane aşağıdaki Şekil 3.12’deki pervane seçilmiştir. Pervanenin boyutuna göre motorun çekiş gücü değişmektedir.



Şekil 3.12. 18x10 Elektrikli motor pervanesi (www.okmodel.net)

Pil olarak aşağıdaki Şekil 3.13’de gösterilen 6s 5000mah 25c li-po (Lityum polimer) pil seçilmiştir. Li-po, pil teknolojisi olarak diğer pillere göre hafifliği, güc parametreleri, ömrü olarak avantajlı ve uygun olduğu için seçilmiştir. Örneğin 5000 mah li-po pil 772 gr iken 5000 mah lead-acid pil 2005gr’dır.



Şekil 3.13. Li-po batarya (hobbyking.com, 2017)

Uçak ilerde güneş enerjisiyle pilin ortak olarak çalışmasında kullanılacağı için uçağa uygun panel olarak RC7.2-75 PSAF modeli kullanılmıştır. Bu modelin kullanılmasındaki temel iki avantaj hafiflik ve esnekliktir. Hafiflik; tüm hava araçlarında olması gereken temel bir zorunluluk olarak tercih edilmiştir; bu, motorun kaldırma kapasitesini ve pilin kullanım süresini daha arttırdığı için tercih edilmektedir. Esneklik ise; kanadın aerodinamik şeklini alabilmesi için istenilen bir özelliktir. Panelin teknik özellikleri ve görünümü aşağıdaki Şekil 3.14’de gösterilmiştir.



Şekil 3.14. Güneş hücresi teknik özellikleri (www.powerfilmsolar.com, 2017)

Elektronik hız kontrolörleri (ESC), motora hangi hızla dönmesi gerektiğinin söylenmesi ve gerektiğinde motora giden akımı otomatik olarak kesilmesini

sağlarlar. Motorun fazla akım çekmesi durumunda motora giden akımı ve motorun yanmasını önler. Yine aynı şekilde bataryanın belli voltajın altına düşmesi durumunda motora giden akımı keserek bataryanın tehlike sınırının altına boşalmasını önler. Genelde fırçasız motorlarda kullanılırlar. Motorun kalkışta maksimum gazda çekebileceği akımın en az %30 pozitif tolerans ile 80 A'lık Şekil 3.15'de gösterilen ESC seçilmiştir.



Şekil 3.15. Yep marka 80A fırçasız motor ESC (hobbyking.com, 2017)

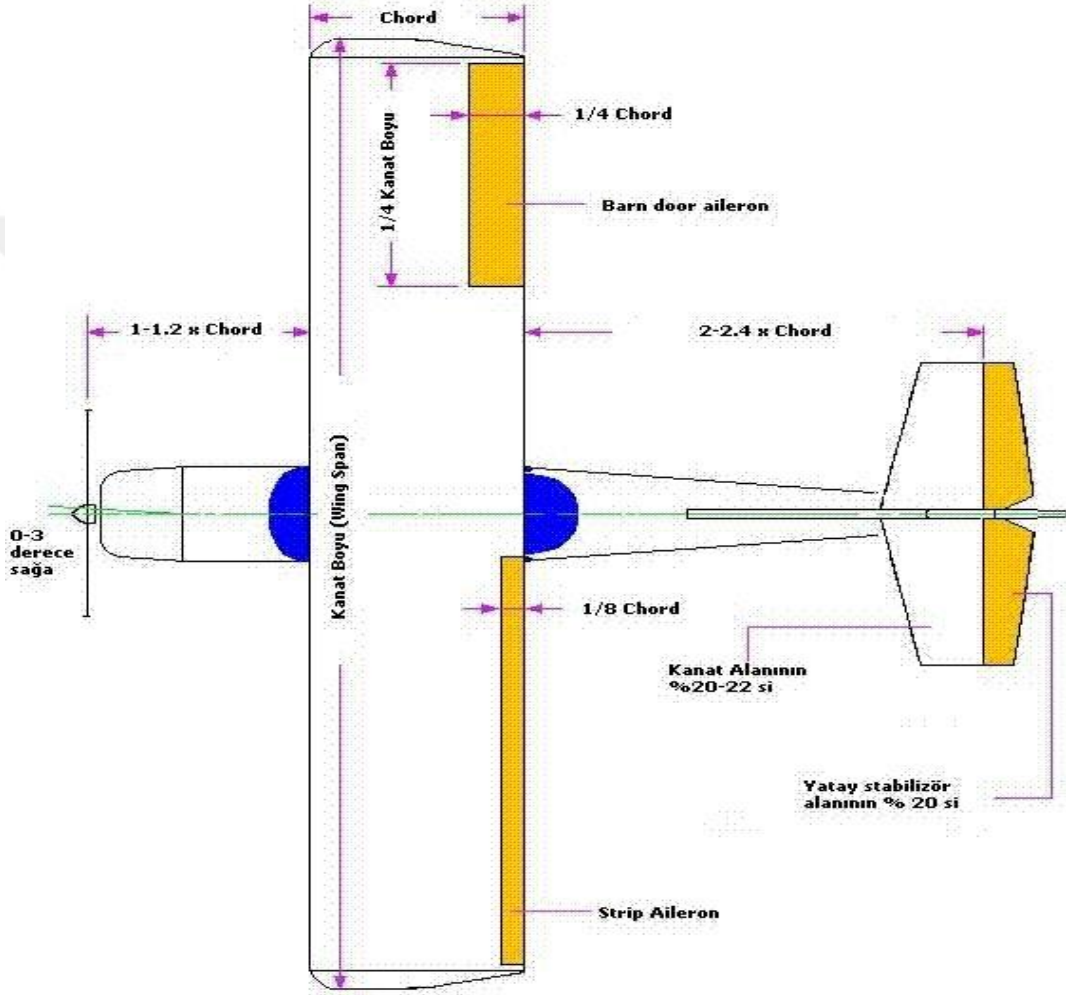
Kullanılacak frekans, model uçakçılığın kullanımına IARU (Uluslararası Amatör Telsiz Birliği) tarafından tahsis edilen 433 MHz frekans bandında çalışan Şekil 3.16'daki alıcı ve verici kullanılmıştır.



Şekil 3.16. Dragon link 433Mhz alıcı verici (www.fpvpro.com, 2016)

3.3. Uçağın Ana Parçalarının Üretimi

Parçaların boyutları aşağıdaki Şekil 3.17'de verilen, model uçakçılıkta olması gereken boy oranlarına göre hesaplanıp imalat kısımlarına geçilmiştir.



Şekil 3.17. İHA'nın boyutlandırma standartları

3.3.1. Kanat kesim işlemi

EPP malzemelere şekil vermek için sıcak tel kesme tekniği kullanılacaktır. Sıcak tel kesme tekniği model uçakçılıkta en sık kullanılan, köpüğün şekillendirilmesinde güvenilir ve basit bir yöntem olduğu için bu yöntem seçilmiştir. Seçilen kanat

profilleri kontrplaktan oluşturulup üstüne her bir santim için değerler yazılmış ve Şekil 3.18’de gösterildiği gibi EPP’nin her iki yanına sabitlenmiştir.



Şekil 3.18. Kanat profilinin kesim işlemi

Bunun nedeni kesim yapacak ısıtılmış telin kanat profilini oluşturacak bir eğimle, sağ ve sol tarafın senkronizasyonunu sağlayarak kusursuz kesim sağlamaktır. Devamında Şekil 3.19’da gösterildiği gibi kesilmiştir. Kızgın telin yanlarında bulunan yaylar telin ısındığında kendini salmasını önleyerek şeklin kesim işleminin hata oranını düşürmüştür.



Şekil 3.19. Kızgın tel kesim tekniği

Şekil 3.20'de gösterildiği gibi profil çıkarımı sağlanmış, kesim sonucunda kanat yüzeyinde oluşan çapaklar zımparayla pürüzsüzleştirilip estetik bir görünüm elde edilmiştir.



Şekil 3.20. Profilin kesilmiş hali

3.3.2. Kanatlara kanal açımı

Kanatların birleştirilmesi, havadaki salınımları aza indirmek ve sağlamlığı arttırmak için kanatlara Şekil 3.21 ve Şekil 3.22'de gösterildiği gibi karbon çubukların çaplarına uygun ebatlarda kanallar açılmıştır.



Şekil 3.21. Kanal kesim işleminde kullanılan aparat



Şekil 3.22. Karbon çubuklar için kanal açımı

Kanal açımından sonra parçalar karbon çubuklarla birleştirilip şekil 3.23'deki gibi taslak gövde oluşturulmuştur.



Şekil 3.23. İHA'nın taslak gövdesinin oluşturulması

3.3.3. Hafifletme

Tüm parçalar Şekil 3.24'de görüldüğü üzere kıvgın boru ile simetrik olacak şekilde delikler açılarak hafifletilmiştir. Hafifletme yapılırken malzemenin mukavemetinden ödün vermeden yapılmaya özen gösterilmiştir. Simetrik şekilde delikler açılmasının nedeni budur. Hafifletmede ki amaç kuyruğun ağırlık merkezine olan uzaklığının ağırlık merkezini bozmamasıdır. Hafifletme çalışması sonrasında ağırlık merkezi fiziksel ölçümlere uygun yere taşınmıştır.



Şekil 3.24. Hafifletme çalışmaları

3.3.4. Motor yatağı ve iniş takımı imalatı

Uçağımız çift motorlu olacaktır. Çok yüzeyden kanatlara kaldırma kuvvetinin uygulanabilmesi için tek motordan ziyade çift motor kullanılmıştır. Motor yataklarının olacağı parçalar oluşturulup Şekil 3.25'de ki gibi aerodinamik şekil verilmiştir.



Şekil 3.25. Motor yatağı ön görünümü

Bu parçalar tamamlandıktan sonra her iki parçanın da iki yüzeyine gibi kontraplak kesilip iniş takımı çalışmalarına başlanmıştır. Kesilen kontraplaklar köpüğün iki kısmına Şekil 3.26'daki gibi yapıştırılmıştır. İniş takımı için kontraplak kullanılmasının amacı uçağın yere inişindeki çarpmayı sönmüleyerek kırım

yaşanmasını önlemektir. Yapısı gereği hava akışının uçuş eksenine uyumlu olabilmesi ve sürtünmenin minimize edilmesi amacıyla aerodinamik şekil verilerek monte edilmiştir.



Şekil 3.26. İniş takımının oluşturulması

İniş takımları parçaya monte edildikten sonra tekerlekler tahtada bir yatak oluşturularak mil yardımıyla monte edilmiş, yatak kısmı kayganlaştırılması için yağlanmış ve estetik açıdan görünümü iyileştirmek amacıyla metalik gri rengine boyanmıştır (Şekil 3.27).



Şekil 3.27. İniş takımının boyanması

Ön iniş takımını kontrol edecek servo, uçağın burun kısmının altına monte edilip hem yere indiğinde herhangi bir parça servoya zarar vermesin hem de ön kısmına gelen havanın akıp gitmesi amacıyla v kanallar açılıp kalkan yapılmıştır. Ardından ön tekerlek monte edilip servoya bağlanmıştır (Şekil 3.28).



Şekil 3.28. Tamamlanmış ön iniş takımı

3.3.5. Aileron yapımı

Aileron yapımında iki adet balsa malzemesi kullanılmıştır. Balsa malzemesi hafif, dirençli ve kolay işlenebilir olduğu için seçilmiştir. İki adet balsa arasına esnek, dayanıklı, hareket kabiliyeti fazla ve güvenilir bir malzeme olması nedeniyle normal menteşeler yerine plise yapıştırarak kombine bir menteşe elde edilmiştir (Şekil 3.29).



Şekil 3.29. Aileron imalat resmi

Aileronların geleceği kısım ateşte kızdırılan testere yardımıyla kesilip plise yapıştırılacağı bölge oluşturulmuştur. Oluşturulan bölgeye plise mengene yardımıyla yapıştırılıp aileron kısımları tamamlanmıştır (Şekil 3.30).



Şekil 3.30. Aileron montaj resmi

3.3.6. Pil yuvası için kapak imalatı

Pillerin koyulacağı ön kısmın yanlarını ve üstünü kapatacak şekilde balsadan parçalar kesilmiştir. Kesilen parçalara aerodinamik şekil verilmiş ve fiber bantla etrafı bantlanarak dayanıklılığı arttırılmıştır. Parçalar köpüğe yapıştırılmadan önce

ütü ile kaplaması yapılmış sonra gövdeye hem silikon hem de yapıştırıcıyla sağlam bir şekilde yapıştırılmıştır (Şekil 3.31).



Şekil 3.31. Ön kapak montajı

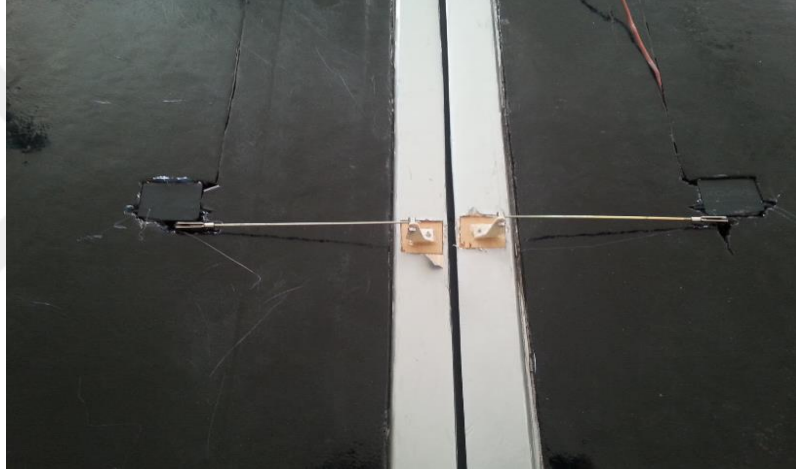
Üstüne gelecek kısım menteşelerle gövdeye bağlanmış ve kapanıp açılabilmesi kolay olacak şekilde cırt yapıştırılmıştır (Şekil 3.32).



Şekil 3.32. Pil yuvası kapağının montajı

3.3.7. Servo yatağı imalatı

Aileronların orta noktasına servonun teli gelecek şekilde ayarlanıp, servonun yeri tayin edilmiş ve servo yatağı açılmıştır. Yatak açılırken dikkat edilen hususlardan biri servo kolunun rahat çalışması ve yüzeye sıfır olacak şekilde kanatlara gömülmesidir. Herhangi bir çıkıntı olması rüzgarın akışını etkileyip havada stabil kalmasını zorlaştırır. Servo yatakları açıldıktan sonra servolar yerlerine hem silikon hem de yapıştırıcı ile kanatlara yapıştırılıp, servo telleri aileronlara sabitlenen kulakçıklara takılmıştır (Şekil 3.33).



Şekil 3.33. Uçuş kumanda servolarının montajı

Aynı şekilde rudder içinde servonun teli rudderi rahatça hareket ettirecek şekilde yer tayini yapıp servo gömülmüş, servo teli de ruddera monte edilen kulakçığa takılmıştır (Şekil 3.34).



Şekil 3.34. Rudder montajı

3.3.8. Orta kanadın gövdeye sabitlenmesi

Uçağımızın boyutları büyük olduğu için sökölüp takılabilir şekilde tasarlanmıştır. Hem taşıma kolaylığı, hem orta kanatta bulunacak elektronik kısımların her seferinde sökölüp takılmaması hem de monte işleminin uzamaması için orta kanat Şekil 3.35'de gösterilen alüminyum sacdan kesilen parçalarla gövdeye sabitlenmiştir.



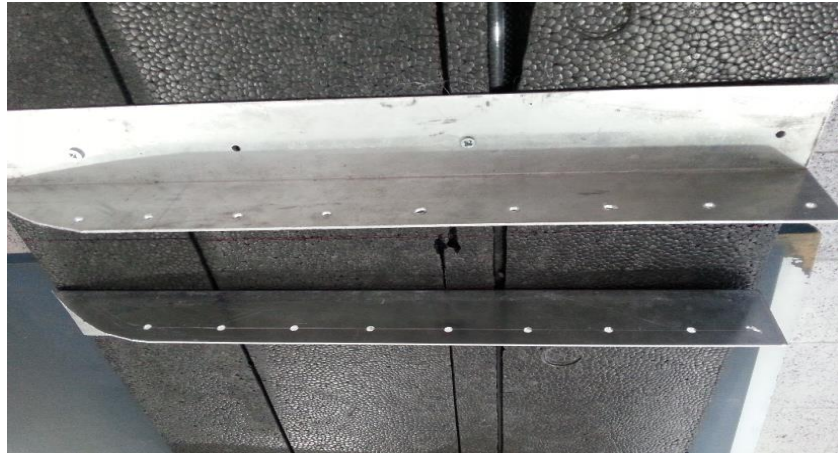
Şekil 3.35. Gövde sabitlenmesi için alüminyum sacdan kesilen parça

Bu parçaların sabitlenmesi işleminde dübellere orta kanada silikon yardımıyla gömülmüştür (Şekil 3.36).



Şekil 3.36. Orta kanada dübel montesi

Sacların üstünde dübellere denk gelecek delikler matkap yardımıyla açılmış ve vidalar yardımıyla orta kanada bağlanmıştır (Şekil 3.37). Saclara birçok deliğin açılmasının nedeni ilerde ağırlık merkezi kayarsa delikler sayesinde orta kanadın istenilen yere getirilerek dengeyi sağlamaktır.



Şekil 3.37. Alüminyum sacların gövdeye montajı

Sonrasında gövdeye monte işlemi Şekil 3.38'de görüldüğü gibi monte edilmiştir.



Şekil 3.38. Orta kanat-gövde birleşimi

3.3.9. Kablolama işlemi

Uçaktaki elektronik kısımlar alıcıda birleştirilecektir. Kuyruk kısmında bulunan elevatör ve rudder servolarından çıkan kablolar uçağın içinden kızgın çubuk yardımıyla delik açılarak orta kanatta bulunan alıcıya Şekil 3.39'da gösterildiği gibi gönderilmiştir.



Şekil 3.39. Elevatör - rudder kablolarının alıcıya taşınması

Pillerden ve Esc'lerden çıkan kablolar birleşeceği için kabloların ucuna XT-60 pil soketleri lehimlenerek bağlantı kurulmuştur. Kabloların birbirine karışmaması ve kanatlardaki kanallardan rahatça geçebilmesi için aralıklar bırakılarak makaron yapılmış ve bağlantı gerçekleştirilmiştir. Motordan çıkan kablolar Esc'ye, Esc'den çıkanlar ise pile bağlanıp test yapılmıştır (Şekil 3.40).



Şekil 3.40. Esc'nin motora bağlanması

3.3.10. Kaplama işlemi

Uçağın tüm kısımlarındaki çapaklar gerek el zımparası gerek elektrikli üçgen zımpara ile pürüzsüzleştirilmiş kaplama yapılacak hale getirilmiştir. Uçağın gövde, kanatlar ve kuyruk kısımları siyah, geri kalan hareketli parçalar ve sabit parçalar metalik gri kaplama yapılmasına karar verilmiştir. Bu kararda çoğu kısmın siyah kaplamamızın sebebi uçağın gözle görülebilir mesafede gökyüzünde rahatça seçilebilmesidir. Tüm kısımların siyah olmamasının nedeni kanatların ve hareket aksamının zıt renkler sağlanarak fark edilebilmesidir. Şekil 3.41'de gösterildiği gibi tüm parçalar kaplama ütüsü ile kaplanmıştır. Kaplama işlemi yapılırken ütü sıcaklığı ne çok sıcak ne de az sıcaklıkta olmalıdır. Ütünün sıcaklığının yüksek seviyede olması kaplamanın erimesine, düşük seviyede olması kaplamanın köpüğe yapışmamasını sağlar. Kaplama esnasında oluşacak potluklar ütünün oluşan potluk üzerinde belli bir süre dairesel biçimde gezdirilmesi ile giderilir.



Şekil 3.41. Genel kaplama işlemi

3.3.11. Salınım azaltma

Uçağın kanat açıklığı fazla olduğundan rüzgâr karşısında salınımları artacaktır. Ne kadar kanatların içindeki kanalları karbon çubukla da desteklese kanat boyu uzadıkça salınım artar. Bu yüzden uçak havada stabil kalamaz. Bu salınımları azaltmak için Şekil 3.42’de görüldüğü gibi kanatlardan tekerlere misinalar gerdirilmiştir. Ayrıca iniş takımının da sert inişlerde aşırı esnemesini ve kırılmasını önlemek için de yine aynı şekilde iniş takımından gövdelere misinalar gerdirilmiştir.



Şekil 3.42. Salınım azaltma

3.4. Elektronik Ayarlar

3.4.1. Alıcı – verici (receiver -transmitter) ayarı

Buradaki amaç hareketli aksamaların (aileron, elevatör, rudder, ön teker) istenilen açılarda ve birbirleriyle uyumlu olarak hareketlerinin sağlanmasıdır. Kullandığımız radyo kontrol cihazı Futaba 14SG modelidir. Bu model yüksek sayıda porta sahip olduğu için otopilot sisteminin kullanımına uygundur. Şekil 3.43’de görüldüğü gibi sinyal testi yapılmıştır.



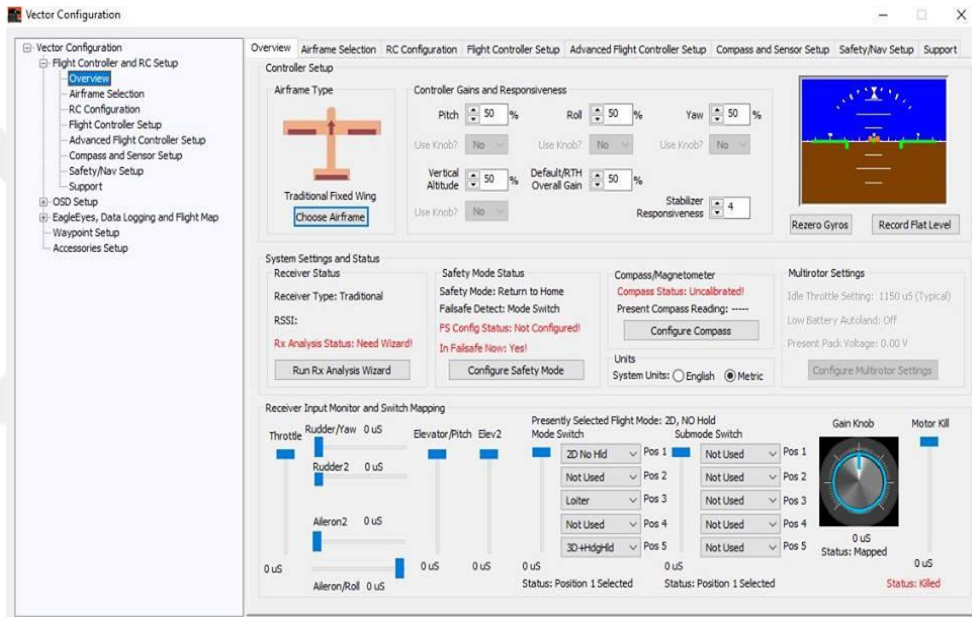
Şekil 3.43. Sinyal testi

3.4.2. Otopilot ayarı

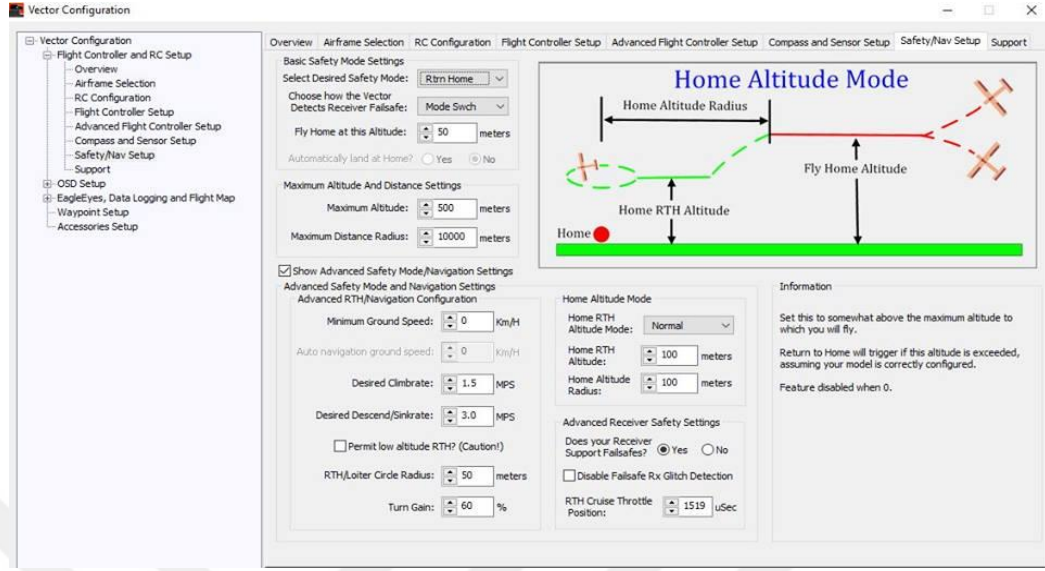
Otopilot usb girişinden bilgisayara bağlanmış ve gerekli ayarlar girilmiştir. Otopilotun alıcıdan aldığı sinyalleri denetlediği ve kalibrasyon yapıldığı ekran Şekil 3.44’de verilmiştir. Otopilotun modları yine bu ekrandan seçilmiş olup toplamda dört adet mod kullanılmıştır.

1. Otopilot bu modda uçağa verilen dönme komutları kesildiği an uçağı otomatik olarak düz hale getirir. Bu modda GPS modülü açık olmadığı için yükseklik sabitleme kapalıdır.

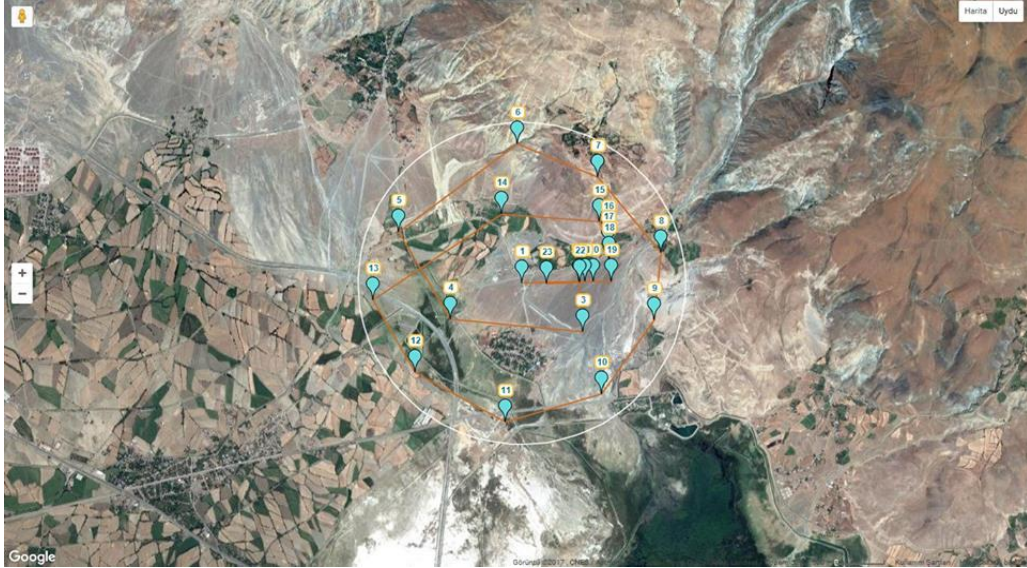
2. Kontrolün tamamıyla kullanıcıda olduğu moddur. Manuel moda denilebilir. Tüm otopilotu devre dışı bırakır.
3. Dışardan girilen koordinatlarla otomatik uçuşu sağlayan moddur. GPS pusula ve ivmeölçer modülleri sayesinde otomatik uçuşu gerçekleştirir (Şekil 3.46).
4. Bu mod eve geri dönüş modudur. Kumanda ve alıcı iletişimi koparsa otomatikman ilk kalktığı konuma yani ev konumuna geri dönüş yaparak kumandanadan sinyal bekler (Şekil 3.45).



Şekil 3.44. Kumanda sinyali ve mod ayarı (Vector Configuration)



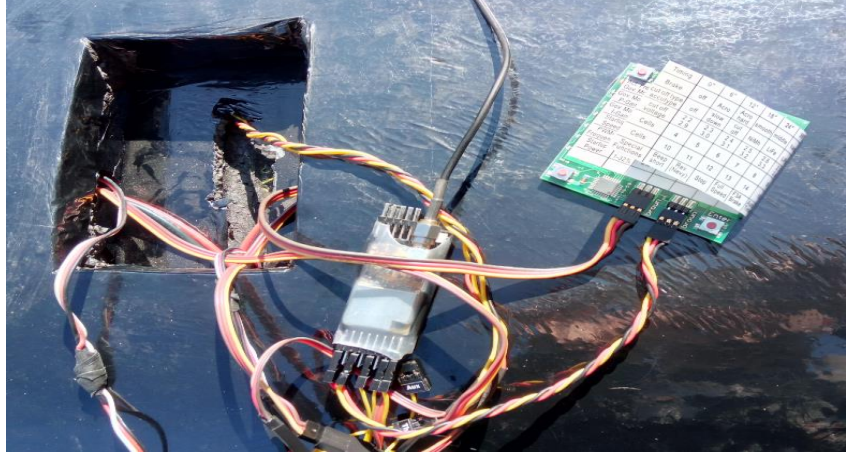
Şekil 3.45. Eve geri dönüş mod ayarı (Vector Configuration)



Şekil 3.46. Otomatik uçuş rotası (Vector Configuration)

3.4.3. Esc ayarı

Motorun çalışma hızı ve düzeninin otopilot ve alıcıya uyumlu hale getirilmesi amacıyla Esc programlama kartı kullanılmıştır (Şekil 3.47).



Şekil 3.47. Program kartıyla Esc ayarı

4. SONUÇ ve ÖNERİLER

Hesaplamalarda ilk önce kanat alanımıza bakılarak ve gerekli enerjiyi sağlayabilmesi için voltaj farkı oluşturarak güneş hücresi adedi 48 olarak belirlenmiştir. Güneş hücreleri yatay bir zemine bulutsuz bir günde 4 adet seri bağlanarak pile vereceği akım değeri Şekil 4.1’de görüldüğü gibi ölçülmüştür.



Şekil 4.1. 4 adet güneş hücresinin seri bağlanarak pile vereceği akım değerinin ölçülmesi

4 adet güneş hücresinin verdiği akım 111,2 mA ve gerilim 27,1 V olarak ölçülmüştür. 4 adet güneş hücresinin gücü;

$$0.1112 \text{ A} \times 27,1 \text{ V} = 3.01 \text{ W},$$

1 adet güneş enerjisinin gücü ise;

$$3.01 \text{ W} / 4 = 0.75 \text{ W},$$

48 adet güneş hücresinin vereceği güç;

$$48 \times 0.75 = 36 \text{ W ve}$$

48 adet güneş hücresinin vereceği akım;

$$12 \times 0,1112 \text{ A} = 1,3344 \text{ A şeklindedir.}$$

Li-po bataryalar tek başına 10 A akım sağlamaktadır. Güneş hücrelerinin katkısı ile bataryalardan karşılanan kısım;

10-1,3344=8,6656 A şeklinde azaltmakta ve buda uçuş süresinin uzamasını sağlamaktadır.

Güneş panellerinin maximum aydınlıkta uygun uçuş açısında kayıplar ihmal edilerek % 13,3 'lük bir katkı sağlayacağı teorik olarak hesaplanmıştır.

Bataryaların tam dolu halde sağladığı uçuş süresi;

10 A/10 A=1 saat,

Güneş hücrelerinin katkıda bulunacağı süre ise şu şekilde hesaplanmıştır;

10 A'lık bir akım bir saatlik uçuş gerçekleştirdiğinden 1,3344 A'lık akım ise 0,133 saatlik katkı sağlar.

Buna göre güneş hücrelerinin katkısı ile bir saatlik toplam uçuş süresi;

1+0,133=1,133 saat=1,133 saat şeklinde artmış olur.

Literatürdeki çalışmalara bakıldığında, çoğu çalışmada sonlu elemanlar yöntemi kullanılmış, gerek tek kanat profili ele alınmış gerekse tüm uçağın analizleri yapılmıştır. Bazıları analizlerle deney sonuçlarını karşılaştırmış ve farklılıkların sebebini açıklamış bazıları ise sadece analizle uçağın performansını incelemiştir. Bu çalışmada, her kanat profil şeklinden 3 er yaygın kullanılan profil ele alınmış, bu 9 profilin programla analizleri yapılmıştır. Bu analizler sonucunda gerekli olan kaldırma ve sürüklenme kuvvetleri altı oyuk profiller ve yarı damla profillerde sağlanmıştır. Tam damla profillerde ise genellikle düşük kaldırma kuvveti oluşmuş fakat ters uçuş yaparken alt ve üst aynı olduğu için daha stabil bir uçuş karakteristiği sağlarlar ve genelde akrobasi ve jet uçaklarında kullanılırlar. Altı oyuk ve tam damla profiller ise analiz sonuçlarına göre sergiledikleri aerodinamik performansları yapacağımız sisteme uygun olduğu için bu iki profil arasında seçim yapılmıştır. Hem profilin elde olan imkanlarla imalatı hem de analiz sonuçlarına bakılarak yarı damla profil seçilmiştir. Yarı damla kanat profilinde seçtiğimiz AG44CT02R profili farklı sınır şartlarında farklı değerler göstermektedir. Bu sınır şartları da şunlardır;

- Ortalama Reynolds Sayısı (Re),

$$Re = \frac{Vl}{\nu} \quad (4.1)$$

- Ncrit Değeri,
- Kanat profil uzunluğu,
- Kinematik Viskozite,
- Kinematik viskozite sabit kabul edilip değeri $1,4207*10^{-5} \frac{m^2}{s}$ alınmıştır.
- Ncrit sayısı akışın k-epsilon sisteminde Subsonic uğuşlarda yani 0-1 Mach sayıları arasında türbülans yüzdesinden bahsetmektir ve bu değerler akış şartlarına ve ortama göre daha önceden hesaplanmış bir değer girilmektedir (Tablo 4.1). Hesaplanan değerler şunlardır;

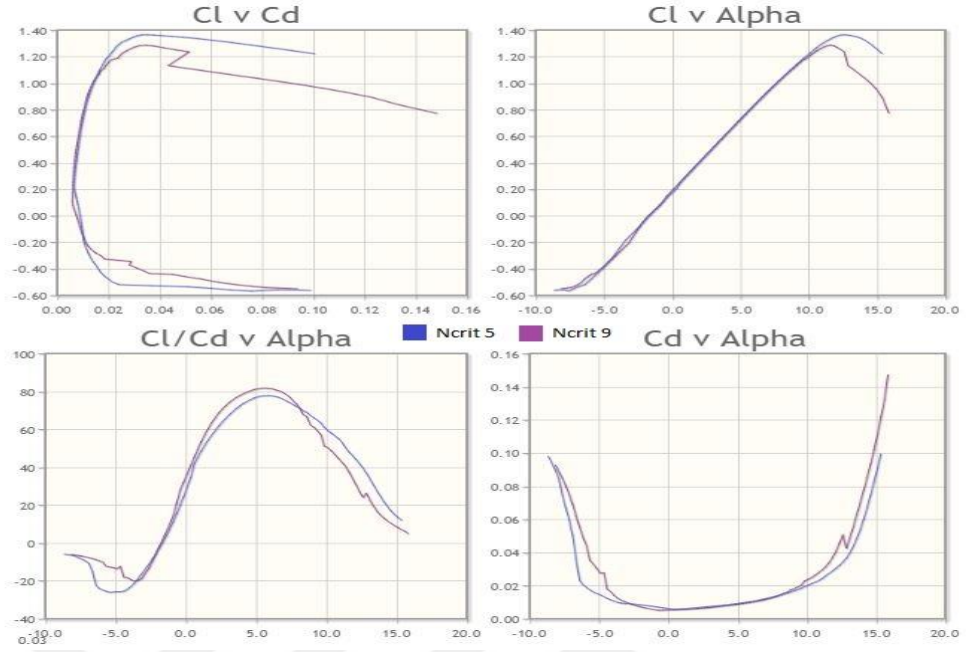
Tablo 4.1. Akışkan ortamlarına göre Ncrit değeri

Akışkan Ortam	Ncrit Değeri
Planr uğuşu	12 – 14
Motorlu planör uğuşu	11 – 13
Temiz rüzgâr tüneli	10 – 12
Ortalama rüzgâr tüneli	9
Kötü rüzgâr tüneli	4 - 8

Kanat profil uzunluğu yani Chord mesafesi uçak büyüklüğü ile orantılı olarak 0,4 metre seğilmiştir. Böylece Reynolds sayısının hesaplanabilmesi için gereken hız değeri de ortalama hız değeri 15 m/s seğilmiştir. Bu sınır şartları doğrultusunda;

$$Re = \frac{Vl}{\nu} = \frac{15*0.4}{1.4207*10^{-5}} = 422,327$$

Bu Reynolds sayısında AG44CT02R profilinin performansı aşağıdaki şekil 4.2’de gösterilen grafiklerde gösterilmektedir.



Şekil 4.2. AG44CT02R profili performans grafikleri

AG44CT02R profilinin 422.327 Reynolds sayısında gösterdiği performans bu şekildedir ve bu profilin en performanslı durumu grafiklerde de görüldüğü üzere Ncrit sayısı 9 da hücum açısı 5.5° de Cl/Cd oranı 82.1 olarak bulunmuştur.

Bu çalışmada, İnsansız Hava Araçlarında performans ve verim artırımına yönelik araştırmalar yapmak amacıyla literatürden ve alanla ilgili çeşitli bilgisayar programlarından faydalanılmış ve elde edilen veriler doğrultusunda belirlenen İnsansız Hava Aracının tasarımı ve imalatı gerçekleştirilmiştir. İnsansız Hava Aracının performans ve verimine etki edecek her bir elemanın profili, malzemesi ve diğer özelliklerinin uygun değerleri belirlenmiş ve parçaların imalatı yapılarak, her bir elemanın İnsansız Hava Aracının performans ve verimine katkıları hesaplanmıştır. İHA'nın teorik hesaplamaları ve imalat aşaması ile ilgili işlem basamakları aşağıda belirtilen şekilde gerçekleşmiştir:

- Solid Works, ANSYS Fluent, ANSYS Static Structure programı ile profillerin her birinden 3 adet olmak üzere 9 adet yaygın kullanılan uçak kanat profilleri seçilmiş ve analizleri yapılmıştır (Tablo 3.1).
- Teorik olarak 0° hücum açısında en iyi performansı altı oyuk kanat profili 111AG27 göstermesine rağmen uygulamada hem imalat kolaylığı açısından hem de yüksek performansı nedeniyle AG44CT02R profilinin imalatı yapılmıştır (Şekil 3.10).
- Elde edilen verilen doğrultusunda İHA'nın elektrik-elektronik ve mekanik elemanları temin edildi. Gerekli ham materyaller çeşitli firmalardan temin edilerek İHA'nın diğer tüm parçaları ayrı ayrı imal edildi. Daha sonra parçaların gövde üzerinde montesi yapılarak İHA'nın yapımı tamamlanmıştır (Şekil 4.3).



Şekil 4.3. İmalatı tamamlanmış İHA

İHA için yapılan hesaplamalar ve analizler doğrultusunda elde edilen sonuçlar aşağıda sıralanmıştır:

- Uçağın aerodinamik performansı;

$F_l = 134,49 \text{ N} = 13,7 \text{ Kg}$ $F_d = 36,92 \text{ N} = 3,76 \text{ Kg}$ @ 15 m/s Ncrit 9 olarak çıkmıştır ve minimum uçuş hızında gerekli motor elektrik gücü 10 Amper olarak hesaplanmıştır.

- 15 m/s hızda uçak toplamda 10 Ah pil kapasitesi ile 1 saat uçuşabilirliği hesaplanmıştır. Uçuş esnasındaki hava durumu bu uçuş süresini olumlu olarak etkilemektedir. Dışardan gelen herhangi bir rüzgârı karşımıza alırsak uçuş için gerekli motor gücünü düşüreceğinden uçuş süresini olumlu olarak etkilemesi beklenir.
- Güneş hücreleri eklentisi ile toplam uçuş süresi rüzgârsız ortamda 68 dk. 'ya uzamaktadır. 36 W/h'lik güneş hücresi eklentisi toplam uçuş süresini %13,3 arttırmaktadır.
- Toplam menzil uzunluğu 54 km iken güneş hücresi eklentisi ile 61,2 km ye çıkıp 7,2 km menzil artışı teorik olarak hesaplanmıştır.
- 11 m/s ' de ise Ncrit 9 olarak çıkmıştır ve minimum uçuş hızında gerekli motor elektrik gücü 8 Amper olarak hesaplanmıştır.
- En yüksek menzili stall hızında elde edilmekte olup bu hızdaki uçuş süresi 75 dk. güneş hücresi eklentisiyle 90,6 dk. uçuş süresine erişilebilir ve bu durumda %20,8 uçuş süresi arttırılmış olmaktadır.
- Stall olmayacak şekilde minimum hızda uçuş menzili 49,5 km ye düşmekte güneş hücresi eklentisi ile 59,79 km'ye çıkıp 10,29 km menzil artışı teorik olarak hesaplanmıştır.
- Güneş hücresi eklentisi ile çıkan sonuçlara bakıldığında, uçağın stall olmayacak şekilde minimum hızda uçması, menzilde önemsenecek bir fark oluşturmayıp, uçuş süresinde artış sağlamıştır. Bunun nedeni düşük hızda, motorların çekmiş olduğu amper gücü düşük ve güneş hücresi eklentisinin amper gücü sabit olmasından dolayı pil gücüne desteği yüzdesel olarak artmış, bunun sonucunda süre artışı teorik olarak hesaplanmıştır.
- 15 m/s hızda motorlar 10 A güç tüketip uçuş süresi 1 saat olur. Güneş hücreleri saatlik 1,3344 A pile katkıda bulunur ve uçuş süresini %13,3 arttırmış olur. 11 m/s hızda ise motorlar 8 A'lik güç tüketeceğinden uçuş

süresi 75 dk. olur. Güneş hücreleri saatte 1,3344 A verdiği için 75 dk. 'da 1,668 A pile katkıda bulunur ve uçuş süresini %20,8 arttırmış olur.

Bu proje, ileriki yıllarda daha kapsamlı projelerin gerçekleştirilmesi sürecinde örnek teşkil etmesi açısından önem arz etmektedir. Proje gerçekleştirilirken dikkat edilmesi gereken noktaların ve yaşanabilecek zorlukların neler olduğu ve bu zorlukların nasıl aşılabileceği hususunda yararlı çıktıları ortaya koyacaktır.

Bir sonraki çalışmada ise yapımı gerçekleştirilen İHA'nın kanatlarına güneş hücresi eklemeyen ve güneş hücresi eklendikten sonraki durumlarında uçuşu gerçekleştirilecektir. İHA'nın imalatı sırasında yapılan hesaplamalar ve analizler doğrultusunda elde edilen sonuçlar ile deneysel veriler karşılaştırılarak verim açısından kıyaslaması yapılacaktır.

Teşekkür: Bu makale Erzincan Üniversitesi Araştırma Fonu tarafından desteklenen FEN-A-080715-0170 nolu "İnsansız Hava Araçları için Performans ve Verim Artırılmasına Yönelik Deneysel Araştırma" isimli proje kapsamında hazırlanmıştır. Destekleri nedeniyle Erzincan Üniversitesi Araştırma Fon'una teşekkür ederiz.

KAYNAKLAR

Altunok, T., Türkiye'nin İHA seviyesi, *Bilim Teknik Dergisi*, s: 34-37, Aralık 2010.

Arslan, O., Design of a Decision Support Architecture for Human Operators in UAV Fleet C2 Applications, Institute of Science and Technology, *Istanbul Technical University*, M.Sc. Thesis, pp. 69. (2009).

Ataç, S., GPS Based Altitude Control of an Unmanned Air Vehicle Using Digital Terrain Elevation Data, The Graduate School of Natural and Applied Sciences, *Middle East Technical University*, M.Sc. Thesis, Ankara, 160 pp. (2006).

Aydan CAVCAR, M. C. Uçuş Prensipleri. *Eskişehir: T.C. Anadolu Üniversitesi Yayınları* (1999).

Barrows G.L., Future Visual Microsensors for Mini/Micro-UAV Applications,(prism2.mem.drexel.edu, 2011).

Batman, A., “Elektrik Üretimi İçin Güneş Pillerinin Kullanımında Verimi Artırıcı Yeni Bir Yöntem”, Doktora Tezi, *İTÜ Fen Bilimleri Enstitüsü*, Sayfa 104 (2001).

Cook, K., L., B., 2007, The silent force multiplier: the history and role of UAVs in warfare, pp. 1-7, Proceeding of IEEE Aerospace Conference, 3-10 March 2007, Big Sky, MT.

Çetin G., “İnsansız Hava Aracı Tasarımı ”, Yüksek Lisans Tezi, *İTÜ Fen Bilimleri Enstitüsü*, İstanbul, (1995).

Degarmo, M. T., Issues concerning integration of unmanned aerial vehicles in civil airspace, the MITRE Corporation, McLean, Virginia, 89 pp. (2004).

Dinç A., “İnsansız hava aracı ve güç grubu müşterek öntasarımının seçkin genetik algoritma yöntemiyle en iyilemesi”, Yayınlanmamış Doktora Tezi, *Anadolu Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü*, Eskişehir, 15-34 (2010).

Donbaloğlu, H.İ., Çok Maksatlı Hibrid İnsansız Hava Aracı Sistemi Geliştirilmesi, Yüksek Lisans Tezi, *Istanbul Teknik Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü*, İstanbul, 26-29 (2014).

Engin R., Güneş Pilleri, Yüzüncü Yıl Üniversitesi Fen Bilimleri Fakültesi Fizik Bölümü Yayınları No:3, 1995, 151

Fahlstrom, P.G., Gleason, T.J., 2005. Payloads in: *Introduction to UAV Systems* pp. IV1-30 UAV Systems, Inc. Columbia, MD

Gölcük, A.İ., “Düşük İrtifa ve Güneş Enerjili İha İçin Uç Kanatçık Tasarımı”, *Orta Doğu Teknik Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü*, Ankara, 57-94 (2016).

Gülbahar Ö., “Karayel İnsansız Hava Aracının Statik ve Dinamik Analizi”, Yüksek Lisans Tezi, *İstanbul Teknik Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü*, İstanbul, 1-114 (2015).

Gürsoy, U., Dikensiz Gül: Temiz Enerji; Doğu Akdeniz Çevrecileri, Temiz ve Yenilenebilir Enerji Kaynaklarımız Raporu, İskenderun Çevre Koruma Derneği Yayını Temiz Enerji Dizisi 1, 1999, 283

İnan,D. ve Ültanır,Ö., Güneş Enerjisi. Diyarbakır; *Dicle Üniversitesi Basımevi* (1996).

Jashnani S., Nada T.R., Ishfaq M., Khamker A., Shaholia P., “ The Egyptian Journal of Remote Sensing and Space Sciences ”, *Elsevier* , 16, 189–198 (2013).

İnternet: Ahşap pervane resmi, www.okmodel.net, 2017.

İnternet: EPP Teknik özellikleri, <http://www.formplastyalitim.com>, 2017.

İnternet: EPP, EPS Teknik özellikleri, <http://www.atermit.com>, 2017.

İnternet: Elektrik İşleri Etüt İdaresi “Güneş Enerjisi” <http://www.eie.gov.tr/yenilenebilir>, 2016.

İnternet: Elektrik motoru resmi, www.goodluckbuy.com, 2017.

İnternet: Elektronik ekipman resimleri, <https://hobbyking.com>, 2017.

İnternet: Güneş hücresi özellikleri, <http://www.powerfilmsolar.com>, 2017.

İnternet: www.istanbulcevor.gov.tr, 2015.

İnternet: Solar Impulse 2 ile ilgili bilgiler, www.iha.com.tr, 2016.

Karaağaç, C., İnsansız Hava Aracı Sistemlerinde Lojistik Destek—Savunma Sanayii Gündem 2013, (2012).

Kargın, V., Design of an Autonomous Landing Control Algorithm for a Fixed Wing UAV, The Graduate School of Natural and Applied Sciences, *Middle East Technical University*, M.Sc. Thesis, Ankara, 96 pp. (2007).

Kaya N., “Hidrojen kullanan turbofanlı bir insansız hava aracının ekserjetik sürdürülebilirlik analizi”, Yayınlanmamış Doktora Tezi, *Anadolu Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü*, Eskişehir, 125-131 (2015).

Kip Z., “İha görüntülerinin anlamlandırılması üzerine bir sistem analizi çalışması”, Yüksek Lisans Tezi, *Beykent Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü*, İstanbul, 117-124 (2013).

Küpeli A.Ö., “Güneş Pilleri ve Verimleri”, Yüksek Lisans Tezi”, *Osmangazi Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü*, Eskişehir, (2005).

Mejias, L., Correa, J.F., Mondragon, I., Campoy, P., A vision-guided UAV for surveillance and visual inspection, pp. 2760-2761, IEEE International Conference on Robotics and Automation, 10-14 April 2007, Roma, Italy.

Mermer, E., “Hibrit (Turbofan/Güneş Enerjili) İtke Sistemli Yüksek İrtifa İnsansız Hava Aracı Kavramsal Tasarımı”, *Orta Doğu Teknik Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü*, Ankara, 120-125 (2016).

Muşlular F., Bir İnsansız Hava Aracının Kanadının Statik Yapısal Davranışının İncelenmesi, Yüksek Lisans Tezi, *İstanbul Teknik Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü*, İstanbul, 1-79 (2009).

Nonami, K., Prospect and recent research & development for civil use autonomous unmanned aircraft as UAV and MAV, Journal of System Design and Dynamics, vol. 1, no. 2, pp.120-128. (2007).

Ollero, A., Martínez-de-dios, J. R., Merino, L., 2006, Unmanned Aerial Vehicles as Tools for Forest-Fire Fighting, Forest Ecology and Management. *Elsevier*, Vol. 234, Supplement 1, 15 Page S263 (November 2006).

Özalp N., “3 boyutlu arazi üzerinde çoklu otonom insansız hava aracı rota planlaması”, Yüksek Lisans Tezi, *Hava Harp Okulu Havacılık ve Uzay Teknolojileri Enstitüsü*, İstanbul, 57-61 (2013).

Özcan, S.G., Güneş Panelli İnsansız Hava Aracı Tasarımı ve Üretimi, Yüksek Lisans Tezi, *Orta Doğu Teknik Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü*, Ankara, 4-6 (2015).

Şahin M., “Sabit kanatlı mini insansız hava aracının geliştirilmesi ve ağaçlandırma çalışmalarında kullanımı”, Yüksek Lisans Tezi, *Erciyes Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü*, Kayseri, 2-4 (2011).

Savunma Sanayii Müsteşarlığı, "İHA Sistemleri Yol Haritası (2011-2030)", (2012).

Şevkiöğlü E., “Bir taktik insansız hava aracının kanadının deneysel ve sayısal yöntemler ile dinamik analizi”, Yüksek Lisans Tezi, ***İstanbul Teknik Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü***, İstanbul, 17-25 (2009).

Tekçe M.S., “2 zamanlı 2,5 hp gücünde patlar motorlu gözlem mini-iha tasarımı ve seyir uçuşu eniyileştirmesi”, Yayınlanmamış Yüksek Lisans Tezi, ***Anadolu Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü***, Eskişehir, 27-35 (2014).

Tugay B.G., “Bir insansız hava aracının kompozit iniş takımının tasarımı, üretimi ve testleri”, Yüksek Lisans Tezi, ***İstanbul Teknik Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü***, İstanbul, 100-115 (2009).

Wong, K. C., 1997, Aerospace Industry Opportunities in Australia Unmanned Aerial Vehicles (UAVs) - Are They Ready This Time? Are We?

Xiong J.-J., Zhang G., Discrete-time sliding mode control for a quadrotor UAV, ***Elsevier Optik*** - Int. J. Light Electron Opt., 1-5 (2016).

ÖZGEÇMİŞ

1991 yılında Sivas'da doğdu. İlköğretimi Sivas ve Eskişehir'de lise eğitimini Erzincan'da tamamladı. Lisans eğitimine 2009 yılında Erciyes Üniversitesi Mühendislik Fakültesi Makine Mühendisliği Bölümü'nde başladı ve 2014 yılında mezun oldu. 2014-2015 yılı şantiye şefliği, 2015-2017 yılları arasında özel bir yapı denetim firmasında Kontrol Mühendisi olarak çalışmaya başladı ve inşaatların mekanik tesisat ve doğalgaz tesisatı kontrolünü yaptı. 2014 yılında Erzincan Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü Makine Mühendisliği Ana Bilim Dalında Yüksek Lisans eğitimine başladı. 2017 yılı itibariyle Yüksek Lisans eğitimine devam etmektedir.