

T.C.
KARADENİZ TEKNİK ÜNİVERSİTESİ
MÜHENDİSLİK FAKÜLTESİ
MAKİNA MÜHENDİSLİĞİ BÖLÜMÜ

SABİT KANATLI İNSANSIZ HAVA ARACI TASARIMI

BİTİRME PROJESİ

Doğukan KARA

Batuhan YAVUZ

Kerem YILMAZ

Uday İNGEÇ

HAZİRAN 2021

TRABZON

T.C.
KARADENİZ TEKNİK ÜNİVERSİTESİ
MÜHENDİSLİK FAKÜLTESİ
MAKİNA MÜHENDİSLİĞİ BÖLÜMÜ

SABİT KANATLI İNSANSIZ HAVA ARACI TASARIMI

Doğukan KARA

Batuhan YAVUZ

Kerem YILMAZ

Uday İNGEÇ

Danışman: Prof. Dr. Levent GÜMÜŞEL

Bölüm Başkanı: Prof. Dr. BURHAN ÇUHADAROĞLU

HAZİRAN 2021
TRABZON

ÖNSÖZ

Günümüzde İHA teknolojisi çok farklı sektörlerde yer edinmiştir ve önemi her geçen gün giderek artmaktadır. Savaş ve savunma sanayisi başta olmak üzere, film endüstrisinde, taşımacılık sektöründe insansız hava araçları kullanımını artmaktadır. Ülkemizde son yıllarda özellikle savunma sanayisinde insansız hava aracı kullanımını ve geliştirilmesi ile ilgili çalışmalar artmaktadır ve hayata geçirilmektedir. Bu kapsamda tasarımını yaptığımız bu çalışmanın insansız hava aracı teknolojisinin gelişimine, insansız hava aracı sistemlerine ilişkin tasarım ve üretim alanlarına katkı sağlaması amaçlanmıştır. Tasarım süreci boyunca bize yardımcı olan ve proje danışmanımız olan değerli hocamız Prof. Dr. Levent GÜMÜŞEL'e ve bizlere emek veren değerli hocalarımıza teşekkür ederiz

Doğukan KARA
Batuhan YAVUZ
Kerem YILMAZ
Uday İNGEÇ
Trabzon 2021

ÖZET

SABİT KANATLI İNSANSIZ HAVA ARACI TASARIMI

İnsansız hava araçları (İHA), farklı sektörlerde yer alan ve gelişimine hızla devam eden bir alandır. Her geçen gün gelişen insansız hava aracı teknolojisinin günlük hayatımızın akışına da etkisi giderek artmaktadır. Günlük hayatımıza etkisinin giderek artması sebebiyle farklı insansız hava aracı tasarımlarına ihtiyaç duyulmaktadır. İhtiyaçları karşılamak amacıyla yaygın olarak sabit kanatlı ve döner kanatlı insansız hava aracı tasarımları yapılmaktadır. Ülkemizde son yıllarda özellikle savunma sanayisinde insansız hava aracı kullanımı ve geliştirilmesi ile ilgili çalışmalar artmaktadır ve hayata geçirilmektedir. İnsansız hava araçları, günümüzde gelişen elektronik ve yazılım teknolojisi sayesinde; eş zamanlı olarak gözetleme yapma, saldırı amaçlı paralı yükler taşımada yaygın olarak kullanılmaya başlanmıştır. Yakın gelecekte insansız hava araçlarının, insanlı hava araçlarının yerini alacağı birçok kişi tarafından öngörülmektedir. Bu öngörünün başlıca sebepleri arasında; insan hayatını riske atmaması, uzun süreli uçuşlar sağlayabilmesi ve maliyetinin insanlı hava araçlarına oranla düşük olması gelmektedir. Çalışmamızda dikey iniş kalkış özelliğine sahip insansız hava aracının kavramsal tasarımı, aerodinamik analizi ve ön mühendislik hesapları yapılmıştır.

Anahtar Kelimeler: İnsansız hava aracı, Tasarım, Aerodinamik

SUMMARY

FIXED WING UNMANNED AERIAL VEHICLE DESIGN

Unmanned aerial vehicles (UAV) is an area that is involved in different sectors and continues its development rapidly. The effect of unmanned aerial vehicle technology, which is developing every day, on the flow of our daily lives is increasing. Due to the increasing impact on our daily lives, different unmanned aerial vehicle designs are needed. Fixed-wing and rotary-wing unmanned aerial vehicle designs are widely used to meet the needs. In our country, in recent years, research on the use and development of unmanned aerial vehicles, especially in the defense industry, has been increasing and implemented. Unmanned aerial vehicles, thanks to the electronic and software technology that is developing today, have become widely used in simultaneously conducting surveillance and transporting payloads for offensive purposes. It is projected by many that in the near future, unmanned aerial vehicles will replace manned aircraft. Among the main reasons for this prediction; it does not risk human lives, it can provide long-term flights, and its cost is low compared to manned aircraft. In our study, conceptual design, aerodynamic analysis and preliminary engineering calculations of the unmanned aerial vehicle with vertical landing and take off were performed.

Keywords: Unmanned Aerial Vehicle, Design, Aerodynamics

İÇİNDEKİLER

Sayfa No

ÖNSÖZ	III
ÖZET	IV
SUMMARY	V
İÇİNDEKİLER	VI
ŞEKİLLER DİZİNİ.....	VIII
TABLolar DİZİNİ	X
1. AMAÇ ve KAPSAM	1
1.1. Giriş.....	1
1.2. Literatür Taraması.....	3
1.3. Tasarımın Kısıtları ve Koşulları.....	5
1.4. Karşılatabileceğ Gereksinimler.....	6
2. HAFTALIK ÇALIŞMA PROGRAMI.....	7
3. MÜHENDİSLİK HESAPLARI VE ANALİZLERİ.....	8
3.1. Kalkış Ağırlığının Hesaplanması	8
3.1.1 Taşıdığı Yük Ağırlığı	8
3.1.2 Geçmiş Yıllarda AIAA DBF Yarışmasında Derece Yapmış Uçak Bilgileri	9
3.1.3 Boş Ağırlık Kesri Tahmini.....	10
3.1.4 Boş Ağırlık Analizi	11
3.2 Kanat Tasarımı	12
3.2.1 İHA Özellik Seçimi ve Kanat Tasarım İstekleri	12
3.2.2 Kanat Tasarımının Yapılması	12
3.2.3 Minimum Kalkış Hızının Belirlenmesi.....	13
3.2.4 Kanat Tasarımının Uçuş Süresine Etkisi.....	15
3.2.5 Taşıma Kapasitesi	16
3.2.6 Kanat Tasarımına Bağlı Olarak Manevra Kabiliyetinin Araştırılması	18
3.3 Kuyruk Tasarımı	18
3.3.1 Kuyruk Tipi Seçimi.....	18
3.3.2 T-Kuyruk Avantajları.....	19

3.3.3 T-Kuyruk Dezavantajları	19
3.3.4 Kuyruk Profili Seçimi	20
3.3.5 Kuyruk Alanı.....	20
3.3.6 Kuyruk Tasarım Değerleri	21
3.4 Aerodinamik Analiz	21
3.4.1 Uçağa Etkiyen Kuvvetler	21
3.4.2 Aerodinamik Kuvvet ve Momentler	22
3.4.3 Aerodinamik Kuvvet ve Katsayıları.....	23
3.4.4 Profil Geometrik Özellikleri	25
3.4.5 Referans Kanat Geometrik Özellikleri.....	26
3.4.6 Profil Taşıma Katsayısı Hücüm Açısıyla Değişimi	27
3.4.7 Profil Seçimi – Aerodinamik Verim	28
3.4.8 Profil Moment Katsayılarının Hücüm Açısı ile Değişimi	29
3.4.9 Profil Seçiminde Uçuş Şartlarına Uygun Verilerin Kullanımı	29
3.4.10 Kanat Aerodinamiği.....	30
3.4.11 Kanat İçin Toplam Sürüklenme Kuvveti	30
3.4.12 Kanat Taşıma Katsayısı	31
4. ÇEVRESEL ETKİ DEĞERLENDİRMESİ.....	32
5. MALİYET HESABI	33
6. SONUÇLAR	34
7. KAYNAKLAR	35
8. EKLER.....	36
8.1 Tasarıma Ait 3 Boyutlu Çizimler.....	36
8.2 Tasarıma Ait Teknik Resimler	40

ŞEKİLLER DİZİNİ

	<u>Sayfa No</u>
Şekil 1.....	1
Şekil 2.....	2
Şekil 3.....	2
Şekil 4.....	4
Şekil 5.....	12
Şekil 6.....	13
Şekil 7.....	14
Şekil 8.....	15
Şekil 9.....	17
Şekil 10.....	17
Şekil 11.....	18
Şekil 12.....	20
Şekil 13.....	22
Şekil 14	22
Şekil 15.....	22
Şekil 16.....	24
Şekil 17.....	25
Şekil 18.....	25
Şekil 19.....	26
Şekil 20.....	27
Şekil 21.....	28

Şekil 22.....	28
Şekil 23.....	29
Şekil 24.....	30
Şekil 25.....	30
Şekil 26.....	36
Şekil 27.....	36
Şekil 28.....	36
Şekil 29.....	37
Şekil 30.....	37
Şekil 31.....	38
Şekil 32.....	38
Şekil 33.....	39
Şekil 34.....	39
Şekil 35.....	40
Şekil 36.....	41
Şekil 37.....	42
Şekil 38.....	43

TABLULAR DİZİNİ

	<u>Sayfa No</u>
Tablo 1.....	7
Tablo 2.....	9
Tablo 3.....	9
Tablo 4.....	10
Tablo 5.....	10
Tablo 6.....	21
Tablo 7.....	33

1. TASARIMIN AMAÇ ve KAPSAMI

1.1. Giriş

Günümüzde teknolojinin hızla ilerlemesiyle hayatımıza yeni kavramlar ve teknolojiler girmektedir. Bunlardan bir tanesi de İHA'lardır (insansız hava araçları). İnsansız Hava Aracı (İHA); içinde pilotu ve yolcusu olmayan, sadece amaca uygun ekipman (video kamera, fotoğraf makinesi, GNSS, lazer tarama cihazı, vb.) taşıyan, uzaktan kumandalı ve/veya otomatik olarak görevini icra edebilen bir çeşit uçaktır.[1]



Şekil 1 : Akıncı taaruz insansız hava aracı

İlk İHA'lar A. M. Low tarafından 1916 yılında geliştirilmiştir. Takip eden yıllarda ise sınırlı sayıda üretilen Hewitt-Sperry otomatik uçak I. Dünya Savaşı sırasında kullanılmıştır. 1935 yılında ise film yıldızı ve model uçak tasarımcısı Reginald Denny ilk ölçekli RPV (İngilizce Remote Piloted Vehicle Türkçesi Uzaktan Komutalı Araç) modelini geliştirmiştir. II. Dünya Savaşı süresince çok fazla miktarda uçak üretilmiş, bunlar trenleri korumak amacıyla uçaksavar ve saldırı görevlerinde kullanılmıştır. Jet motoru bulunan ilk model 1951 yılında Teledyne Ryan firması tarafından geliştirilen Firebee I'dir.



Şekil 2 : Ryan Model 124 (BQM-34A Firebee)

1955 yılında ise başka bir firma Beechcraft ABD Deniz Kuvvetleri için Model 1001 modelini üretmiştir. Bununla beraber bu araçlar Vietnam Savaşı süresince birer uzaktan kumandalı uçak olmaktan daha ileriye gidemediler. 1980'li ve 1990'lı yıllarda olgunlaşan ve küçültülen bu araçlar özellikle Amerikan askerî çevrelerin ilgisini çekmeye başlamıştır. Bunun en önemli nedeni İHA'ların uçaklara nazaran çok daha ucuz olması ayrıca riskli görevler sırasında yetişmiş mürettebat kaybını sıfıra indirmesidir.[2]



Şekil 3 : MQM-61 Kardinal

Teknolojinin ilerlemesiyle elektrik motorların ve devre kartlarının daha da küçülmesi İHA Teknolojisinin doğmasına ön ayak olmuştur. Günümüzde İHA'lar askeri, sivil (hobi ve ticari) ve bilimsel amaçlı bir çok alanda kullanılmaktadır. Bu ve buna benzer alanların İHA'ların kullanım amaçları farklı farklı olabildiği gibi benzerlik de göstermektedir. Bu amaçlar, kullanılan İHA'nın tasarım, yazılım, donanım, ağırlık, yük taşıma kapasitesi, hızı, havada kalış süresi ve manevra kabiliyeti gibi özelliklerini değiştirmekle birlikte birbirinden farklı çok sayıda İHA sınıfı ve tasarımı ortaya çıkmaktadır. İHA'ların hizmet edeceği amaca yönelik özel olarak tasarlanması İHA'ların işlevselliği ve görev ihtiyaçlarını yerine getirebilmesi açısından önemli bir duruma gelmiştir.[3]

İHA'ların gerek profesyonel mesleki; gerekse hobi amaçlı olarak günlük yaşantımıza bu kadar çok girmiş olması bazı yasal sorunları da beraberinde getirmektedir. Henüz birçok ülkede bu konuda gerekli mevzuat ya hiç yoktur veya taslak halinde sürekli geliştirilmektedir. Diğer taraftan, İHA'ların kullanımındaki bazı potansiyel olumsuzluktan dolayı, özellikle ABD Ulaştırma Bakanlığına bağlı Federal Havacılık Kurulu (FAA: Federal Aviation Administration), Birleşmiş Milletler'e bağlı Uluslararası Sivil Havacılık Organizasyonu (ICAO: International Civil Aviation Organization) ve Avrupa Hava Seyrüsefer Güvenliği Örgütü (EUROCONTROL) tarafından İHA kullanımının yasal çerçevesi konusunda kapsamlı çalışmalar yapılmaktadır. Türkiye'de ise bu konularla ilgili olarak Ulaştırma, Denizcilik ve Haberleşme Bakanlığı'na bağlı Sivil Havacılık Genel Müdürlüğü tarafından bazı çalışmalar yürütülmektedir.[1]

1.2 Literatür Taraması

Bir insansız hava aracı (İHA), araçta insan operatörler bulunmadan uçan bir hava aracıdır. İnsansız hava araçları uzak bir yerden kontrol edilebilirler. Bu uzak konumdan; bir insan operatör veya bir bilgisayar tarafından yürütülen bir program ile insansız hava aracı kontrol edilebilir. İnsansız hava araçları ayrıca bir bilgisayarda çalışan bir program veya bilgisayardaki başka bir kontrolör kullanılarak da kontrol edilebilir.[4]



Şekil 4 : 2.4 Ghz 6 kanallı kumanda

Şekil 1.4'te gösterildiği üzere insansız hava aracı 2.4 Ghz altı kanallı kumanda vasıtasıyla insan operatör tarafından kontrol edilecektir.

İnsansız hava araçları farklı amaç için kullanılmaktadır. Günümüzde, en büyük kullanım alanı askeri uygulamalar içindir. İnsansız hava araçları, sınırlama olmaksızın keşif görevleri, saldırı görevleri ve diğer uygun görev türlerini gerçekleştirebilmek için kullanılabilir. İnsansız hava araçları ayrıca bir dizi sivil uygulamada da kullanılabilir. Örneği; sınırlama olmaksızın insansız hava araçları, ölçme, yangınla mücadele ve / veya diğer uygun görev türlerini gerçekleştirmek için kullanılabilir.[4]

Türkiye standartlarında İnsansız hava araçları; İHA0, İHA1, İHA2 ve İHA3 olmak üzere 4 farklı sınıflandırılmaya tabi tutulmuştur. Sınıflandırma aşağıdaki gibi listelenebilir.

- İHA0: Azami kalkış ağırlığı 500 gr (dâhil) – 4 kg aralığında olan İHA'lar,
- İHA1: Azami kalkış ağırlığı 4 kg (dâhil) – 25 kg aralığında olan İHA'lar,
- İHA2: Azami kalkış ağırlığı 25 kg (dâhil) – 150 kg aralığında olan İHA'lar,
- İHA3: Azami kalkış ağırlığı 150 kg (dâhil) ve daha fazla olan İHA'lar.

Ayrıca sınıflandırma detayı aşağıdaki standartlar esas alınarak yapılmıştır.

- İHA0 sınıfındaki İHA'ların teknik olarak ekipman, sistem ve faydalı yük bileşenleriyle donatılması İHA işleticisinin/sahibinin/pilotunun ya da imalatçısının seçimine bağlıdır.
- İHA1 sınıfındaki İHA'lar en az aşağıdaki teknik özelliklerle, ekipmanlarla ve sistem bileşenleriyle donatılmış olmalıdır:
 - a) Komuta ve kontrol veri bağıının kesilmesi durumunda acil durum iniş veya uçuş sonlandırma kabiliyeti,
 - b) Batarya gücü/yakıt seviyesinin devamlı izlenebilmesi,
 - c) Çakar lamba,
 - d) İHA'da veya yer kontrol istasyonunda otomatik uçuş kayıt sistemi.
- İHA2 sınıfındaki İHA'larda, İHA1 sınıfı için gerekli teçhizatın yanı sıra aşağıdaki donanımlar ve karakteristikler olmalıdır:
 - a) Çakar lamba yerine aydınlatma lambaları,
 - b) Yedekli seyrüsefer sistemi veya yedekli uçuş kontrol sistemi ya da bilgisayarı,
 - c) Yedekli komuta ve kontrol veri bağı,
 - d) ATC ile İHA pilotunun veya operatörün iletişim kurması için yer kontrol istasyonunda ATC telsizi.
- 4) İHA3 sınıfındaki İHA'lar, İHA2 sınıfı için gerekli teçhizatın yanı sıra aşağıdaki sistem bileşenleriyle donatılmış olmalıdır:
 - a) Mode-S transponder,
 - b) TCAS veya ADS-B benzeri algıla ve sakın sistemi,
 - c) Gürültü limitleri için, ICAO tarafından yayımlanmış Ek-16'nın ilgili bölümlerinin uygulanması.[5]

1.3. Tasarımın Kısıtları ve Koşulları

Bu çalışmada sabit kanatlı bir mini insansız hava aracı tasarımı ve aerodinamik hesapları yapılmak istenmektedir. Sivil Havacılık Genel Müdürlüğü (SHGM) talimatları gereği projemizde yapılmak istenen insansız hava aracı İHA0 kategorisine girmesi amacıyla 0-4 kg arasında olmalıdır. Bu koşullara uygun olarak mini İHA prototip olarak tasarlanmıştır. Tasarım koşullarında çevresel ve iklim koşulları dikkate alınmıştır. Tasarım yapılırken İHA

teknolojisinde minimum fiyat ve maksimum performans amaçlanarak tasarım yapılmıştır. İnsansız hava araçlarında uçuş süresinin arttırılması ve özellikle askeri alanda verilen görevi yerine getirebilmesi amaçlanmaktadır.

İHA kanat tasarımı, İHA'nın kullanılmak istenen alan, koşullar, durum ya da yerin getirilmesi gereken bir görevin varlığında ortaya çıkar ve şekillenir. Fakat bazı zorlu ya da özel görevlerde tasarlanan İHA'nın görevin istediği özellikleri yerine getirebilmesi her zaman en iyi yol olmamaktadır. Şayet durum bu şekildeyse planlanan bütçenin üzerine çıkılması ya da başka önemli unsurlardan feragat edilmesi gerekebilir. Bu noktada İHA tasarımında izlenecek yöntem ve akış şeması devreye girmekte ve İHA tasarımının görev için özelleştirilmesinde büyük rol oynamaktadır. Bu özelleşme sırasında İHA'nın nereden kalkış yapmasının istendiği hangi yöntemle kalkış yapmasının istetildiği iniş pistinin olup olmayacağı ,iniş pistinin ne kadar uzunlukta olacağı ,iniş pisti yoksa nasıl bir araziye ineceği, hangi yöntemle iniş yapmasının istediğini, yük taşımasının ya da ne kadar yük taşımasının istendiği, yük bırakmasının istenip istenmediği, havada kalış süresinin önemli olup olmaması eğer önemliyse ne kadar süre kalmasının istendiğine kadar hıza çıkmasının istendiği, hangi yüksekliklerde görev yapması gerektiği gibi görevin İHA'dan istediği özelliklerin yanında istemediği özellikler de bir o kadar önemlidir. Çünkü ancak tamamen bu şekilde görev için tasarlanmış özel bir İHA tasarımı ortaya konulabilmektedir.

1.4 Karşılatabileceği Gereksinimler

Üretim ve satın alma maliyetleri pilotlu uçaklara göre çok düşüktür. Bu sebeple maliyet açısından oluşabilecek açıklığın kapatılmasında etkili bir girişimdir. Görev sırasında oluşabilecek mal ve can kayıplarının önüne geçebilmektedir. Normal pilotlu uçaklara göre hız, basınç ve hava şartlarına daha uyumludur. Böylece zorlu hava şartlarında daha yüksek performans gösterebilir. Uçuş süresini uzun süreli aktif olarak sağlamaktadır. Takım halinde uçarak koordineli bir şekilde hareket edebilmekte ve daha fazla alanı kısa sürede tarayabilmektedir. Aynı zamanda aerodinamik açıdan manevra kabiliyeti yüksek olduğundan, operatöre daha konforlu ve güvenli bir sürüş imkanı tanımaktadır. Yapısı gereği sabit kanatlı insansız hava aracı yük taşıma kabiliyetine elverişli olması sebebiyle çeşitli lojistik görevlere yeterlidir.

2. HAFTALIK ÇALIŞMA PROGRAMI

Tablo 1 : Haftalık çalışma programı

HAFTALAR	TARİH	YAPILAN İŞ
1. Hafta	9.10.2020	Projenin Belirlenmesi
2. Hafta	16.10.2020	Literatür Araştırılması
3. Hafta	23.10.2020	Literatür Araştırılması
4. Hafta	30.10.2020	Literatür Araştırılması
5. Hafta	6.11.2020	Model seçimi, Piyasa Araştırması
6. Hafta	13.11.2020	Malzeme Seçimi
7. Hafta	20.11.2020	Prototip Çizimi
8. Hafta	27.11.2020	Prototip Çizimi
9. Hafta	4.12.2020	Mühendislik Hesapları <u>Ve</u> Analizi
10. Hafta	11.12.2020	Mühendislik Hesapları <u>Ve</u> Analizi
11. Hafta	18.12.202	Mühendislik Hesapları <u>Ve</u> Analizi
12. Hafta	25.12.2020	Maliyet Araştırması
13. Hafta	01.01.2021	Proje Yazımı
14. Hafta	08.01.2021	Proje Yazımı

3. MÜHENDİSLİK HESAP VE ANALİZLERİ

3.1. Kalkış Ağırlığının Hesaplanması

Kalkış ağırlığı parametresi bir tasarımda önemli bir faktördür. Mevcut ağırlığın havaya kalkabilmesi için gerekli olan kaldırma kuvvetinin, kanat boyutlandırması ve geometrisi itki/ağırlık oranının belirlenmesi için bilinmelidir. Tasarım yenilik gerektiren bir süreç olduğundan dolayı bu tahmin ettiğimiz ağırlıkta, imalat süreci sonunda ortaya çıkan ürünün ağırlık değeriyle birebir aynı olmayacaktır. Ancak tasarıma başlamak için belli bir veriyle başlamamız gerekiyor ve daha sonra elde ettiğimiz verilerde düzeltmeler yapılarak tasarımı sonuca ulaştırmamız gerekiyor. Bizim yaptığımız bu çalışmadaki tahminler daha önce üretilmiş uçaklardan benzer olanlara yakın bir değer olacaktır. Bizim bulduğumuz kaynaklar doğrultusunda kalkış ağırlığı aşağıdaki *denklem (1)*'de verilmiştir.

$$W_{T0} = W_{CR} + W_{PL} + W_F + W_E \quad (1)$$

Boş ağırlık dahilinde yapısal ağırlık, motor ağırlıkları, iniş takımları ağırlıkları, aviyonik ve diğer her türlü teçhizat ağırlıkları düşünülebilir. Dolayısıyla kalkış ağırlığının tespit edilebilmesi için yakıt ve boş ağırlığın tespit edilmesi gerekmektedir. Çünkü imalat amacı doğrultusunda mürettebat ve paralı yük ağırlığı bellidir. Ayrıca eğer amaç yüksek miktarlarda paralı yük taşımaksa boş ağırlığın düşük, eğer yük taşıma amacı güdülmüyorsa daha yüksek olacağı anlaşılabilir. [7]

Uçak tasarımında ve dolayısıyla da imalatında en önemli nokta, istenilen amaca hizmet edebilecek en az maliyetli uçağı yapmaktır. Bunun için de en az enerji harcayan ve dolayısıyla da en hafif uçağı imal etmek gerekmektedir.

3.1.1. Taşındığı Yük Ağırlığı

2008/2009 yılında paralı yük olarak, yaklaşık olarak 3,4 kg'lık kare şeklinde çelik kalıplar taşınmıştır. 2009/2010 yılındaki paralı yük, bir önceki sene kullanılan paralı yükle aynıdır. 2010/2011 yılında taşınan maksimum paralı yük ağırlığı yaklaşık 4,5 kg.'dır. Sayısı tercihe bağlı olarak değişen 10 ile 24 adet beysbol topları taşınmıştır. 2011/2012 yılında yaklaşık ağırlığı 2,6 kg. olan dikdörtgen şeklinde kutu taşınmıştır. 2012/2013 yılında, paralı yük olarak 4 litrelik su şişesi taşınmıştır. 2013/2014 yılında, toplam ağırlığı yaklaşık olarak

2,7 kg. olan 2 adet PVC boru taşınmıştır. 2013/2014 yılında, 4 litrelik su şişesi ve füzeler taşınmıştır.[8]

Fakat dikkat etmemiz gereken birkaç noktalar vardır. Her yıl istenilen gereksinimlerinin farklı olması nedeniyle uçakların yapıldığı malzemeler ve şekiller farklı olabilmektedir. Yani açıklık oranı düşük olan uçaklar çift kanatlı ya da delta kanatlı olabilir. Dolayısıyla, önceki verilerden yararlanma yoluna gidildiğinde, toplam kalkış ağırlığının yanı sıra taşınan paralı yükün ve uçak şeklinin de benzer olması gerektiğine dikkat edilmelidir. Fakat yine de ortalama değerler tahmini bir fikir sahibi olunmasına büyük ölçüde rol oynamaktadır. Daha doğru kabuller yapılabilmesi için yukarıda bahsedilen duruma dikkat edilmelidir.

Tablo 2 : Geçmiş yıllardaki başarılı uçakların boş ve kalkış ağırlığı değerleri

Yıl	Takım	W _{T/O} (lb)	W _E (lb)	W _{T/O} / W _E
2002-2003	Zephyr	24,35	17,85	1,364145658
	La Sapienza	17,64	11,4	1,547368421
2003-2004	Osu Black	17,8	9	1,977777778
2004-2005	Unstable Mable	11,65	5,65	2,061946903
2007-2008	Boiler Bus	10,46	3,46	3,023121387
	Osu Orange	21,8	6,78	3,215339233
	Fast Back	16,44	7,55	2,177483444
2008-2009	Turbo Encabulator	17,08	8,39	2,035756853
	Osu Black	11,5	5,25	2,19047619
2009-2010	B'euler Up	11,17	4,9	2,279591837
Ortalama		15,989	8,023	2,18730077

Çizelge incelendiğinde boş ağırlık ile toplam kalkış ağırlığı oranı arasında ortalama 2 gibi bir oran görülmektedir. Dolayısıyla 3,2 kg paralı yükü taşıyacak olan bir uçak için ortalama yine 3,2 kg'lık bir ağırlık düşünülmektedir. Emniyet payı da düşünülerek olan uçağımız için maksimum 4 kg kalkış ağırlığı belirlenmiştir.

3.1.2. Geçmiş Yıllarda AIAA DBF Yarışmasında Derece Yapmış Uçak Bilgileri

Tablo 3 : 2017 yılında ALAA DBF yarışmasında derece yapmış uçağın verileri

Aircraft Component	Weight [lb]
M1	
Fuselage	1.95
Wing	4.08
Tail	0.82
Motor	0.96
Propeller	0.13
Flight Batteries	7.61

Tablo 4 : 2018 yılında ALAA DBF yarışmasında derece yapmış uçağın verileri

Component	Weight	
	(lb)	(kg)
Mission 1	0.5	0.23
Fuselage	0.19	0.09
Motor	0.05	0.023
Propeller	0.01	0.0046
Batteries	0.25	0.12

Tablo 5 : 2019 yılında ALAA DBF yarışmasında derece yapmış uçağın verileri

Aircraft Component	Weight	
	(lb)	(kg)
M_1	1.12	0.51
Fuselage	0.21	0.10
Wing	0.12	0.05
Motor	0.15	0.07
Propeller	0.06	0.03
Top Fairing	0.01	0.00
Flight Batteries	0.48	0.22

2017, 2018, 2019 yıllarına ait AIAA DBF yarışmasının sonuçlarına göre kazanmış olan İHA tiplerinin; gövde, kanat, kuyruk, motor, pervane, batarya malzemelerinin ağırlıkları yukarıdaki gibi verilmiştir.[8]

3.1.3. Boş Ağırlık Kesri Tahmini

Boş ağırlık tahmini toplam kalkış ağırlığına bağlı olduğundan dolayı boş ağırlığın kalkış ağırlığına oranı bulunmalıdır. Bu tahmin yapılırken dikkat edilmesi gereken husus tüm uçak tipleri için aynı kalkış ağırlığında oranlar geçerli değildir. Ancak standart olarak kalkış ağırlığı arttıkça boş ağırlık kesri azalacaktır. Bu değer 0,3 ile 0,7 arasında değişir. Deniz uçakları için 0,7 iken askeri bombardıman uçakları için 0,3 değerine yakındır. Değişik tipteki

uçakların değerleri yeterli grafik ve veriler bulunabilir. Fakat bu değerler gerçek uçaklardaki oranları belirttiği için aynı şekilde çalışmayı bizim tasarımımıza benzer uçaklardaki oranları inceleyerek çıkarmamız gerekmektedir. Bir önceki kısımda verilen değerlerden faydalanılarak tasarımımıza ait oranı belirleyebiliriz.

3.1.4. Boş Ağırlık Analizi

$$W_E = W_M + W_B + W_{FS} + W_A + W_W + W_T + W_L + G \quad (2)$$

(2) denklemini dikkate alındığında değerler, $W_M = 118$ gr, $W_B = 980$ gr, $W_{FS} = 280$ gr, $W_A = 300$ gr, $W_W = 1100$ gr, $W_T = 275$ gr, $W_L = 350$ gr olarak hesaplandığında toplamda $W_E = 3404$ gr elde edilir.

Bu tasarımda varsayım yapacak olursak daha önceki tasarımların inceleyip analiz etmemiz gerekiyor. Örnek olarak motor ağırlığı için tahmin yapmadan önce gerekli motor gücünü yaklaşık olarak elde edilmeli ve o gücü verebilecek motorlar piyasada araştırılarak ortalama bir değer belirlenmelidir. Gerekli motor gücünü tahmin etmek için de uçağın sürükleme kuvveti, kalkış hızı, verilen mesafede kalkması için gerekli ivme ve gerekli statik itki değerlerinin tahmini olarak hesaplanması gerekmektedir.

Bu hesaplamalar ilerleyen bölümlerde yapılmıştır. Aynı şekilde gövde, kuyruk ya da kanat gibi unsurların ağırlık tahmini için de uçağın yapı malzemesi olarak hangi malzemenin kullanılacağı kararlaştırıldıktan sonra benzer tasarımlardaki ağırlık değerlerine bakılarak tahmini bir değer belirlenmelidir. Benzer şekilde batarya için de aynı yöntem izlenmelidir.

Tasarıma başlamadan önce paralı yük ağırlığını da belirlediğimiz için kalkış ağırlığı aşağıdaki gibi bulunabilir :

$$W_{T0} = W_E + W_{PL} \quad (3)$$

$W_E = 3404$ gr olarak tespit edilmişti, $W_{PL} = 2200$ gr ön tahminiyle birlikte, $W_{T0} = 5604$ gr tespit edilmiştir.

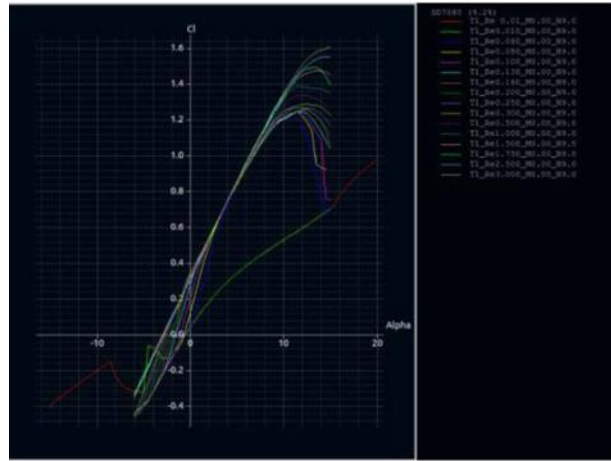
3.2. Kanat Tasarımı

3.2.1. İHA Özellik Seçimi ve Kanat Tasarım İstekleri

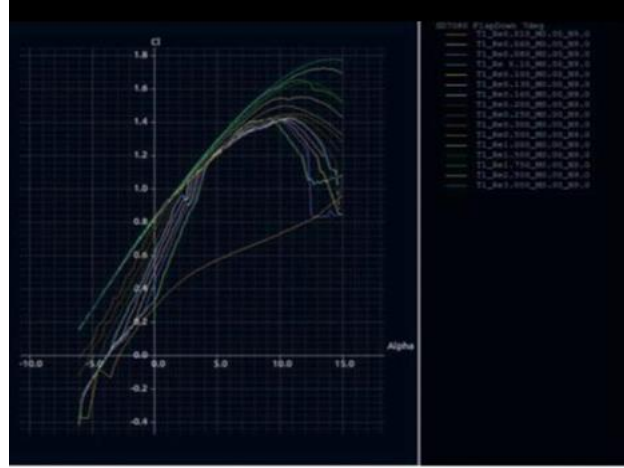
İHA kanat tasarımı, İHA'yı kullanmak istediğimiz alana, koşullara ve duruma göre tasarlanır. Tasarladığımız İHA'daki kanat profilinin maliyet olarak düşük performans olarak en yüksek düzeyde tutulabilmesi için kanat tasarımında önceliğimiz İHA'nın uzun sürede havada kalması, belirli bir hıza ulaşabilmesi ve iniş-kalkış durumlarında gereken görevi yerine getirmesidir. Tasarım bu hususlar göz önünde bulundurularak yapılacaktır. [9]

3.2.2. Kanat Tasarımının Yapılması

Tasarlanan kanadın İHA'ya ne kazandırıp kaybettiğini görmek için bu yeni tasarlanan kanadı bir başka kanat tasarımıyla karşılaştırmamız gerekmektedir. Bu noktada önemli olan hususlardan biri, her iki kanat tasarımı için de kanat profilinin (airfoil) aynı olmasıdır. Bunun amacı airfoil'i belirlenmiş ama tasarımı devam eden kanatların genişliği, açıklık, kanat genişliği, dihedral, flap (Şekil 5), gibi kanat özelliklerinin değiştirilmesiyle İHA'nın uçuş süresi, manevra kabiliyeti, kalkış hızı kabiliyetlerindeki yapılan değişimleri analiz etmektir.



Şekil 5 : SD7080 kanat profilinin Cl_{AOA} eksenlerine göre farklı reynold değerlerinde davranış grafiği



Şekil 6 : SD7080 kanat profilinin, %30 alan +7 derece flap ile Cl_{AOA} eksenlerine göre farklı reynold değerlerinde davranış grafiği

3.2.3. Minimum Kalkış Hızının Belirlenmesi

Minimum kalkış hızının hesaplanmasında İHA'nın kalkış yapacağı toplam ağırlığı (W), kanat yüzey alanı (S) ve maksimum lift katsayısı (Cl_{max}) parametreleri büyük ölçüde etkindir [10]. Kalkış hızı aşağıdaki formül kullanılarak bulunmaktadır. Cl_{max} değeri kanat profilinin alabileceği maksimum cl değerini ifade etmektedir. Kalkış hızı formülü :

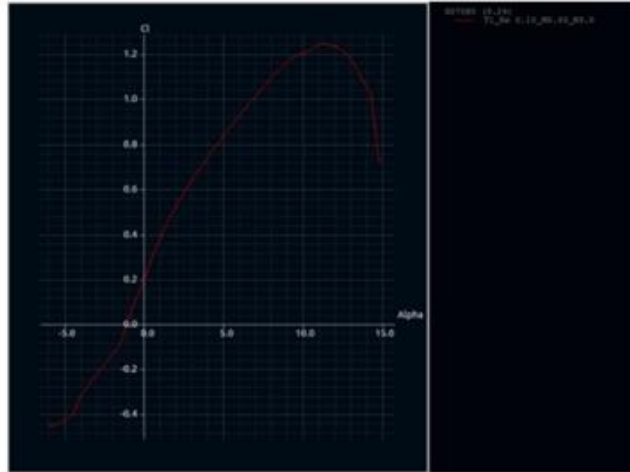
$$V = \sqrt{2W / \rho S C l_{max}} \quad (4)$$

Minimum kalkış hızı formülünde Cl_{max} bulunmaktadır. Kalkış hızının hesaplanmasında kullanılacak olan Cl_{max} değerinin belirlenebilmesi için bir reynold sayısına ihtiyacımız var. Reynold sayısı aşağıdaki formül ile hesaplanmaktadır. Burada reynold sayısının hassas olarak hesaplanabilmesi için akışkanın dinamik viskozitesi, kinematik viskozitesi, akışkanın yoğunluğu ve ortalama hızı gerekmektedir.

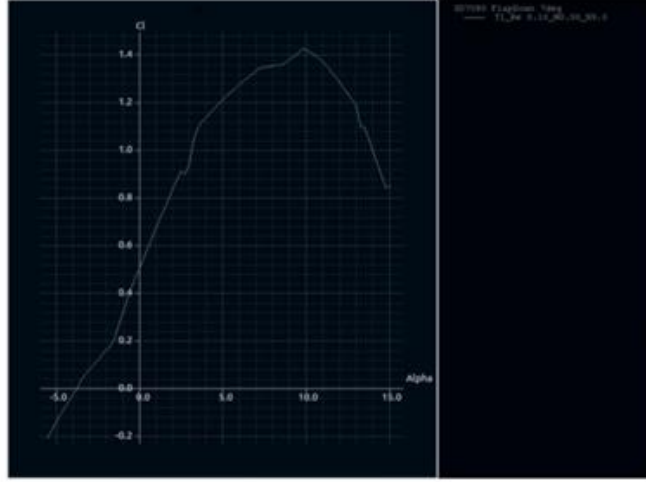
$$Re = \frac{\rho v L}{\mu} = \frac{v L}{\nu} \quad (5)$$

Reynold sayısının hesaplanmasında hız girdimiz uçuş yapılacak olan yerdeki ortalama rüzgâr hızıdır ve 7 m/s olarak seçilmiştir. Bunun nedeni güvenli bir kalkış hızının belirlenmek istenmesidir. İHA'nın anlık hızının uçuş sırasında ölçülmesi ve yine uçuş sırasında İHA

üzerinde bulunan basınç sıcaklık gibi diğer sensörlerden toplanan verilerin kullanılmasıyla reynold sayısı çok daha doğru hesaplanabilir. Hesaplarda kullanılan sıcaklık ve hız değerleri ortalamadır. Burada yapılan kalkış için gerekli Cl_{max} değerlerinin seçilmesinde belirleyici rol oynayacak olan güvenli bir reynold sayısının hesaplanmasıdır. Formüller kullanılarak hesaplar yapıldığında reynold sayısı 95824.78 olarak bulunmaktadır. Bu değer yaklaşık 100000 reynold olarak kabul edilecektir. Elde edilen bu reynold değeri incelenecek olan SD7080 ve SD7080 Flap Down airfoillerine ait Cl_{AOA} eksenli 100000 reynold değeri için çizdirilen grafikleri (Şekil 5 ve Şekil 6) Cl_{max} değerlerinin belirlenmesi maksadıyla yan yana incelenmiştir. Kanat tasarımında flap'lerin kullanıldığı ve kullanılmadığı durumlarda alınan kaldırma kuvvetini karşılaştırabilmek için belirli bir Reynold sayısı seçilmelidir. Bunun yapılma amacı incelenmek istenen kanat profillerinin Cl_{max} değerlerinin değişimini reynold sayısından bağımsız hâle getirmektir. Böylece güvenli bir alanda kalkış için gerekli hızı bulmada kullanılacak olan Cl_{max} değeri belirlenebilecektir. 100000 reynold için tekrar inceleme yapıldığında (Şekil 5 ve Şekil 6) kanat tasarımında flap kullanılmadan önce Cl_{max} değeri 1.242, flap kullanılarak ulaşılan Cl_{max} değeri ise 1.420 olduğu açıkça gözükmektedir.



Şekil 7 : SD7080 kanat profilinin Cl_{AOA} eksenlerine göre 100000 reynold değerlerinde davranış grafiği



Şekil 8 : SD7080 kanat profilinin, %30 alan +7 derece flap ile Cl_{AOA} eksenlerine göre 100000 reynold değerinde davranış grafiği (SD7080 Flap Down airfoili)

3.2.4. Kanat Tasarımının Uçuş Süresine Etkisi

Kanat tasarımının uçuş süresine etkisinin belirlenebilmesi için incelenen İHA'nın motor, pervane, ağırlık, batarya, yüzey sürtünmeleri aynı kabul edilmiştir. Standart olarak alınan kanatta winglet ve flap bulunmamakta, dihedral açısı ise sıfır kabul edilmektedir. Tasarlanan kanatlarda flaplerin eklenmesi kanatlardan alınan lifti arttırmaktadır. Wingletler ise kanatlarda oluşan vortexleri azaltarak doğrudan lifti arttırmayıp oluşan sürtünme kuvvetini azaltmaktadır [11]. Böylece daha iyi bir aerodinamik yapı kazanıp sürtünmeye harcanan lift kazanç olarak geri dönmektedir. Ele alınan İHA'nın kanat tasarımları hariç tüm özelliklerinin (ağırlıkları dâhil) aynı olduğunu varsayıldığında, flap kullanılan kanatlar ile daha düşük hızlarda daha yüksek lift alınabildiği 3.2.1 ve 3.2.2 kısımlarında gösterilmiştir. Bu doğrultuda sürtünme katsayılarını C_d ihmal ettiğimiz durumlar için flap kullanılan İHA'nın kalkış yapıp havada kalmasını sağlayabilecek boyutta lift üretmesi için flap kullanılmayan İHA'ya göre daha yavaş gitmesi yeterli olacaktır. Bu durum, flap kullanılan İHA'nın daha az motor gücü harcayarak uçmasını sağlayacaktır. Böylece İHA'nın batarya kullanım süresi artacaktır.

Fakat bu noktada, bu koşulların sağlanması sürtünme katsayılarının (C_d) ihmal edilmesiyle mümkün olmuştur. Flap kullanılan profilin sürtünme katsayısı, havaya uyguladığı direnç nedeniyle flap kullanılmayan profilden daha yüksek olabilmektedir. Bu durum, kanat tasarımında flap kullanılarak kanat tasarımının uçuş süresine etkisinin incelenmesini zorlaştırdığından, kanatlarda flap kullanılmasının İHA'nın taşıma kapasitesine etkisinin

incelenmesi ve artan taşıma kapasitesinin bir kısmının uçuş süresini uzatacak bataryalar için ayrılması daha uygun görülmüştür. Ancak uçuş süresinin istenilen düzeyde etkili bir şekilde artırılması için sürtünmeden kaybedilen enerjiler hesaplanıp pil ömrüne etkisi göz önüne alınmalıdır.

3.2.5. Taşıma Kapasitesi

İHA ile ne kadar yük taşıyabileceğimizin sınırlarını bulmak için hesaplanacaktır. Taşımanın hesaplanabilmesi için taşıma katsayısına, kanat alanına ve dinamik basınca ihtiyacımız vardır. Bu hesap aşağıdaki formülü ile gösterilmiştir.

$$L = q_{\infty} S C_l \quad (6)$$

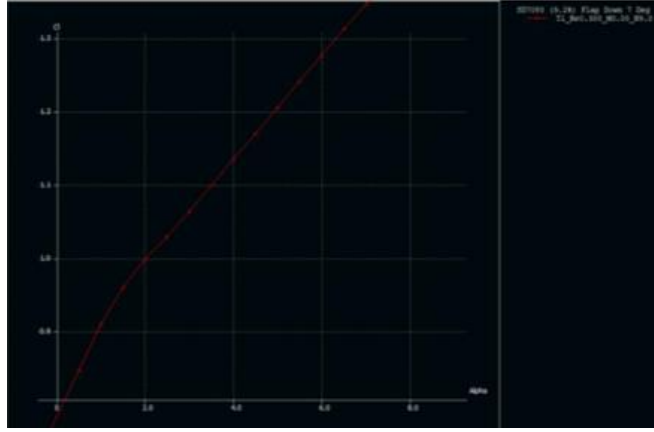
Burada dinamik basıncın q_{∞} elde edilmesi için hava yoğunluğu ρ ve uçuş hızı gerekmektedir. Dinamik basıncı 2 formülü ile hesaplayabiliriz

$$q_{\infty} = \frac{1}{2} \rho_{\infty} V_{\infty}^2 \quad (7)$$

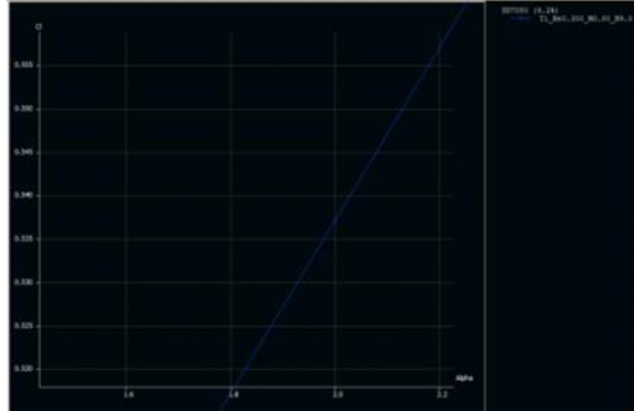
Bu denklemlerini düzenlersek İHA için taşımayı 5 denklemiyle hesaplayabiliriz. Lift'in birimi Newton olarak çıkmaktadır, bu hesaplamaların sonunda sonuçların daha iyi algılanabilmesi için kg cinsine dönüştürülecektir.

$$L = \frac{1}{2} \rho_{\infty} V_{\infty}^2 S C_l \quad (8)$$

Flap döndürüldüğünde taşımadaki artış, kamburluktaki etkin artıştan ve hücum açısındaki hayali artıştan kaynaklanmaktadır (4). Yani flaplerin kullanılmasıyla artan C_{lmax} katsayısı daha fazla yük taşınabilmesine olanak sağlamaktadır. İHA'nın taşıma kapasitesinin tespitinde belirli bir hız yani reynold sayısı ve bu reynold sayısında kanatların İHA'ya takıldığı hücum açısına göre airfoilin verdiği C_l katsayısı kullanılacaktır. Hücum açısı 2 derece, uçuş sırasında İHA'nın hızı 22 m/s buradan da incelenecek reynold sayısı yaklaşık 300 000 reynold olarak alınmıştır (Şekil 9)



Şekil 9 : SD7080 kanat profilinin Cl_{AOA} eksenlerine göre 300000 reynold değerlerinde davranış grafiği



Şekil 10 : SD7080 kanat profilinin, %30 alan +7 derece flap ile Cl_{AOA} eksenlerine göre 300000 reynold değerinde davranış grafiği

Şekil 9'da görüldüğü üzere SD7080 kanat profilinin 300000 reynold da 2^0 hücum açısında Cl katsayısı yaklaşık 0.536 ve SD708 Flap Down kanat profilinin Cl katsayısı ise 0.998'dir. Bu değerleri kullanarak daha öncede bahsedildiği üzere kanat profilleri hariç tüm özellikleri aynı olan iki İHA'nın 22 m/s hızda taşıyabilecekleri ağırlıkları hesaplırsak SD7080 profili için taşıma kapasitesini 5.83 kg olarak ve SD7080 Flap Down profili için taşıma

kapasitesini 10.86 kg olarak bulunmuştur. Sonuçlar incelendiğinde flap kullanımının İHA'nın verilen hızlarda taşıma kapasitesini yaklaşık iki katına çıkarttığı görülmektedir. Fowler flap, slat ve yüzey üzerindeki yarıkların kullanılmasıyla (slot) alınan lift 3 kata kadar veya daha fazla arttırılabilmektedir. [10]

3.2.6. Kanat Tasarımına Bağlı Olarak Manevra Kabiliyetinin Araştırılması

Kanat tasarımında dihedral, kanatçık, flap ve aileronların yüzde genişlik değerleri ve yapabildikleri açılar İHA'nın manevra kabiliyetine etki etmektedir [11].

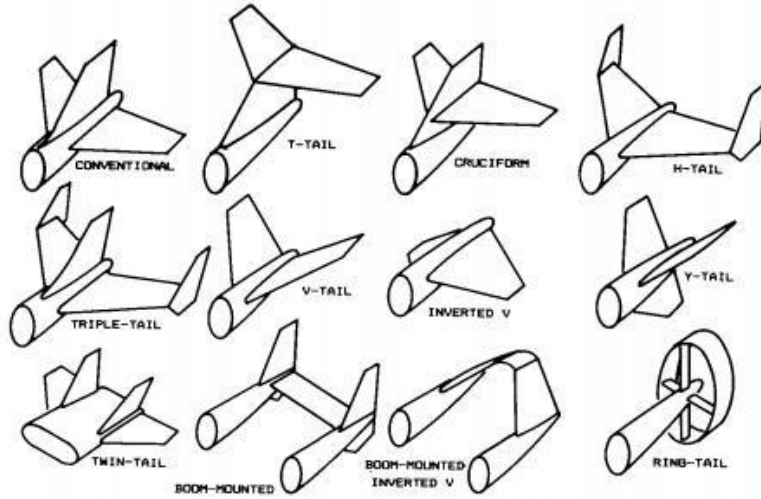
Kanatların konumu manevra kabiliyeti için önemli bir faktördür. Kanat ağırlıklarının azaltılmasıyla birlikte İHA'nın ağırlık merkezine uygun olarak gövde kısmına yerleştirilmesiyle İHA'da manevra kabiliyetinin artacağı öngörülmektedir.

3.3. Kuyruk Tasarımı

Hava araçlarında kuyruklar yönlendirme ve dengeleme amacıyla kullanılır. Genel olarak kuyruğu iki ana bölüm altında inceleyebiliriz. Bunlar yatay ve dikey kuyruktur. Yönlendirme amaçlı olarak incelendiğinde dikey kuyruk dönüş sağlarken, yatay kuyruk yükselme alçalma sağlamaktadır.[7]

3.3.1. Kuyruk Tipi Seçimi

Uçaklarda bu iki kuyruğun yerleşimine göre ana kuyruk tipleri vardır ve çeşitli isimler almaktadırlar.[1]



Şekil 11 : Kuyruk tipleri

Bu kuyruk tiplerinden konvansiyonel, T kuyruk, V kuyruk sıklıkla kullanılmaktadır. Kuyruk tiplerinin her birinin birbirlerine göre avantajları ve dezavantajları vardır. Bu avantajlar ve dezavantajlar gövdeden kuyruğa gelen havanın kuyruktaki davranışına göre değişmektedir.

Bir T kuyruğu bir kuyruk konfigürasyonu olan yatay kuyruk üstüne monte edilir. Görünüş olarak büyük T harfine benzediğinden T-kuyruk olarak adlandırılır. Kuyruk düzleminin kanadın tabanındaki gövdeye monte edildiği standart konfigürasyondan farklıdır.[12]

Tasarımızda T kuyruk profili kullanılacaktır, T kuyruğunun avantajları ve dezavantajları aşağıda verilmiştir.

3.3.2. T- Kuyruk Avantajları

Arka plan, kanat ve gövdenin arkasındaki rahatsız hava akışından oldukça uzakta tutularak asansörler üzerinde daha yumuşak ve daha hızlı hava akışı sağlanır. Bu konfigürasyon daha öngörülebilir tasarım özellikleri ve daha iyi perde kontrolü sağlayabilir. Duyarlı eğim kontrolü, inişte etkili dönüşü izin vermek için düşük hızda uçan uçaklar için çok önemlidir. Bu konfigürasyon aynı zamanda yüksek performanslı aerodinamik ve mükemmel bir süzülme oranına izin verir. Bir T-kuyruğu, daha etkili bir en-boy oranına (daha iyi kaldırma eğimi), haç biçimli bir kuyruktan daha az etkileşim direncine ve daha verimli bir dikey kuyruğa sahiptir; yatay kuyruk plakası, 'uç plakası sayesinde yüzgecin en boy oranını etkili bir şekilde artırır Etkisi, türbülansı azaltır ve dolayısıyla kanadın indüklenen sürüklenmesini azaltır . Dümen ayrıca azalan indüklenmiş sürtünme nedeniyle daha etkili olacaktır. Bu nedenle, T-kuyruk konfigürasyonu özellikle yüksek performansın gerekli olduğu tasarımlarda yaygın olarak kullanılır. [12]

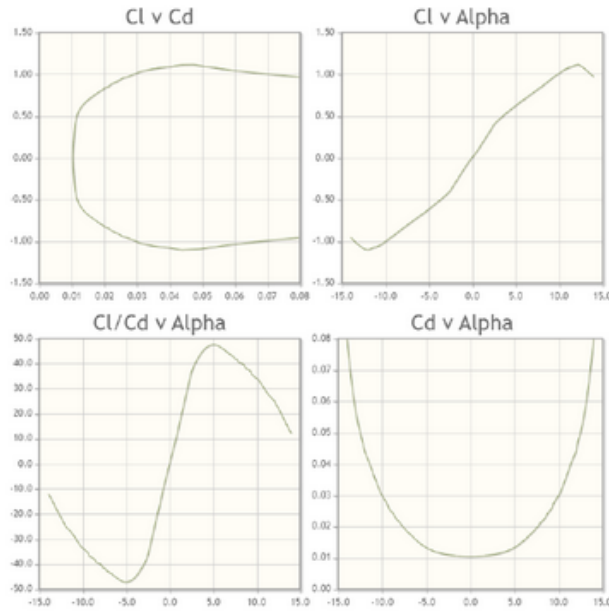
3.3.3. T- Kuyruk Dezavantajları

Uçak, yüksek hücum açılarında duran bir kanadın kuyruk düzlemi ve asansörler üzerindeki hava akışını engelleyebileceği ve böylece eğim kontrolünün kaybına yol açabileceği tehlikeli bir hız kaybedip düşme durumuna maruz kalabilir. Dikey stabilizatör, arka düzlem tarafından üretilen kuvvetleri desteklemek için önemli ölçüde daha güçlü ve daha sert (ve dolayısıyla daha ağır) yapılmalıdır. T-kuyruk konfigürasyonu bakım sorunlarına neden olabilir. Asansörlere giden kontrol hareketleri daha karmaşıktır ve asansör yüzeylerinin

en küçük uçaklar dışında tümü için yerden gelişigüzel bir şekilde incelenmesi çok daha zordur.[12]

3.3.4. Kuyruk Profil Seçim

Yönlendirme sırasında düşük hızlarda çalışan kuyruklarda genellikle orta kalınlıkta kuyruk profilleri tercih edilir [13]. Mini SİHA için sürüklenme kuvvetinin az olması ve istenen yönlendirmenin sağlanabilmesi için NACA0012 profil seçilmiştir.[14]



Şekil 12 : NACA 0012 için aerodinamik katsayılar eğrileri

3.3.5. Kuyruk Alanı

Gerekli yüzey alanı kuyruk hacim oranıyla bulunmaktadır. Tek motorlu İHA için tablodan yatay kuyruk hacim oranı (CHT) ve dikey kuyruk hacim oranı (CVT) değerleri kabul edilir.[7] Aşağıda söz konusu durumun tablosu belirtilmiştir.

Tablo 6 : (a) Yatay kuyruk hacim oranı; (b) Dikey kuyruk hacim oranı

Aircraft Type	Raymer	Roskam	Torenbeek	Howe	Schauflele	Jenkinson	Nicolai
Sailplane	0.500			0.500			
Civil props							
Homebuilts	0.500	0.467					
Personal					0.48-0.92		
GA ¹ , Single engine	0.700	0.667		0.650			
GA ¹ , Twin engine	0.800	0.786		0.850			
Commuter					0.45-1.07		
Regional Turboprop	0.900	1.075	1.006	1.000	0.83-1.47		
Jet							
Business Jets		0.721	0.691	0.700	0.51-0.99		
Jet transport	1.000	1.010	0.904	1.200	0.54-1.48	0.875	
Supersonic							
Cruise Airplanes		0.535					
Military							
Jet Trainer	0.700	0.639		0.650			
Jet Fighter	0.400	0.382			0.20-0.75	0.307	
Military Transport	1.000	0.891	0.850	0.650			
Special Purpose							
Agricultural	0.500	0.526					
Flying Boat	0.700	0.641					

¹ GA stands for General Aviation

(a)

(b)

3.3.6. Kuyruk Tasarım Değerleri

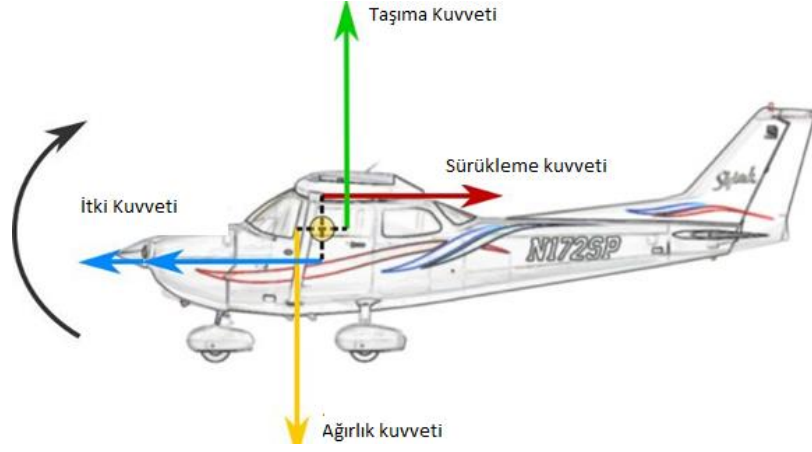
Kuyruk tipi ve profili seçimi tamamlandıktan sonra kuyruğun tasarımı yapılmalıdır. Kuyruk uçağın ağırlık merkezi etrafında moment oluşturur. Buradan da anlaşılacağı gibi kuyruk, kanat tarafından oluşturulan taşıma kuvvetiyle ilişkilidir. İHA için kuyruk tasarım değerleri;

- T kuyruk seçilmiştir.
- NACA0012 profil kullanılmıştır.
- Kanat boyu 400 mm'dir.
- Kök veter 150 mm, uç veter 70 mm'dir. (Sivrilme oranı 0,45 alınmıştır.)

3.4. Aerodinamik Analiz

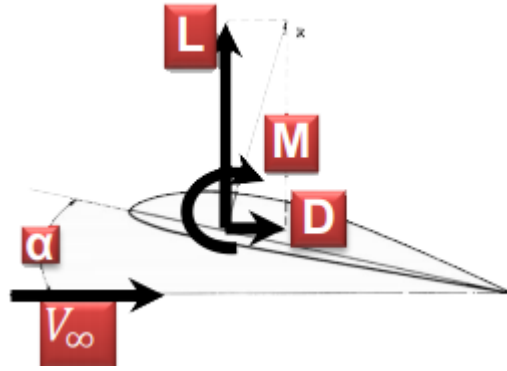
3.4.1 Uçağa Etkiyen Kuvvetler

Seyir uçuşu durumunda hava aracına etkiyen kuvvetler aşağıdaki şekilde belirtilmiştir.

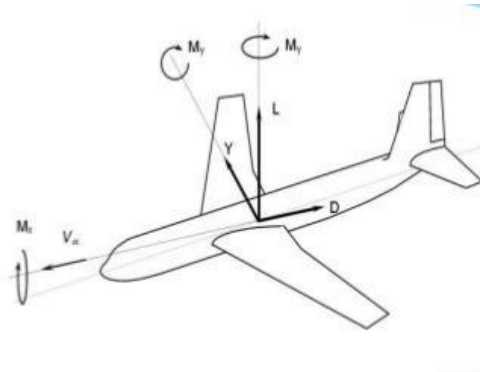


Şekil 13 : Hava aracına etkiyen kuvvetler [15]

3.4.2. Aerodinamik Kuvvet ve Momentler



Şekil 14 : Aerodinamik kuvvet ve momentler



Şekil 15 : Aerodinamik kuvvet ve momentler

Aşağıda taşıma kuvveti, sürüklenme kuvveti ve moment denklemleri belirtilmiştir.

$$L = \frac{1}{2} \rho_{\infty} V_{\infty}^2 S C_L \quad (9)$$

$$D = \frac{1}{2} \rho_{\infty} V_{\infty}^2 S C_D \quad (10)$$

$$M = \frac{1}{2} \rho_{\infty} V_{\infty}^2 S c C_M \quad (11)$$

3.4.3. Aerodinamik Kuvvet ve Moment Katsayıları

Aşağıda sırasıyla taşıma katsayısı, sürüklenme katsayısı, moment katsayısı ve dinamik basınç denklemleri belirtilmiştir.

Profil için söz konusu denklemler ;

$$c_l = \frac{L'}{q_{\infty} c} \quad (12)$$

$$c_d = \frac{D'}{q_{\infty} c} \quad (13)$$

$$c_m = \frac{M'}{q_{\infty} c^2} \quad (14)$$

$$q_{\infty} = \frac{1}{2} \rho_{\infty} V_{\infty}^2 \quad (15)$$

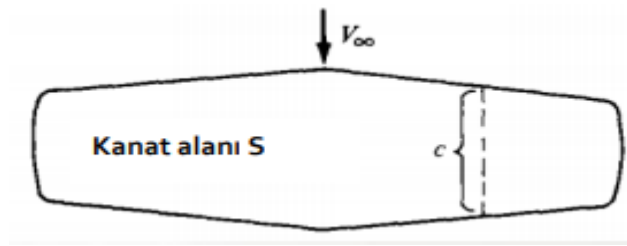
Kanat (ya da hava aracı) için söz konusu denklemler :

$$C_L = \frac{L}{q_{\infty} S} \quad (16)$$

$$C_D = \frac{D}{q_\infty S} \quad (17)$$

$$C_M = \frac{M}{q_\infty S c} \quad (18)$$

ve deniz seviyesi standart koşullarda : $p_\infty = 1.225 \text{ kg/m}^3$ olarak kabul edilmiştir.

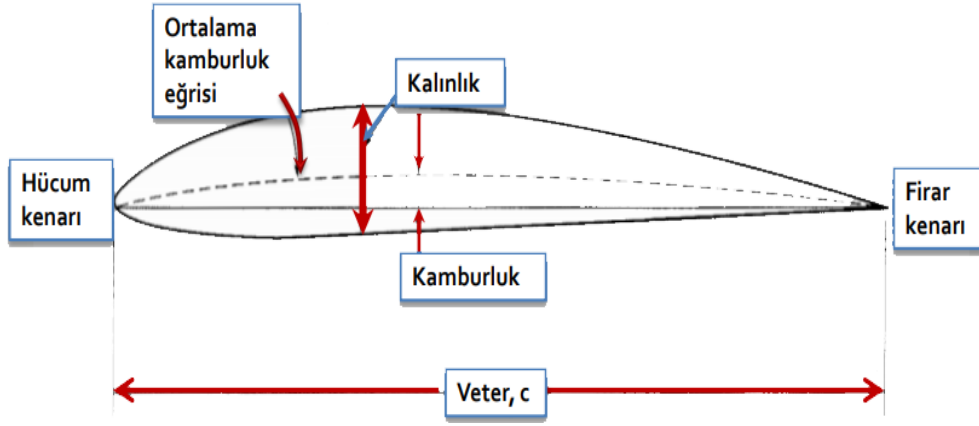


Şekil 16 : Kanat alanı şematik gösterimi

Aerodinamik katsayılar hücum açısına, geometriye (profil geometrisi, kanat geometrisi, uçak konfigürasyonu, ıslak alan, vs.), Reynolds sayısına ve Mach sayısına bağlıdır.

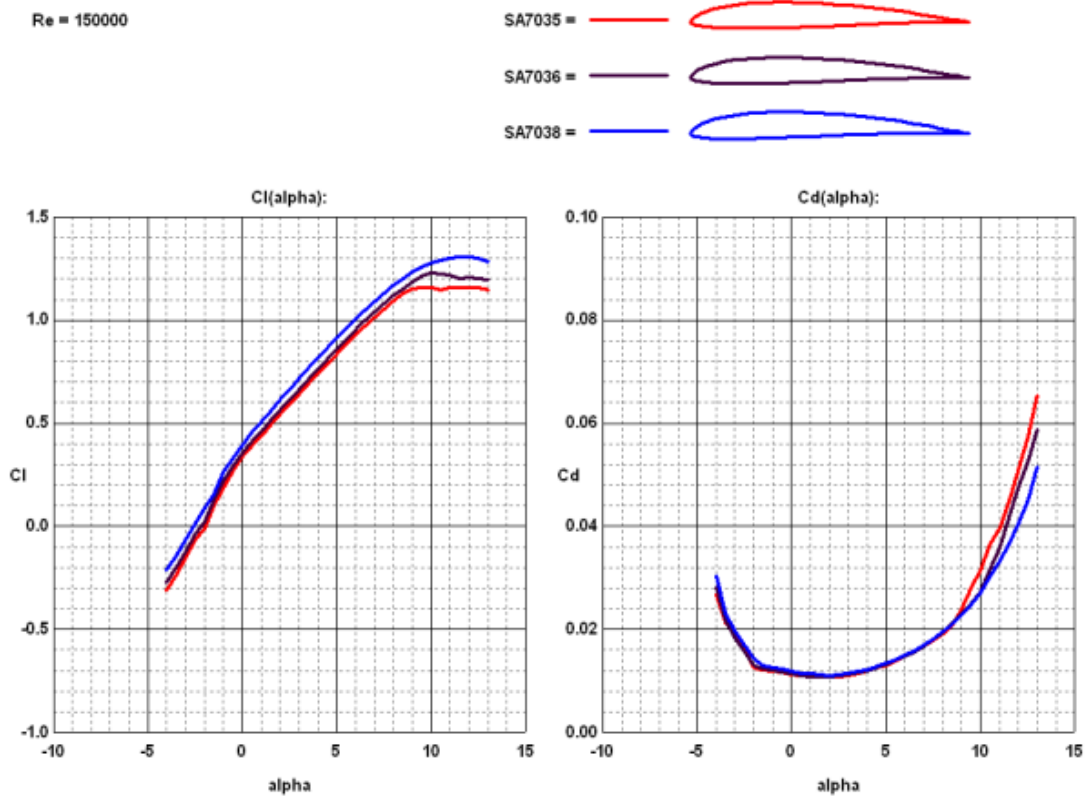
Kanat profili için taşıma ve sürüklenme katsayıları deneysel olarak elde edilir ya da profil seçimi sırasında yaklaşık tahmin yapan yazılımlar kullanılabilir. [16]

Tipik bir düşük hız profili için taşıma ve sürüklenme katsayıları aşağıdaki şekilde verilmiştir:



Şekil 17 : Tipik bir hız profili için taşıma sürüklenme katsayıları

3.4.4 Profil Geometrik Özellikleri

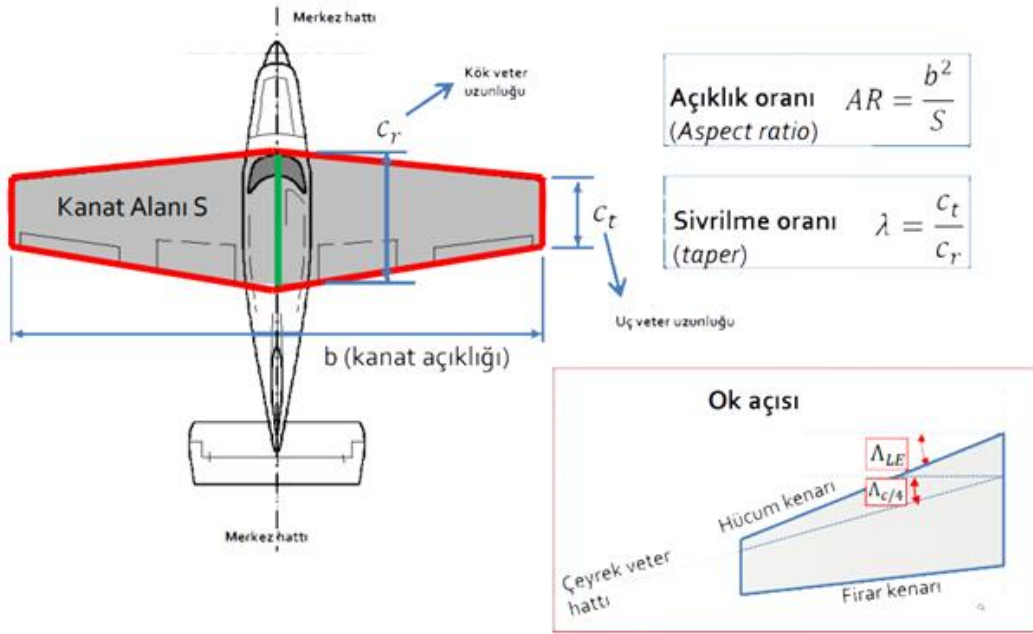


Şekil 18 : Bir kanat profili görünüşü

Yukarıdaki şemada belirtilen uzunluk ve parametreler için aşağıda açıklamalar belirtilmiştir.

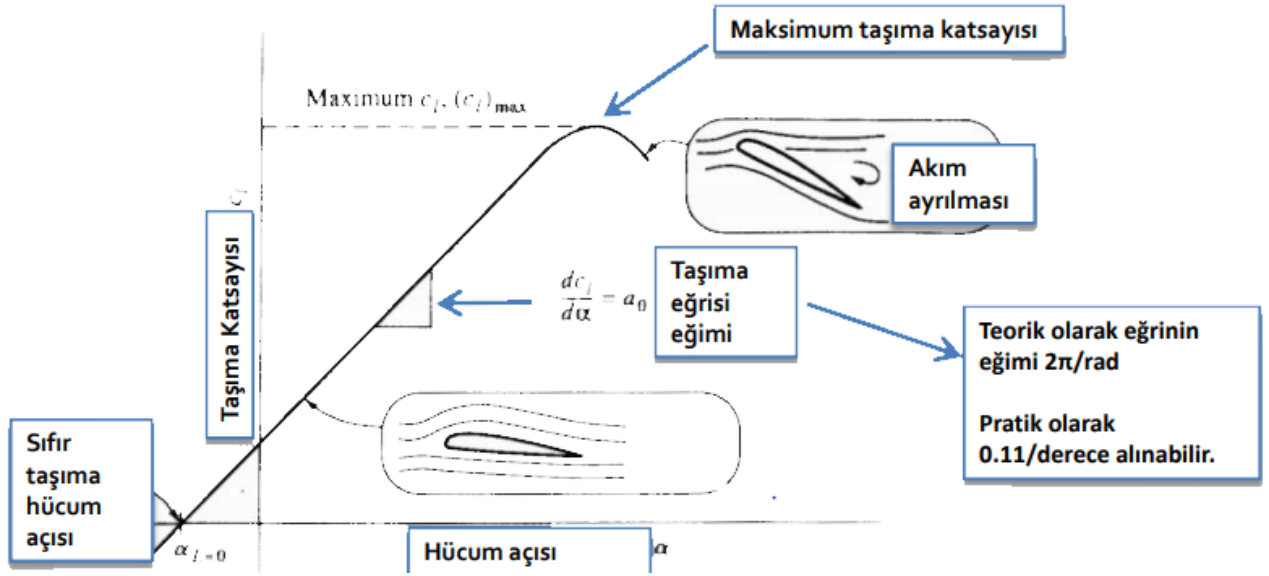
- Veter hattı: Hücüm kenarı ile firar kenarını birleştiren doğru.
- Ortalama kamburluk eğrisi: Profil üst ve alt yüzeyleri arasındaki uzaklıkların orta noktalarını birleştiren eğri.
- Kamburluk: Profil veteri ile kamburluk eğrisi arasındaki maksimum mesafe (veter) dik ölçülür).
- Kalınlık: Profil üst ve alt noktaları arasında vetere dik olarak ölçülen mesafe.

3.4.5 Referans Kanat Geometrik Özellikleri



Şekil 19 : Kanat geometrik özellikleri ve oranları gösterimi

3.4.6 Profil Taşıma Katsayısının Hücüm Açısı İle Değişimi



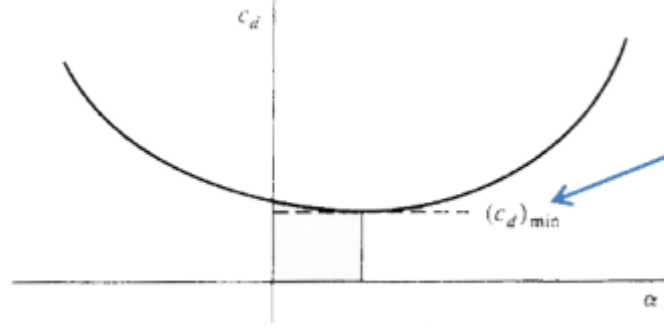
Şekil 20 : Tipik kamburluğa sahip bir profil için c_l - α grafiği

Aşağıda sırasıyla profil taşıma katsayısı ve teorik olarak taşıma katsayısı denklemleri sırasıyla belirtilmiştir.

$$c_l = a_0 (a - a_{L=0}) \quad (19)$$

$$a_0 = 2\pi/\text{rad} \quad (20)$$

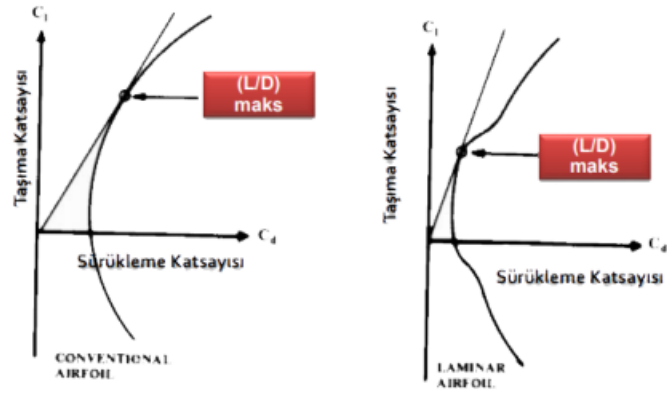
Taşıma katsayısı, maksimum değerine ulaşıncaya kadar hücüm açısı ile lineer değişir. Lineer kısımda teorik eğim $2\pi/\text{rad}$ (yaklaşık olarak $0.11/\text{derece}$ değerindedir.)



Şekil 21 : Tipik bir profil için C_d - α grafiği

Profil sürüklenme katsayısı için analitik bir ifade yok. Deney verisi ya da başlangıç tasarım sırasında bir yazılım kullanılabilir.

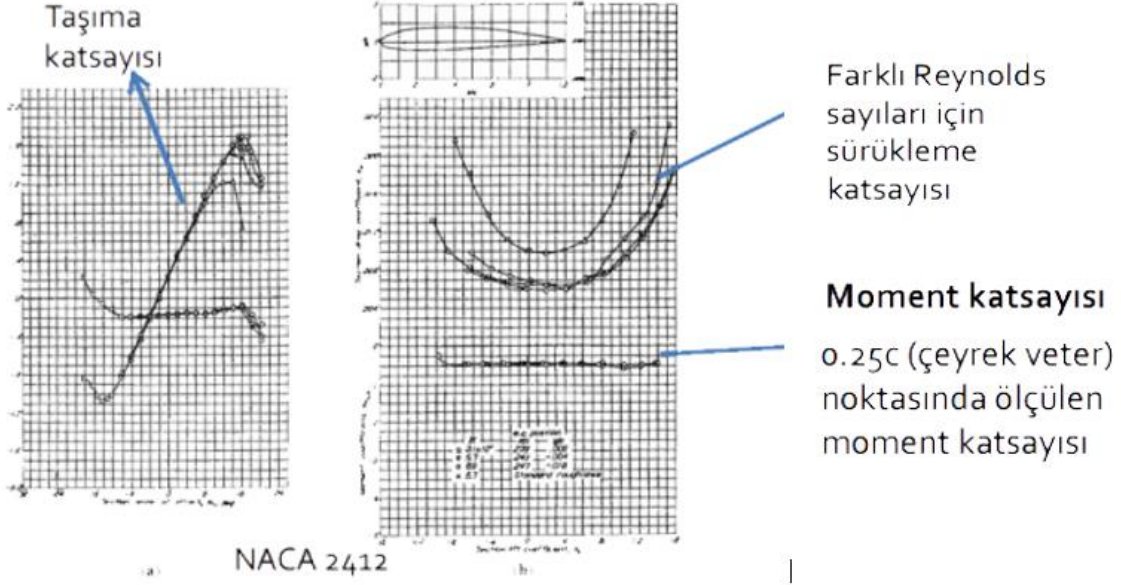
3.4.7 Profil Seçimi – Aerodinamik Verim



Şekil 22 : L/D oranını değişimi

Profil seçiminde dikkate alınacak ilk parametre tasarım taşıma katsayısıdır. Tasarım taşıma katsayısı profilin aerodinamik veriminin maksimum olduğu hale (L/D) maksimum denk gelecek şekilde seçilmelidir. (Örneğin pervaneli bir uçak için seyir uçuşu menzilini maksimize etmek için (L/D) maksimum değeri dikkate alınacak ilk parametre olabilir.

3.4.8 Profil Moment Katsayılarının Hücüm Açısı İle Değişimi



Şekil 23 : Naca 2412 profilinin taşıma ve moment katsayısının Re sayısı ile değişimi

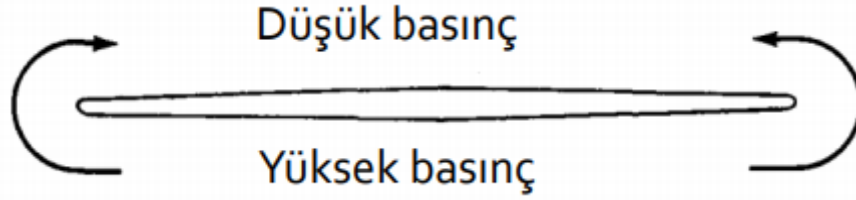
Çeyrek veter (c/4) noktasında moment katsayısı hücüm açısı ile uzun bir aralıkta sabit kalır. Düşük ses-altı profiller için tipik bir davranıştır. Çeyrek veter noktası aynı zamanda aerodinamik merkezdir.

3.4.9 Profil Seçiminde Uçuş Şartlarına Uygun Verilerin Kullanımı

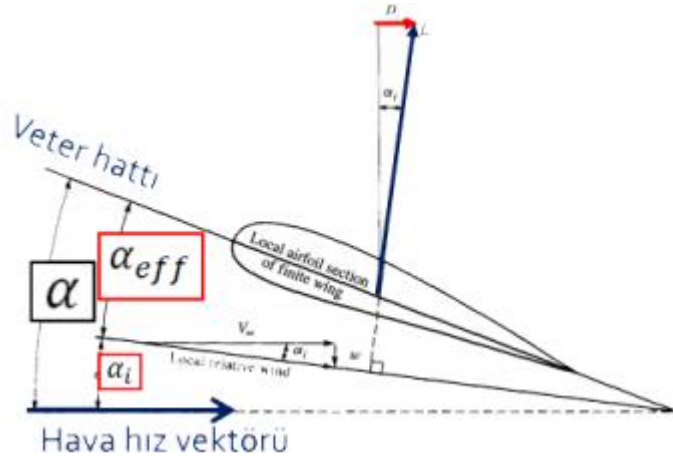
Taşıma ve sürüklenme katsayıları sadece hücüm açısı ve profil geometrisine değil aynı zamanda Reynolds sayısı (Re) ve Mach sayısına da bağlıdır. İHA'lar gibi küçük ölçekli hava araçlarında Reynolds sayısı, profil taşıma ve sürüklenme katsayılarını çok ciddi ölçüde etkiler. Bu nedenle profil dataları uygun Reynolds sayısı değerlerinde incelenmelidir.

$$Re = \frac{\rho_{\infty} V_{\infty} c}{\mu_{\infty}} \quad (21)$$

3.4.10 Kanat Aerodinamiği



Şekil 24 : Kanat önden görünüşü






Şekil 25 : Kanat Profil görünüşü

Kanat sürüklenmesi denklemi aşağıda belirtilmiştir.

$$C_D = c_d + C_{D,i} \quad (22)$$

3.4.11 Kanat İçin Toplam Sürüklenme Kuvveti

İndüklenmiş sürüklenme ise kanat geometrisine bağlıdır.

Planform şekli:	Eliptik	dikdörtgen	trapez (sivrilmeli)
			
Açıklık oranı	Sivrilme oranı	Ok açısı	
$AR = \frac{b^2}{S}$	$\lambda = \frac{c_t}{c_r}$	Λ_{LE} $\Lambda_{C/A}$	

Şekil 26 : Planforma göre açıklık oranı, sivrilme oranı ve ok açısı

Eliptik taşıma dağılımında taşıma kaynaklı sürüklenme minimumdur. Aynı açıklık oranı ve profil sürüklenmesi için, diğer bütün kanat şekillerinde daha fazla indüklenmiş sürüklenme ortaya çıkar.

Trapez platformlu bir kanat için taşıma kaynaklı sürüklenme, aynı profil sürüklenmesi ve açıklık oranında, eliptik taşıma dağılımına göre her zaman daha fazladır. Açıklık oranı AR arttıkça taşıma kaynaklı sürüklenme azalır.

3.4.12 Kanat Taşıma Katsayısı

Profil için taşıma eğrisi ve kanat için taşıma eğrisi eğimi denklemleri aşağıda belirtilmiştir.

$$a_0 \equiv d_{c_l} / d\alpha \quad (23)$$

$$a \equiv d_{c_L} / d\alpha \quad (24)$$

Profilin efektif hücum açısı geometrik hücum açısından daha düşük olduğundan kanat taşıma eğrisi eğimi düşer. Yani kanat aynı hücum açısında profile göre daha küçük bir taşıma katsayısına sahiptir.

4. ÇEVRESEL ETKİ DEĞERLENDİRMESİ

Yapılan tasarımda kullanılan çalışma sistemi sayesinde insansız hava aracı daha sessiz olacağından, çevreye gürültü etkisi az olacaktır. İnsansız hava aracı insan operatör tarafından uzaktan kontrol edileceğinden; yorgunluk gibi insani durumlarda, kolaylıkla müdahale edilebilmektedir. Tasarımda dikey iniş ve kalkış özelliği göz önünde bulundurulduğundan, boş bir alana iniş ve kalkış gerçekleştirilmektedir. Bu sayede risk durumu oldukça azalmaktadır.

5. MALİYET HESABI

Tablo 7 : Maliyet hesabı tablosu

MALZEME	ÖLÇÜLER(mm)	MİKTAR	FİYAT (LİRA)
Köpük	50 x 70	2	70
Motor	28 x 22	1	200
Motor Yatağı	52 x 90	1	19,32
Servo	23 x 122 x 27	4	84,33
Y tipi uzatma kablosu	250	1	7
ESC	-	1	62,88
Li-Po pil	57 x 30 x 10	1	149
Tekerlek	50 x 11	3	45
Uzatma kablosu	420	2	26
Uzatma kablosu	250	2	20.50
Pervane	8 x 6	2	30
Çelik tel	300	1	30
Alıcı - Verici kumanda seti	180 x 220 x 70	1	550
Karbon Çubuk	1000 (dış çap:5)	1	73

6. SONUÇLAR

Bu çalışmada sabit kanatlı bir mini insansız hava aracı konsept tasarımı ve analizleri; kanat, kuyruk, gövde ve motor incelenerek yapılmıştır. Literatürde bulunan ve önerilen değerlere dikkat edilmiş ve bu değerler analizler ile desteklenmiştir. Sivil Havacılık Genel Müdürlüğü (SHGM) talimatları gereği projemizde yapılmak istenen insansız hava aracı, İHA0 kategorisinde yer alması amaçlanmıştır. Bu amaçtan yola çıkarak tasarladığımız insansız hava aracı 3404 gr ağırlığındadır.

Mühendislik hesapları ve analizleri yapılırken dayanıklılığın yüksek, maliyetin az olması göz önüne bulundurulmuştur. Kanat tasarım ve analizi yapılırken belirli kabuller yapılarak başlanmıştır. Bu kabuller daha sonra değiştirilerek tekrar optimizasyonu sağlanmıştır.

Kuyruk tasarımı ve analizi yapılırken, kanat tasarım ve analizinin gerekliliği anlaşılmıştır. Kuyruk tasarımı için literatürde bahsedilen önemli tasarım gereksinimleri incelenerek tasarım yapılmıştır.

Aerodinamik hesaplamalar ve analiz yapılırken; hava aracına etki eden kuvvetler ve momentler göz önünde bulundurulmuştur. Bu doğrultuda insansız hava aracının; kanat, kuyruk ve gövde kısımları için aerodinamik analizler yapılmıştır. Bu analizler sonucunda sürüklenme kuvvetinin minimuma indirilmesi için konvansiyonel kanat, konvansiyonel gövde ve T kuyruk kullanılmıştır.

Prototip yapım aşamasında yürütülen çalışmalar sonucunda; kanat ve kuyruk geometrisinin dengeli olmasına, uçak ağırlığının istenilen seviyede olmasına ve bağlantı elemanlarının kullanımına ayrıca dikkat edilmesi gerektiği sonucuna varılmıştır.

Prototip test sürüşleri neticesinde İHA'yı kullanacak olan kişinin, bu konuda başarılı ve kabiliyetli olması gerektiği sonucuna varılmıştır.

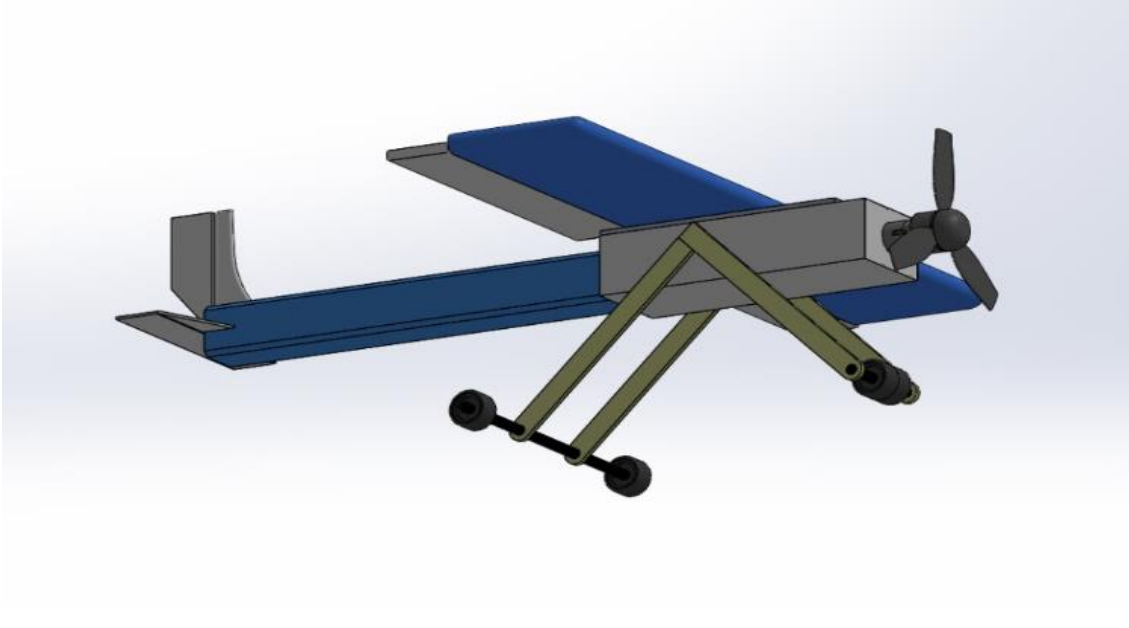
Tasarım ve prototip yapılırken, çalışmaların zaman aldığı sonucuna varıldığı için koordineli ve iş birliği içerisinde çalışılmalıdır.

7. KAYNAKLAR

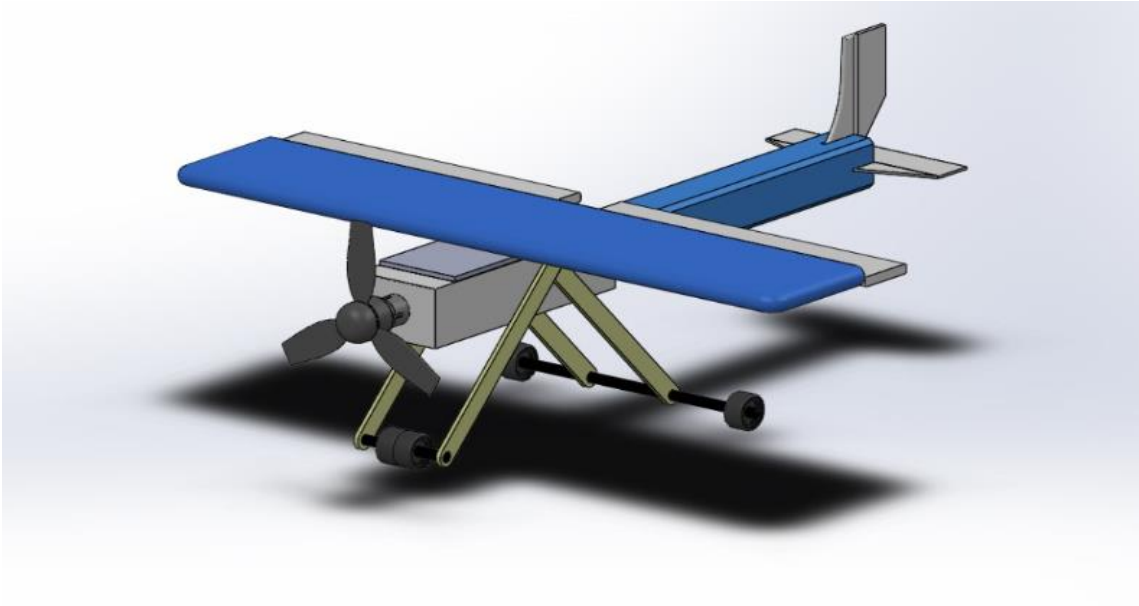
1. Sakarya Üniversitesi Mühendislik Bilim ve Teknoloji Dergisi, c.5, s.4, sayfa sayısı. 511-535, 2017 Selçuk University. J. Eng. Sci. Tech., v.5, n.4, pp. 511-535, 2017 ISSN: 2147-9364 (Elektronik) DOI: 10.15317/Scitech, 2017
2. Jane's Book of Remotely Piloted Vehicles - Taylor, A. J. P
3. Sabit Kanatlı İnsansız Hava Araçlarında (İHA) Kanat Tasarımının Uçuş Süresi, Manevra Kabiliyeti, Kalkış Hızı (Vstall) Üzerine Etkilerinin Araştırılması
4. The BOEING COMPANY ,ILLINOIS , Kevin Reed LutkeAaron, Jonathan Kutzmann
5. Sivil Havacılık Genel Müdürlüğü (SHGM) / İnsansız Hava Aracı SİSTEMLERİNİN Tescil, Operasyon, Seyrüsefer, Bakım ve Uçuşa Elverişlilik Usul ve Esaslarına İlişkin Talimat-Taslak / Madde-5, Madde-7
6. Chris Cole, Mary Dobbing, Any Hailwood, "Convenient Killing: Armed Drones and the Play Station Mentality", Report, p.14, September 2010
7. Aircraft Design : A Conceptual Approach Fourth Edition. AIAA Education Series, RAYMER, D, USA, 2006
8. Polytechnic State University, San Luis Obispo 2013-2014 AIAA Design/Build/Fly Report, CAL POLY, California
9. The Aerodynamic Analysis Of High Lift Devices, International Conferance of Scientific Paper Afases, Prisacariu, V. ve Luchian, A., Brasov, 2014
10. Introduction to FLIGHT, Anderson, J. D, 2016
11. Boeing İnsansız Hava Aracı Tasarım Eğitim ve Yarışması, Boeing-İTÜ-Lecture-note.pdf, 323 s, Boeing, 2016
12. T-tail -Wikipedia
13. "Uçuşun Esasları – Kanatlar, Kuyruk Yüzeyleri". A. Yükselen
14. Airfoilstools – NACA 0012
15. Technopat – İnsansız Hava Araçları
16. TÜBİTAK Uluslararası İnsansız Hava Araçları Yarışması Sabit Kanatlı İHA Aerodinamik VE Uçuş Mekaniği
17. Aircraft Design: A Conceptual Approach (Aiaa Education Series), Daniel P. Raymer Fundamentals of Aerodynamics 5th Edition, John D. Anderson Jr

8. EKLER

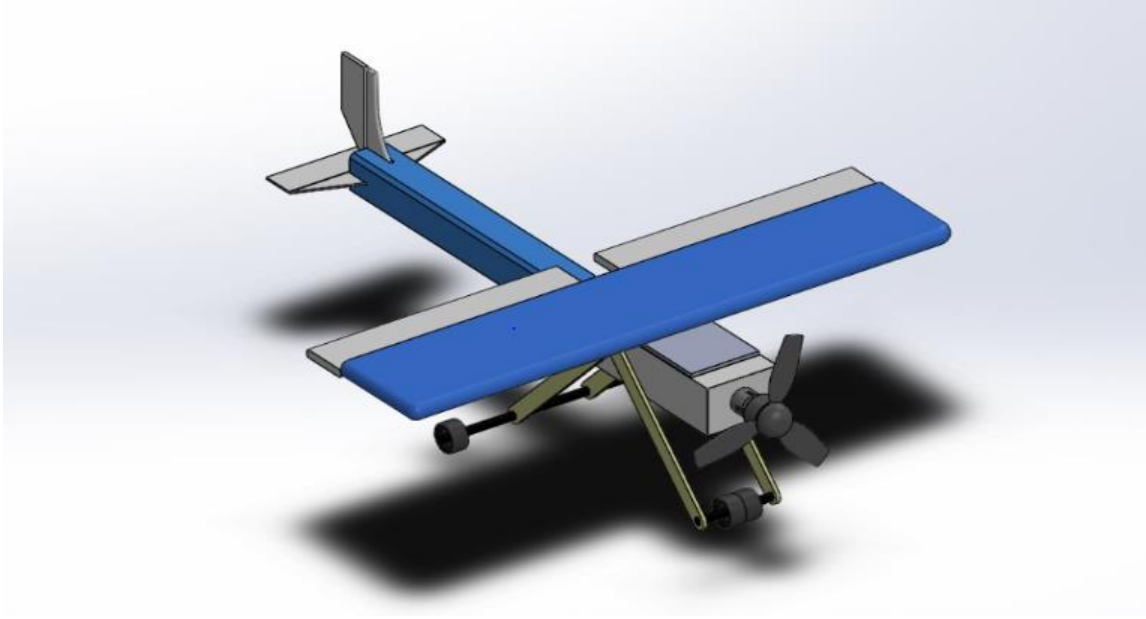
8.1 Tasarıma Ait 3 Boyutlu Çizimler



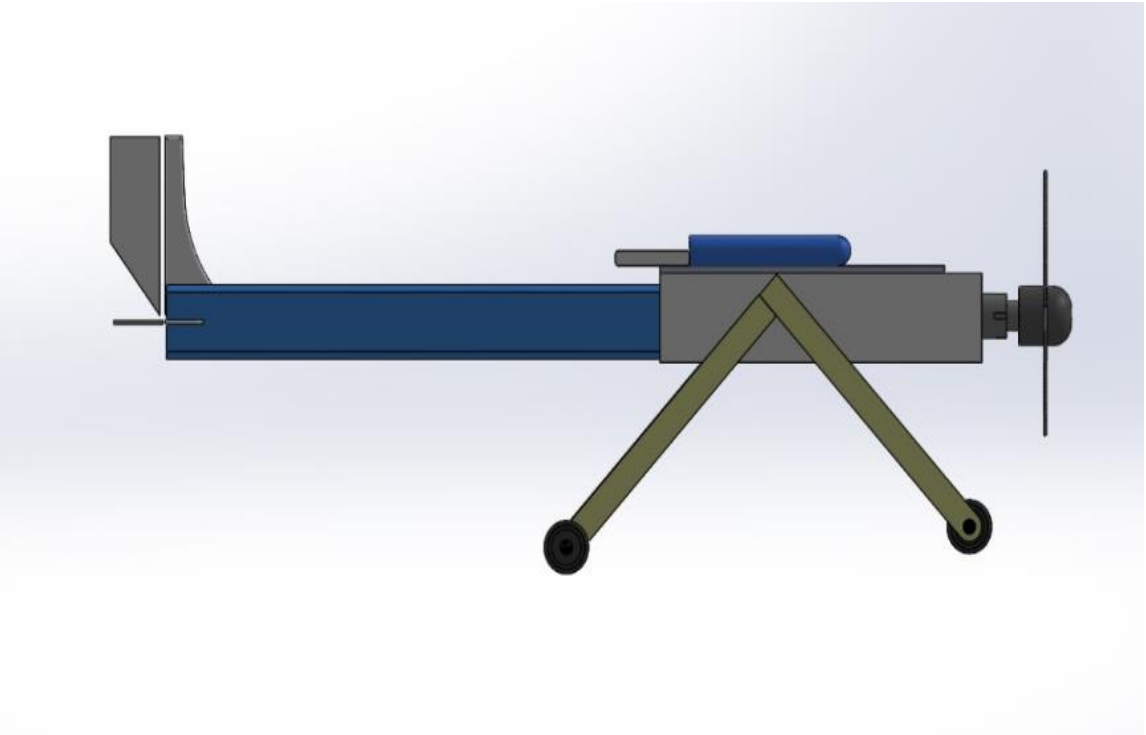
Şekil 27 : İnsansız hava aracı 3 boyutlu tasarım şematik gösterim



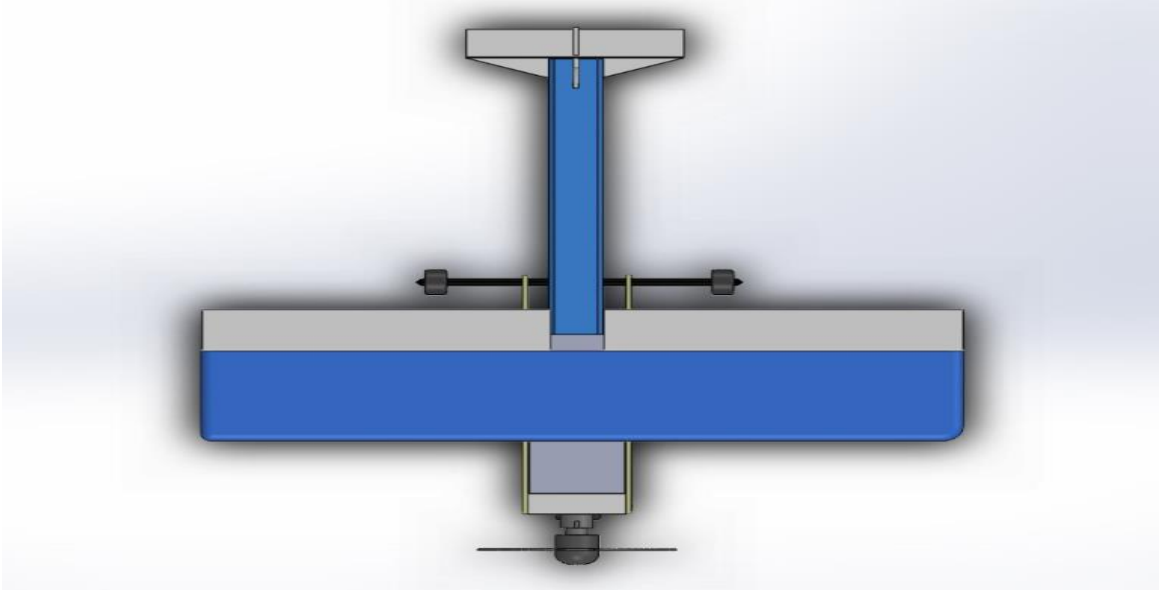
Şekil 28 : İnsansız hava aracı 3 boyutlu tasarım şematik gösterim



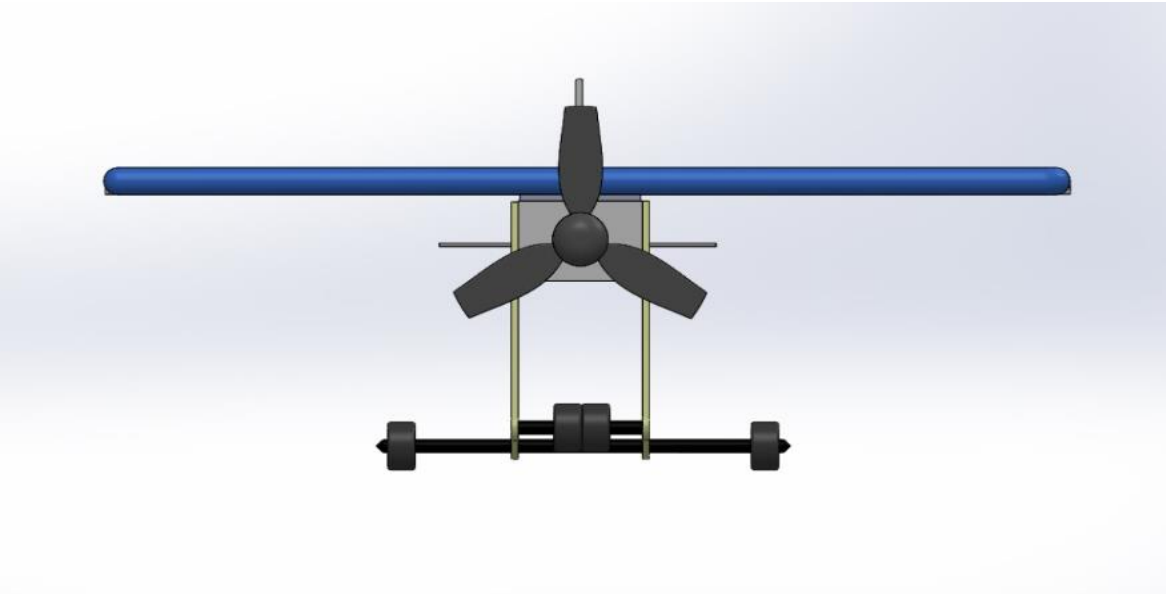
Şekil 29 : İnsansız hava aracı 3 boyutlu tasarım şematik gösterim



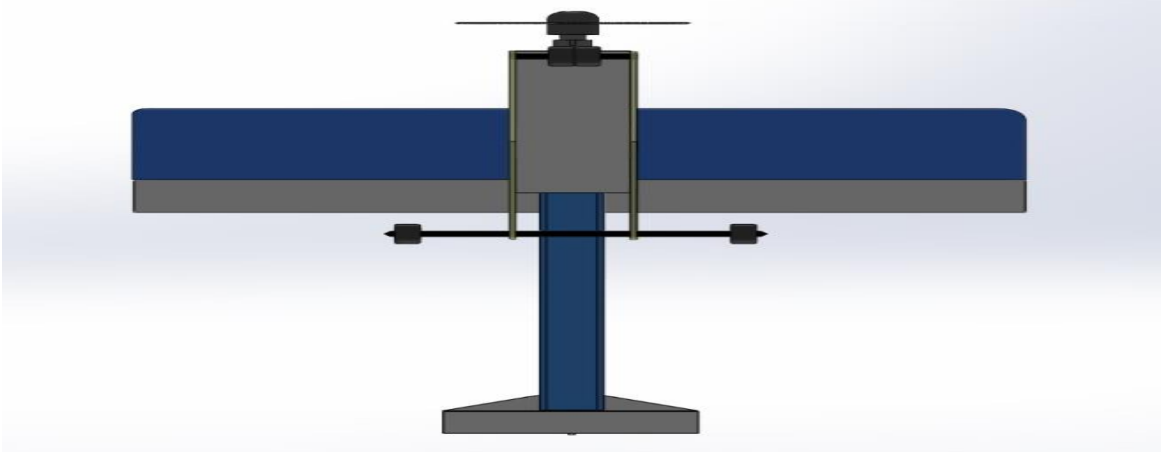
Şekil 30 : İnsansız hava aracı 3 boyutlu tasarım şematik gösterim



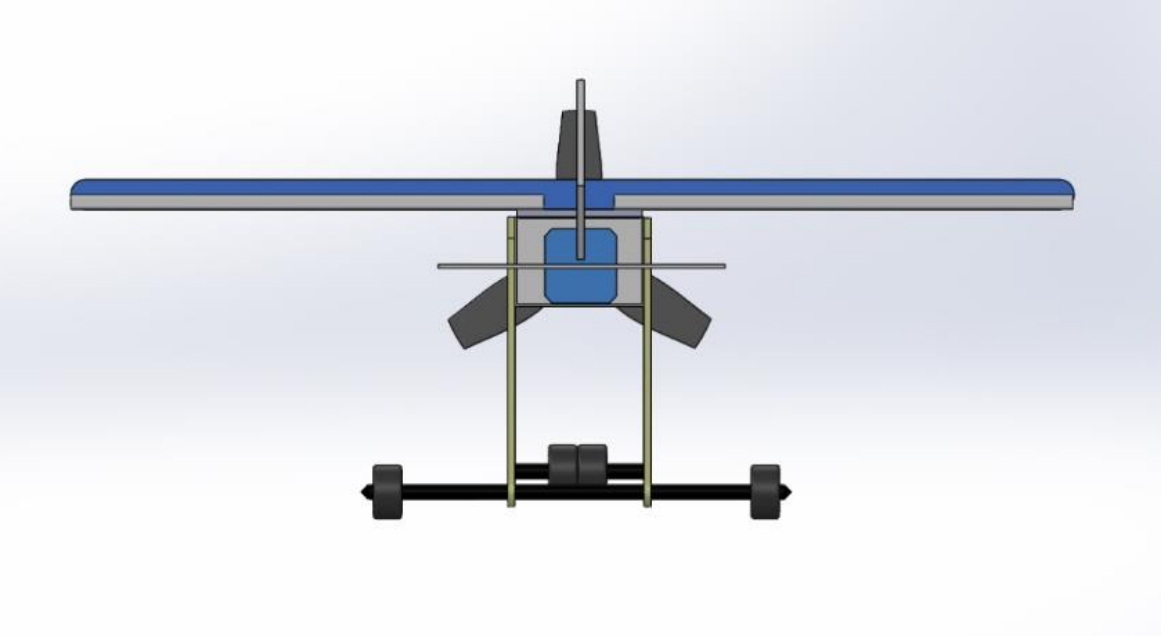
Şekil 31 : İnsansız hava aracı 3 boyutlu tasarım şematik gösterim



Şekil 32 : İnsansız hava aracı 3 boyutlu tasarım şematik gösterim

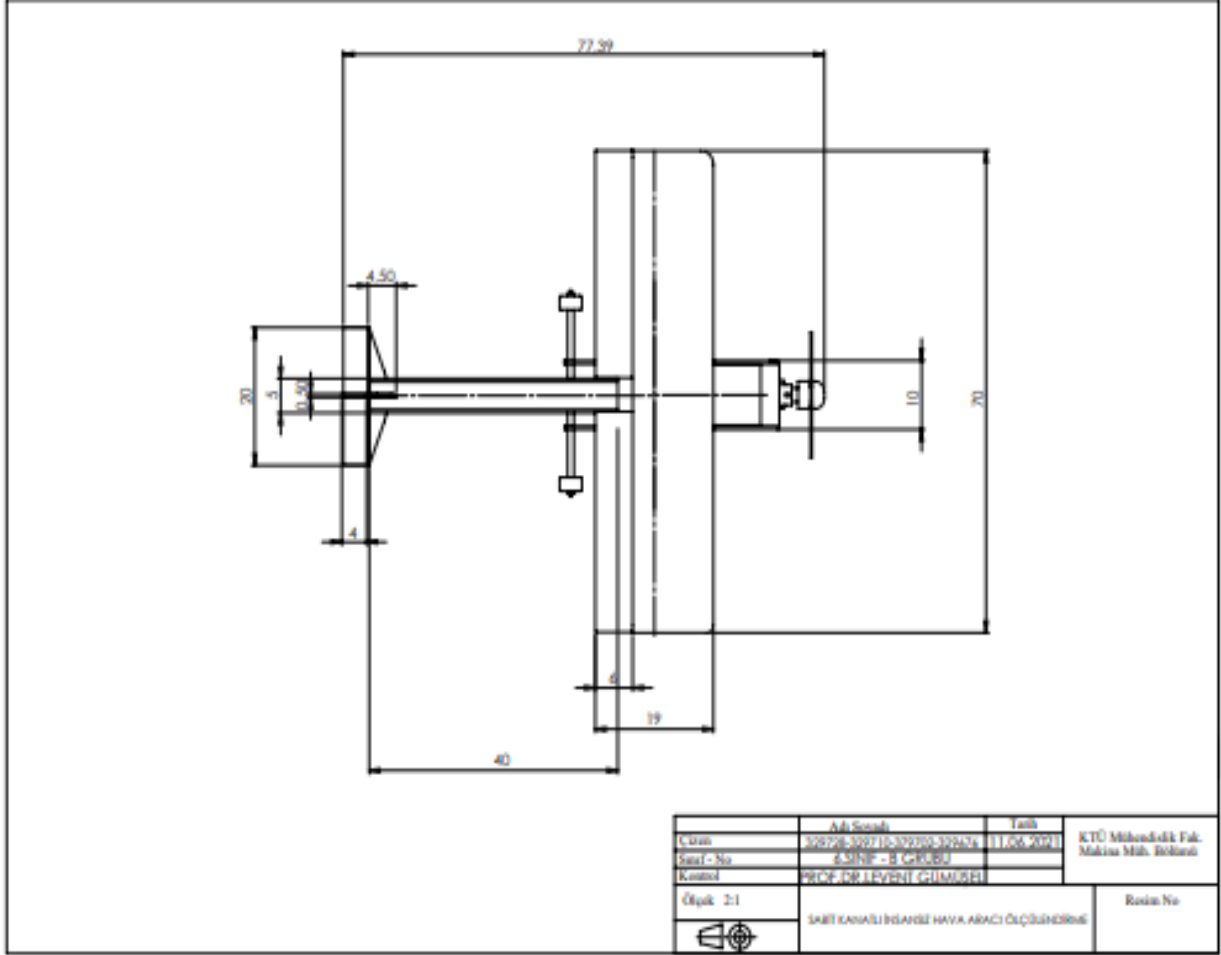


Şekil 33 : İnsansız hava aracı 3 boyutlu tasarım şematik gösterim

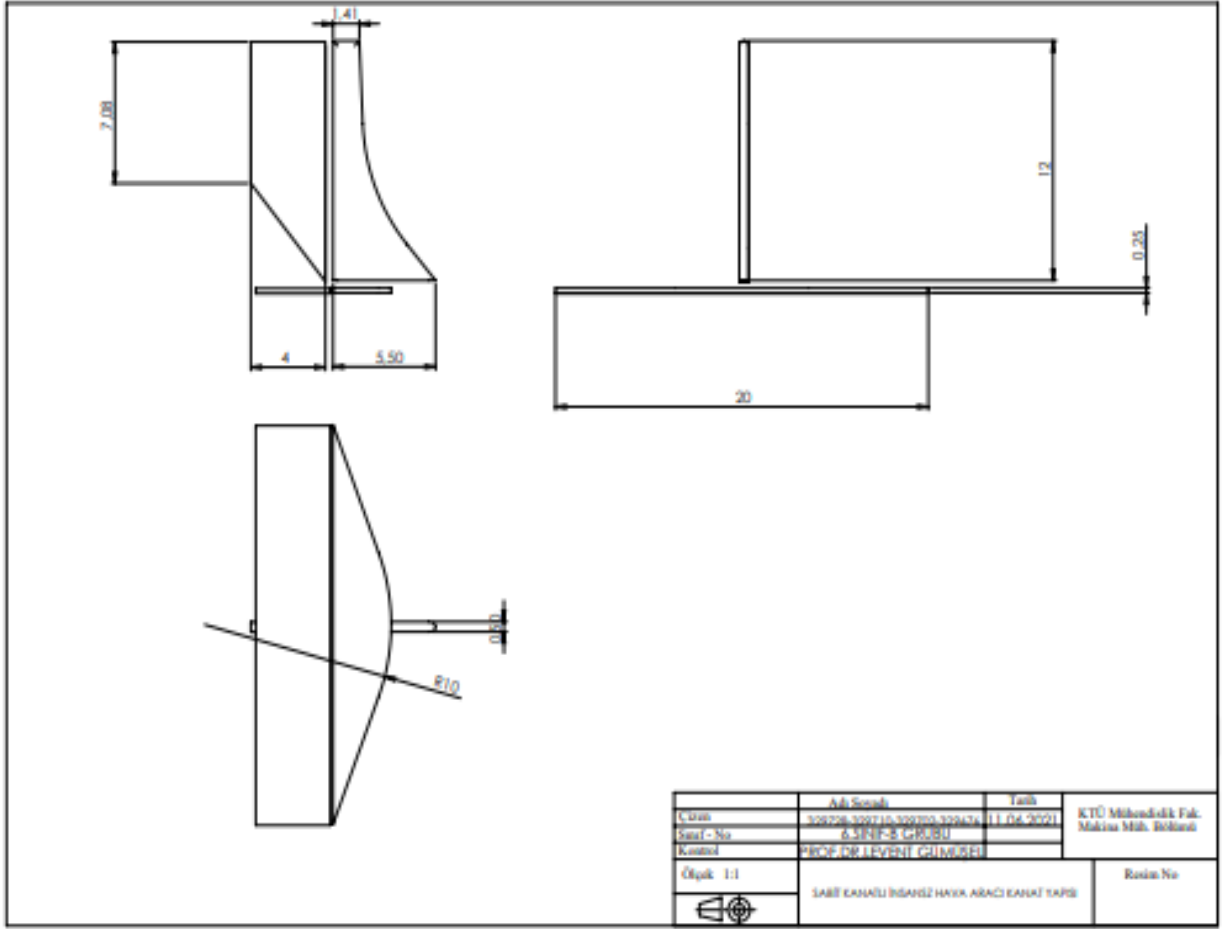


Şekil 34 : İnsansız hava aracı 3 boyutlu tasarım şematik gösterim

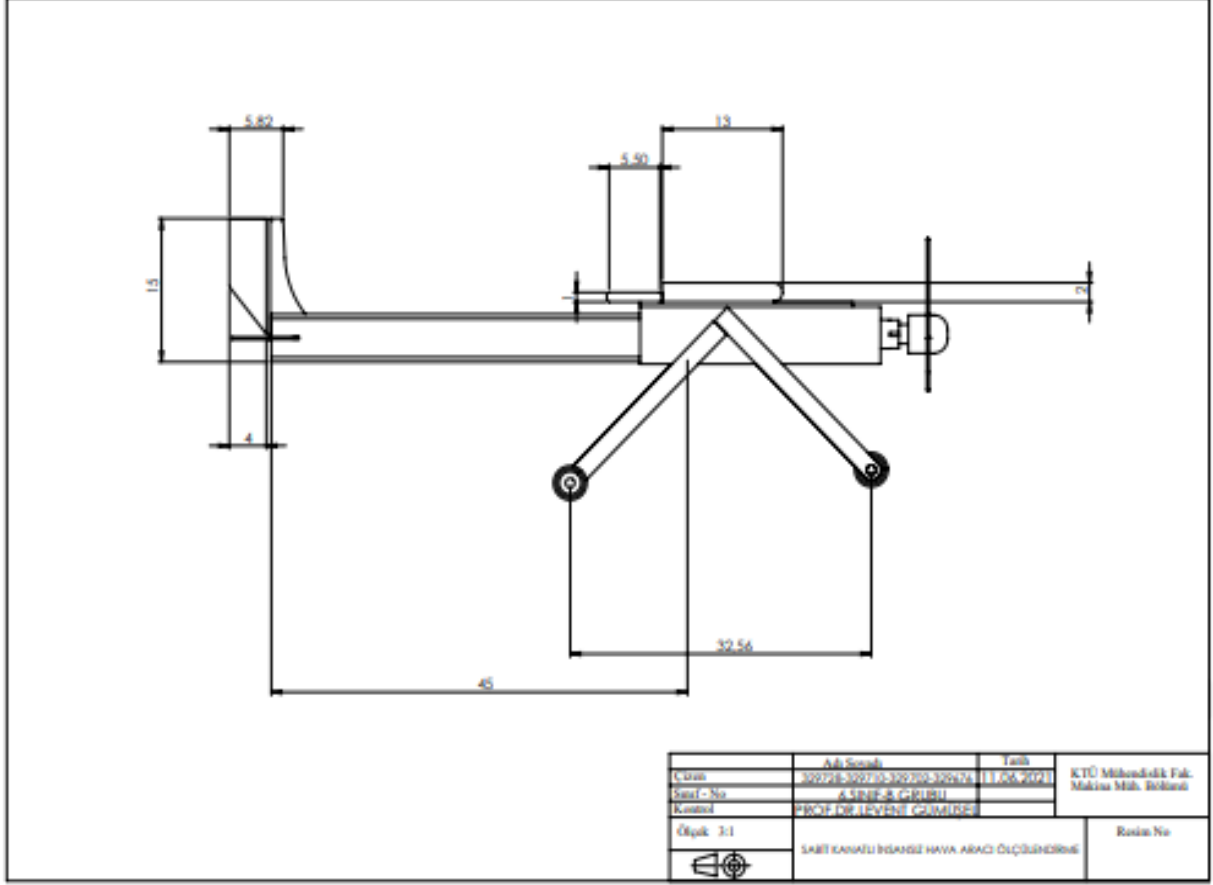
8.2 Tasarıma Ait Teknik Resim



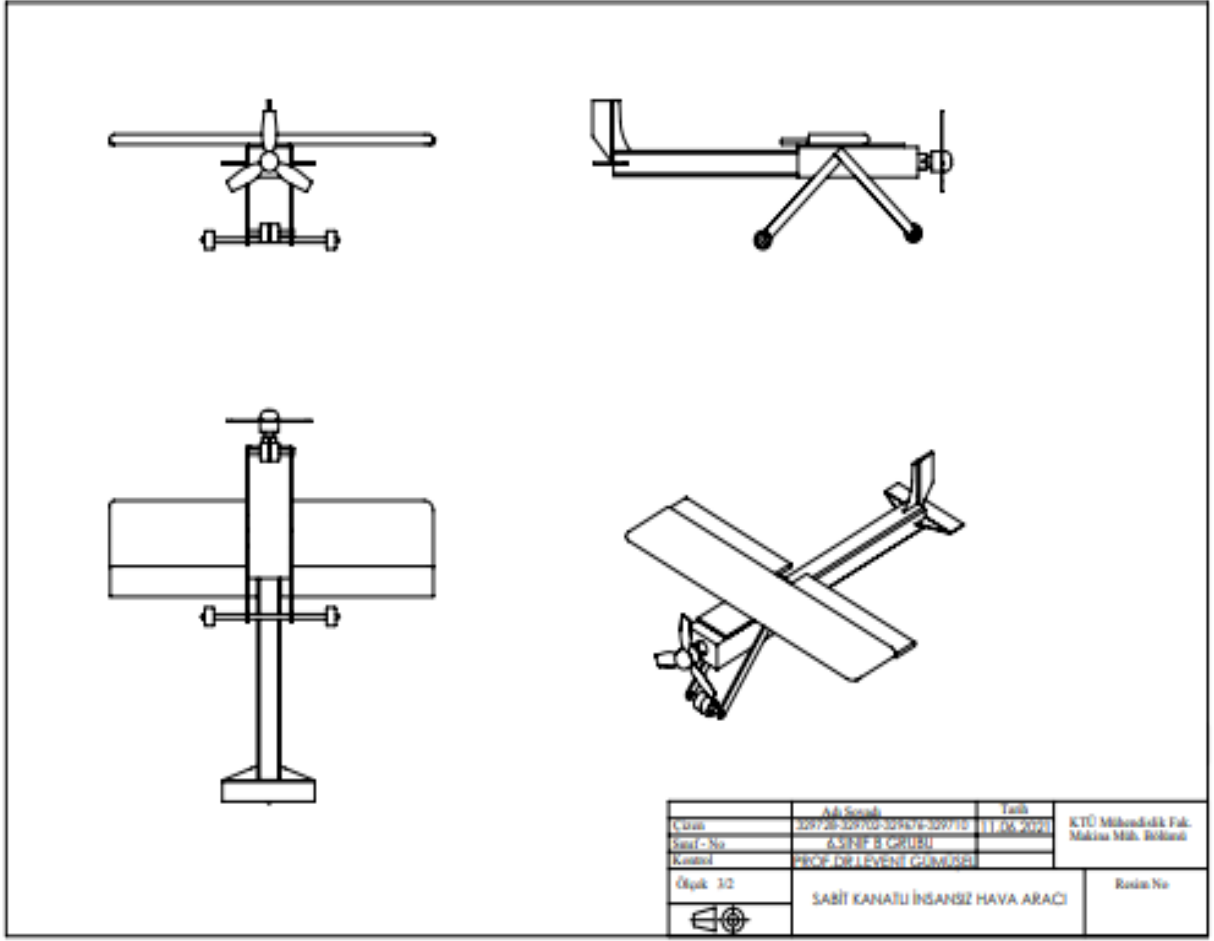
Şekil 35 : İnsansız hava aracı teknik resim tasarım şematik gösterim



Şekil 36 : İnsansız hava aracı kanat yapısı teknik resim tasarım şematik gösterim



Şekil 37 : İnsansız hava aracı yandan teknik resim tasarım şematik gösterim



Şekil 38 : Tasarımın üç görünüşünün ve izomerik halinin teknik resmi