T.C.
ERCİYES ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ
UÇAK GÖVDE MOTOR BAKIM ANABİLİM DALI

SIVI İLAÇLAMA VE GÜBRELEME MAKSADIYLA KULLANILACAK SABİT KANATLI BİR MİNİ İNSANSIZ HAVA ARACININ TASARIMI, ÜRETİMİ VE PERFORMANS TESTLERİ

Hazırlayan
Muhammed İkbal KARA

Danışman
Doç. Dr. Çağrı Vakkas YILDIRIM

Yüksek Lisans Tezi

Temmuz 2024
KAYSERİ

T.C.
ERCİYES ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ
UÇAK GÖVDE MOTOR ANABİLİM DALI

SIVI İLAÇLAMA VE GÜBRELEME MAKSADIYLA KULLANILACAK SABİT KANATLI BİR MİNİ İNSANSIZ HAVA ARACININ TASARIMI, ÜRETİMİ VE PERFORMANS TESTLERİ (Yüksek Lisans Tezi)

Hazırlayan
Muhammed İkbal KARA

Danışman
Doç. Dr. Çağrı Vakkas YILDIRIM

Bu çalışma, Erciyes Üniversitesi Bilimsel Araştırma Projeleri Birimi tarafından FYL-2023-12623 kodlu proje ile desteklenmiştir.

Temmuz 2024
KAYSERİ

BİLİMSEL ETİĞE UYGUNLUK

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.

Muhammed İkbal KARA

İmza

“Sıvı İlaçlama ve Gübreleme Maksadıyla Kullanılacak Sabit Kanatlı Bir Mini İnsansız Hava Aracının Tasarımı, Üretimi ve Performans Testleri” adlı Yüksek Lisans Tezi, Erciyes Üniversitesi Lisansüstü Tez Önerisi ve Tez Yazma Yönergesi’ ne uygun olarak hazırlanmıştır.

Hazırlayan	**Danışman**
Muhammed İkbal KARA	Doç. Dr. Çağrı Vakkas YILDIRIM

Uçak Gövde Motor Bakım ABD Başkanı

Doç. Dr. Veysel ERTURUN

Doç. Dr. Çağrı Vakkas YILDIRIM danışmanlığında **Muhammed İkbal KARA** tarafından hazırlanan **"Sıvı İlaçlama ve Gübreleme Maksadıyla Kullanılacak Sabit Kanatlı Bir Mini İnsansız Hava Aracının Tasarımı, Üretimi ve Performans Testleri"** adlı bu çalışma jürimiz tarafından Erciyes Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü **Uçak Gövde Motor Bakım** Anabilim Dalında **Yüksek Lisans** tezi olarak kabul edilmiştir.

05 / 07 / 2024

JÜRİ:

Danışman : Doç. Dr. Çağrı Vakkas YILDIRIM

Üye : Unvan İsim SOYİSİM

Üye : Unvan İsim SOYİSİM

ONAY:

Bu tezin kabulü Enstitü Yönetim Kurulunun …… tarih ve ……..……sayılı kararı ile onaylanmıştır.

……. /……../ ……

Prof. Dr. Emel KIZILKAYA AYDOĞAN

Enstitü Müdürü

TEŞEKKÜR

Yüksek lisans eğitimim sürecinde yüksek etik, ahlak ve iş disiplini yönleriyle benim için bir rol model olan ve büyük fedakarlıklar yaparak hiçbir şekilde desteğini benden esirgemeyen, beni yalnız bırakmayan hocam Doç. Dr. Çağrı Vakkas YILDIRIM'a sonsuz teşekkürlerimi borç bilirim. Ayrıca yüksek lisans eğitimim sürecinin her anında yanımda olan tereddütsüz desteklerini sunan Öğr. Gör. Alpertunga CEYLAN'a sonsuz teşekkürlerimi borç bilirim.

Maddi ve manevi olarak yanımdan asla ayrılmayan desteklerini hiçbir zaman esirgemeyen aileme sonsuz teşekkürlerimi sunarım.

Muhammed İkbal KARA

Temmuz, 2024, KAYSERİ

SIVI İLAÇLAMA VE GÜBRELEME MAKSADIYLA KULLANILACAK SABİT KANATLI BİR MİNİ İNSANSIZ HAVA ARACININ TASARIMI, ÜRETİMİ VE PERFORMANS TESTLERİ

Muhammed İkbal KARA

Erciyes Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü
Yüksek Lisans Tezi, Temmuz 2024
Danışman: Doç. Dr. Çağrı Vakkas YILDIRIM

ÖZET

İnsansız hava aracı (İHA) teknolojisi 19. yüzyıl itibariyle başta drone olmak üzere çeşitli isimlendirmelerle verilen görevi gerçekleştirmek amacıyla kullanılmaya başlanmıştır. İHA'lar maliyet, emniyet ve zaman tasarrufu açısından üstün niteliklere sahip olduğundan kullanım alanları çeşitlenmektedir. Çeşitli sektörlerde farklı görev isterleri İHA'ları farklı niteliklere sahip olmasına neden olmuştur. Niteliklerine göre sınıflandırılabilen İHA'lar temelde sabit kanatlı ve döner kanatlı olmak üzere ikiye ayrılmaktadır. Sabit kanatlı İHA'ların kullanıldığı görevlerden birisi sıvı ilaçlama ve gübrelemedir. Gerçekleştirilen literatür taraması sonrasında belirtilen görevde hali hazır döner kanatlı İHA'ların kullanıldığı görülmektedir. Sıvı ilaçlama ve gübreleme maksadıyla kullanılacak bir sabit kanatlı İHA tasarlanmış, üretilmiş ve testlere tabi tutulmuştur. Ayrıca bu alandaki mevcut bilgi birikimine katkı sağlamak amacıyla, tasarım aşamasından itibaren her bir süreci detaylı olarak açıklayacak kapsamlı bir rehber oluşturulması amaçlanmıştır.

Anahtar Kelimeler: Sabit Kanat İHA, İHA Tasarımı, Sıvı Püskürtme, Tarımsal İHA, Sabit Kanat Tasarımı

DESIGN, PRODUCTION AND PERFORMANCE TESTS OF A FIXED WING MINI UNMANNED AERIAL VEHICLE TO BE USED FOR LIQUID SPRAYING AND FERTILIZATION

Muhammed İkbal KARA

Erciyes University, Graduate Institue of Science
Master Thesis, July 2024
Supervisor: Assoc. Prof. Dr. Çağrı Vakkas YILDIRIM

ABSTRACT

Unmanned aerial vehicle (UAV) technology began to be used in the 19th century to perform tasks under various names, especially drones. Since UAVs have superior qualities in terms of cost, safety and time saving, their usage areas are diversifying. Different mission requirements in various sectors have caused UAVs to have different qualities. UAVs, which can be classified according to their qualities, are basically divided into two: fixed-wing and rotary-wing. One of the tasks in which fixed-wing UAVs are used is liquid spraying and fertilization. After the literature review, it is seen that rotary wing UAVs are currently used in the specified mission. A fixed-wing UAV to be used for liquid pesticide and fertilization purposes has been designed, produced and tested. In addition, in order to contribute to the existing knowledge in this field, it is aimed to create a comprehensive guide that will explain each process in detail, starting from the design stage.

Keywords: Fixed Wing UAV, Uav Design, Liquid Spraying, Agricultural UAV, Fixed Wing Design

İÇİNDEKİLER

SIVI İLAÇLAMA VE GÜBRELEME MAKSADIYLA KULLANILACAK SABİT KANATLI BİR MİNİ İNSANSIZ HAVA ARACININ TASARIMI, ÜRETİMİ VE PERFORMANS TESTLERİ

BİLİMSEL ETİĞE UYGUNLUK ii
YÖNERGEYE UYGUNLUK iii
KABUL VE ONAY iv
TEŞEKKÜR v
ÖZET vi
ABSTRACT vii
İÇİNDEKİLER viii
KISALTMALAR xii
TABLOLAR LİSTESİ xiii
GİRİŞ 1

1. BÖLÜM

GENEL BİLGİLER ve LİTERATÜR ÇALIŞMASI

1.1. İnsansız Hava Aracı Terminolojisi 3
1.1.1. İnsansız Hava Aracı Tanımı 3
1.1.2. İnsansız Hava Araçlarının Avantajları 4
1.1.3. İnsansız Hava Araçlarının Kullanım Alanları 5
1.2. İnsansız Hava Aracı Çeşitleri ve Sınıflandırması 6
1.2.2. İnsansız Hava Aracı Çeşitlerinin Özellikleri 10
1.3. Zirai Alanda İHA Kullanımı 12
1.3.1. Literatür Değerlendirmesi 15

2. BÖLÜM

İNSANSIZ HAVA ARACI TASARIM AŞAMALARI

2.1. Kavramsal Tasarım Aşaması 16
2.2. Ön Tasarım Aşaması 17
2.3. Detaylı Tasarım Aşaması 17

3. BÖLÜM

KAVRAMSAL TASARIM

3.1. Tasarım Öncesi Belirlenmesi Gereken Amaç 18
3.2. İHA Gereklilikleri 18
3.3. Genel Değerlendirme 19
4. BÖLÜM
ÖN TASARIM
4.1. Ön Tasarım Evresi Gereklilikleri 21
4.2. Kanat Geometri Seçimi 21
4.2.1. Kanat Profil (Airfoil): 22
4.2.2. Kanat Yapı Şekilleri 25
4.3. Kuyruk Geometri Seçimi 30
4.3.1. Kuyruk Çeşitleri 30
4.4. Gövde Tasarımı ve Faydalı Yük Yerleşimi 32
4.4.1. Faydalı Yük Belirlenmesi 32
4.4.2. Gövde Tasarımı 33
4.5. İtki ve Ağırlık Oranı, Kanat Yüklenmesi Seçimi 34
4.5.1. İtki ve Ağırlığın Oranlanması 34
4.5.2. Kanat Yüklenmesinin Belirlenmesi 34
4.6. Tahrik Sistemi Yapılarının Belirlenmesi 35
4.6.1. Motor Çeşitleri ve Seçimi 36
4.7. İniş Takımı 38
4.7.1. İniş Takımı Çeşidi 38
4.7.2. İniş Takımı Boyutlandırması 41
4.8. Genel Değerlendirme 41
5. BÖLÜM
DETAYLI TASARIM
5.1. Hava Aracının Aerodinamik Yapısı 44
5.1.1. Taşıma Karakteristiği 44
5.1.2. Sürüklenme Karakteristiği 45
5.2. İtki 47
5.2.1. Montajı Tamamlanmış Motor İtki Özellikleri 47
5.2.2. Net İtki Kuvvetinin Ölçümü 47
5.3. Yapı ve Yükler 48
5.3.1. Manevra Yükleri 48

5.3.2. Sağanak Yükler **48**
5.4. Kontrol ve Kararlılık **48**
5.4.1. Statik Kararlılık **49**
5.4.2. Dinamik Kararlılık **49**
5.4.3. Yunuslama Momenti **51**
5.4.4. Kanat Ekseni Kararlılığı **53**
5.4.5. Yalpa ve Sapma **54**
5.5. Maliyet Analizi **56**
5.5.1. Mühendislik Maliyeti **56**
5.5.2. Teçhizat Maliyeti **56**
5.5.3. Üretim Maliyeti **57**
5.5.4. Bakım Onarım Maliyeti **58**
5.5.5. Test Uçuşu Maliyeti **60**
5.5.6. Üretim Malzemesi Maliyeti **61**
5.5.7. Aviyonik Maliyeti **61**
5.5.8. Motor Maliyeti **62**
5.5.9. Görev Gerçekleştirme Maliyeti **62**
5.5.10. Uçuş Maliyeti **62**

6. BÖLÜM

KATI MODELLEME VE PROTOTİP ÜRETİMİ

6.1. Yapısal Tasarım ve Üretim **64**
6.2. Elektronik Tasarım ve Üretim **69**
6.3. Faydalı Yük Tasarımı ve Üretim **70**

7. BÖLÜM

UÇUŞ, GÖREV VE PERFORMANS TESTLERİ

7.1. Yer Testleri **72**
7.2. Uçuş Testleri **73**
7.3. Görev Testleri **75**
7.4. Performans Testleri **77**

8. BÖLÜM

SONUÇ VE ÖNERİLER

8.1. Sonuç **81**
8.2. Öneriler **82**

KAYNAKÇA **84**
ÖZGEÇMİŞ.....Hata! Yer işareti tanımlanmamış.

KISALTMALAR

3D	: Three Dimension
CD	: Coefficient of Drag
CL	: Coefficient of Lift
Cm	: Santimetre
CNC	: Computer Numerical Control
DC	: Direct Current
Dk	: Dakika
ESC	: Electronic Speed Controller
HALE	: High Altitude Long Endurance
HTOL	: Horizontal Take Off Landing
İHA	: İnsansız hava aracı
İHS	: İnsansız Hava Aracı Sistemleri
İHS	: İnsansız hava sistemleri
LALE	: Low Altitude Long Endurance
LASE	: Low Altitude Short Endurance
LiPo	: Lithium Polymer
MALE	: Medium Altitude Long Endurance
Mav	: Mikro Aerial Vehicle
Min	: minute
Nav	: Nano Aerial Vehicle
S	: saniye
UAS	: UnmannedAerial System
UAV	: Unmanned Aerial Vehicle
VTOL	: Vertical Take Off Landing
XPS	: Extruded Polystyrene

TABLOLAR LİSTESİ

Tablo 1. İHA'ların ağırlıklarına göre sınıflandırması.....9
Tablo 2. Aerodinamik yapı ve iniş kalkış yapısına göre İHA sınıflandırması.....9
Tablo 3. Ağırlıklarına göre İHA'ların sınıflandırması 10
Tablo 4. CL/CD katsayısının hücum açısıyla değişimi.....25
Tablo 5. Fırçasız DC motor katalog değerleri.....47
Tablo 6. Mühendislik tahmini maliyeti.....56
Tablo 7. Teçhizat tahmini maliyeti 57
Tablo 8. Tahmini üretim maliyeti 58
Tablo 9. Üretim malzemesi maliyeti.....61
Tablo 10. Aviyonik maliyeti 61
Tablo 11. Motor maliyeti 62
Tablo 12. Görev gerçekleştirme maliyeti.....62
Tablo 13. Uçuş maliyeti.....63
Tablo 14. Performans parametre kıyaslaması 79

ŞEKİLLER LİSTESİ

Şekil 1. İHA'nın kavramsal tasarım çizimleri 20
Şekil 2. İHA'nın teknik çizimi 20
Şekil 3. Kanat profil yapısının kesit alanı ve yapısında bulunan parametreler 23
Şekil 4. Dikey yerleşimine göre kanat yapıları 26
Şekil 5. Kanat ucu geometri çeşitleri 28
Şekil 6. Kuyruk geometri çeşitleri 31
Şekil 7. Farklı tekerlek sayısına sahip iniş takımları 39
Şekil 8. Konumlarına göre iniş takımlarının yerleşimi 39
Şekil 9. Clark Y kanat profili 46
Şekil 10. Gövde tasarımı 46
Şekil 11. Kuyruk modelleri 47
Şekil 12. Salınımlı hareketlere sahip dinamik kararlılık çeşitleri 51
Şekil 13. Dihedral açının kanat ekseni kararlılığına etkisi 53
Şekil 15. Kanat üretim aşamaları 66
Şekil 16. İHA'nın gövde üretimi 68
Şekil 17. İHA'nın elektronik sistemi 69
Şekil 18. Faydalı yük sistemi 71
Şekil 19. %100 devirde motor itkisi 72
Şekil 20. İHA'nın pist başındaki görüntüsü 73
Şekil 21. İHA'nın uçuş testinden görüntüler 74
Şekil 22. Görev testi sonrasında sıvı ile temas eden pist alanları 75
Şekil 23. Görev testi sonrasında sıvı ile temas eden pist alanının farklı bir açıdan sunumu 76
Şekil 24. Görev testi sonucunun dijital ortamda belirtilmesi 77

GİRİŞ

İnsansız hava araçları (İHA) 1. Dünya savaşı itibariyle kullanılmaya başlanmıştır. Her geçen gün İHA üzerine olan ilgi artmaktadır ve kullanımları yaygınlaşmaktadır [1]. İHA'lar, askeri ve sivil alanda çeşitli görevleri gerçekleştirmektedirler. Gerçekleştirilen her bir görevin farklı gereksinimleri olması sebebiyle İHA'lar da çeşitli boyut, tasarım ve yeteneklere sahip olacak şekilde üretilmektedir. İHA'lar, sahip oldukları fiziksel özellikler ve birçok parametre baz alınarak çeşitli sınıflandırmalara tabi tutulmuştur. Temelde döner kanatlı ve sabit kanatlı olmak üzere ikiye ayrılmaktadırlar [2], [3].

Döner kanatlı İHA'ların gerçekleştirdiği görevlerden bir tanesi ise tarımda sıvı ilaçlama ve gübrelemedir. Başlangıçta portatif püskürtme cihazları ile insan sırtında ya da toprakla teması olan kara araçları ile gerçekleştirilen görevde, İHA'ların gelişmesi ve yaygınlaşmasıyla İHA kullanımına başlanmıştır. Bu görevde, döner kanatlı İHA kullanılarak zamandan, iş gücünden, zirai sıvıdan, maliyetten kazanç sağlanmıştır. Ek olarak, arazilerde bu görev İHA yardımı ile gerçekleştirilirken toprakla temas olmaması nedeniyle mahsul verimi de arttırılmaktadır [4].

Tarafımızca hali hazırda sıvı ilaçlama ve gübreleme görevinde kullanılan döner kanatlı İHA'ların faydalı yük taşıma kapasitesi, bakım kolaylığı, maliyet, batarya tüketimi ve uçuş menzili gibi parametrelerde daha verimli sonuçlar elde edilebileceği düşünülmüştür. Ayrıca literatür taraması sonrasında belirtilen görevde yalnızca döner kanatlı İHA kullanımı ile karşılaşılmıştır. Sabit kanatlı İHA'lar faydalı yük taşıma kapasitesi, bakım kolaylığı, maliyet, batarya tüketimi ve uçuş menzili gibi parametrelerde döner kanatlı İHA'lara göre daha üstündür [5]. Çalışma kapsamında sıvı ilaçlama ve gübreleme görevini daha verimli hale getirmek amacıyla sabit kanatlı bir İHA'nın tasarımı, üretimi ve performans testleri aşamalar halinde gerçekleştirilmiştir. Böylelikle sabit kanatlı bir

İHA’nın hem sıvı ilaçlama ve gübreleme görevinde kullanılması hem de tasarım ve üretiminin aşamaları sunularak literatüre katkı sağlanması hedeflenmektedir.

1. BÖLÜM

GENEL BİLGİLER VE LİTERATÜR ÇALIŞMASI

1.1. İnsansız Hava Aracı Terminolojisi

1.1.1. İnsansız Hava Aracı Tanımı

İnsanoğlu, var olduğu günden itibaren birçok tecrübe edinmiştir ve bu tecrübeleri gelecek nesillere aktararak kümülatif bir birikim sağlamıştır. Edinilen tecrübeler, insanoğlunun yaşam kalitesini artıracak ve hayatlarını kolaylaştıracak çeşitli makinelerin, araç gereçlerin ve cihazların üretilmesi için kullanılmaktadır. Bilgi ve tecrübelerin bu amaç için uygulanması teknoloji olarak adlandırılmaktadır. İnsanoğlunun teknolojiyi kendi hayatlarına uygulamak için birçok defa doğadan örnekler alındığına rastlanmaktadır. Örneğin, doğada bulunan arctium lapadan esinlenilerek velcro bant teknolojisi kullanılmaya başlanmıştır. Ek olarak, yarasalar incelenerek radar teknolojilerine erişilmiştir. Nihayetinde kuşlar ve böceklerden ilham alınarak havacılık sektörünün başlangıcı yapılmış ve böylelikle insanların uçma arzuları eyleme dökülmeye başlanmıştır.

Gerçekleştirilen her eylem göstermiştir ki, insanlık ve teknolojinin gelişmelerinden etkilenen havacılık sektöründe de büyük atılımlar gerçekleştirilmiştir. Havacılık sektöründe yaşanan gelişmeler küresel çapta ülke bayrağının güvenilirliğini ve imajını temsil eder hale gelmiştir [6]. Havacılık sektöründeki bu gelişmelere yapay zekâ, yazılım teknolojileri, otonom sistemler ve mekatronik gelişmeler de eklenmiştir. Böylelikle insansız sistemler ortaya çıkarılmıştır ve insansız hava aracı (İHA) teknolojisi kullanılmaya başlanmıştır [7]. İHA teknolojisi, kullanıldığı ilk günden itibaren katettiği gelişmelerden dolayı havacılık sektöründe cazibe odağı haline gelmiştir [8]. İHA teknolojisi, havacılık sektöründeki uçmak için üretilen ve uçuş esnasında, uçuş öncesi ve sonrasında dahilinde pilot ya da mürettebat bulundurmayan hava araçları olarak tanımlanmaktadır [9], [10], [11]. İHA'lar drone olarak ya da uzaktan kontrollü hava aracı,

organik hava aracı, uzaktan pilotlu hava taşıtı gibi sözlerle isimlendirilebilmektedir [12], [13], [14], [15], [16], [17]. İHA'lar uzaktan kumanda edilerek ya da otonom olarak aerodinamik kuvvetlerin etkisi altında uçurulmaktadır. Bu araçlar tek kullanımlık ya da birden daha fazla kez kullanıma uygun olmaktadır [15].

İHA üretim teknolojisi, uçuş kontrol teknolojileri, navigasyon teknolojileri, tahrik teknolojileri ve faydalı yük teknolojilerinden oluşan bir sistemle meydana gelmektedir. Dolayısıyla, İHA'lar (unmanned aerial vehicle (UAV)) aynı zamanda insansız hava aracı sistemleri (İHS, unmanned aerial systems(UAS)) olarak isimlendirilmektedirler [15], [18], [19]. Ek olarak, İHA'lar yalnız veya sürü halinde, kontrol ünitelerini, sensör dizinlerini de içermektedir [20], [21].

İHS olarak adlandırılan yapıyı dikkate aldığımızda aşağıdaki alt sistemlerden oluştuğu görülmektedir [22], [23]:

- Hava aracı fiziksel yapısı
- Kontrol noktası
- Veri bağlantısı
- Aksesuarlar ve faydalı yükler.

Tek bir İHA'ya verilen görevlerde görev gerçekleştirme anında tahrik sistemindeki depo miktarı göz önüne alındığında verilen görevi tam verimlilikle yerine getiremediği durumlarla karşılaşılmaktadır ve bundan dolayı İHA'nın verimliliğini artırabilmek adına ilave çalışmalar gerçekleştirilmektedir. Bu ilave çalışmalar sonucunda multi İHA'lar ve sürü İHA'lar ortaya çıkmıştır [15], [24], [25], [26].

1.1.2. İnsansız Hava Araçlarının Avantajları

İHA'lar alışılagelmiş bir hava aracı ile kıyaslandığında İHA'ların üretim ve yapı bakımından oldukça basit olduğu gözlemlenmektedir. Alışılagelmiş hava araçları ortalama 10.000 parçadan oluşmaktadır. Ancak İHA üretmek için gövde, tahrik sistemi, alıcı, verici ve uçuş kontrol ünitesi yeterli olmaktadır. Kıyaslama yapıldığında İHA'ların daha az alt sistem ve malzeme ile üretilebileceği görülmektedir. Bu gözlem sonucunda İHA'ların temelde daha az malzemeden üretilebilir olması büyük avantaj sağlamaktadır [13].

İHA’lar, bünyesinde insan bulunduran hava araçları ile kıyaslandığında birçok parametrede üstün performans ortaya koymaktadır. Operasyon gerçekleştirme esnasında bünyesinde pilot ya da mürettebat bulundurmadığı için tehlikeli ve sıkıcı görevlerde kullanılması oldukça avantaj sağlamaktadır. İnsan hayatını herhangi bir şekilde fiziksel olarak tehlikeye atmayacağı için nükleer ya da kimyasal atıkların olduğu bölümlerde, can kaybı ya da yaralanma riski oluşturmadan tehlikeli askeri görevlerde rahatlıkla kullanılabilmektedir. Boyutlarının küçük olabilme potansiyeli sayesinde radara yakalanmama konusunda da yeteneklidirler. Bundan dolayı tespit edilebilmesi de daha güç olmaktadır. Havacılık operasyonları esnasında İHA’nın dahilinde pilot ya da mürettebat bulunmadığı için potansiyel olarak karşılaşılabilecek kayıp ya da tehlikeli durumlar operasyonun motivasyonunu düşürmemektedir [21].

İHA’ların, normal uçuş irtifasının ve 48 saatin üzerinde uçuş gerçekleştirebilmeleri büyük avantaj sunmaktadır. İHA’lar kontrol noktalarından çok uzak mesafelerde görev gerçekleştirebilme yeteneklerinden farklı bölgelere adaptasyon sorunu çekmemektedirler. Bu avantajlara ek olarak İHA’lar uçuş esnasında herhangi bir canlıyı asgari düzeyde hayatta tutacak kadar gerekli olan sistemlere sahip olarak üretilmez. Hem bu sistemlerin yokluğu hem de hafiflikten dolayı daha ucuza mal edilmektedirler. Bütün avantajların yanı sıra özellikle mali açıdan tasarruf sağlaması İHA’ların tercih edilmesinde çok büyük etken olduğu görülmektedir [19], [27], [28]. Ayrıca, kolay kullanılabilirlik, görev gereksinimlerinin ani olarak değiştirilmesine müsaade etme, hızlı veri iletimi yapabilme ve çeşitli cihazlarla donatılabilmeleri ek olarak avantaj sağlamaktadır. Dahası, farklı görevleri gerçekleştirebilme ve kaliteli sonuçlar alma konusunda avantaj sağlamaktadırlar [29]. İHA’ların askeri görevlerde kullanımı başta olmak üzere birçok sivil görevde kullanımı bulunmaktadır.

1.1.3. İnsansız Hava Araçlarının Kullanım Alanları

İHA’lar sahip olduğu avantajlardan dolayı kullanılmaya başlanmış ve her geçen gün kullanım alanları daha da yaygın hale gelmiştir. Tarihte ilk andan itibaren askeri amaçla kullanılan İHA’lar insanların can güvenliğini korumak amacıyla tehlikeli, sıkıcı ve kirli görevlerde yer almıştır. Bununla beraber, İHA’lar sağladığı yararlar sayesinde sivil alanlarda da kullanılmaya başlanmıştır ve her iki alanda da çeşitli amaçlara hizmet

etmektedirler [21], [24]. Askeri alanda İHA kullanımının mevcut olduğu alanlar aşağıda sıralanmıştır [18], [19], [21];

- Deniz kuvvetleri
- Hava kuvvetleri ve
- Kara kuvvetleri gibi askeri kategorinin bütün alt kısımda aktif olarak görev almaktadırlar.

Sivil alanda ise kullanımı her geçen gün artmaktadır. Sivil alanda hali hazırda kullanılan İHA görevleri;

- Havadan fotoğraf çekme
- Akıllı tarım
- Spor etkinlikleri
- Sahil güvenlik
- Çevresel izleme
- Doğal afet yönetimi
- Trafik yönetimi
- Yer altı kaynak tespitleri
- Gaz ve petrol hatları kontrolü
- Akarsu yatakları kontrolü
- Balıkçılık
- Haberleşme
- Faydalı yük taşıma
- Meteoroloji
- Arama kurtarma gibi görevlerde İHA kullanımı mevcuttur.

Her iki alanda da İHA'ların birçok farklı görev için kullanıldığı gözlemlenmiştir. Her bir görevin gereksinimlerinin farklı olmasından dolayı her bir İHA'nın farklı özelliklere sahip olması gerekmektedir. Bu sebeple İHA'lar sahip olduğu özelliklere göre sınıflandırılmaktadır.

1.2. İnsansız Hava Aracı Çeşitleri ve Sınıflandırması

İHA'lar, kullanıldığı alanlara ve gerçekleştirdikleri görevlere uygun olmak için birçok gereksinime ihtiyaç duymaktadır. Bu gereksinimler, İHA'ların üzerinde birçok

parametreye etki etmektedir. Bu parametreler ise İHA üretiminde çeşitliliklere sebebiyet vermektedir. İHA çeşitleri ise üretimde kullanılan parametrelerden en az bir tanesinin değişiklik göstermesi ile ortaya çıkmaktadır. Üretim parametreleri düşünüldüğünde çok zengin bir çeşitlilik olduğu görülmektedir. Ancak insansız hava araçları temel olarak aerodinamik uçuş prensiplerine göre sabit kanatlı ve döner kanatlı olmak üzere iki farklı çeşitte incelenmektedir [2], [3]. Ek olarak, insansız hava araçları; boyutları, kanat açıklıkları, maksimum irtifaları, hız, uçuş dayanımları, uçuş yetenekleri, kalkış çeşitleri, kanat çeşitleri, ağırlıkları, üretim maliyetleri, kontrol yöntemleri, kanat yükleri, motor çeşitleri, motor sayıları vs gibi parametrelere göre çeşitlere ayrılabilmektedir [2], [18].

Askeri ve sivil alanda faaliyet gösteren İHA'lar birçok parametrede sınıflandırılabilmektedirler. Bu sınıflandırmalar için seçilen parametreler her iki alanda da ortak veya ayrı ayrı kullanılabilmektedirler. İHA sınıflandırmalarında karşılaşılan terminolojiler ve açıklamaları aşağıda maddeler halinde sunulmuştur [30];

- *MAV (Mikro ya da minyatür hava aracı veya NAV (Nano hava aracı)):* Bu hava araçları yaklaşık olarak 30 dakikaya kadar uçabilme yeteneğine sahiptir. Çok düşük irtifa olarak adlandırılan 330 metrenin altındaki irtifalarda kullanılmaya uygundur.
- *VTOL (Vertical Takeoff Landing – Dikey İniş ve Kalkış Yapabilme):* Bu hava araçları iniş ve kalkış esnasında herhangi bir piste ihtiyaç duymamaktadırlar.
- *LASE (Low Altitude Short Enduranca – Alçak irtifa kısa dayanıklılık):* Bu hava araçları 5 kilograma kadar ağırlıkları olabilmektedir. İsminden de anlaşılacağı üzere alçak irtifalarda uçuş gerçekleştirirler ve 2 saate kadar uçuş süreleri bulunmaktadır.
- *LALE (Low Altitude Long Endurance – Alçak irtifa uzun dayanıklılık):* Bu hava araçları alçak irtifalarda uzun süreli uçuşlar gerçekleştirebilmektedirler ve birkaç kilograma kadar faydalı yük taşıma kapasitesine sahiptirler.
- *MALE (Medium Altitude Long Endurance – Orta irtifa uzun dayanıklılık):* Bu hava araçları kontrol noktasından çok uzak noktalarda görev gerçekleştirebilmektedirler ve 9000 metre irtifaya kadar ulaşabilmektedirler.

- *HALE (High Altitude Long Endurance – Yüksek irtifa uzun dayanıklılık):* Bu hava araçları 20000 metre irtifalarda ve 30 saatin üzerinde uçuş gerçekleştirebilmektedirler.

Literatürde yer alan bir çalışmada Alejandro ve ark. [31], İHA çeşitlerinin bir kısmını sınıflandırılmış ve özet halinde açıklamalarda bulunmuşlardır. Sınıflandırmalar ve açıklamalar aşağıda maddeler halinde sunulmuştur [31];

- *HALE (High Altitude Long Endurance***):** 15000 metre irtifanın üzerinde uçuş gerçekleştirebilmektedirler, 24 saatten daha fazla uçuş dayanıma sahiptirler
- *MALE (Medium Altitude Long Endurance):* 5000 – 15000 metre irtifalarda uçuş gerçekleştirebilirler, 24 saate kadar uçuş dayanımlarına sahiptirler
- *Medium Range or Tactiacal UAV (TUAV):* 100 – 300 km arasında görevler için uçuş gerçekleştirebilmektedirler
- *Close Range UAV:* Operasyonları gerçekleştirebilmek için yaklaşık olarak 100 km menzile sahiptirler
- *Mini UAV (MUAV):* 20 kilogramdan daha az ağırlığa ve yaklaşık olarak 30 kilometre uçuş menziline sahiptirler
- *Micro UAV (MAV):* 150 mm'den daha az kanat açıklığına sahiptirler
- *Nano Air Vehicles (NAV):* 10 mm'den daha küçük boyutlara sahiptirler
- *Remotely Piloted Helicopter (RPH):* Dikey iniş ve kalkış yapabilme yetisine sahiptirler.

İHA'lar birçok farklı parametrede sınıflandırılabilmektedir. Bir başka çalışmada Hassanalian ve ark. [2] İHA'ları sınıflandırmak amacıyla belirleyici parametreyi ağırlık olarak seçmiştir. Yazarlar tarafından gerçekleştirilen sınıflandırma Tablo 1 ile sunulmuştur.

Tablo 1. İHA'ların ağırlıklarına göre sınıflandırması

Çeşitler	Ağırlık Aralığı
Nano	X <200 gram
Mikro	200 gram <x <2 kilogram
Mini	2 kilogram <x <20 kilogram
Küçük	20 kilogram <x <150 kilogram
Taktik	150 <x <600 kilogram
MALE/HALE/Vurucu	X> 600 kilogram

Bir başka çalışmada ise Templin ve ark. [23] İHA'ların aerodinamik yapısını hem de iniş ve kalkış yapısını sınıflandırma parametresi olarak belirlemiştir. Yazarlar tarafından gerçekleştirilen sınıflandırma Tablo 2 ile sunulmuştur.

Tablo 2. Aerodinamik yapı ve iniş kalkış yapısına göre İHA sınıflandırması.

İniş Kalkıl Şekli	Aerodinamik Yapı Çeşidi
HTOL (Horizantal takeoff landing) (Yatay iniş kalkış)	Sabit kanat, Flapping kanat
VTOL (Vertical takeoff landing) (Dikey iniş kalkış)	Ducted fan, Multi Rotor (Tricopter)

Bir başka çalışmada Nelson ve ark. [32] tarafından ağırlık parametresi seçilerek İHA'lar sınıflandırılmıştır ve Tablo 3'te sunulmuştur.

Tablo 3. Ağırlıklarına göre İHA'ların sınıflandırması

Çeşitler	Ağırlık Aralığı
Mikro	X <5 kilogram
Hafif	5 <x <50 kilogram
Orta	50 <x <200 kilogram
Ağır	200 <x <2000 kilogram
Çok ağır	X> 2000 kilogram

1.2.2. İnsansız Hava Aracı Çeşitlerinin Özellikleri

Sabit kanatlı İHA'lar döner kanatlı İHA'larla kıyaslandığında daha sade bir yapıdadır. Bir hava aracına etki eden dört aerodinamik kuvvetten birisi olan taşıma kuvvetinin sabit kanatlı İHA'larda oluşturulabilmesi için asıl kaynak hızdır. Bir başka deyişle uçuş için sabit kanatlı İHA'nın ileri yönde hareketi gereklidir. Döner kanatlı İHA'larda ise taşıma kuvveti doğrudan motorlardan elde edilir. Aerodinamik olarak sabit kanatlı İHA'lara benzeseler de havada asılı durabilmektedirler. Bu tip İHA'da taşıma kuvvetinin oluşması için ileri yönde harekete ihtiyaç yoktur. Sabit kanatlı bir İHA'nın uçuş gerçekleştirebilmesi için elde edilen itki kuvvetinin toplam ağırlıktan daha düşük seviyelerde olması mümkündür. Bir başka deyişle itkinin ağırlığa oranı 1'den daha az olabilmektedir. Döner kanatlı İHA'nın uçabilmesi için bu itki ve ağırlık oranı en az 1 olmalıdır. Sabit kanatlı İHA ile döner kanatlı İHA, eşit miktarda taşınması gereken bir faydalı yük ile kıyaslandığında sabit kanatlı İHA daha az güç gereksinimine ihtiyaç duymaktadır. Sabit kanatlı İHA, döner kanatlı İHA'ya göre daha büyük taşıma/sürükleme oranına sahiptir [3], [22].

Sabit kanatlı ve döner kanatlı İHA'ların kıyaslandığı bir başka parametre ise uçuş süresi ve uçuş menzilidir. Belirtilen bu kıyaslamada sabit kanatlı İHA, döner kanatlı İHA'ya göre daha uzun uçuş süresi ve daha uzun menzile sahiptir. Ayrıca sabit kanatlı İHA'lar büyük alanlarda kullanılmaya daha uygundur [3].

Sabit kanatlı ve döner kanatlı İHA'ların bakım kolaylığı, maliyet, batarya tüketimi, manevra kabiliyeti, uçuş menzili, uçuş emniyeti, askeri ve sivil kullanım gibi parametrelerde kıyaslamaları aşağıda maddeler halinde sunulmuştur [5];

- *Bakım kolaylığı:* Sabit kanatlı İHA'lar bakım kolaylığı daha kolaydır.
- *Maliyet:* Maliyet konusunda sabit kanatlı İHA'lar daha ucuzdur.
- *Batarya tüketimi:* Döner kanatlı İHA'lar daha fazla batarya tüketimi gerçekleştirmektedir.
- *Manevra kabiliyeti:* Döner kanatlı İHA'lar manevra konusunda daha yeteneklidir.
- *Uçuş menzili:* Sabit kanatlı İHA'lar daha geniş uçuş menziline sahiptir.
- *Uçuş emniyeti:* Sabit kanatlı İHA'lar, döner kanatlı İHA'lara göre daha güvenlidir.
- *Sivil kullanım:* Döner kanatlı İHA'ların görev kullanımı sivil alanlarda daha yaygındır.
- *Askeri Kullanım:* Her iki İHA çeşidi, askeri alanda verilen görevlerde kullanılmaktadır. Ortalama olarak eşit miktarda kullanılmaktadırlar.

Sabit kanatlı ve döner kanatlı İHA'lar üzerinde birçok parametrede kıyaslama gerçekleştirilmiştir. Sunulan kıyaslamalara ek olarak Jamisolo ve ark. [33], yaptığı çalışmada döner kanatlı ve sabit kanatlı İHA'ların özelliklerinden bahsedilmiştir. Yapılan çalışma incelendiğinde döner kanatlı İHA'lar kolay kullanıma ve yüksek manevra kabiliyetine sahip olduğu görülmektedir. Ancak itki kuvveti doğrudan motorlardan elde edildiğinden sabit kanatlı İHA'lara göre daha fazla güç tükettikleri ve uçuş sürelerinin daha kısa olduğu görülmektedir. Sabit kanatlı İHA'larda taşıma kuvveti kanatlardan elde edildiği için daha az yakıt tüketmektedirler. Döner kanatlı İHA'lar ile kıyaslandıklarında daha yüksek irtifalarda uçabilme yeteneklerine sahiptirler. Ayrıca bu irtifalarda kamufle olabilmektedirler. Daha kısa sürede daha fazla geniş alanı kapsamaktadırlar. Fakat sabit kanatlı İHA'lar döner kanatlı İHA'lar ile kıyaslandığında iniş ve kalkış için piste ihtiyaç duymaktadırlar.

Sabit kanatlı İHA'lar yüksek dayanıklılığa sahip olmasının yanı sıra yüksek hızlara da çıkabilmektedirler. Ayrıca geniş alan tarama konusunda yeteneklidirler, çok yüksek faydalı yük kapasitesine sahiptirler. Döner kanatlı İHA'lar ise çok yüksek manevra kabiliyetine sahiptir fakat uzun süre uçuş gerçekleştiremezler [34].

Hem döner kanatlı hem de sabit kanatlı İHA'ların sahip olduğu avantajlarından istifade edilen bir alan da zirai alandır. Zirai alanda da birçok görev amacıyla İHA kullanımı mevcuttur.

1.3. Zirai Alanda İHA Kullanımı

Sahip olduğu avantajlardan dolayı İHA'lar askeri ve sivil alanlarda çok çeşitli görevlerde kullanılmaktadır. İHA'ların avantajlarından faydalanmak amacıyla zirai alanda da kullanımlarına başlanmıştır ve kullanımları her geçen gün daha da yaygın hale gelmektedir.

İHA'ların zirai alanda kullanımı literatürde önemli bir yer tutmaktadır. Örneğin, dünyanın gıda kaynağı olan tarım sektörüne duyulan ihtiyaç, nüfus artımları sebebiyle her geçen gün artmaktadır. Artan taleplerden sektöre güvenlik ve verim açısından tedirginlik yaşanmaktadır. Tam da bu noktada yeni çözümlere ihtiyaç duyulmaktadır. İHA'ların tarım sektörüne girişi de bu şekilde başlamıştır [35]. İHA zirai alanda sulama, toprak analizi, hastalık ve böceklerle mücadele, yabani ot yönetimi, mahsul sağlık gözetimi, mahsul büyüme takibi, faydalı yük taşıma, sıvı ilaçlama ve gübreleme gibi görevleri icra etmek için kullanılmaktadır [4], [34], [36].

Literatürde yer alan bir çalışmada Rathod ve ark. [4], İHA'ların veri toplamadaki hızı ve görev hassasiyetlerinden dolayı tarım sektöründe de hızlıca yaygın hale geldiğini ifade etmiştir. Giderek yaygın hale gelen İHA'ların sıvı ilaçlama ve gübreleme işleminde kullanılmak amacıyla tercih edilmesinin en temel sebebi insan sağlığıdır. Zirai sıvı ilaçların ve gübrelerin her yıl birçok insanın sağlığını olumsuz yönde etkilemektedir. Püskürtülmek amacıyla kullanılan zirai sıvı ilaçlar ve gübreler, püskürtme esnasında insanlara nüfuz edebilmektedir. Bu sebeple ciltte çeşitli olumsuz etkilerle birlikte nörolojik hastalıklara yol açmaktadırlar. Sıvı ilaçlama ve gübreleme işleminde İHA kullanılarak bahsi geçen hastalık ve olumsuzlukların giderilmesi planlanmaktadır. İHA'nın sıvı ilaçlama ve gübreleme görevlerinde kullanılmasının insan sağlığı açısından sunduğu avantajların yanı sıra maliyet konusunda da kazanç sağlamaktadır. Ek olarak, sıvı ilaçlama ve gübreleme görevinde İHA kullanımı belirlenen görevin %140-%160 oranında daha hızlı tamamlanmasına yardımcı olmaktadır. Kullanılan zirai sıvılar, enfeksiyon ve böcekler gibi verimi azaltacak olumsuz etkenleri de gidermektedir. Ek olarak sabit kanatlı İHA'yı, kullanım kolaylığı, güvenilirlik, sürdürülebilirlik gibi

parametreleri baz alarak döner kanatlı İHA ile kıyaslamıştır. Kıyaslama sonucunda belirtilen parametrelerde sabit kanatlı İHA'nın daha avantajlı olduğu ifade edilmiştir [4].

Bir diğer çalışmada Xu ve ark [37], İHA ile manuel yöntem olarak isimlendirilen portatif sırt cihazı ile sıvı ilaçlama ve gübreleme yöntemini birçok farklı yönden kıyaslanmıştır. Manuel püskürtme yöntemi, ekili alan içerisinde kişinin yürüme hızına bağlı olarak zirai sıvıların ekinin üzerine nüfuz etme oranını değiştirdiği savunulmuştur. Ayrıca, püskürtme işlemi gerçekleştirilirken kişinin ilerlemesi için de ekinlere zarar vermesi ya da tarlanın özel yürüyüş yollarına sahip olması gerektiği ifade edilmiştir. Her iki ihtimalde de ekili alandan kayıp yaşandığı için verimin düşeceği belirtilmiştir. Fakat yazarlar, bu görev İHA ile gerçekleştirilirse ekinlerin üzerinden sabit hız ve oranla püskürtmenin mümkün olduğunu dile getirmiştir. Böylelikle İHA kullanımı sayesinde mahsul verimi, zirai sıvının insana temasını önleme, ekili alan tasarrufu, iş gücü verimliliği, çalışma süresinden kazanç, sıvı tasarrufu konusunda avantaj elde edileceği belirtilmiştir.

Kim ve ark. [38], sıvı ilaçlama gübreleme görevlerinde daha az zirai sıvı kullanımı, maliyeti düşürme, yüksek verim ve iş gücünden tasarruf sağlamasından dolayı İHA kullanımını tercih etmişlerdir. Ayrıca gerçekleştirilen çalışmada, tarım alanında kullanılan insanlı hava araçları ile İHA'lar kıyaslanmıştır. Değerlendirme sonucunda küçük ölçekli olmaları, hafif olmaları, kolay kontrol edilebilmeleri, düşük irtifada uçabilme kabiliyetlileri, düşük bakım masrafı ve en az sıvı miktarı [39] ile homojen bir püskürtme işleminin gerçekleştirebilme yeteneklerinden dolayı kullanıldığı ve her geçen gün yaygınlaştığı savunulmuştur.

Wang ve ark.[40], zirai sıvı püskürtme görevinde yüksek çalışma verimliliği, kolay uyum sağlamaları, düşük maliyetli olmaları ve işlem gerçekleştirilirken bitkilere fiziksel olarak zarar vermediklerinden dolayı İHA kullanımı savunulmuştur.

Ling ve ark. [41], İHA ve tarım uçaklarını kıyaslamışlardır. Gerçekleştirilen kıyaslama sonucunda İHA'ların küçük boyutları sayesinde çeşitli arazı tiplerine uyum göstermesi, yüksek verimliliğe sahip olmaları, düşük riskli olmaları ve çevre kirliliğinin azalmasına bariz bir şekilde fayda göstermesi gibi avantajlarından dolayı tarım alanında kullanıldığı ifade edilmiştir.

Supakorn ve ark. [42], zirai sıvı püskürtme işleminin İHA ile gerçekleştirildiğinde iş yükünü azalttığı, yüksek verimlilik ve yüksek kalite sağladığını ayrıca ekonomik olarak tasarruf sağladığını iddia etmiştir.

Nadia ve ark. [43], zirai sıvı ilaç ve gübre püskürtme işleminin mahsul verimi ve kalitesi açısından çok önemli olduğunu ifade etmiştir. Fakat püskürtme işlemi esnasında ekili arazi içerisinde ilerleme kaydedilirken ürünlerin maruz kaldığı fiziksel zarar, ilerlemenin düzenli olmamasından dolayı heterojen bir dağılım olması ya da püskürtme işlemini gerçekleştiren insan operatörlerinin zirai sıvılara maruz kalması gibi birçok etkenden dolayı mahsul verimi ve kalitesi kaybedildiği belirtilmiştir. İHA kullanılarak belirtilen olumsuzlukların giderilebileceği savunulmuştur.

Gerçekleştirilen literatür taraması sonrasında, sıvı ilaçlama ve gübreleme görevini yerine getirmek için kullanılan İHA çeşitleri aşağıda maddeler halinde sunulmaktadır:

- Kim ve ark. [38], zirai alanda verilen görevleri yerine getirebilmek için helikopter tipi, 4 motorlu, 6 motorlu ve 8 motorlu döner kanatlı İHA kullanmıştır
- Wang ve ark. [40], zirai sıvı püskürtme işleminde döner kanatlı İHA kullanmıştır
- Wayayok ve ark. [39], zirai sıvı püskürtme işleminde döner kanatlı İHA kullanmıştır
- Ling ve ark. [41], zirai sıvı püskürtme işleminde döner kanatlı 4 farklı İHA çeşidi kullanmıştır
- Brian ve ark. [44], zirai sıvı püskürtme işleminde 8 motorlu bir döner kanatlı İHA olan MIG-1 kullanmıştır
- Yubin ve ark. [45], zirai sıvıları püskürtme görevi için döner kanatlı İHA olan bir helikopter kullanmıştır
- Caner [46], sıvı püskürtme işlemi için 8 motorlu döner kanatlı bir İHA kullanmıştır
- Supakorn ve ark. [42], 6 motorlu döner kanatlı İHA kullanmıştır
- Bonds ve ark. [47], püskürtme işlemi için döner kanatlı en az 3 farklı İHA kullanmıştır
- Nadia ve ark. [43], sıvı püskürtme işlemi için döner kanatlı İHA kullanmıştır
- Palled ve ark. [48], sıvı ilaçlama ve püskürtme görevi için döner kanatlı İHA kullanmıştır
- Giles ve ark. [49], sıvı püskürtme işlemi için döner kanatlı bir İHA çeşidi olan helikopter kullanmıştır
- Hoffman ve ark. [50], zirai sıvı püskürtmek için döner kanatlı bir İHA çeşidi olan helikopter kullanmıştır.

1.3.1. Literatür Değerlendirmesi

Gerçekleştirilen literatür taraması sonrasında sağladığı avantajlardan faydalanmak amacıyla çeşitli alanlarda İHA kullanımı ile karşılaşılmıştır ve bu alanlardan birisi ise tarım alanıdır. Hızlı artan nüfus ve tüketim artışı sebebiyle tarım alanında yeni gelişmelere, verim artışına ve karşılaşılan problemlerin daha çabuk çözülmesine ihtiyaç duyulmaktadır. Bu sebeple tarım alanında ise zirai İHA kullanılarak farklı görevler gerçekleştirilmiştir ve verim artışı elde edilmeye çalışılmıştır. Bu gerçekleştirilen görevlerden biri ise zirai sıvı ilaçlama ve gübrelemedir. Sıvı ilaçlama ve gübreleme görevi sayesinde ekinlerde meydana gelen hastalıklar giderilebilir, zararlı böcekler ve otlar uzaklaştırılabilir, gübreleme işlemi gerçekleştirilerek verimlerde artış sağlanabilmektedir. Ayrıca sıvı ilaçlama ve gübreleme işleminde manuel yöntemler yerine İHA kullanılmasıyla iş gücünden, zirai sıvıdan ve zamandan tasarruf sağlandığı görülmüştür.

Ancak hali hazırda sıvı ilaçlama ve gübreleme işlemlerinde döner kanatlı İHA kullanılmaktadır. Döner kanatlı İHA'lara göre basit yapıya sahip olmaları, daha fazla faydalı yük taşıma kapasitelerine sahip olmaları, bakım kolaylığı, daha düşük maliyet, batarya tüketiminde avantajlı olmaları gibi artılara sahip olmalarına rağmen sabit kanatlı İHA kullanılmamaktadır. Çalışma kapsamında, sıvı ilaçlama ve gübreleme görevinde kullanılmak amacıyla sabit kanatlı bir İHA tasarımı gerçekleştirilecektir. Tasarım sonrasında üretim ve performans testleri gerçekleştirilerek elde edilen sonuçlarla literatüre katkı sağlamak hedeflenmektedir.

2. BÖLÜM

İNSANSIZ HAVA ARACI TASARIM AŞAMALARI

Tasarım, belirli düzen ve sıra içerisinde hava aracının gereksinimlerini daha iyi karşılamak amacıyla harcanması gereken uzun bir süreyi ifade etmektir. Ayrıca tasarım, bir hava aracı oluşturma düşüncesinin gerçek bir ürüne dönüştürülmeden önce ihtiyaçlara göre şekillenmesi olarak tanımlanabilir. Bir hava aracının tasarımı anlık olarak değil, aşamalar olarak karşımıza çıkmaktadır. Hava aracının tasarım aşamaları ise 3 evreye ayrılmaktadır [51]:

- Kavramsal tasarım
- Ön tasarım
- Detaylı tasarım aşamalarıdır.

2.1. Kavramsal Tasarım Aşaması

Kavramsal tasarım aşaması, genel olarak hava aracının görüntüsünün nasıl olacağı, tasarımın neler gerektirdiği, ağırlığının ve maliyetinin neler olması gerektiği gibi parametrelerin incelendiği aşamadır. Ayrıca bu aşamada incelenen parametrelerin değerlerinin belirlenerek tasarım hedefleri oluşturulmaktadır. Bu aşamada öncelikle bir hava aracı için yeni tasarım fikirleri ve menzil, faydalı yük türü ve kapasitesi, uçuş irtifası, kalkış ve iniş mesafesi, uçuş hızı gibi hava aracının gereklilikleri belirlenmektedir. Daha sonra hava aracı için havacılık terminolojisinde peçete arkası çizimi olarak adlandırılan eskizler oluşturulmaktadır. Oluşturulan eskizler sayesinde kanat, kuyruk, gövde geometrileri, iniş takımları ve tahrik sistemi gibi yapısal unsurlar hakkında bilgi sahibi olunabilmektedir. Hava aracının kalkış ağırlığı, boş ağırlığı, yakıt tüketimi tahminleri gerçekleştirilerek bir taslak oluşturulmaktadır. Oluşturulan taslak sayesinde boyutlandırma işleminin ilk aşaması gerçekleştirilmektedir. Böylelikle tahmini bir boyutlandırma işlemi gerçekleştirilmektedir [51]. Kavramsal tasarım aşamasından sonraki aşama ön tasarım aşamasıdır.

2.2. Ön Tasarım Aşaması

Ön tasarım aşaması, hemen hemen tasarımın durdurulduğu aşamadır. Bu aşamada yapılar ve hava aracı sistemleri ilgili kişiler tarafından tasarlanmaktadır ve test edilmektedir. Gerekli testleri gerçekleştirebilmek adına bu aşamada bir model oluşturulmaktadır. Ancak, bir hava aracının yapıları ve sistemleri farklı kişiler tarafından farklı lokasyonlarda tasarlanırsa yapılar ve sistemler arasındaki uyumu sağlamak gerekmektedir. Hava aracının dış yüzeyinin matematiksel hesaplamalar yaparak modellenmesi ve gereken uyum için çalışmalar gerçekleştirilmesi 'Lofting' olarak adlandırılmaktadır. Lofting işlemi ön tasarım aşamasındaki dikkat edilmesi gereken ana parametrelerden biridir [51].

Ön tasarım aşamasındaki asıl amaç hava aracı tasarımını, tam ölçekli model oluşturma ya da geliştirme olarak adlandırılan detaylı tasarım aşamasına hazırlamaktadır. Ayrıca, ön tasarım aşamasında hava aracının üretim süresi ve maliyeti hakkında tahminler gerçekleştirilmektedir [51]. Ön tasarım aşamasından sonraki aşama detaylı tasarım aşamasıdır.

2.3. Detaylı Tasarım Aşaması

Detaylı tasarım aşamasının bir diğer adı da üretim tasarımı aşamasıdır. Bu aşamada tam ölçekli imal edilecek gerçek parçalar detaylı bir şekilde tasarlanmaktadır. Aynı zamanda en küçük yapısal parçalardan başlanarak en son montaj haline kadar her parçanın nasıl üretileceğine karar verilmektedir. Hava aracının gerçek yapılarıyla sistemleri imal ve test edilir [51].

3. BÖLÜM

KAVRAMSAL TASARIM

3.1. Tasarım Öncesi Belirlenmesi Gereken Amaç

Kavramsal tasarım aşaması, bir ihtiyacın teknolojik kapasite ve maddi imkanlar dahilinde bir İHA üretilerek giderilip giderilemeyeceğine karar verilen aşamadır. Bu aşamada ihtiyacın giderilmesi için fikir ve düşünceler ortaya çıkarılır [52]. Kavramsal tasarım aşamasında öncelikle üretilmesi planlanan hava aracının bazı parametrelerinin belirlenmesi gerekmektedir. Bu parametreler içerisinde ilk belirlenmesi gereken amaçtır. Belirlenen amaç doğrultusunda görevi yerine getirecek olan sistem faydalı yük olarak adlandırılmaktadır. Bu çalışma kapsamında üretilmesi planlanan sabit kanatlı İHA'nın kullanım amacı sıvı ilaçlama ve gübrelemedir. Bu doğrultuda ilk olarak İHA'nın ilaçlama ve gübreleme görevini yerine getirecek püskürtme sisteminin belirlenmesi gerekmektedir. Ayrıca hava aracının yapısal özellikleri de faydalı yük dikkate alındığında değişiklik göstermesi gerekeceğinden faydalı yük ve/veya faydalı yük sisteminin belirlenmeye başlanması gerekmektedir.

Püskürtme sistemlerinin birbirlerine göre ağırlık, debi gibi farklı parametrelerde avantaj ve dezavantajlara sahip olması nedeniyle 3 farklı faydalı yük opsiyonu oluşturulmuştur. Oluşturulan püskürtme sistemleri testlere tabi tutularak ve ihtiyaçlar belirlendiğinde görev için uygunlukları değerlendirilerek aralarından uyumlu olanın seçimi gerçekleştirilir. Tasarıma dair detaylar ilerleyen bölümlerde ayrıca sunulmuştur.

3.2. İHA Gereklilikleri

Faydalı yük seçiminden sonra bu bölümde ağırlık tahmini ve boyutlandırma çalışmaları gerçekleştirilmelidir. Daha sonra İHA hakkında yapısal gereklilikler belirlenerek teknik çizimler gerçekleştirilmelidir. Teknik çizim kapsamında hava aracının hangi kanat

yapısını kullanacağı, boyutlandırmaların nasıl olacağı, gövde ve kuyruk yapısında hangi konfigürasyonların kullanılacağı belirlenmelidir. Ayrıca hava aracının uçuş menzili, uçuş irtifası ve ağırlık değerleri de belirlenmelidir.

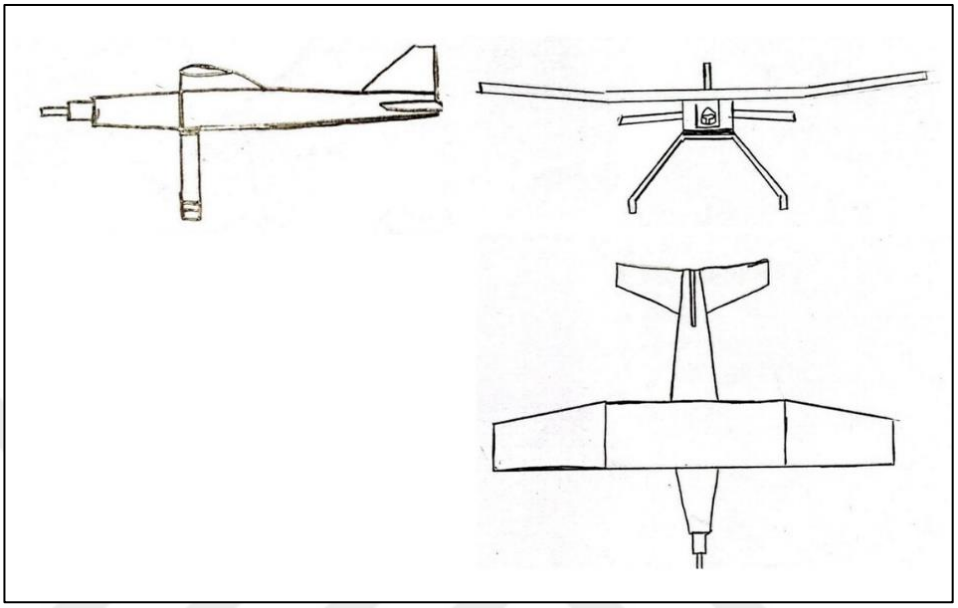
3.3. Genel Değerlendirme

Sıvı ilaçlama ve gübreleme maksadıyla kullanılacak bir sabit kanatlı İHA'nın öncelikle görev gereksinimleri düşünülmelidir. İlk olarak yapısal ve faydalı yük ağırlığı göz önüne alındığında toplam ağırlığının 6 kg olacağı tahmin edilmektedir. Toplam ağırlığın taşınabilmesi için yüksek taşıma katsayısına sahip bir kanat profili (airfoil) kullanılmalıdır. Kanatta oluşan taşıma kuvveti, dinamik basınç, kanat alanı ve taşıma katsayısının çarpımı ile hesaplanmaktadır. Dinamik basınç, hızın karesi ve yoğunluğun çarpımının yarısı alınarak hesaplanmaktadır. Kanat alanı, kanat açıklığı ve kord hattının çarpımı ile bulunmaktadır. Taşıma katsayısı ise tasarımda seçilen kanat profilinden elde edilmektedir [53]. Kavramsal tasarım aşamasında gerçekleştirilen tahmin sonrasında kanattan 6 kg taşıma elde edilmesi gerekmektedir. Belirtilen aşamada tahrik sisteminde kullanılacak motor seçilmediğinden dinamik basınç göz ardı edilerek hesaplama gerçekleştirilecektir.

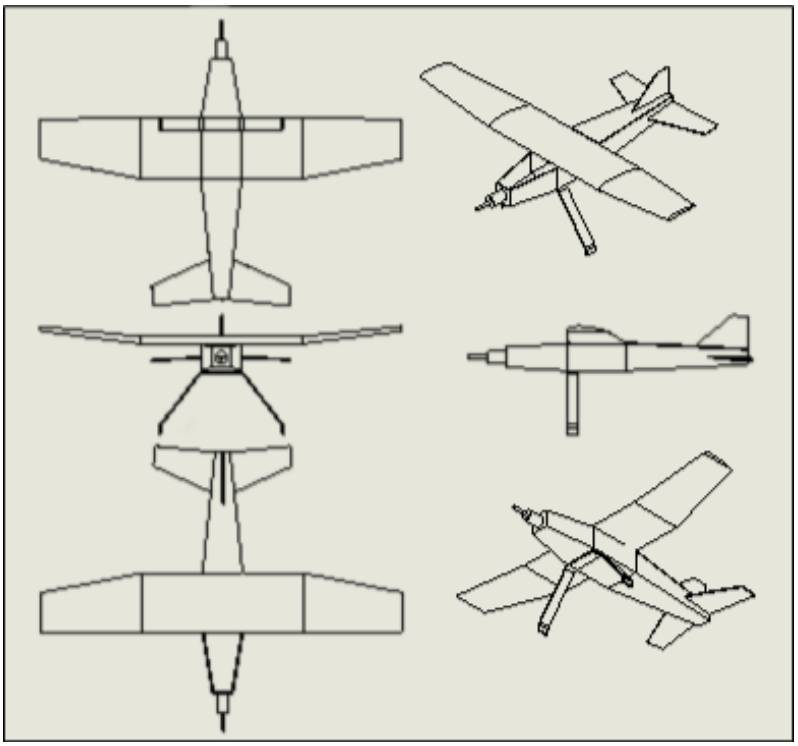
Kanatta 6 kg taşıma oluşturulması amaçlandığından taşımaya pozitif yönde katkı sağlaması amacıyla flap kullanılmasına karar verilmiştir [51]. Kalkış ve iniş esnasında kırım ve kazaya maruz kalma riskini indirgemek amacıyla üstten kanat kullanılmasına karar verilmiştir [54]. Tutunma kaybının azaltmak amacıyla kanatta dihedral açı kullanılmasına karar verilmiştir [53]. Nihai olarak kavramsal tasarım aşaması kapsamında 1750 gram faydalı yük kapasitesi olmasına, kanatta 6 kg taşıma üretilebilmesi adına 30 cm veter uzunluğuna ve 180 cm kanat açıklığına sahip olmasına karar verilmiştir. Çalışmayan ilerleyen kısımlarında kanat profili belirlenecektir ve profilin taşıma katsayısı da hesaba katılacaktır.

Verilen kararlar sonrasında İHA'nın eskizleri çizilmiş ve Şekil 1'de sunulmuştur. Şekil 1'de yer alan ve numaralar ile ifade edilen el eskizlerinde 1 numara İHA'nın önden görünümünü sunmaktadır. 2 numara İHA'nın soldan görünümünü sunmaktadır ve 3 numara ise hava aracının üstten görünümünü sunmaktadır. Ayrıca hava aracının yapısı hakkında alınan kararların açıklamaları ve nedenleri tasarım aşamalarının sonraki basamaklarında detaylı bir şekilde açıklanacaktır. Ayrıca çalışma kapsamında üretilen

İHA için kavramsal tasarım aşamasında belirlenen parametreler yardımıyla eskizlere ek olarak dijital ortamda da teknik çizimler gerçekleştirilmiştir. Şekil 2'de üretilen İHA'nın kavramsal tasarım evresindeki teknik çizimleri sunulmuştur.



Şekil 1. İHA'nın kavramsal tasarım çizimleri



Şekil 2. İHA'nın teknik çizimi

4. BÖLÜM

ÖN TASARIM

4.1. Ön Tasarım Evresi Gereklilikleri

Ön tasarım evresinde öncelikli olarak hava aracının görünümünün büyük oranda belirlenmesi için yapısal parçalarının tasarımları gerçekleştirilmektedir. Gerektiği durumlarda hava aracının parçalarının test edilmesi, maliyet tahminleri ve analizler gerçekleştirilir. Testler, analizler ve tahminler sonucunda hava aracının belirlenen parametrelerinde köklü değişikler veya kesin kararlar gerçekleştirilebilmektedir. Belirli bir noktadan sonra da tasarım değişiklikleri durdurulur [21], [51], [52].

4.2. Kanat Geometri Seçimi

Hava aracının tasarımında, kanat tasarımı oldukça önemli bir yer tutmaktadır. Bu sebeple kanat tasarımı gerçekleştirilirken farklı parametreler incelenmedir. Her bir parametrenin hesaplanması ve tespitlerinin yapılması gerekmektedir. Bahsi geçen parametreler aşağıda sıralanmıştır ve çalışmanın ilerleyen kısımlarında detaylandırılmıştır [54]:

- Kanat planform alanı
- Kanat sayısı
- Kanadın gövde üzerinde dikey yerleşim pozisyonu
- Kanadın gövdeye göre yatay konumu
- Kanat profili (airfoil yapı)
- Açıklık oranı
- Koniklik oranı
- Kanat ucu kordu

- Kanat kökü kordu
- Ortalama aerodinamik kordu
- Açıklık
- Burkulma açısı
- Ok (süpürme) açısı
- Dihedral açısı
- Kanat Bağlantı (İnsidans) açısı
- Yüksek taşıma araçları
- Aileron
- Kanat aksesuarları.

4.2.1. Kanat Profil (Airfoil):

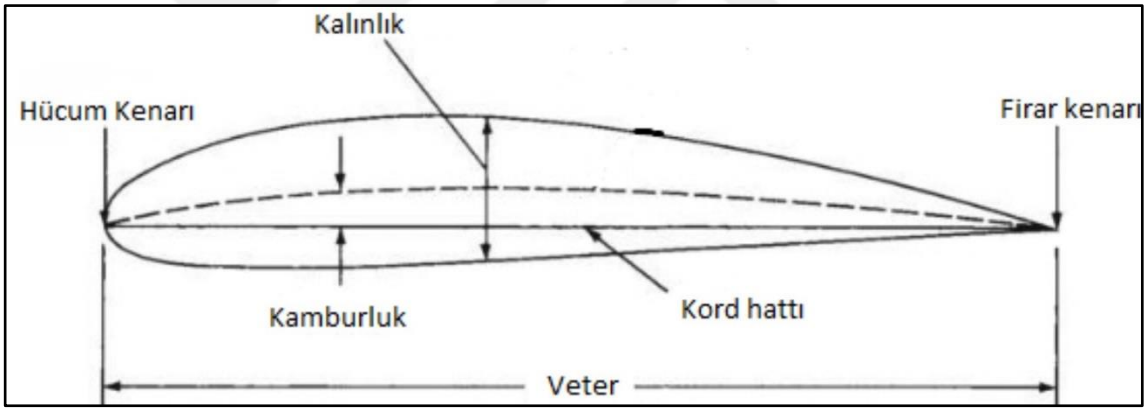
Sabit kanatlı hava araçlarında taşıma kuvveti kanatlardan elde edilmektedir. Kanatlar ise bu taşıma kuvvetini sahip oldukları kanat profili sayesinde oluşturmaktadır. Kanat profili birçok açıdan hava aracının en değerli kriterdir. Herhangi bir kanat, uçuş rejimine bağlı olarak, uçuş doğrultusuna paralel bir şekilde konumlandırıldığında gövde doğrultusunda kesilerek kanat profil yapısı görülebilmektedir. Kanat profili, hava aracı uçuş gerçekleştirirken seyir hızı, kalkış ve iniş mesafesi, stall hızı gibi parametrelere etki etmektedir. Hava aracının kanat profili ile görevinin uyumu önem arz etmektedir [51], [54], [55]. Bu sebeple hava aracında kullanılacak kanat profilinin seçimi göreve en uygun şekilde olmalıdır.

Kanat profilinin tespit edilebilmesi için yeni bir model tasarlamak veya tasarlanmış modeller arasından seçim yapmak gerekmektedir. Ancak, yeni bir model kanat profili tasarlanması rüzgâr tüneli testleri ve yüksek miktarda tecrübe gerektirdiğinden oldukça maliyetlidir [54]. Hava aracında yeni bir kanat profili modeli tasarlamanın yanında getirdiği zorluklardan dolayı bir diğer seçenek olan önceden tasarlanmış hazır kanat profil yapıları kullanılmıştır.

Gerçekleştirilen literatür taramasında yaygın olarak NACA kanat profilleri ve Eppler kanat profillerinin kullanımı ile karşılaşılmıştır. Kanat profil yapıları kalkış, dönüş, manevra ve iniş gibi hareketlerin tamamını içeren uçuş süresinde tamamen etkilidirler [51], [54]. Kanat profillerinin sahip olduğu geometrik yapı nedeniyle uçuşa doğrudan etki etmektedirler. Kanat profil seçimi yapılırken bu geometrik yapıda bulunan

parametreler göreve uygunluk açısından değerlendirilmektedir. Kanat profilinin geometrik yapısında bulunan parametreler aşağıda sıralanarak kısaca açıklanmıştır ve Şekil 3'te sunulmuştur [51], [52];

- *Hücum kenarı:* Kanat profilinin uçuş doğrultusunda yer alan en öndeki kısımdır.
- *Firar kenarı:* Kanat profilinin uçuş doğrultusunda yer alan en arkadaki kısımdır.
- *Veter (Kord hattı):* Hücum ve firar kenarlarını birleştiren doğruya verilen isimdir.
- *Kamburluk:* Kanat profilinin alt ve üst yüzeylerinden merkeze doğru eşit uzaklıktaki noktaların birleştirilmesiyle oluşturulan eğriye verilen isimdir.
- *Kalınlık:* Kanat profilinin üst ve alt yüzeyi arasında veter hattına dik çekilerek elde edilen mesafedir. Kalınlığı %6' dan az olan profiller ince profil, %10-14 arasında olan profiller orta kalınlıkta profil, %14'ten büyük olan profiller ise kalın profil olarak adlandırılmaktadır.



Şekil 3. Kanat profil yapısının kesit alanı ve yapısında bulunan parametreler

Kanat profili seçilirken yalnızca yapının sahip olduğu geometrik şeklin özelliklerinden değil, aynı zamanda yapının grafiklerini inceleyerek bilgiler almak gereklidir. Bir kanat profilinin performansını ve hakkındaki bilgileri aşağıdaki tablolara bakarak öğrenebilmekteyiz [54]:

- Taşıma katsayısının hücum açısına göre değişimini gösteren tablo,
- Yunuslama momentinin çeyrek kord katsayısının hücum açısına göre değişimlerini gösteren tablo,
- Taşıma katsayısına göre aerodinamik merkez etrafındaki yunuslama momenti katsayısını gösteren tablo,

- Taşıma katsayısına göre sürükleme katsayısının değişimini gösteren tablo,
- Taşıma ve sürükleme oranının hücum açısına göre değişimini gösteren tablo kanat profili için kritik özelliklere sahiptir. Kanat profili seçiminde öncelikli olarak bahsi geçen tablolar incelenmelidir.

Bir kanat profilinin seçilmesi hava aracı tasarımının bir parçasıdır. Hava aracının gereksinimlerinin belirlenmesi ile bu tasarım başlar. Ayrıca uçuşa elverişlilik, yapısal parçalar, üretilebilirlik ve maliyet gereksinimleri gibi diğer gereksinimler de dikkate alınmaktadır. Kanat profilinin seçimi gerçekleştirilirken dikkat edilmesi gerek hususlar aşağıda listelenmiştir [54];

- Göreve uygun olacak şekilde en yüksek taşıma katsayısına sahip kanat profili,
- Göreve uygun olacak şekilde fikir ya da tasarıma sahip taşıma katsayısı,
- En düşük sürükleme katsayısına sahip kanat profili,
- En yüksek taşıma/sürükleme oranına sahip kanat profili,
- En yüksek taşıma eğrisi eğimine sahip kanat profili,
- En düşük yunuslama momentine sahip kanat profili,
- Uygun stall karakteristiğine sahip kanat profili,
- Fiziksel olarak güçlendirilebilir olmalı,
- Kesit elde edilebilir olmalı,
- Mali gereklilikler dikkate alınmalı.

Bir kanat yapısında, taşımayı oluşturan en önemli unsur kanat profilinin kamburluğudur. Kamburluğun artması ile bütün hücum açılarında taşıma artmaktadır [56]. Bu sebeple hava aracında kullanılacak kanat profilinin seçilmesi için pozitif kamburluğa sahip olan kanat profilleri yapılar incelenmiştir. Güleren ve ark., [57], tarafından gerçekleştirilen çalışmada EPPLER 625, EPPLER 664, CLARK Y, Eiffel 10 (Wright), FX69-PR-281 ve NACA Munk M4 olmak üzere 6 farklı kanat profili arasında, CL-Hücum açısı (α) ve CL/CD–Hücum açısı (α) değişimleri incelenmiştir. İncelenen profiller arasında NACA Munk M4, Eiffel 10 (Wright), Clark Y, EPPLER 625 isimli bu 4 profil pozitif kambura sahiptir. Yazarlar tarafından pozitif kamburlu kanat profilleri üzerine yapılan incelemeler sonucunda hücum açısı ve CL/CD değişimi göz önüne alınmıştır. Elde edilen sonuçlar belirlenen hücum açıları Tablo 4 ile sunulmuştur. Yazarlar tarafından gerçekleştirilen

çalışmada 6 farklı kanat profili üzerinde çalışma gerçekleştirilmiştir. Tablo 4 içerisinde pozitif kamburluğa sahip kanat profilleri için elde edilen sonuçlar yer almaktadır.

Tablo 4. CL/CD katsayısının hücum açısıyla değişimi

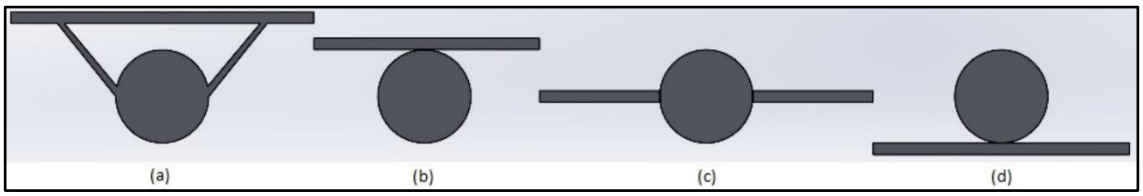
Hücum Açısı / Kanat Profili	**0°**	**5°**	**10°**	**15°**
Eppler 625	15	50	55	20
Clark Y	30	62	60	30
Munk M4	20	58	40	-
Eiffel 10	23	25	-	-

Tablo 4'de yazarlar tarafından gerçekleştirilen çalışmadan elde edilen sonuçlar incelendiğinde CLARK Y kanat profili seçilen kanat profilleri arasında en iyi performansa sahip olduğu görülmüştür [57]. Üretilen İHA'nın asli görevinin zirai sıvı taşıma ve püskürtme olması esas alındığında CL değerinin yüksek performansa sahip olması gereken bir kanat profili kullanılması gerekmektedir. Bu nedenle çalışma kapsamında üretilecek İHA'nın kanat profilinin CLARK Y olmasına karar verilmiştir.

4.2.2. Kanat Yapı Şekilleri

İHA'da kullanılmak üzere kanat profili seçildikten sonra kanat profiline uygun olarak kanat üretilmiştir. Üretilen kanadın yapısal özellikleri de uçuşu doğrudan etkilemektedir. Kanat yapı şekillerinde ilk önce kanat sayısı belirlenerek başlanmalıdır. Üretilen hava aracında ağırlık, kontrol kolaylığı ve maliyet gibi etkenler göz önünde bulundurulduğunda yalnızca bir adet kanat kullanılmaya karar verilmektedir. Kanat tasarımında daha sonra ise kanadın dikey olarak gövde üzerine yerleşimine karar verilmelidir. Kanat dikey yerleşimi için parasol, üstten, ortadan ve alttan kanat olmak

üzere 4 farklı yerleşim çeşidi mevcuttur. Şekil 4'te temsili olarak, hava araçlarında dikey yerleşimine göre kanat yapıları sunulmuştur. (a) ile belirtilen kanat yerleşimi çeşidine parasol kanat, (b) ile belirtilen kanat yerleşimi çeşidine üstten kanat, (c) ile belirtilen kanat yerleşim çeşidine ortadan kanat, (d) ile belirtilen kanat yerleşim çeşidine ise alttan kanat ismi verilmektedir.



Şekil 4. Dikey yerleşimine göre kanat yapıları

Dikey yerleşimine göre bütün çeşitlerin kendi içinde avantajları ve dezavantajları aşağıda özet olarak sunulmuştur.

Üstten kanadın avantajları [51], [52], [54]:

- Motorları kanat üzerinde konumlandırılan bir hava aracında gövdenin daha fazla yere yakın olmasına olanak sağlamaktadır. Böylelikle faydalı yük yüklenmesini kolaylaştırmaktadır.
- Hava aracına daha kısa kalkış ve iniş mesafesi sunmaktadır. Ayrıca daha kısa iniş takımı kullanılmasına olanak sağladığı için ağırlıktan tasarruf sağlamaktadır.
- Pozitif yönde kararlılığa etkiye sahiptir.
- Daha düşük parazit drag değerine sahiptir.
- Kanat üzerinde yapısal olarak bir nesne bulunmadığından daha yüksek taşıma kuvveti oluşturmaktadır.
- Yüksek taşıma kuvvetinden dolayı düşük stall açısına sahiptir.
- Gövde alt bölümünün şeklinin daha düzgün olmasına olanak sağlamaktadır.
- Ortadan kanat yapısına göre kısmen daha hafiftir.

Üstten kanadın dezavantajları [51], [52], [54]:

- Ortadan kanat ile kıyaslandığında daha fazla ön alana sahip olduğundan dolayı daha fazla sürükleme üretmektedir.
- Yüksek taşıma kuvvetinden dolayı daha fazla indüklenmiş drag oluşturur.
- Alttan kanada göre kısmen daha ağırdır.

- Tırmanış ya da dönüş gibi uçuş bölümlerinde pilotun görüşünü olumsuz bir şekilde etkilemektedir.

Parasol kanat çeşidi üstten kanadın sağladığı avantaj ve dezavantajların aynısını sağlamaktadır. Ancak tek fark payandalar ile hava aracının gövdesine bağlandığından dolayı daha ağır bir yapıdadır [54].

Ortadan kanat incelendiğinde yaygın olarak üstten ve alttan kanat yapısı özelliklerinin orta değerlerine sahip olduğu görülmektedir. Ek olarak ortadan kanat yapısının sahip olduğu avantaj ve dezavantajlar aşağıda sunulmaktadır [51], [52], [54]:

- Kanadın, gövdeyle birleşim yerinde ilave bir alan oluşturmadığından sürüklemesi en az olan kanat yerleşim şeklidir.
- Yüksek manevra kabiliyetine sahiptir.
- Pilot görüşüne herhangi bir kısıtlama getirmemektedir.
- Gövde içerisinden geçen kanat bağlantıları gövde içerisindeki faydalı yük alanının kullanımını zorlaştırmaktadır.

Alttan kanadın avantajları [52], [54]:

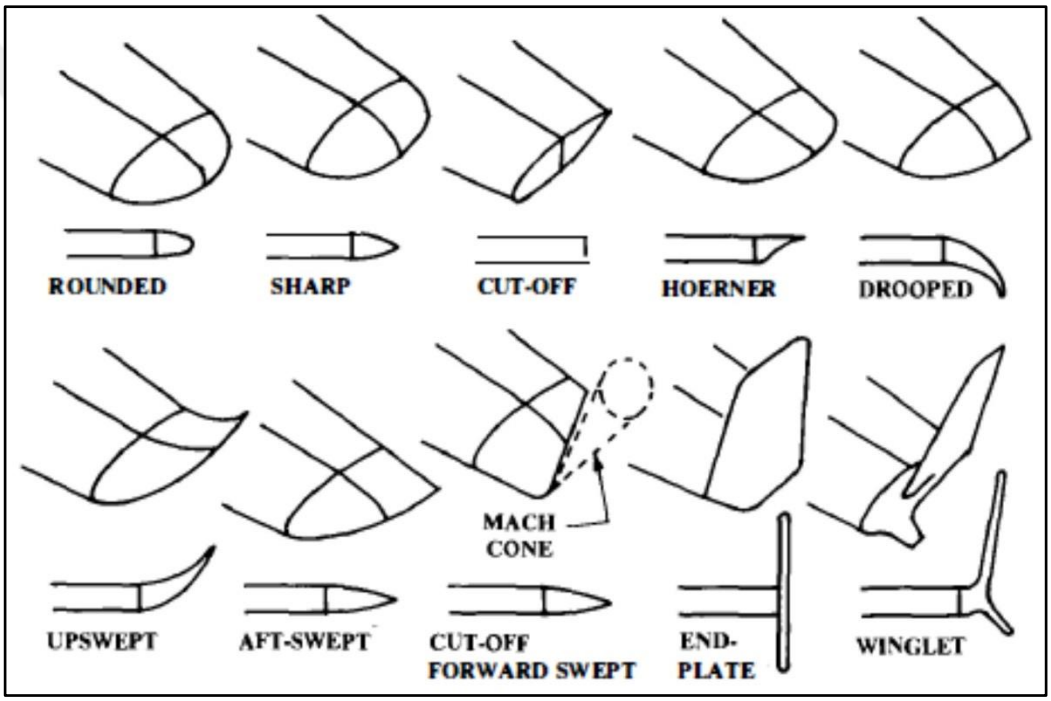
- Hava aracının kalkış performansı üstten kanada göre daha iyidir.
- Üstten kanada oranla daha hafif yapıdadır.
- Kanat dikmelerine ihtiyaç yoktur.
- Düşük indüklenmiş sürüklemeye sahiptir.

Alttan kanadın dezavantajları [52], [54]:

- Daha uzun kalkış ve iniş mesafesine sahiptir.
- Stall hızı daha yüksektir.
- Ayrıca alttan kanatlı uçaklarda kanat yapısına kalkış ve inişte yere vurma riskine karşı gereğinden fazla dihedral açısı verilme ihtiyacı doğurabilir. Bu da yanal kararlılığı artırıp uzunlamasına eksende oluşan salınım hareketi dutch roll oluşturabilmektedir.

Kararlılığa pozitif yönde etki etmesinden, kısa iniş ve kalkış mesafesine sahip olmasından, daha düşük parazit drag değerine sahip olması gibi avantajlarından dolayı üretilen İHA için üstten kanat seçilmiştir.

Kanat ucu geometrisi de hava aracı tasarımında dikkat edilmesi gereken hususlardandır. Kanat ucu geometrisi, hava aracının ıslak alan hesabını çok az da olsa etkilemektedir. Daha da önemlisi kanat ucu geometrisi, kanat ucunda oluşan olumsuz hava akımlarını etkilemektedir. Kanat ucu girdapları ve dolayısıyla indüklenmiş sürüklemeyi azaltmaya yardımcı olmaktadır. Şekil 5'te kanat ucu geometri çeşitlerinin görünümleri sunulmuştur.



Şekil 5. Kanat ucu geometri çeşitleri [51]

Kanat ucu tipleri ve kısa açıklamaları aşağıda sunulmuştur [51], [52]

- *Rounded tip:* Kanat uçarından hava kaçışları mümkündür. Sürükleme kuvveti ve kanat verimliliği konusunda negatif etkiye sahiptir.
- *Sharp tip:* Yaygın kullanıma sahiptir. Sürükleme kuvvetini azaltmaktadır.
- *Cut off tip:* Rounded tipe benzer şekilde ama daha az negatif etkiye sahiptir.
- *Hoerner tip:* Yaygın şekilde kullanılmaktadır ve sürüklemeyi önemli derecede azaltmaktadır.
- *Drooped, Upswept ve Aftswept tip:* sürükleme kuvvetini artırmaktadır. Fakat eksenel yük artışına sebep olmaktadır.

- *Cut off forward swept tip:* Genelde ses üstü uçuşlarda kullanılır. Eksenel yükleri azaltmakta kullanılır.
- *End plate tip:* Sürüklemeyi azaltır fakat yüzey sürüklenmesini artırmaktadır.
- *Winglet tip:* Ekstra taşıma kuvveti sağlamaktadır. Sürüklemeyi azaltmaktadır.

Kanat ucu tasarımında üretim kolaylığı ve ihtiyaçlar göz önüne getirildiğinde 'Hoerner tipi' kanat ucu kullanılmaya karar verilmiştir.

Kanat bağlantı (insidans) açısı; Kanat veterinin gövde merkez hattı ile yaptığı açıya verilen isimdir. Kanat, uçuş esnasında istenilen taşıma katsayısını üretebilmelidir ve en az sürüklemeyi oluşturmalıdır. Belirtilen sebeple kanat bağlantı açısının yaklaşık 4 derece olmasına karar verilmiştir [54].

Kanat açıklık oranı; Kanat açıklığının veter hattının uzunluğuna bölünmesi ile bulunmaktadır. Teoride kanat açıklık oranı arttıkça taşıma katsayısı da artmaktadır. Kanat açıklık oranı arttıkça taşıma katsayısı da artar. Ancak, açıklık oranın artması kanat ağırlığını ve maliyeti de artırmaktadır. Kanat açıklık oranı arttıkça manevra kabiliyeti azalacaktır. Kanat açıklık oranın artması üretimi de zorlaştırmaktadır [51], [52], [54].

Koniklik oranı, kanat ucu kord hattı/kanat kökü kord hattına oranı vermektedir. Taşıma kuvvetinin dağılımı değiştirmektedir. Koniklik arttıkça maliyet de artmaktadır. Koniklik kanat ağırlığını azaltacaktır. Kanat kökünde daha düşük bir burkulma kuvveti oluşturmaktadır [51], [52], [54].

Ok Açısı; Ses üstü hızlarda uçuş gerçekleştiren hava aracının kanatları üzerinde oluşan şok etkisini azaltmak amacıyla kullanılmaktadır. Ses üstü uçuşlarda aerodinamik özellikleri iyileştirmektedir. Hava aracının ağırlık merkezini değiştirmektedir. Yanal kararlılığı artırmaktadır. Pilot görüşünü artırmak için kullanılmaktadır. Kanat ucunda stall oluşturmaktadır ve kanat bükülmesi gibi tehlikeli olaylara sebebiyet verebilmektedir. Hava aracının 0.3'ten daha düşük bir Mach değerine sahip olması durumunda ok açısının dezavantajları sağlayacağı avantajlardan daha fazladır [51], [52], [54].

Burkulma açısı; Kanat ucunda oluşan stall durumunu önlemek için kullanılmaktadır. Taşıma dağılımını eliptik bir dağılıma dönüştürmek amaçlanmaktadır. Fakat taşımada azalma oluşturmaktadır [54].

Dihedral açısı; Hava aracının yanlamasına kararlılığı iyileştirmek için kullanılmaktadır. Hava araçlarının kanatlarının yatay eksen ile belli bir açı yapması dihedral açı olarak isimlendirilmektedir. Bağlandığı noktadan yukarı doğru açı yapan kanat pozitif dihedral, tam tersi şekilde bağlandığı noktadan aşağı doğru açı yapan kanat ise negatif dihedral olarak adlandırılmaktadır. Dihedral açısının uygulandığı kanadın planform alanı azalmaktadır. Pozitif dihedral açısı aynı zamanda dutch roll hareketini sönümlemektedir. Negatif dihedral açısı, ok açısı ve dikey pozisyonu dengelemektedir. Yaklaşık olarak 1 derecelik dihedral açısı 10 derecelik ok açısının sağladığı kararlılığı sağlamaktadır [51] – [53].

Yüksek taşıma aygıtları; İki temel kategoriye ayrılmaktadır ve isminden de anlaşılacağı üzere taşıma kuvvetini artırmak için kullanılmaktadır. İlk kategori hücum kenarında bulunan yüksek taşıma aygıtları olarak adlandırılmaktadır. İkinci kategori ise firar kenarında bulunan yüksek taşıma aygıtları olarak adlandırılmaktadır [51], [54].

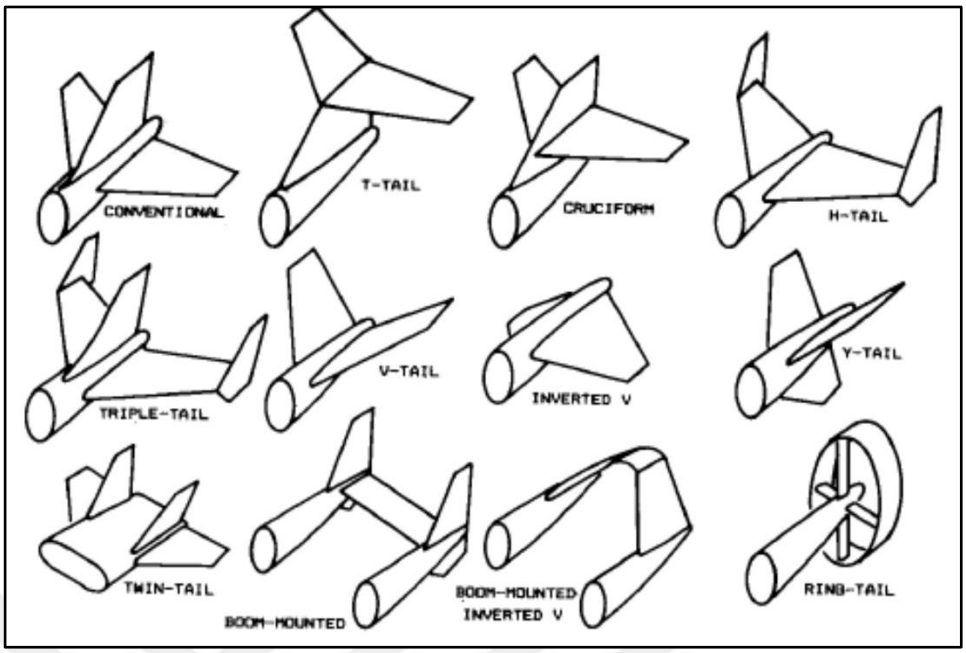
Aileron; Görünüş olarak flaplara oldukça fazla benzemektedir. Flaplar eş zamanlı ve aynı yönde çalışmaktadır. Aileronlar ise eş zamanlı fakat zıt yönde çalışmaktadır. Yanal kontrolleri sağlamak amacıyla kullanılmaktadır [51], [54].

4.3. Kuyruk Geometri Seçimi

Kuyruk yapısının hava aracında temel 3 adet işlevi bulunmaktadır. Bunlar trim, yanal ve doğrusal kararlılık ve kontroldür [51].

4.3.1. Kuyruk Çeşitleri

Farklı farklı kuyruk geometri çeşitleri bulunmaktadır. Şekil 6'da kuyruk geometri çeşitleri sunulmuştur.



Şekil 6. Kuyruk geometri çeşitleri [51]

Kuyruk geometri çeşitleri aşağıda listelenmiştir [51], [54]:

- *Conventional:* Çok yaygın bir şekilde kullanılmaktadır. Düşük miktarda ağırlıkla kontrol ve kararlılık için yeterli olmaktadır.
- *T-tail:* Konvansiyonel kuyruk tipine göre daha ağırdır. Kanat ve gövdenin neden olduğu havadaki olumsuz durumdan etkilenmez.
- *Cruciform:* Konvansiyonel kuyruk ve T kuyruk arasında bir yapıya sahiptir.
- *H-tail:* Konvansiyonel kuyruk çeşidine göre daha ağırdır. Dikey kuyruk yatay kuyruğun uç girdaplarını azaltmaktadır ve daha kısa kuyruk yapımına müsaade etmektedir.
- *Triple-tail:* Dikey stabilizenin boyutunu kısaltmak için genelde tercih edilmektedir. Hava araçlarının hangara girişini kolaylaştırmaktadır.
- *V-tail:* Islak alanı azaltmak için düşünülmüştür. Hem yatay hem de dikey kuyruk ihtiyacı bu tip ile sağlanmaktadır. Fakat dikey ve yatay kuyruk ayrı ayrı kullanılamadığından dolayı kontrol açısından zordur.
- *Twin-tail:* Yükseklik açısından avantaj sağlayarak daha alçak bir kuyruk kullanımını sağlar. Fakat eş kanat alanına sahip klasik kuyruğa göre ağırlığı fazladır.

Her bir kuyruk çeşidi farklı özelliklere sahiptir. Üretilen İHA'da hafiflik ve üretim kolaylığı ihtiyacı oluşmasından dolayı konvansiyonel (klasik) kuyruk kullanılması tercih edilmiştir. Ancak, kararlılığa olumlu yönde katkı sağlaması açısından aynı zamanda yatay stabilizelere 3 derecelik aşağı yönlü açı verilmiştir [51].

4.4. Gövde Tasarımı ve Faydalı Yük Yerleşimi

4.4.1. Faydalı Yük Belirlenmesi

Üretilen İHA, zirai sıvı taşıyacak ve taşıdığı sıvıyı püskürtecek bir göreve sahiptir. Bu sebeple faydalı yük kapsamında zirai sıvıyı İHA içerisinde depolayacak ve depolanan sıvıyı püskürtecek bir sistem olmalıdır. Faydalı yük kapsamında 3 farklı sistem oluşturulmuştur. Oluşturulan sistemler aşağıda detaylı bir halde sunulmuştur.

- Bir numaralı püskürtme sistemi içerisinde sıvı pompası, tahrik için batarya, sıvı iletim hortumları, pompa kontrolü için elektronik hız kontrolcüsü, sıvı deposu ve nozul bulunmaktadır. Faydalı yük sisteminin ağırlığı İHA tasarımında çok önemli olduğundan her bir ürünün ağırlığı tek tek ölçülmüştür. Ölçümler sonrasında yaklaşık olarak pompa ağırlığı 465 gr, batarya 180 gr, sıvı iletim hortumları ağırlığı 120 gr, elektronik hız kontrolcüsü 85 gr, sıvı deposu için 15 gr ve nozul ağırlığı 85 gr olarak görülmüştür. Sıvı deposu içerisinde püskürtme deneylerinde kullanılmak üzere 500 ml su kullanılması planlanmaktadır. Suyun yoğunluğundan dolayı 500 gr sıvı ağırlığı oluşacaktır. Totalde faydalı yük sistemimiz ortalama olarak 1450 gr ağırlığa sahip olacaktır. Kavramsal tasarım evresinde, sistem ürünlerinin ihtiyaca binaen değişkenlik gösterebilme ihtimaline karşı bir numaralı sistem ağırlığı 1750 gr olarak hesaplamalara alınmıştır.

- İki numaralı püskürtme sisteminde sıvı pompası, tahrik için batarya, sıvı iletim hortumları, pompa kontrolü için elektronik hız kontrolcüsü, sıvı deposu ve nozul bulunmaktadır. İkinci faydalı yük sistemimizin her bir biriminin ağırlığı ölçülmüştür. Gerçekleştirilen ölçümler sonrasında yaklaşık olarak sıvı pompasının ağırlığı 110 gr, batarya 50 gr, sıvı iletim hortumları ağırlığı 120 gr, elektronik hız kontrolcüsü 85 gr, sıvı deposu için 15 gr ve nozul ağırlığı 85 gr olarak ölçülmüştür. Sıvı deposu içerisinde püskürtme deneylerinde 500 ml su kullanılması planlanmaktadır. Suyun yoğunluğundan dolayı 500 gr sıvı ağırlığı

oluşacaktır. Totalde faydalı yük sistemimiz ortalama olarak 965 gr ağırlığa sahip olacaktır. Kavramsal tasarım evresinde, sistem ürünlerinin ihtiyaca binaen değişkenlik gösterebilme ihtimaline karşı iki numaralı sistem ağırlığı 1200 gr olarak alınmıştır.

- Üç numaralı püskürtme sisteminde sıvı pompası, tahrik için batarya, sıvı iletim hortumları, pompa kontrolü için elektronik hız kontrolcüsü, sıvı deposu ve nozul bulunmaktadır. Üçüncü faydalı yük sistemimizin her bir biriminin ağırlığı ölçülmüştür. Gerçekleştirilen ölçümler sonrasında yaklaşık olarak sıvı pompasının ağırlığı 80 gr, batarya 50 gr, sıvı iletim hortumları ağırlığı 80 gr, elektronik hız kontrolcüsü 85 gr, sıvı deposu için 40 gr ve nozul ağırlığı 75 gr olarak ölçülmüştür. Sıvı deposu içerisinde püskürtme deneylerinde 500 ml su kullanılması planlanmaktadır. Suyun yoğunluğundan dolayı 500 gr sıvı ağırlığı oluşacaktır. Totalde faydalı yük sistemimiz ortalama olarak 910 gr ağırlığa sahip olacaktır. Kavramsal tasarım evresinde, sistem ürünlerinin ihtiyaca binaen değişkenlik gösterebilme ihtimaline karşı üç numaralı sistem ağırlığı 1100 gr olarak alınmıştır.

Oluşturulan seçenekler sonrasında faydalı yük sisteminin asgari olarak birer adet sıvı pompası, sıvı deposu, batarya, nozul ve sıvı iletim hortumuna sahip olmasına karar verilmiştir. Daha sonra faydalı yük sisteminde sahip olduğu düşük toplam ağırlık sebebiyle üç numaralı püskürtme sisteminin kullanılmasına karar verilmiştir.

4.4.2. Gövde Tasarımı

Gövde tasarımında belirleyici en önemli etken faydalı yük sisteminin tasarımı ve yerleşimidir. Faydalı yük tasarımının yerleşimi gerçekleştirildikten sonra İHA'nın uçabilmesi için gereken ekipmanların da yerleşimi gerçekleştirilmelidir. Her iki yerleşim de gerçekleştirildikten sonra gövde tasarımında değişiklikler gerçekleştirilerek nihai tasarıma ulaşılmalıdır.

Faydalı yük sistemi depo, pompa, ESC, batarya, sıvı iletim hortumları ve nozuldan oluşmaktadır. Faydalı yük sisteminde kullanılacak ürünlerin tasarımları kabaca katı çizim programlarında oluşturulmuş ve ortalama bir yerleşim gerçekleştirilmiştir.

4.5. İtki ve Ağırlık Oranı, Kanat Yüklenmesi Seçimi

4.5.1. İtki ve Ağırlığın Oranlanması

İtki ve ağırlık oranlanmasında dikkat edilmesi gereken husus öncelikle ağırlığın tahmin edilmesi ve ağırlığa uygun itkinin elde edilmesidir. Hava aracının ağırlığının belirlenmesi öncelikle faydalı yük miktarı ile gerçekleştirilmektedir. Zirai ilaçlama ve gübreleme sıvısını püskürtecek sistem tüm parçaları ile en fazla 1150 gram olarak öngörülmektedir. 1150 gram faydalı yük sistemini taşıması planlanan hava aracının ağırlığı ise 4000 gram olarak tahmin edilmiştir. Öngörümler sonrasında hava aracının toplam ağırlığı 5750 gram olarak belirlenmiştir. Üretim aşamasında veya uçuş esnasında karşılaşılabilecek olumsuz durumlara önlem olması amacıyla toplam ağırlık 6000 gram olarak değerlendirilmiştir.

Toplam ağırlığın 6000 gram olarak değerlendirilmesinden sonra İHA'nın uçabilmesi için tahrik sisteminin de 6000 gram ağırlığı taşıyabilecek düzeyde olması gerekmektedir.

4.5.2. Kanat Yüklenmesinin Belirlenmesi

Kanat yüklenmesi stall hızını, tırmanma hızını, dönüş hızını, kalkış ve iniş mesafelerini etkileyen önemli bir parametredir. Kanat yüklenmesi hesabı hava aracının ağırlığının kanat alanına bölümü ile hesaplanmaktadır [51]. Belirtilen sebeple İHA'nın üretimi gerçekleştirildikten sonra kanat yüklenmesinin hesabı gerçekleştirilmiştir. Çalışma kapsamında üretilen İHA'nın kanat alanı 4600 cm^2 olarak hesaplanmıştır. Ardından çalışma kapsamında üretilen İHA'nın toplam ağırlığı 3735 gram olarak ölçülmüştür ve hesaplamalara 3800 gram olarak alınmıştır. Kanat alanı hesaplaması ve İHA'nın ağırlığının belirlenmesi sonrasında kanat yüklenmesi 0,82608 g/cm^2 olarak hesaplanmıştır. Gerçekleştirilen hesaplama Denklem 1 ile ifade edilmiştir.

Denklem 1: $\frac{Toplam\ Ağırlık}{Kanat\ Alanı} = \frac{3800\ gram}{4600\ cm^2} = 0{,}82608\ \text{g}/cm^2$

4.6. Tahrik Sistemi Yapılarının Belirlenmesi

Sabit kanatlı insansız hava araçları, ileri yönde hareket edebilmesi ve bu hareketine bağlı olarak taşıma kuvveti oluşturabilmesi için tahrik sistemine ihtiyaç duymaktadır. Ayrıca, insansız hava araçlarının ağırlık, irtifa, hız gibi parametrelerinden dolayı da farklı gereksinimleri karşılayan tahrik sistemlerine ihtiyaç duyulmaktadır. Bu ihtiyaçların giderilebilmesi için de birçok farklı tahrik sistemi hali hazırda İHA'lar üzerinde kullanılmaktadır. Bahsi geçen farklı tahrik sistemlerinden birkaçı, avantajları ve dezavantajları ile birlikte aşağıda sunulmuştur [58], [59], [60], [61], [62], [63]:

- *Piston motorlu tahrik sistemi:* Bu tahrik sistemi içten yanmalı motorlu tahrik sistemi olarak da adlandırılabilmektedirler. Pistonlu motorlar güç, ağırlık, verimlilik gibi birçok farklı parametreye göre çeşitli geometride ve düzenlemelerde olabilmektedirler. Bütün bu çeşitler en başta 2 zamanlı ve 4 zamanlı pistonlu motor olmak kaydıyla ikiye ayrılmaktadırlar. 2 zamanlı pistonlu motorlar hava soğutmalı olduklarından herhangi bir soğutma sistemine ihtiyaç duymamaktadırlar. Basit bir teknolojiye sahip olmaları ve küçük boyut gibi avantajları bulunmaktadır. Bu tahrik sisteminde yanma odasına giren yakıt ve hava miktarı yakıt-hava karışımını belirlemektedir. Yüksek irtifalarda oksijen oranının az olması da yakıt hava karışımını olumsuz etkilemektedir. Bu sebeple yüksek irtifalarda İHA'nın çalışmasına engel teşkil etmektedir. Ayrıca çalışma esnasında yüksek seviyede gürültü çıkarmaktadırlar ve fazla miktarda vibrasyon oluşturmaktadırlar. Isı oluşturmasından dolayı verim kaybına sebep olmaktadırlar. 4 zamanlı motorlar ise yağlama ve soğutma sistemine sahip olmalarından dolayı 2 zamanlı motorlara göre daha verimlidir. Ancak 2 zamanlı motorlara göre daha ağırdırlar [58], [59], [62], [63].
- *Dönel (Wankel) motorlu tahrik sistemi:* Bu tahrik sistemi petrol yakıtlarını kullanır. Sistemin tahrik eden bir güç milinin çevirerek çıktı üreten bir 4 zamanlı motordur. Bu tahrik sistemi, hacimsel yer değiştirmelerinin ve iç hareketin ileri geri veya yukarı aşağı yerine dönme şeklinde meydana gelmesi bakımından geleneksel pistonlu motorlardan farklıdır. Reuleaux üçgenine benzeyen, kenarları hafif dışbükey olan, oval benzeri bir yuvada dönüş gerçekleşmektedir. Güvenilir olması, dayanıklı olması, valfsiz bir sisteme sahip olması gibi avantajları mevcuttur. Ancak, yüksek karbondioksit emisyonu oluşturması, yüksek üretim

maliyetine sahip olması, yüksek yakıt tüketimine sahip olması gibi dezavantajları da mevcuttur [58], [59], [62], [63].

- *Gaz türbin motorlu tahrik sistemi:* Bu tahrik sistemi turbo prop, turbo jet, turbo fan gibi çeşitlere sahiptir. Çalışan bir jet türbin motoru, bir yanma odasına doğru ilerlerken alınan havayı art arda sıkıştıran, yüksek hızda dönen bir dizi dahili fana sahiptir. Bu yüksek basınçlı hava, ağır petrol yakıtı ile karıştırılır ve yakılır. Bu olay ısıyı açığa çıkarır ve yüksek olan basıncı önemli ölçüde artırır. Bu süreçte verimi olumsuz yönde etkileyen çok fazla ısı açığa çıkmaktadır. Çok yüksek güç/ağırlık oranına sahiptir. Ancak, gürültü, çok yüksek yakıt tüketimi gibi dezavantajlarından dolayı küçük İHA'larda kullanılmamaktadır [58], [59], [62], [63].
- *Elektrik motorlu tahrik sistemi:* Bu tahrik sistemi diğer tahrik sistemlerine göre daha verimlidir. Elektrikli motorlar stator adı verilen alan mıknatısı ve rotor adı verilen armatür olmak üzere iki kısımdan oluşmaktadır. Çok büyük boyutlarda ve çok küçük boyutlarda olabilmektedirler. Düşük bakım maliyeti, güvenilir olması, güçlü olması, yüksek tork değerine sahip olması, daha sessiz olması, düşük ağırlığa sahip olması gibi avantajlara sahiptir. Ancak, yüksek akım ihtiyacı duyması, bataryalardaki sınırlı enerji nedeniyle uzun menzilli görevler için uygun olmaması gibi dezavantajlara sahiptir [58], [59], [62], [63].

Sahip olduğu avantaj ve dezavantajlar değerlendirildiğinde tez kapsamında üretilmesi planlanan İHA'da elektrik motorlu tahrik sistemi kullanılmaya karar verilmiştir.

4.6.1. Motor Çeşitleri ve Seçimi

Elektrik motorlu tahrik sistemi seçimi tamamlandıktan sonra tahrik sisteminin diğer birimlerini belirlemek gerekmektedir. Tahrik sisteminde kullanılacak motor, otomotiv, uzay teknolojileri, askeri alanlar ve robotik alanlarda çok yaygın bir şekilde kullanılan fırçasız DC (brushless direct current) motor seçilmiştir. Fırçasız DC motorların yaygın kullanımının yanı sıra sahip olduğu avantajlar da aşağıda sıralanmıştır [64], [65], [66], [67]:

- Sağlam yapıya sahiptirler
- Yüksek verime sahiptirler
- Daha düşük radyo frekans aralığına sahiptirler

- Hız kontrolüne olanak sağlarlar
- Fırçasız olmalarından dolayı ark oluşturmazlar
- Küçük boyutlarda yüksek moment oluşturabilirler
- Yüksek seviyede dinamik tepkiye sahiptirler
- Uzun çalışma ömrüne sahiptirler
- Gürültüsüz çalışabilirler
- Yüksek hız aralıklarına sahiptirler
- Kolay soğutulabilirler.

Hava aracını havada kalabilmesi için tahrik sistemi içerisinde motor, elektronik hız kontrolcüsü (ESC), pervane ve batarya olmalıdır [68].

Hava aracına tahrik sağlaması için seçilen fırçasız DC motor hem faydalı yük sisteminin hem de hava aracının yapısal ağırlığını taşıyabilecek kapasitede itki üretebilmelidir. Bu sebepten dolayı katalog değeri %100 seviyesinde kullanıldığında 5900-6500 gram itki üreten bir fırçasız DC motor modeli tercih edilmiştir.

Batarya seçimi için lityum-iyon, lityum-polimer ve lityum demir fosfat bataryalar incelenmiştir. Gerçekleştirilen incelemeler sonucunda batarya çeşitleri hakkında edinilen bilgiler, avantajları ve dezavantajları aşağıda sunulmuştur [69]:

- *Lityum-iyon bataryalar:* Lityum-iyon bataryalar her bir hücresinde 3.6 volt gerilime sahiptir. Düşük akım ve uzun dayanıklılık gerektiren devrelerde kullanılmaktadır. İlk şarjda uzun şarj ihtiyacına gerek olmaması, periyodik şarj-deşarj ihtiyacının olmaması, düşük seviyede kendi kendine boşalabilmesi gibi avantajlara sahiptir. Ancak, kullanılmasa dahi yaşlanma etkisine maruz kalması, daha maliyetli olması, gerilimin güvenli sınırda tutulabilmesi için yönetim sistemine ihtiyaç duyması gibi dezavantajlara sahiptir.
- *Lityum-polimer bataryalar:* Lityum-polimer bataryalarda her bir hücre ortalama 3.7 volt gerilime sahiptir. Metal kasaya ihtiyaç duymadığı için daha hafiftir. Fiziksel olarak her boyutta üretilebilmektedir. Gelişmiş güvenliğe sahiptir. Çok fazla kez şarj edilebilmektedir, çok ince kesit alana sahip olabilmeleri, çok hafif olmaları gibi avantajları mevcuttur. Ancak, lityum-iyon pillere göre daha pahalıdırlar.

- *Lityum demir fosfat bataryalar:* Lityum demir fosfat bataryalarda her bir hücre 3.3 volt gerilime sahiptir. Isıya duyarlılığı azaltılmıştır ve patlama riski en aza indirilmiştir. Hızlı şarj ve deşarj özelliğine sahiptir. Lityum-iyon bataryalardan yaklaşık olarak 2 kat ağır ve büyüktürler. Geniş çalışma sıcaklık aralığına sahiptirler.

Her bir hücresinde 3.7 volt gerilime sahip olması, hafif olması, gelişmiş güvenliğe sahip olması gibi avantajlarından dolayı İHA içim lityum-polimer batarya kullanımı tercih edilmiştir.

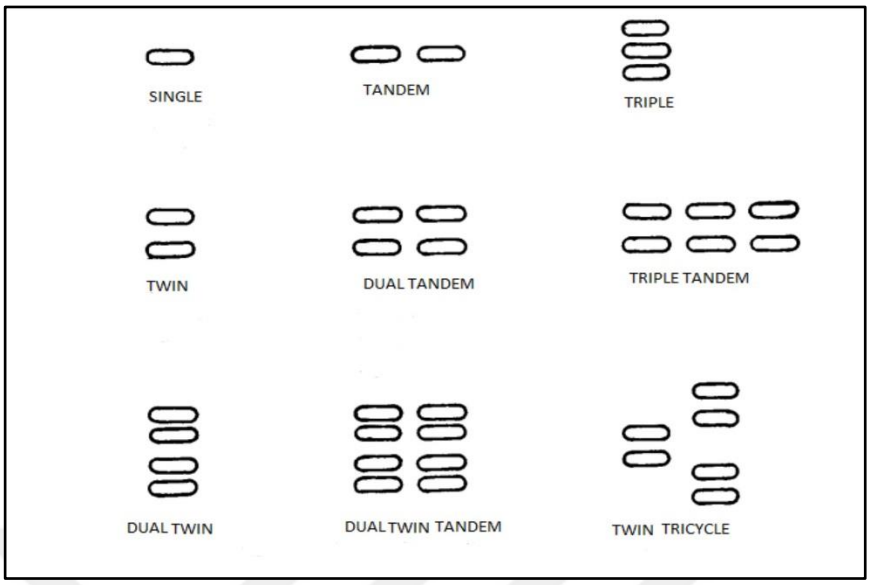
İHA için tahrik sisteminde kullanılması planlanan pervane, batarya ve ESC'nin, fırçasız DC motor ile uyumlu bir şekilde çalışması gerekmektedir. Bu sebeple fırçasız DC motorun üreticileri tarafından yayımlanan katalog değerleri esas alınarak pervane, batarya ve ESC seçimleri gerçekleştirilmiştir.

Fırçasız DC motor üreticileri, tezde kullanılması planlanan model için 15x8 inç ve 16x8 inç değerlerine sahip pervaneler kullanarak katalog düzenlemiştir [70]. Proje kapsamında ise fırçasız DC motor üreticilerinin kullandığı bu değerlere sahip pervanelerden yararlanılmıştır. Ayrıca fırçasız DC motorun sorunsuz bir şekilde performans gösterebilmesi için de 22.2 V değerine sahip bir batarya kullanılması planlanmaktadır.

4.7. İniş Takımı

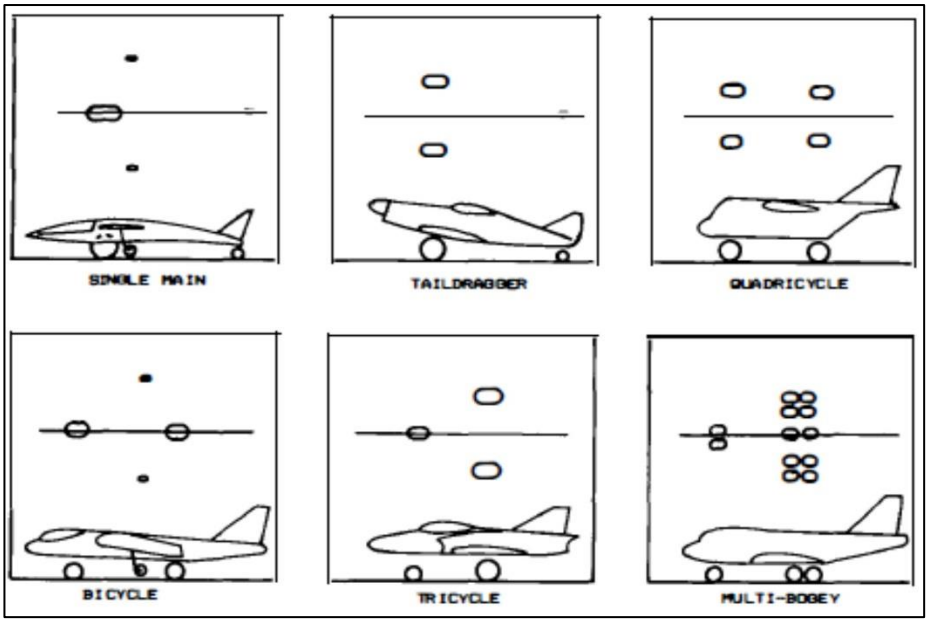
4.7.1. İniş Takımı Çeşidi

Hava aracının görev ve gerekliliklerine göre birçok iniş takımı çeşidi mevcuttur. Sınıflandırma gerçekleştirilirken öncelikle tekerlek sayısı ve hava aracındaki konumu dikkate alınmaktadır. Tekerlek sayısına karar verilirken hava aracının ağırlığı en önemli parametredir. Ağırlığı fazla olan hava araçlarında, lastik ve tekerleklere gelen yükü dağıtmak için tekerlek sayısı artırılmaktadır. Farklı tekerlek sayısına sahip iniş takımı çeşitleri Şekil 7'de sunulmuştur:



Şekil 7. Farklı tekerlek sayısına sahip iniş takımları

Ayrıca, hava aracında iniş takımlarının konumuna göre çeşitler mevcuttur. İniş takımları konumlandırılırken hava aracının manevra, iniş, kalkış ve taksi durumlarında tüm eksenlerde kararlılığı bozmayacak şekilde konumlandırılmalıdır [71]. Hava araçlarında kullanılan iniş takımı çeşitlerinden birkaçı Şekil 8'de sunulmuştur:



Şekil 8. Konumlarına göre iniş takımlarının yerleşimi [51]

Konumlarına göre iniş takımlarının yerleştirilmelerinin açıklamaları aşağıda sunulmuştur [51], [71], [72]:

- *Taildragger:* Bu iniş takımı çeşidinde ağırlık merkezinin önünde 2 ana tekerlek ve kuyrukta bir yardımcı tekerlek mevcuttur. Bu iniş takımı çeşidi daha fazla pervane açıklığı sağlamaktadır ve kanadın daha fazla taşıma kuvveti oluşturmasına yardımcı olmaktadır.
- *Single main:* Bu iniş takımı çeşidinde ağırlık merkezinin arkasında sağ ve solda iki tekerlek mevcuttur. Ağırlık merkezine yakın olmasından dolayı toplam ağırlığın %85-90'ını ana iniş takımları taşımaktadır. Bu sebeple yüksek dayanıma sahip bir yapısının olması gerekmektedir.
- *Quadricycle:* Bu iniş takımı çeşidinde gövde yanlarında 4 adet tekerlek bulunmaktadır. Düz bir iniş ve kalkış konumu gerektirir. Yere çok yakın yapıdadır.
- *Bicycle:* Bu iniş takımı çeşidinde hava aracının ağırlık merkezinin önünde ve arkasında ana iniş takımı dikmeleri mevcuttur. Ayrıca hava aracının, yana doğru devrilmesini önlemek amacıyla kanatlarda küçük payandalar ve tekerlekler bulunmaktadır. Kanat açıklığı fazla olan hava araçlarında ağırlıklı olarak kullanılmaktadır.
- *Tricycle:* Bu iniş takımı çeşidinde ağırlık merkezinin arkasında iki ana tekerlek ve ağırlık merkezinin önünde bir de yardımcı tekerlek bulunmaktadır. Ağırlık merkezi ana iniş takımlarının önünde olduğundan dolayı oldukça geniş bir yengeç açısıyla iniş yapabilmektedir. Kargo yüklemesi için düz bir kabin zeminine uyumludur.

Şekil 8'de belirtilen iniş takımlarına ek olarak Parachute landing iniş takımı bulunmaktadır. Bu iniş takımı çeşidinde herhangi bir piste ihtiyaç duyulmamaktadır. Ancak, paraşüt açımı sırasında gövdenin ani etkiye dayanıklı olması gerekmektedir. Günümüzde paraşütler iniş takımı olarak değil de kurtarma sistemi olarak kullanılmaktadır

Ayrıca iniş takımları sabit ve katlanabilir olarak da çeşitlendirilebilmektedir. Tek motora sahip küçük hava araçlarında genellikle sabit iniş takımları kullanılmaktadır. Bu hava araçlarının, uçuş hızları düşük olduğundan ve iniş takımı boyutlarının da daha küçük olmasından dolayı iniş takımı çevresindeki hava akımları yüksek oranda olumsuz bir şekilde etkilenmez. Ancak büyük hava araçlarında iniş takımları daha fazla yüke maruz kalacağından daha büyük üretilmektedir. Ayrıca büyük hava araçlarında motor sayısı ve

gücü arttıkça hız limitleri de artacaktır. Bu sebeplerden hava aracı etrafındaki hava akımlarını olumsuz bir şekilde etkilememek için katlanabilir iniş takımları kullanılmaktadır [71], [72]. Ayrıca sabit iniş takımının tasarım, ağırlık, üretim, bakım, maliyet gibi parametrelerde katlanabilir iniş takımından daha avantajlıdır. Ancak, aerodinamik ve uçuş performansı parametreleri yönünden katlanabilir iniş takımı daha avantajlıdır [71].

Üretilen İHA için sahip olduğu avantajlardan dolayı sabit iniş takımı tercih edilmiştir. Ayrıca iniş takımının İHA'da konumlandırılması da 'taildragger' olarak seçilmiştir. Bu iniş takımı seçildiğinden hava aracı statik konumdayken kuyruk aşağı açısı 10-15° arasında olmalıdır. Ana iniş takımı dikmesine göre ağırlık merkezi 16-25° arasında geriye düşmelidir. Hava aracının yanal olarak kararlılığını sağlamak amacıyla ana iniş takımındaki tekerlekler, ağırlık merkezinden hava aracının dışına doğru yaklaşık olarak 25° kadar açıya sahip olmalıdır [51]. İniş takımı çeşidinin seçilmesinden sonra boyutlandırılması gerekmektedir.

4.7.2. İniş Takımı Boyutlandırması

İniş takımı hava aracında boyutlandırılırken pervanenin yere değmemesine dikkat edilmelidir. İniş takımının yüksekliği, pervane dönüş esnasında yerden pervane yarıçapı kadar yükselecek şekilde olmalıdır. Kalkış ve iniş esnasında pervanenin yere temasını engellemelidir. Ayrıca iniş takımı, hava aracının kalkış esnasında istenilenden daha fazla hücum açısı oluşturmamalıdır [73].

4.8. Genel Değerlendirme

Ön tasarım evresinde, üretilen İHA'nın her bir parçası kendi alanında var olan çeşitleri ile kıyaslanarak avantajları ve dezavantajları sunulmuştur. Kıyaslamalar sonrasında tez çalışması için üretilmesi planlanan İHA'nın gerçekleştireceği göreve en uygun olmasına ek olarak ekonomik ve üretim kabiliyetleri göz önünde bulundurularak seçimler gerçekleştirilmiştir. Gerçekleştirilen aerodinamik seçimler ön tasarım evresinin son aşamasında Kunnathur ve ark. [74], tarafından gerçekleştirilen boyutlandırma oranları hesaba katılarak sonuçlandırılmıştır. Yazarlar tarafından gerçekleştirilen boyutlandırmalar aşağıda sunulmuştur:

- Kanat açıklığı kord hattının en az 5 en fazla 6 katı uzunluğunda olmalıdır.
- Kanat firar kenarı ile yatay stabilizenin firar kenarı arası kord hattının en az 2 en fazla 3 katı olmalıdır.
- Kanat hücum kenarı ile gövde başlangıç noktası arası kord hattının en fazla 1.5 katı en az kord hattı kadar olmalıdır.
- Aileron ölçüleri kanat açıklığının ve chord hattının ya ¼'ü kadar ya da 1/8'i kadar olmalıdır.
- Yatay stabilize açıklık oranı yaklaşık olarak 3:1 olmalıdır ve yatay stabilize alanı ise kanat alanının en fazla %20'si en az %15'i kadar olmalıdır.
- Elevatör alanı ise yatay stabilize alanının en fazla %30'u en az %20'si kadar olmalıdır.
- Gövde uzunluğu kanat açıklığının yaklaşık %75'i kadar olmalıdır.
- Gövde yüksekliği, gövde uzunluğunun %10-15'i arasında olmalıdır.
- Dikey stabilize alanı, yatay stabilize alanının yaklaşık %33'ü kadar olmalıdır.
- Rudder, dikey stabilize alanının en fazla yarısı en az 1/3'ü kadar olmalıdır.

Ön tasarım aşamasının sonunda Kunnathur ve ark. [74] tarafından belirlenen boyutlandırma parametreleri dikkate hesaplanan boyutlandırmalar aşağıda sunulmuştur:

- Hava aracının airfoil yapısının Clark Y olmasına ve veter uzunluğunun kanat kökünde 30 santimetre olmasına karar verilmiştir.
- Kanat açıklığının kord hattının 6 katı olacak şekilde 180 santimetre olmasına karar verilmiştir.
- Her iki kanat ucunun veter uzunluğunun ise 20 santimetre olmasına karar verilmiştir. Ancak, kanat orta noktasından her iki kanat ucuna doğru 40 santimetre uzunluğundaki orta kanat kısmı sabit olarak tutulmuştur. Her iki kanat ucundan 50 santimetre merkeze doğru olan kanat ucu bölümündeki veter doğrusunda kısalma olmasına karar verilmiştir. Ayrıca, kanat hücum kenarının sabit ve aynı

doğrultuda tutulmasına ve kısalmanın firar kenarından yapılmasına karar verilmiştir.

- Kanat bağlantı açısı 4 derece olarak belirlenmiştir.
- Uzunluğu 180 santimetre olan kanada sağladığı avantajlarından dolayı 6 derecelik bir pozitif dihedral açısı verilmesine karar kılınmıştır. Ancak, belirlenen bu dihedral açısının kanat kökünden değil de kanat ucundan gövdeye doğru 50 santimetrelik bir bölgede olması istenmiştir.
- Kanat ucunda ise hoernor tipi kullanılmasına karar verilmiştir.
- Gövde uzunluğu ise kanat açıklığının %75'i olan 135 santimetre olarak belirlenmiştir. Ayrıca gövde yüksekliği ise gövde uzunluğunun en az %10'u en fazla %15'i olarak alınacaktır.
- Yatay stabilize açıklığının 60 santimetre olmasına karar verilmiştir. Stabilizasyon açısından sağ ve sol yatay stabilizenin her birine aşığı yönde 3° açı verilmesine karar verilmiştir. Stabilize alanının ise kanat alanının en az %15'i kadar en fazla %20'si kadar olmasına karar verilmiştir.
- Elevatör alanının ise yatay stabilizenin en az %20'si en fazla %30'u olmasına karar verilmiştir.
- Dikey stabilizenin alanı ise yatay stabilizenin %33'ü olmasına karar verilmiştir.
- Rudder alanının ise dikey stabilizenin en fazla yarısı en az 3'te 1'i kadar olmasına karar verilmiştir.
- Aileronda ise kord hattının ve kanat açıklığının çeyreği alınarak kanat ucunda olacak şekilde ya da kord hattının ve kanat açıklığının 8'de 1'i alınacak şekilde kanat boyunca yerleştirilme opsiyonları bulunmaktadır.
- İniş takımlarında ise sabit bir tail dragger iniş takımı kullanılmasına karar verilmiştir.

5. BÖLÜM

DETAYLI TASARIM

5.1. Hava Aracının Aerodinamik Yapısı

5.1.1. Taşıma Karakteristiği

Sabit kanatlı İHA'lar uçmak için gereken taşıma kuvvetini (lift), kanatlarının yüzeyi boyunca akan havanın mekanik davranışlarından elde ederler [75]. Bu sebeple sabit kanatlı İHA'larda kanat profili ve tasarımı kritik öneme sahiptir. Çalışma kapsamında üretilen İHA'nın görev isterleri faydalı yük taşıma, zirai sıvı püskürtme, püskürtme esnasında kararlılığını kaybetmeme ve alçak irtifada uçuş gerçekleştirebilme olduğu için taşıma karakteristiğine olumlu yönde katkı sağlayacağı düşünülen bir takım tasarım parametreleri seçilmiştir. Bu seçilen parametreler içerisinde kanat profili (airfoil), dihedral açısı, konik kanat yapısı, kuyruk geometri çeşidi yer almaktadır.

Kanat üretimi için öncelikle kanat profili seçimi gerçekleştirilmiştir. Kanat profili seçimi gerçekleştirilirken pozitif kambura sahip bir kanat profili seçimi tercih edilmiştir. Çünkü, pozitif kambura sahip bir kanat profilinde bütün hücum açılarında taşıma kuvveti artmaktadır. Daha sonra, literatür taraması esnasında pozitif kambura sahip NACA Munk M4, Eiffel 10 (Wright), Clark Y, EPPLER 625 isimli 4 kanat profilinin kıyaslanması ile karşılaşılmıştır. CL ve CL/CD değerlendirmeleri gerçekleştirildikten sonra Clark Y isimli kanat profilinin daha iyi performans gösterdiği iddia edilmiştir [57]. Bu sebeple kanat profili seçiminde Clark Y kullanılmıştır. Clark Y kanat profili seçimi gerçekleştirildikten sonra kanat üretimine geçilmiştir. Kanat üretimi gerçekleştirilirken 6°'lik yarım dihedral açısı ve konik kanat tasarımı da dikkate alınmıştır. Kanat üretiminde kanat malzemesi olarak işlem sonrası yüzey kalitesi yönünden avantajlı olan XPS seçilmiştir [76]. XPS seçimi sonrası bir adet XPS kütük levha tedarik edilmiştir. Kanat profilinin çizimi lazer kesim makinesi kullanılarak 4 mm kalınlığa sahip bir ahşaptan çıkarılmıştır.

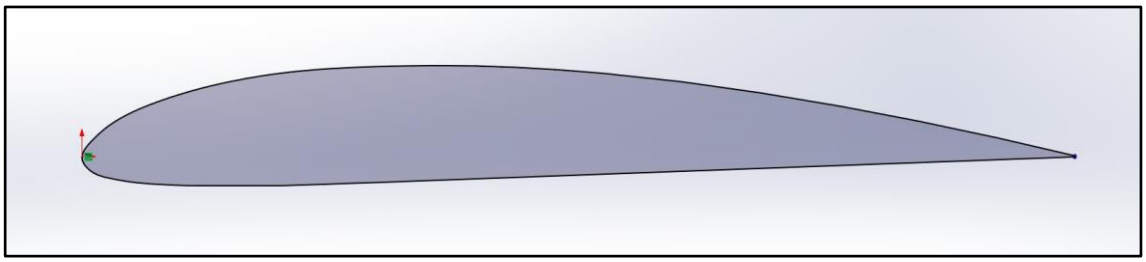
Kanat ucunda ise sürüklenmeyi önemli derece azalttığı için Hoerner Tipi kanat ucu tercih edilmiştir. Ayrıca, kanat ağırlığından tasarruf sağlamak adına kanat ucuna doğru veter doğrusunu 30 cm'den 22 cm'ye indirecek bir koniklik kullanılmıştır. Ancak, kanat konikliği hücum kenarına doğru gerçekleşmektedir.

İHA'nın yanal kararlılığı sağlıklı bir uçuş için oldukça önemlidir. Yanal kararlılığı artırma yöntemlerinden birisi de pozitif dihedral açısına sahip kanat kullanılmasıdır. 1° dihedral açısı, 10° ok açısının sağladığı kararlılığı sağlamaktadır. Bu nedenle yanal kararlılığı artırmak amacıyla kanat üzerinde pozitif dihedral açısı kullanılmıştır. Ancak, pozitif dihedral açısı kullanılırken kanat planform alanı azalmaktadır. Çalışma kapsamında kanat planform alanından en az seviyede kayıp hedeflenmiştir [51], [54]. Bu hedef doğrultusunda pozitif dihedral açısı kanat kökünden değil de kanat uçlarından gövdeye doğru 50 cm olacak şekilde 6° pozitif açı ile gerçekleştirilmiştir.

İHA'nın sağlıklı ve kararlı bir uçuş gerçekleştirmesi için yalnızca kanatları değil aynı zamanda kuyruğu da oldukça önemlidir. Çalışma kapsamında üretilecek İHA için hafiflik ve üretim kolaylığı yönünden konvansiyonel kuyruk yapısı tercih edilmiştir. Aynı zamanda kararlılığa olumlu anlamda etki etmesi amacıyla konvansiyonel kuyruklarda bulunan sağ ve sol yatay stabilizelere 3° aşağı yönlü açı verilmiştir.

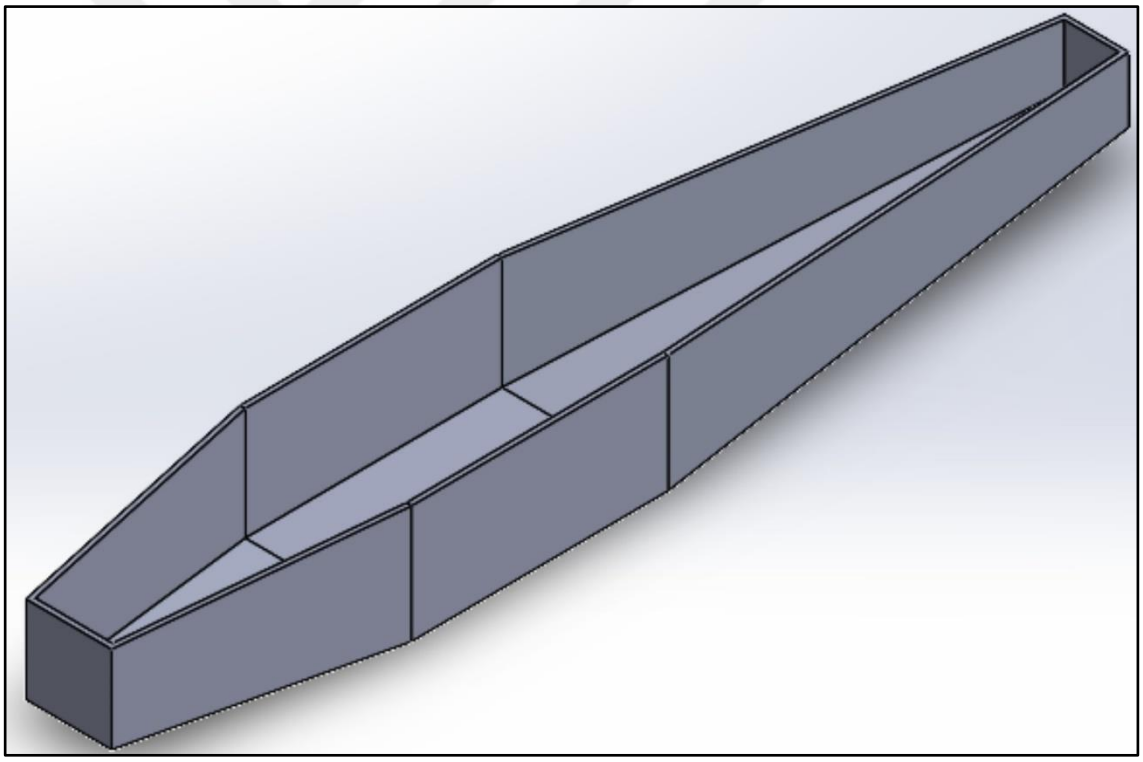
5.1.2. Sürüklenme Karakteristiği

Hava aracındaki toplam sürüklenme kuvveti (drag), yüzey sürtünme drag (skin friction drag) ile basınç drag (pressure drag) toplamından dalga drag (wave drag) çıkarılması ile elde edilmektedir. Dalga drag, ses hızının altındaki hızlarda uçuş gerçekleştiren hava araçları için sıfır olarak kabul edilmektedir ve bu sebeple çalışma kapsamında üretilen İHA için dalga drag hesaba katılmamıştır. Ayrıca basınç drag ve yüzün sürtünme drag toplamı profil drag olarak adlandırılmaktadır [53]. Yüksek taşıma kapasitesine sahip olmasıyla birlikte düşük sürükleme kuvveti oluşturmasından dolayı üretilen İHA'da Clark Y kanat profili kullanılmıştır. Çalışma kapsamında üretilen İHA'da kullanılan Clark Y kanat profili ise Şekil 9 ile gösterilmiştir.



Şekil 9. Clark Y kanat profili

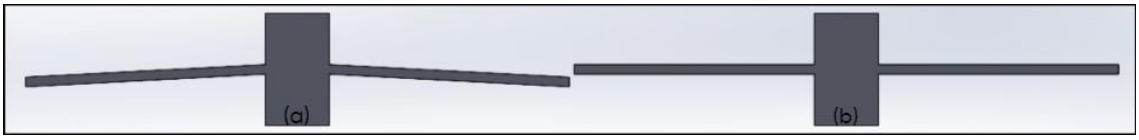
Hava aracında sürüklenme kuvveti yalnızca kanatlar tarafından değil, aynı zamanda gövde ve kuyruk tarafından da oluşturulmaktadır. İHA'nın gövdesi uçuş için gerekli olan elektronik sistemleri, mekanik sistemleri ve faydalı yükü içinde barındırabilecek şekilde tasarlanmıştır. Şekil 10'da gövde tasarımı gösterilmektedir.



Şekil 10. Gövde tasarımı

Kararlılık ve manevra konusunda öneme sahip olan kuyruk aynı zamanda sürükleme kuvveti de oluşturmaktadır. Ek olarak, kararlılığa olumlu katkı sunması amacıyla yatay stabilizelere 3° aşağı yönde açı verilmesine karar verilmiştir. Ancak, üretimde kullanılan malzemenin yapısal özelliklerinden dolayı yatay stabilizede 3° aşağı yönde açı

verilememiştir. Şekil 11'de (a) ile tasarımda kullanılmak istenen ve (b) ile üretimde kullanılan kuyruk modelleri temsili olarak sunulmuştur.



Şekil 11. Kuyruk modelleri

5.2. İtki

5.2.1. Montajı Tamamlanmış Motor İtki Özellikleri

Montajı tamamlanmış motor itkisi, motor hava giriş alanı basıncının serbest akıma oranı şeklinde tanımlanmaktadır. Ses hızının altında uçuş gerçekleştiren İHA'larda bu oran 1 olarak kabul edilmektedir. Motor hava girişindeki kayıplar dikkate alındığında ise bu oran 0.94-0.96 olmaktadır [73].

5.2.2. Net İtki Kuvvetinin Ölçümü

Üretilen İHA'da kullanılan tahrik sisteminde fırçasız DC motorun kullanılmasına karar verilmiştir. Kullanılan fırçasız DC motorun İHA'ya verilen görevi gerçekleştirebilecek itki değerlerine sahip olması gerekmektedir. Bu nedenle fırçasız DC motorların katalog değerleri incelenerek İHA'da kullanılmak üzere bir adet fırçasız DC motor seçilmiştir. Seçilen fırçasız DC motorun uyumlu çalıştığı pervane ölçüleri ve çalıştığı devir aralıklarında üretilen itki değerleri Tablo 5 ile sunulmuştur.

Tablo 5. Fırçasız DC motor katalog değerleri [70].

Pervane Ölçüleri	Çalışma Aralığı	Üretilen İtki Değeri
15x8 (inç)	%50	2205 gr
	%75	4081 gr
	%100	5537 gr
16x8 (inç)	%50	2380 gr
	%75	4635 gr
	%100	6618 gr

Üretici tarafından sunulan katalog değerlerinde 16x8 pervane ile %100 devirde 6618 gr itki ürettiği görülmüştür. Belirtilen fırçasız DC motorun, çalışma kapsamında üretilen

İHA ve gerçekleştirilen göreve en uygun itki değerine sahip olduğuna karar verilmiştir. Katalogda yer alan değerler net değerler olarak kabul edilmiştir. Ayrıca, İHA'nın uçuş öncesinde gerçekleştirilen yer testlerinde katalog değerleri ile pratikte elde edilen değerlerin uygunluğu mukayese edilecektir.

5.3. Yapı ve Yükler

Hava aracının her bir mekanik, yapısal ve elektronik parçası için maruz kalacağı yükler önem arz etmektedir. Hava aracının emniyetli bir uçuş gerçekleştirebilmesi adına maruz kalacağı maksimum yükün daha fazlasına dayanacak kapasitede olması gerekmektedir. Maksimum yükün daha fazlası emniyet katsayısı ile çarpılarak elde edilmektedir. Bu katsayı hava araçlarında genel olarak 1.5 olarak kabul edilmiştir [73].

5.3.1. Manevra Yükleri

Bir hava aracı genellikle uçuş esnasında manevralar gerçekleştirilirken oluşan taşıma kuvvetinden dolayı en yüksek yüklere maruz kalmaktadır [51]. Hava araçları en yüksek yük miktarını uçuş esnasında İHA, yüksek miktarda G kuvvetine maruz kalması sebebiyle İHA üzerinde istenmeyen yükler oluşmaktadır. Düşük hızlarda maruz kalınan bu yük taşıma kuvveti kadardır. Çalışma kapsamında üretilen İHA'da etki edecek G kuvveti değeri +2.5 ile -1.25 arasında olacaktır [73].

5.3.2. Sağanak Yükler

Hava araçları uçuş esnasında kuvvetli rüzgarlara maruz kalabilmektedirler. Bu durum hava aracını, bazen manevra yüklerinin aşılması ile karşı karşıya bırakabilmektedir. Hava aracının bu durum ile karşılaşması hücum açısında artışa sebebiyet vermektedir [73].

5.4. Kontrol ve Kararlılık

Kararlılık temel olarak bir hava aracının çeşitli sebeplerden dolayı uçuş rejiminin bozulmaya başladığı zaman kendi kendine orijinal durumuna dönme eğilimidir. Bozulan uçuş rejimi hava aracının orijinal durumuna dönmesi için doğru bir yönde kullanılıyorsa statik kararlılık olarak adlandırılmaktadır. Ancak, hava aracının dinamik hareketleri sonucunda orijinal durumuna döndürülmesi dinamik kararlılık olarak adlandırılmaktadır [51].

5.4.1. Statik Kararlılık

Hava aracının uçuş rejiminde karşılaştığı etkenler sebebiyle kararlılığını kaybetmesinden sonraki eğilimi statik kararlılık olarak adlandırılmaktadır. Bir hava aracının göstereceği statik kararlılık çeşitleri 3 adettir ve aşağıda kısa tanımları ile birlikte sıralanmıştır [52]:

- *Pozitif statik kararlılık:* Hava aracının uçuş rejiminde karşılaştığı bozulmalar sonucunda tekrardan denge konumuna dönme eğilimine verilen isimdir.
- *Negatif statik kararlılık:* Hava aracının uçuş rejimindeki karşılaştığı bozulmalar sonucunda denge konumundan uzaklaşma eğilimine verilen isimdir.
- *Nötr statik kararlılık:* Hava aracının uçuş rejiminde karşılaştığı bozulmalar sonucunda olduğu durumu koruyan, negatif veya pozitif eğilim göstermemesine verilen isimdir.

5.4.2. Dinamik Kararlılık

Statik kararlılıkta, uçuş rejiminde karşılaşılan bozulmalar sonucunda hava aracının eğilimi önemlidir. Dinamik kararlılıkta ise hava aracının hareketi önemlidir. Bu nedenle de bir denge konumu bulunmaktadır. Denge konumunun varlığından dolayı salınımlı ve salınımsız olarak iki farklı hareket mevcuttur. Salınımlı hareket, dinamik kararlılığın yanı sıra pozitif statik kararlılığı da gerektirmektedir. Ancak salınımsız bir hareket varsa herhangi bir statik kararlılığa gerek yoktur.

Salınımsız hareketler: Statik ve dinamik olmak üzere sırasıyla negatif, nötr ve pozitif olmak üzere üç kısımda incelenmektedir. Salınımsız hareket negatif statik ve dinamik kararlılık durumunda uçuş rejimini bozacak herhangi bir etkiye maruz kalındığında uçuş rejiminin bozulması sürekli olarak devam etmektedir. Belirtilen bu durumda İHA'nın uçuş rejimi denge noktasından sürekli olarak uzaklaşmaktadır.

Dinamik ve statik kararlılığın nötr olduğu durumda, İHA'nın uçuş rejimini bozacak herhangi bir etki ile karşılaşıldığında İHA ne denge noktasına dönme eğilimi ne de denge noktasından daha da uzaklaşma eğilimi gösterir. Belirtilen bu durumda İHA maruz kalınan etki sonrasında bulunduğu durumu korur.

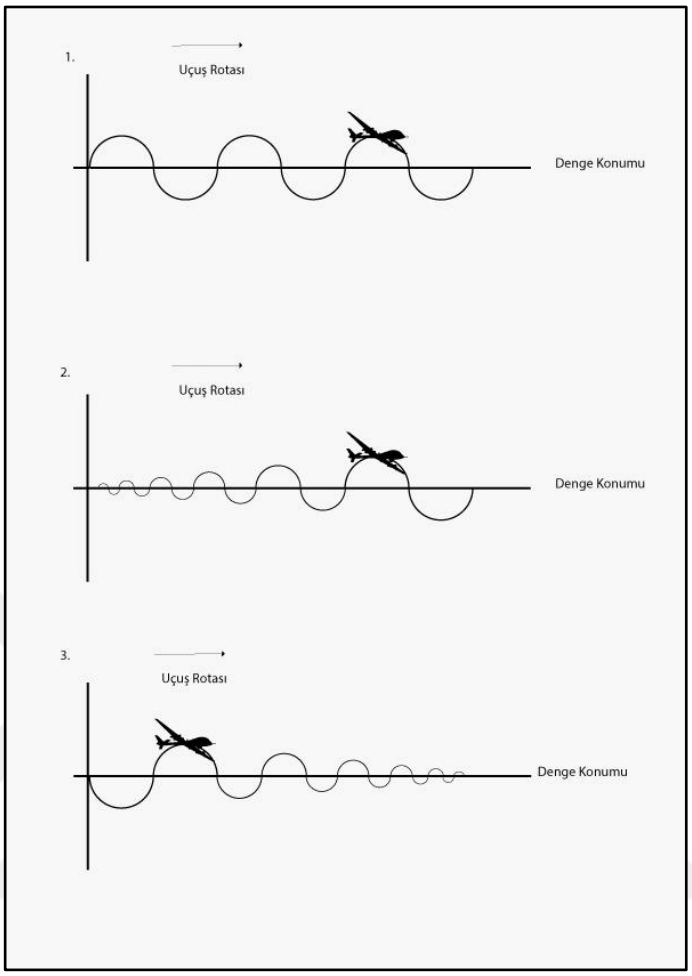
Pozitif statik ve dinamik kararlılık durumunda uçuş rejimini bozacak herhangi bir etkiye maruz kalındığında denge durumuna geri dönülür ve denge yeniden kurulur. Belirtilen bu durumda İHA'nın uçuş rejimi maruz kalınan etki sonrasında yeniden denge noktasına ulaştırılır.

Salınımlı hareketler: Salınımlı bir hareket olabilmesi için pozitif statik kararlığının olması gerektiği belirtilmiştir. Salınımlı hareketlerde pozitif statik kararlılığa ek olarak sırasıyla pozitif, nötr ve negatif dinamik kararlılık bulunmaktadır. Pozitif statik kararlılığa ek olarak pozitif dinamik kararlılığın bulunduğu salınımlı hareket durumunda, denge konumunda uçuş gerçekleştiren İHA uçuş rejimini bozarak denge noktasından uzaklaştıracak herhangi bir etkiye maruz kaldığında giderek azalan bir salınım şiddeti oluşturur ve sonunda sönümleme gerçekleştirerek yeniden denge noktasına ulaşmaktadır.

Pozitif statik kararlılığa ek olarak negatif dinamik kararlığının bulunduğu bir salınım hareketinde denge noktasında uçuşunu sürdüren İHA herhangi bir etkiye maruz kaldığında denge noktasından sürekli olarak uzaklaşmaktadır.

Pozitif statik kararlılığa ek olarak nötr dinamik kararlılığın bulunduğu bir salınım hareketinde denge noktasında uçuşunu sürdüren İHA herhangi bir etkiye maruz kaldığında ne denge noktasına ulaşabilmektedir ne de denge noktasından uzaklaşmaya devam etmektedir. İHA, maruz kalınan etkinin büyüklüğüne göre denge noktasından hem etki yönüne paralel hem de etki noktasından zıt yönde hareketini sürdürmektedir.

Pozitif statik kararlılığa ek olarak pozitif dinamik kararlılığın bulunduğu bir salınım hareketinde denge noktasında uçuşunu sürdüren İHA herhangi bir etkiye maruz kaldığında giderek hareketi sönümlemekte ve denge noktasına tekrardan ulaşmaktadır. Maruz kalınan etkiyi sönümlemek amacıyla hem etki yönünde hem de zıt yönde hareket gerçekleştirmektedir [52]. Şekil 12'de salınımlı harekete sahip dinamik kararlılık görselleri sunulmaktadır.



Şekil 12. Salınımlı hareketlere sahip dinamik kararlılık çeşitleri

Şekil 12 içerisinde 1 numara ile belirtilen hareket, pozitif statik kararlılığa sahip ancak nötr dinamik kararlılığa sahiptir. Denge konumunda uçuş gerçekleştirirken dışarıdan gelen herhangi bir etki sonrasında denge konumundan ne uzaklaşmaktadır ne de yakınlaşmaktadır. 2 numara ile belirtilen hareket, pozitif statik kararlılığa sahip ancak negatif dinamik sahiptir. Denge konumunda uçuş gerçekleştirirken dışarıdan gelen herhangi bir etki sonrasında denge konumundan gitgide uzaklaşmaktadır. 3 numara ile belirtilen hareket ise pozitif statik kararlılığa ve pozitif dinamik kararlılığa sahiptir. Denge konumunda uçuş gerçekleştirirken dışarıdan gelen etki sonrasında denge konumunu kaybetmektedir ancak daha sonra tekrardan denge konumuna ulaşmaktadır.

5.4.3. Yunuslama Momenti

İHA'da kararlılık ve kontrol iki eksende gerçekleştirilmektedir. Bunlar boylamasına eksen ve yanal yönlü eksen olarak isimlendirilmektedir. Boylamasına eksende İHA'ya

yalnızca yunuslama momenti etki etmektedir. Bir başka deyişle, yunuslama momenti İHA'nın Y ekseni etrafındaki hareketi sonucu oluşmaktadır. Yunuslama momentine kanat, kuyruk, gövde ve motor etki etmektedir. Bütün etkiler İHA'nın ağırlık merkezi üzerinde yunuslama momentine etki etmektedir [51].

Kanadın yunuslama momentine etkisi: Kanat üzerinde hücum açısına bağlı olarak konum değiştirebilen ve etrafındaki yunuslama momenti sıfır olan nokta basınç merkezi olarak adlandırılmaktadır. Kanat üzerinde eşit bir basınç dağılımı olmaması sebebiyle bir moment oluşmaktadır. Basınç merkezinde de herhangi bir moment olmaması sebebiyle kanat üzerinde bir başka basınç noktası tanımlanmaktadır. Üzerindeki moment değişmeyen ve genellikle veterin ilk çeyreğinde bulunan nokta aerodinamik merkez olarak adlandırılmaktadır. Ayrıca aerodinamik merkez basınç merkezinin önündedir. İHA'nın yunuslama momentine, kambura sahip kanatların etkisi burun aşağı olacak şekildedir. Ayrıca kanadın dikey yerleşimi de yunuslama momentini minimal düzeyde etkilemektedir. Üstten kanatlı bir İHA'da burun yukarı yunuslama momenti gerçekleştirdiğinde kanadın aerodinamik merkezi, ağırlık merkezine göre yatay eksende geriye kaymaktadır. Dolayısıyla üstten kanat yapısı kararlılığa olumlu etki etmektedir. Aynı durumun tam tersi ise alttan kanatta geçerlidir [52]. Çalışma kapsamında üretilen İHA'da üstten kanat tercih edilmesinin bir başka sebebi de kararlılığa olumlu yönde etki etmesidir.

Motorun yunuslama momentine etkisi: İHA'nın itki ekseninin ağırlık merkezine göre daha yukarıdan geçtiği durumda itki arttıkça negatif yunuslama oluşmaktadır. Tam tersi durumda ise pozitif yunuslama oluşmaktadır [52]. Ayrıca İHA'da kullanılan faydalı yük sistemi gövde içerisinde tam ortada konumlandırılması sebebiyle herhangi bir ikinci ağırlık ekseni oluşturulmamıştır. Çalışma kapsamında üretilen İHA'da ağırlık ve itki eksenleri yakın olduklarından dolayı ihmal edilmiştir.

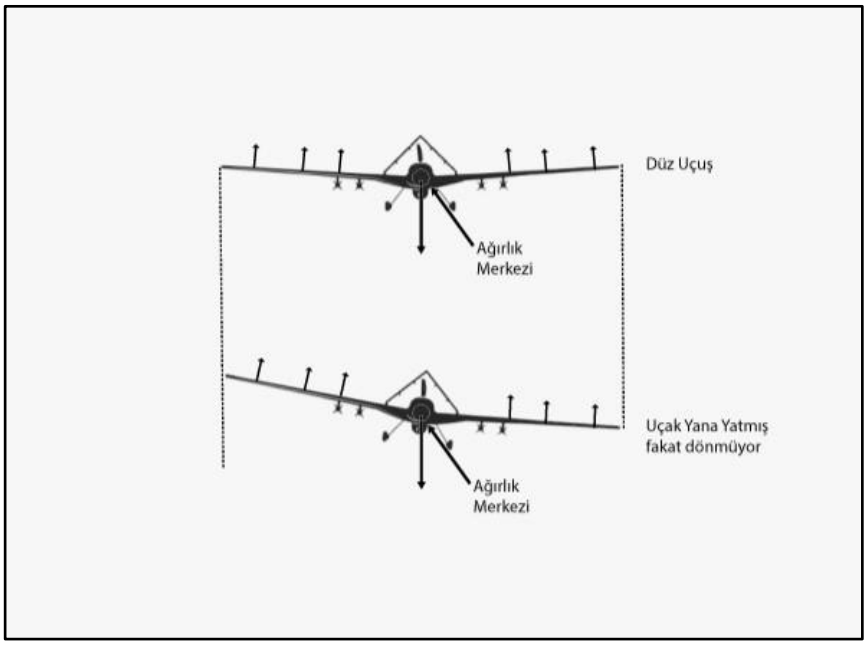
Kuyruğun yunuslama momentine etkisi: Konvansiyonel kuyruk yapısı kullanılan İHA modellerinde yatay stabilizenin aerodinamik merkezi İHA'nın ağırlık merkezinin arka kısmında kalmaktadır. Dolayısıyla yatay stabilizede yukarı yönlü taşıma kuvveti oluşuyorsa burun aşağı yunuslama momenti oluşturmaktadır; aşağı yönlü taşıma kuvveti oluşturuyorsa burun yukarı yunuslama momenti oluşturmaktadır [52]. Çalışma

kapsamında üretilen İHA'da yatay stabilize üretimi için kullanılan yapısal malzemenin kalınlığının 6 mm olması sebebiyle simetrik bir yapı oluşturulmuştur.

5.4.4. Kanat Ekseni Kararlılığı

Kanat ekseni kararlılığı aynı zamanda dönme kararlılığı olarak da adlandırılmaktadır. Dönme kararlılığı kanat ekseninin gövde uzunluk ekseni etrafındaki yatış hareketi ile ilgilidir. Kanadın sağ tarafa yatışı pozitif, sol tarafa yatışı ise negatif olarak kabul edilmektedir. Kanat ekseni kararlılığına dihedral açısı, ok açısı, kanadın dikey yerleşimi ve dikey stabilize etki etmektedir [52], [77].

Dihedral açının kanat ekseni kararlılığına etkisi: Dihedral açının kanat ekseni kararlılığına etkisi pozitif yöndedir. Herhangi bir etki sebebiyle dihedral açısına sahip bir kanat yatış gerçekleştirdiğinde yatış yapılan yöndeki kanat diğer kanattan daha fazla izdüşüm alanına sahip olacaktır. Bu sebeple taşıma kuvveti daha fazla olan kanat, yatış tarafındaki kanat olacaktır. Meydana gelen taşıma farkından dolayı İHA'nın kanadı kararlılık için denge konumuna gelmeye çalışacaktır [52], [77]. Dihedral açısının kanat ekseni kararlılığına olumlu etkilerinden dolayı çalışma kapsamında üretilen İHA'nın kanadında dihedral açı kullanılmıştır. Şekil 13'te dihedral açının kanat ekseni kararlılığına etkisi temsili olarak gösterilmektedir.



Şekil 13. Dihedral açının kanat ekseni kararlılığına etkisi

Şekil 13'te yer alan İHA sol tarafa yatış yapmıştır ve bu durumda sol kanadın oluşturduğu taşıma kuvveti sağ kanadın oluşturduğu taşıma kuvvetinden daha büyüktür. Çünkü sağ kanadın izdüşümü daha küçüktür ve taşıma kuvvetini daha az oluşturmaktadır. Sol kanadın taşıma kuvvetinin büyük olması nedeniyle tekrardan her iki kanadın kanat ekseninde izdüşümü ve oluşan taşıma kuvveti eşitlenene karar yatış hareketi sönümlenecektir. Nihayetinde İHA yeniden denge konumuna gelecektir.

Ok açısının kanat ekseni kararlılığına etkisi: Ok açısının kanat ekseni kararlılığına etkisi pozitif yöndedir. Yatış yapmış bir hava aracının kanadına çarpan rüzgâr her iki kanada da aynı doğrultuda gelmektedir. Ancak ok açısına sahip bir kanatta, kanada çarpan rüzgarın yatış yapan kanadın veter bileşeni yatış yapmayan kanadın veter bileşeninden daha büyük olmaktadır. Çünkü daha dik açıyla gelen bir akım söz konusudur. Bu nedenle yatış yapan kanatta daha yüksek taşıma kuvveti oluşmaktadır ve İHA tekrardan denge konumuna gelmeye çalışmaktadır. Böylelikle kanat ekseni kararlılığına pozitif katkı sağlamaktadır. Ok açısının olumlu etkisi yüksek hücum açılarında daha da fazla görülmektedir [52], [77].

Kanat dikey yerleşiminin kanat ekseni kararlılığına etkisi: Ağırlık merkezine göre kanadın dikey durumu İHA'nın kanat ekseni kararlılığını etkilemektedir. Üstten kanat dihedral etkisi oluştururken alttan kanat unhedral etkisi oluşturmaktadır. Ortadan kanadın ise kanat ekseni kararlılığına etkisi bulunmamaktadır [52], [77]. Dihedral etkisinden faydalanılmak amacıyla çalışma kapsamında üretilen İHA'da üstten kanat kullanılmıştır.

Dikey stabilizenin kanat ekseni kararlılığına etkisi: Dikey stabilizenin dönme ekseni kararlılığına pozitif yönde ancak çok küçük bir etkisi bulunmaktadır [52], [77].

5.4.5. Yalpa ve Sapma

Yalpa ve sapma kararlılığı İHA'nın dikey ekseninde gerçekleşmektedir. Yalpa ve sapma momentine İHA'nın gövdesi, kanadı, dikey stabilizesi ve tahrik sistemi etki etmektedir [52].

Gövdenin yalpa ve sapma hareketine etkisi: Gövdenin etkisi dikkate alınırken ağırlık merkezine göre önde ve arkada bulunan yanal alanların büyüklüğü incelenmektedir. Gövde üzerine açıyla çarpan hava, yan yüzeylerde farklı basınç değerleri oluşturmaktadır. Bu sebeple gövdenin ağırlık merkezinin ön ve arkasında bulunan yanal alanların birbirleri

arasındaki farklar kararsızlığı artıracaktır. Bir başka deyişle gövdenin kararlılığa etkisi negatiftir [52].

Kanadın yalpa ve sapma hareketine etkisi: Kanadın yalpa ve sapma hareketine etkisi çok azdır. Fakat ok açısı verilmiş bir kanatta daha fazla etki görülmektedir. Çünkü belirli bir açıyla gelen rüzgâr tarafındaki kanat ters taraftaki kanada göre hava akımı daha dik gelmektedir. Bu durumda ağırlık merkezi etrafındaki rüzgârın geldiği taraftaki kanat doğru bir sapma momenti oluşturmaktadır. Bu kararlılığa pozitif etki etmektedir. Kanadın sapma momentine bir etkisi de üzerinde bulundurduğu kontrol yüzeyiyle (aileron) oluşmaktadır. Aileron, eş zamanlı fakat zıt yönlü çalışma prensibinden dolayı bir kanatta taşıma kuvvetinde artış olurken diğer tarafta azalma olmaktadır. İki kanatta da farklı taşıma miktarı oluşacağından dolayı indüklenmiş geri sürükleme kuvveti oluşmaktadır. Bu geri sürükleme kuvveti de sapma momenti oluşturacaktır. Dönme istikametine zıt tarafta bir sapma momenti oluşacağından dolayı 'adverse yaw' olarak isimlendirilmektedir [52], [77].

Dikey stabilizenin yalpa ve sapma hareketine etkisi: Dikey stabilize ağırlık merkezinin gerisinde bulunduğu için pozitif istikamet kararlılığına olumlu katkı sağlamaktadır. Gövdenin, ağırlık merkezine göre ilerisinde ve gerisinde bulunan yanal alanların arasında oluşan farklılıklar sebebiyle oluşan kararsızlık durumu dikey stabilize ile giderilmektedir. Dikey stabilize çarpan hava belirli bir açı ile geldiği durumlarda dikey stabilizede bir taşıma oluşturulmaktadır. Bu taşıma dikey stabilizeyi sağ tarafa ittirecektir. Belirtilen durumda İHA'nın ağırlık merkezi etrafında negatif sapma momenti oluşacaktır ve kayış açısı azalacaktır. Azalan kayış açısı sapma momentini de azaltarak kararlılık sağlanmış olacaktır. Kayış açısının pozitif olması durumunda da aynı durumun tersi oluşacaktır ve kararlılığa yeniden pozitif yönde katkı sağlayacaktır [52], [77].

İtki elemanının yalpa ve sapma hareketine etkisi: Tahrik sisteminde birden fazla motora sahip olan, motorları kanatlarda yer alan bir hava aracının herhangi bir motorunun kaybedilmesi ile karşılaşıldığında dengesiz ve asimetrik bir itki sağlanacaktır. Belirtilen durumda karşılaşılma ihtimaline karşın daha büyük istikamet dümeni (rudder) üretilmelidir. Tek motorlu bir tahrik sistemine sahip olan hava araçlarında boyutlarının küçük olması durumunda kontrol yüzeyleri ile giderilebilecek bir kararsızlık oluşturmaktadır [52], [77].

5.5. Maliyet Analizi

Maliyet analizi gerçekleştirilirken tasarımdan üretime kadar olan bütün süreç değerlendirmeye alınmıştır. Belirtilen süreç içerisinde mühendislik, teçhizat, üretim, bakım onarım, test uçuşu, üretim malzemesi, aviyonik maliyet, motor maliyeti, görev gerçekleştirme ve uçuş maliyeti olarak yaklaşık değerler üzerinde incelemeler gerçekleştirilmiştir. Maliyet hesabı yaparken farklı para birimleri arasında karşılaşılan sayısal değer farklılıklarının önüne geçebilmek adına ortak bir birim kullanılmıştır. Kullanılan bu ortak birim tarafımızca 'X' olarak adlandırılmıştır ve sembol olarak 'x' ile gösterilmesine karar verilmiştir. Çalışmanın bu kısmında gerçekleştirilen maliyet hesaplamalarında bütün para birimleri x olarak sunulmuştur. Ayrıca çalışmanın bu kısmında tasarımdan üretime kadar gerçekleşen bütün maliyetlerin rakamsal değerinden ziyade birbirleri arasındaki oranlara dikkat çekilmesi hedeflenmiştir.

5.5.1. Mühendislik Maliyeti

Mühendislik maliyeti hesaplanırken öncelikle çalışma için harcanan zaman belirlenmiştir. Zaman belirlenirken, üretilen İHA'nın tasarımına başlanıldığı günden uçuşa hazır hale geldiği güne kadar geçen süre hesaplanmıştır. Gerçekleştirilen hesaplama sonucunda İHA'nın tasarımından uçuşa hazır hale gelene kadar 400 gün geçmiştir. Geçen her bir gün maliyet hesabına dahil edilerek bir mühendisin günlük ortalama maliyeti 10 x olarak hesaplanmıştır. Tablo 6'da mühendislik tahmini maliyeti sunulmuştur.

Tablo 6. Mühendislik tahmini maliyeti

Geçen gün sayısı	**Yaklaşık fiyat bedeli**
400 (yaklaşık)	4000 x
Toplam	**4000 x**

5.5.2. Teçhizat Maliyeti

Teçhizat tahmini maliyeti hesaplanırken İHA'nın uçması için kumanda ve alıcı seti, iniş takımı seti, batarya şarj aleti seti, tornavida, allen takımı, anahtar takımı, kumanda çantası,

uçuş çantası, el aletleri seti, lehim seti ve DC güç kaynağı hesaba katılmıştır. Tablo 7'de teçhizat tahmini maliyetleri sunulmuştur.

Tablo 7. Teçhizat tahmini maliyeti

Ürünler	**Yaklaşık fiyat bedelleri**
Kumanda ve alıcı seti	70 x
İniş takımı seti	7,5 x
Batarya şarj aleti seti	10 x
Tornavida allen takımı	10 x
Anahtar takımı	10 x
Kumanda çantası	10 x
Uçuş çantası	10 x
El aletleri seti	20 x
Lehim seti	5 x
DC güç kaynağı	10 x
Toplam	**162,5 x**

5.5.3. Üretim Maliyeti

Üretim maliyeti hesaplanırken İHA'nın kanat, gövde ve kuyruk konisi için kullanılan yapısal malzemeler ve üretim esnasında gerekli işlemler için kullanılan malzemeler dikkate alınmıştır. Üretilen İHA'da kuyruk ve gövde için yapısal malzeme olarak depron kullanılmıştır. Kanat için ise XPS kütük (üretimde tercih edilen yapısal malzemelerin tercih edilme sebepleri çalışmanın ilerleyen kısımlarında açıklanmıştır) kullanılmıştır. Depron kullanılarak üretim gerçekleştirilmesi için CNC lazer kesim kullanılarak depron levhadan parçalar elde edilmiştir. Manuel sıcak tel kullanılarak XPS'ten parçalar elde edilmiştir. Kesilen XPS ve depron parçaları çeşitli sıvı yapıştırıcılar ile yapıştırılmıştır. Sıvı yapıştırıcı olarak epoksi ve köpük yapıştırıcısı kullanılmıştır. Harici olarak faydalı yük sisteminde 1 adet sıvı deposu, 1 adet pompa, 1 adet nozul ve sıvı iletim hortumları kullanılmıştır. Ayrıca üretim esnasında 3D yazıcılar kullanılarak küçük montaj parçaları

üretilmiştir. Üretimler tamamlandıktan sonra sıvı bazlı akrilik boya ile tamamen boyanmıştır. Tablo 8'de üretim maliyeti sunulmuştur.

Tablo 8. Tahmini üretim maliyeti

Ürünler	**Yaklaşık fiyat bedelleri**
Depron kesimi	0,5 x
XPS kütük kesimi	1 x
Epoksi	10 x
Köpük yapıştırıcısı	1,5 x
Sıvı deposu	0,15 x
Pompa	1 x
Nozul	1 x
Sıvı iletim hortumları	0,5 x
Montaj parçaları	1 x
Toplam	**16,65 x**

5.5.4. Bakım Onarım Maliyeti

Hava aracı bakımları planlı ve plansız bakım olmak üzere ikiye ayrılmaktadır. Plansız bakım maliyetleri hava aracının ne sıklıkla arızalandığına ve bu arızanın ortalama giderim maliyetine bağlıdır. Planlı bakım ise düzenli olarak bir program dahilinde parametrelerin sayısına ve maliyetine bağlıdır [51].

Çalışma kapsamında üretilen İHA'nın planlı bakım programı tasarım ve üretim aşamaları esnasında gerçekleştirilen işlemler dikkate alınarak oluşturulmuştur. Planlı bakım programında öncelikli olarak periyotlar halinde bakıma ihtiyacı olan veya olabilecek unsurlar belirlenmiştir. Bu unsurlar arasında fırçasız motor, ESC, uçuş bataryası, servo motorlar, püskürtme sistemi, veri ve hareket iletim elemanları ve iniş takımı yer almaktadır.

Fırçasız motor planlı bakım programı: Fırçasız motor uçuş gününden bir gün önce, planlanan uçuş saatinden en az 3 saat önce ve uçuş öncesi pist başında muhakkak kontrol edilmelidir. 3 aydan daha fazla uçuş gerçekleştirilmemesi durumunda motor ayda bir kere çalıştırılmalı ve test edilmelidir. Test esnasında %100 güç verilmelidir. Planlı bakım

programı oluşturulurken tercih edilen fırçasız motorun kataloğu dikkatli bir şekilde incelenip üretici tarafından belirtilen bakımlar var ise programa dahil edilmelidir. Herhangi bir olumsuz durum ile karşılaşılmadığı taktirde bakım için maliyet çıkmamaktadır.

Esc planlı bakım programı: Fırçasız motor uçuş için veya test amacıyla çalıştırıldığında mutlaka esc ile çalıştırılmalı ve test edilmelidir. Herhangi bir olumsuz durum ile karşılaşılmadığı takdirde esc değiştirilmemelidir. Planlı bakıma programı oluşturulurken tercih edilen esc'nin kataloğu dikkatli bir şekilde incelenip üretici tarafından belirtilen bakımlar var ise programa dahil edilmelidir. Herhangi bir olumsuz durum ile karşılaşılmadığı taktirde bakım için maliyet çıkmamaktadır.

Uçuş bataryası planlı bakım programı: Lipo batarya ilk kullanımdan önce profesyonel şarj aletleri ile 3 kere rodaj (doldur-boşalt) yapılmalıdır. Kullanım dışında beklenirken depolama modunda bekletilmelidir. Üretici tarafından belirlenen batarya ömrü uçuş ömrüne denktir. Örneğin; üretici 400 defa şarj doluma uygunsa 400 uçuş gerçekleştirebileceği anlamına gelmektedir. Ancak mühendislik katsayısı kapsamında üretici tarafından belirlenen ömrün %75'ine ulaşılınca bataryanın değiştirilmesine karar verilmiştir. Planlanan uçuş gününde batarya tam kapasite şarj edilip uçuş öncesinde buzzer ile ölçülmelidir. Ek olarak her uçuş öncesi fiziki olarak incelenmeli ve herhangi bir olumsuzluğun olup olmadığı kontrol edilmelidir. Planlı bakım programı oluşturulurken tercih edilen bataryanın kataloğu dikkatli bir şekilde incelenip üretici tarafından belirtilen bakımlar var ise programa dahil edilmelidir. Herhangi bir olumsuz durum ile karşılaşılmadığı taktirde bakım için maliyet çıkmamaktadır. Batarya değişimi ile karşılaşıldığında ise 20 x batarya maliyeti oluşmaktadır.

Servo motorların planlı bakım programı: Servo motorların her biri uçuştan önceki gün itina ile test edilmelidir. Her bir servo motorun katalog değerinde belirtilen çalışma açısında çalışıp çalışmadığı kontrol edilmelidir. Planlı bakım programı oluşturulurken tercih edilen servo motorun kataloğu dikkatli bir şekilde incelenip üretici tarafından belirtilen bakımlar var ise programa dahil edilmelidir. Herhangi bir olumsuz durum ile karşılaşılmadığı taktirde bakım için maliyet çıkmamaktadır. Servo motor değişimi konusunda 2 kg kapasiteli servo motorlar 0.4 x 12 kg kapasitesi servo motorlar ise 1.2 x maliyet oluşturmaktadır.

Püskürtme sisteminin planlı bakım programı: Püskürtme sistemi uçuş gününden bir gün önce ve uçuştan en az 3 saat önce tam kapasite ile doldurulmalı ve 15 dakika kadar bekletilmelidir. Bekleme esnasında herhangi bir sıvı sızıntı ya da kaçağı ile karşılaşılmaması durumunda sistem çalıştırılmalı ve tamamen boşaltılmalıdır. Her bir uçuş sonrasında gövde içerisinde püskürtme sistemi için ayırılan alan herhangi bir sızıntı veya kaçak tespiti amacıyla fiziksel olarak hem elle hem de gözle kontrol edilmelidir. Kullanılmaması durumunda sistem içerisinde sıvı kalmadığından emin olunmalıdır. Püskürtme sisteminin bataryası, uçuş bataryası ile aynı plana tabi tutulmalıdır. Herhangi bir olumsuz durum ile karşılaşılmadığı taktirde bakım için maliyet çıkmamaktadır.

Veri ve hareket iletim elemanlarının planlı bakım programı: Çalışma kapsamında üretilen İHA'da veri iletimi için kablolar, hareket iletimi için ise çelik rodlar kullanılmıştır. Uçuş gününden 2 gün önce başlanarak her gün 1 kere ve uçuştan en az 3 saat önce fiziksel olarak hem gözle hem de elle kontrol edilmelidir. Ayrıca sisteme elektrik verilerek veri ve hareket iletiminin sorunsuz olup olmadığı kontrol edilmelidir. Veri iletim elemanlarının testler, uçuş ve uçuşa hazırlık süresi dışında batarya ile bağlantısı kesilmelidir. Sisteme herhangi bir şekilde elektrik verilmemelidir. Herhangi bir olumsuz durum ile karşılaşılmadığı takdirde maliyet oluşturmamaktadır.

İniş takımı planlı bakım programı: İniş takımını oluşturan ön ve arka takım uçuş gününden 1 gün önce ve uçuş öncesinde fiziksel olarak hem gözle hem de elle kontrol edilmelidir. İniş takımının pas tutmaması için düzenli olarak 6 ayda bir boyanmalıdır. Düzenli boyama işlemi yılda 2 x maliyet çıkarmaktadır.

Çalışma kapsamında üretilen İHA'nın plansız bakımları ise karşılaşılan arıza ve kırımın durumuna göre gerçekleştirilmektedir. Onarım veya değişim sonrasında maliyet belirlenmektedir.

5.5.5. Test Uçuşu Maliyeti

Çalışmanın bu bölümünde Raymer [51] tarafından gerçekleştirilen test uçuşu için maliyet hesaplamak amacıyla uçuş test maliyeti hesaplama işlemi Denklem 2 ile sunulmuştur. Denklem 2 içerisinde kullanılan (W_e) İHA'nın boş ağırlığını temsil etmektedir. (V) maksimum hızı temsil etmektedir. (FTA) ise İHA'nın test uçuş sayısını temsil etmektedir.

Denklem 2: $Uçuş\ Test\ Maliyeti = 1243.03 W_e^{0.325} V^{0.822} FTA^{1.21}$

5.5.6. Üretim Malzemesi Maliyeti

Üretim malzemesi olarak kuyruk konisi ve gövdede depron levha, kanatlarda XPS kütük ve karbon çubuk kullanılmıştır. Üretim malzemesi maliyetleri Tablo 9'da sunulmuştur.

Tablo 9. Üretim malzemesi maliyeti

Ürünler	**Yaklaşık fiyat bedelleri**
Depron levha	4,5 x
XPS kütük	30 x
Karbon çubuk	15 x
Toplam	**49,5 x**

5.5.7. Aviyonik Maliyeti

Çalışma kapsamında üretilen İHA'da 6 adet servo motor, 1 adet esc, 1 adet uçuş bataryası, 1 adet faydalı yük sistemi bataryası kullanılmıştır. Servo motorlarda 5 adet 2 kg torka sahip servo motor 1 adet 12 kg torka sahip servo motor kullanılmıştır. Esc olarak su geçirmez 120A esc kullanılmıştır. Uçuş bataryasında 6s lipo batarya kullanılmıştır. Faydalı yük sistemi için ise 3s lipo batarya kullanılmıştır. Aviyonik maliyetler Tablo 10'da sunulmuştur.

Tablo 10. Aviyonik maliyeti

Ürünler	**Yaklaşık fiyat bedelleri**
2kg servo motor	0,4 x
12kg servo motor	1,2 x
120A esc	12,5 x
Uçuş bataryası	20 x
Faydalı yük bataryası	7 x
Toplam	**41,1 x**

5.5.8. Motor Maliyeti

Çalışma kapsamında üretilen İHA' da 1 adet elektrikli fırçasız DC motor kullanılmıştır. Tablo 11'de kullanılan motorun yaklaşık bedeli sunulmuştur.

Tablo 11. Motor maliyeti

Ürünler	**Yaklaşık fiyat bedelleri**
Fırçasız DC motor	32 x
Toplam	**32 x**

5.5.9. Görev Gerçekleştirme Maliyeti

Çalışma kapsamında üretilen İHA'nın görevinin sıvı ilaçlama ve gübreleme olmasına karar verilmiştir. Bu amaçla sıvı ilaçlama ve gübreleme yapacak faydalı yük sisteminin tam olarak bir kere çalışması sonucu açığa çıkan maliyet baz alınacaktır. Tablo 12'de görev gerçekleştirme maliyeti sunulmuştur.

Tablo 12. Görev gerçekleştirme maliyeti

Ürünler	**Yaklaşık fiyat bedelleri**
Faydalı yük sisteminin 1 tam çalışması	0,25 x
Toplam	**0,25 x**

5.5.10. Uçuş Maliyeti

Uçuş maliyeti, bütün maliyet analizlerinin toplamını ifade etmektedir [51]. Tablo 13'de ise uçuş maliyeti gösterilmektedir.

Tablo 13. Uçuş maliyeti

Maliyet çeşitleri	**Yaklaşık fiyat bedelleri**
Mühendislik maliyeti	4000 x
Teçhizat maliyeti	162,5 x
Üretim maliyeti	16,65 x
Bakım onarım maliyeti	-
Test uçuşu maliyeti	500 x
Üretim malzemesi maliyeti	49,5 x
Aviyonik maliyeti	41,1 x
Motor maliyeti	32 x
Görev gerçekleştirme maliyeti	0,25 x
Uçuş maliyeti	**4802 x**

6. BÖLÜM

KATI MODELLEME VE PROTOTİP ÜRETİMİ

6.1. Yapısal Tasarım ve Üretim

Raymer [51] tarafından gerçekleştirilen çalışmada bir hava aracının tasarım evreleri sonucunda prototip üretimine başlandığı belirtilmiştir. Bu kanıdan yola çıkarak çalışma kapsamında üretilen İHA'nın tasarım evrelerinden sonra prototip üretimine başlanmıştır.

Üretime ilk olarak İHA'nın kanadı ile başlanması tercih edilmiştir. İHA'nın kanadında yapısal malzeme olarak işlenme sonrası iyi yüzey kalitesine sahip olması sebebiyle XPS kullanılmasına karar verilmiştir [76]. Malzeme seçimi sonrasında kanat üretimi için gerçekleştirilen bütün aşamalar aşağıda sıralı bir şekilde açıklanmıştır;

1- Kanadın üretimi için öncelikli olarak kanat profilinin üretilmesi gerekmektedir. Bu sebeple, ilk önce katı çizim programları yardımıyla dijital ortamda kanat profili çizilmiştir. Elde edilen çizim '.dxf' formatı olarak kaydedilerek lazer kesim makinesi tarafından kullanılabilir hale getirilmiştir. Daha sonra 4 mm kalınlığa sahip ahşaplar kullanılarak lazer kesim işlemi gerçekleştirilmiştir. Elde edilen her bir ahşap kanat profili üzerine 0,3 mm matkap ucu kullanılarak delikler açılmıştır ve daha sonra kanat üretimine geçilmiştir.

2- Kanat üretiminde yapısal malzeme olarak XPS kullanılması tercih edilmiştir. Gerçekleştirilen tercih sonrasında 15x60x200 cm ölçülerinde bir adet XPS kütük temin edilmiştir. XPS kütük düz bir masada 60 cm genişliğe sahip yüzeyi üzerine yatırılmıştır. Daha sonra lazer kesim ile elde edilen ahşap kanat profilleri ölçü aletleri ve gönye kullanılarak sağ ve sol kenarlarına denk bir şekilde yerleştirilmiştir. Yerleşim sonrasında ahşap kanat profillerinin içerisinde açılan her bir deliğe iğne takılarak XPS gövdeye sıkıca tutturulmuştur.

3- Ahşap kanat profillerinin XPS gövde üzerine yerleşimleri tamamlandıktan sonra bir adet el yapımı sıcak tel kullanılarak ilk önce 60 cm genişliğinde 3 adet orta kanat ve 50 cm genişliğinde birer adet sağ ve sol kanat kesimi gerçekleştirilmiştir. Daha sonra 60 cm olarak kesimi gerçekleştirilen orta kanatlardan bir tanesi 3 eşit parçaya ayrılmıştır. Bu parçalardan bir tanesi ise 10 cm genişliğe sahip iki eş parçaya ayrılmıştır. Kesim işlemleri tamamlandıktan sonra düz bir masa üzerine 60 cm orta kanat ve bu kanadın sağ ve soluna 10 cm genişliğe sahip orta kanat ve yine sağ ve sol tarafına 50 cm genişliğe sahip kanat uçları yerleştirilmiştir.

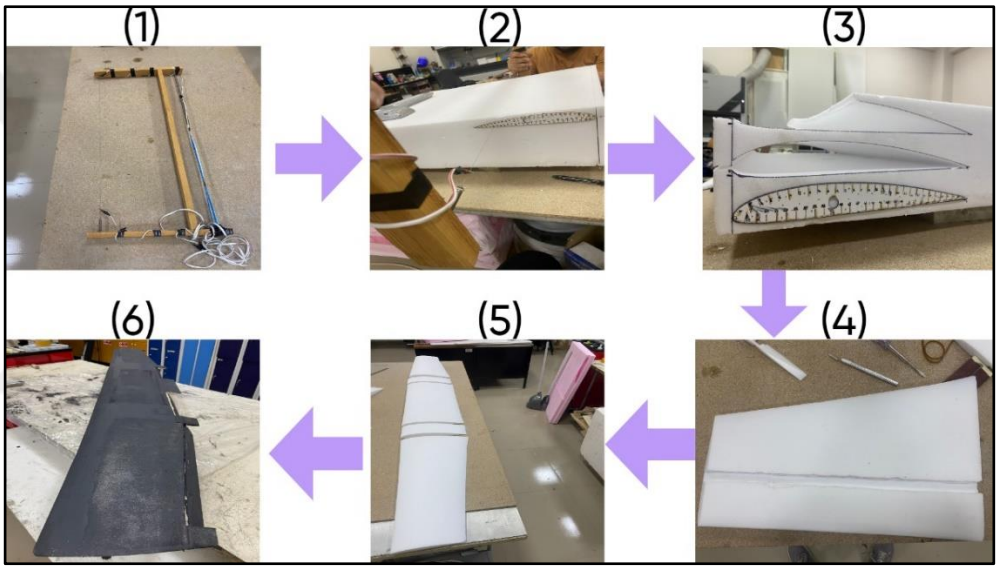
4- Kanat parçalarının yerleşimlerinin kontrolünden sonra kanat uçlarına dihedral açının verilebilmesi için hem kanat uçları ve orta kanadın sağ ve sol ucuna sıcak tel yardımı ile açılı bir şekilde kesim işlemi uygulanmıştır. Kesim işlemi sonucunda her iki kanat ucunda 6°'lik pozitif bir dihedral elde edilmiştir. Daha sonrasında ise İHA kanadının hoernor tipi kanat ucuna sahip olabilmesi için kanat uçları sıcak tel yardımıyla 45° açı ile kesilmiştir. Son olarak kanada destek sağlaması amacıyla kanadın içerisinden alüminyum boru geçirilmesine karar verilmiştir. Alüminyum borunun kanat içerisine yerleştirilmesi için kanadın bütün kısımlarının içerisine alt taraftan yuva açılmıştır.

5- Gerçekleştirilen bütün kesim işlemlerinden sonra kanadı tek parça haline getirebilmek için yapıştırma işlemine geçilmiştir. Yapıştırma işlemine öncelikle orta kanattan başlanmıştır. Daha sonra ise sağ ve sol kanat yapıştırılmıştır. Kanat parçaları yapıştırılarak yekpare haline getirildikten sonra alüminyum boru, yuvasına yerleştirilmiştir ve daha sonra da yapıştırılmıştır. Yapıştırma işlemleri gerçekleştirilirken kanat parçalarında ve desteğin yapıştırılmasında epoksi bazlı sıvı yapıştırıcılar kullanılmıştır.

6- Yapıştırma işlemlerinden sonra kanat üzerinde yer alan aileron ve flap kesimleri gerçekleştirilmiştir. Aileronların kesimi kanat uçlarından, flap kesimleri ise gövdenin her iki yanından orta kanadın bitimine kadar olan kısımdan kesilmiştir. Kesilen parçalar daha sonra 1 ve 1,5 mm kalınlığında ahşaplar ile kaplanarak dayanıklı hale getirilmiştir. Metal pimli plastik menteşeler kullanılarak yerlerine sabitlenmiştir.

7- Bütün işlemler bitirildikten sonra kanat üzerinde gerçekleştirilen işlemler esnasında hatalar ve yapıştırma kısımlarda oluşan pürüzlerle karşılaşılmıştır. Karşılaşılan hataların aerodinamik olarak olumsuz etkilere sebebiyet vereceği öngörülmüştür. Belirtilen olumsuz durumların önüne geçebilmek adına problem olabileceği düşünülen kısımlar gerek zımpara ile düzleştirilmiş gerekse su bazlı macun kullanılarak pürüzsüz hale getirilmiştir. En son olarak İHA kanadının boyama işlemi gerçekleştirilmiştir.

Kanat üretiminin başlangıç ve bitişi görsel olarak Şekil 14'te sunulmuştur.



Şekil 14. Kanat üretim aşamaları

Şekil 14 üzerinde gerçekleştirilen numaralandırma işlemi üretimden kesitleri içermektedir. 1. aşamada XPS levhayı kesmek için kullanılan el yapımı sıcak tel sunulmuştur. Harici güç kaynağı yardımı ile alet üzerinde yer alan tele elektrik vererek ısınması sağlanmıştır ve böylelikle XPS kesimi gerçekleştirilmiştir. 2. aşamada ise lazer kesimden elde edilen ahşap kanat profilinin XPS üzerine tutturulması sunulmuştur. 3. aşamada kanat kesimleri sunulmuştur. 4. aşamada kanat uçlarında kullanılacak olan konik kanat yapısının kesilmiş hali sunulmuştur. Ayrıca bu aşamada, kanat kesimleri gerçekleştirildikten sonra kanat rijitliği için kullanılacak olan alüminyum boru ve uçuş kontrol elemanlarının veri iletim kablolarının yerleştirilmesi için 40 mm genişliğinde bir yuva açılmıştır. 5. aşama kanat kesimlerinin tamamlandığı aşamadır. Bu aşamada orta

kanat ve dihedral açıya sahip kanat uçlarının yapıştırma işlemi gerçekleştirilmeden önceki hali sunulmuştur. 6. aşama ise kanadın son halini içermektedir.

Kanat üretimi gerçekleştirildikten sonra İHA'nın gövde ve kuyruk üretimine başlanmıştır. Çalışma kapsamında üretilecek olan İHA'nın gövdesi hem uçuş için elzem olan batarya, esc, alıcı, veri iletim kabloları hem de faydalı yükü uçuş süresi boyunca içerisinde muhafaza etmesi gerekmektedir. Kuyruk ise irtifa, istikamet ve stabilizasyon için önem arz etmektedir. Belirtilen gereklilikler sonrasında gövde ve kuyruk üretiminde hafif ve dayanıklı olan depron levha kullanılması tercih edilmiştir [78]. Malzeme seçimi sonrasında gövde ve kuyruk üretimi için gerçekleştirilen bütün işlemler aşağıda maddeler halinde açıklanmıştır;

1- Gövde ve kuyruk üretiminde faydalı yük sistemi ve uçuş için gerekli olan malzemeler belirlendikten sonra katı çizim programları yardımıyla dijital ortamda çizilmiş ve daha sonra .dxf formatı ile kaydedilmiştir. Kaydedilen dosya lazer kesim makinesi yardımı ile depron levha kullanılarak kesilmiştir.

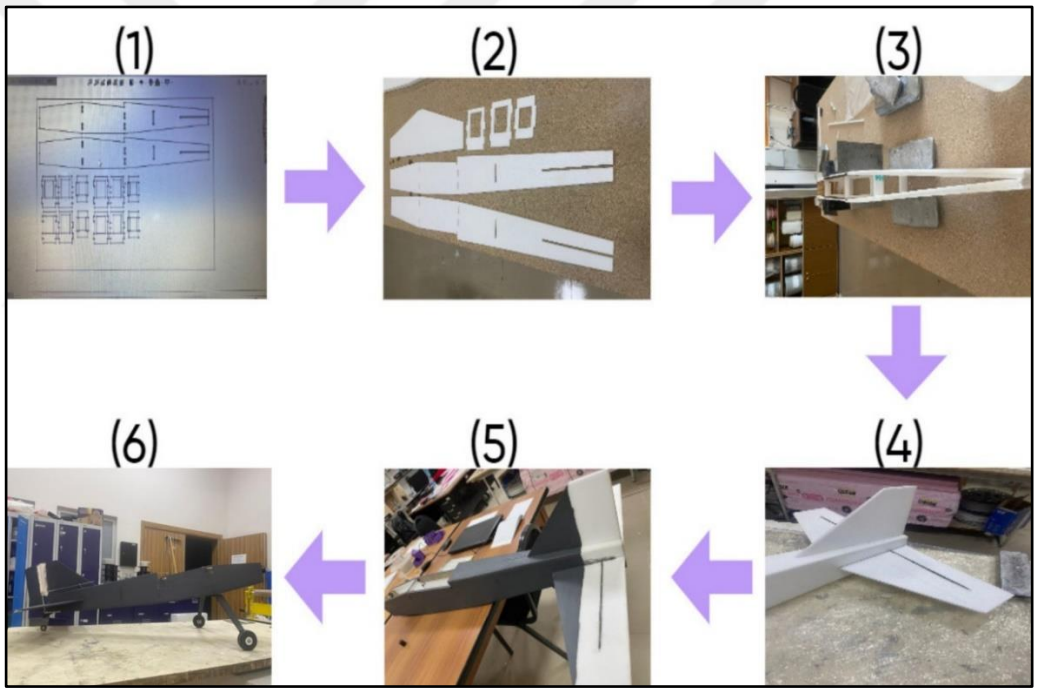
2- Lazer kesim sonrası elde edilen ürünler sıvı yapıştırıcılar kullanılarak gövde düzenine getirilmiştir. Öncelikle gövdenin sağ, sol ve üst kısımları yapıştırılmıştır. Gövdenin ön kısmında İHA'nın tahrikini sağlayacak motorun montajı için gereken kısım dayanaklı olması amacıyla 6 mm kalınlığa sahip ahşap tercih edilerek gövdeye yapıştırılmıştır. Arka ve ana iniş takımlarının montajlanacağı alanlara 6 mm kalınlığa sahip ahşaplar yapıştırılmıştır. Gövdenin alt kısımları da depron levha ile kaplanmıştır.

3- Gövde üzerindeki yapıştırma işlemleri tamamlandıktan sonra kuyruk montajına geçilmiştir. İHA'nın kuyruğunu oluşturan sağ ve sol yatay stabilize öncelikle 3° aşağı yönlü açıya sahip olacak şekilde üretilmesine karar verilmiştir. Ancak, üretimde karşılaşılan zorluklar sebebiyle yatay stabilizelerin açısız bir şekilde üretimi gerçekleştirilmiştir. Uçuş ve kalkış esnasında üzerine gelen yükler sebebiyle yapısının bozulmaması adına 2 mm çapa sahip karbon çubuk yapıştırılmıştır. Daha sonra ise gövdede kuyruk için tasarlanan bölüme sıvı yapıştırıcılar ile yapıştırılmıştır.

4- Yatay stabilize yapıştırıldıktan sonra dikey stabilize de yapıştırılmıştır. Yatay ve dikey stabilize yapıştırma işlemi tamamlandıktan sonra elyaflı şeffaf bant kullanılarak dikey stabilizeye rudder, yatay stabilizeye ise elevatör montajlanmıştır.

5- Yapıştırma ve montajlama işlemleri tamamlandıktan sonra gövde ve kuyruk boyama işlemine geçilmiştir. Boyama işlemi 3 kat yapıldıktan sonra tamamlanmıştır.

İHA'nın gövde ve kuyruğunun tasarımdan üretime ardından boyanmasına kadar geçen sürede yapılan işlemler Şekil 15'te sunulmuştur.



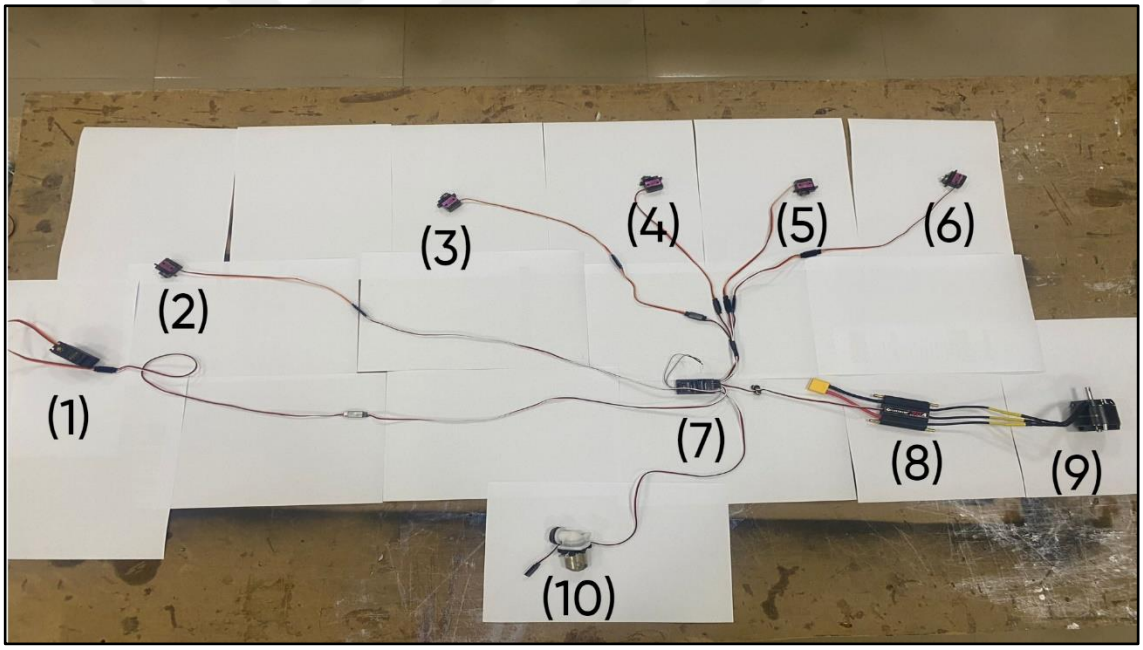
Şekil 15. İHA'nın gövde üretimi

Şekil üzerinde gerçekleştirilen numaralandırma işlemi üretimden kesitleri içermektedir. 1. aşamada gövde ve kuyruğun katı çizim programı kullanılarak dijital ortamda çizimleri gerçekleştirilmiştir. 2. aşamada ise dijital ortamda elde edilen çizimlerin lazer kesim makinesi kullanılarak kesimi tamamlanmıştır. 3. aşamada gövdenin kesilen sağ ve sol yanları sıvı yapıştırıcılar vasıtasıyla yapıştırılmıştır. Daha sonra ise gövdenin alt kısmı yapıştırılmıştır. 4. aşamada ise gövdenin üstü de kaplanmıştır ve daha sonra sıvı yapıştırıcılar kullanılarak kuyruğun hem yatay hem de dikey stabilizesi gövdeye

yapıştırılmıştır. 5. aşamada ise elevatör ve rudder montajı gerçekleştirilmeden önceki kısımların boyanmış hali gösterilmektedir. 6. aşamada ise İHA'nın tamamı boyandıktan sonra ön ve arka iniş takımları montajlanmıştır. Böylelikle gövde üretimi tamamlanmıştır.

6.2. Elektronik Tasarım ve Üretim

İHA'nın kanadı, gövdesi ve kuyruğu üretildikten sonra tahrik sistemi, faydalı yük sistemi ve kontrol yüzeylerinin hareketi için elektrik tahriki kullanılmasına karar verilmiştir. Ardından İHA üzerinde bütün elektrik sistemini karşılayacak ve elektrik iletimini sağlayacak bir sistem kurulmuştur. İHA üzerinde elektrik sistemini sağlayacak sistem Şekil 16'da sunulmuştur. Şekil 16 içerisinde yer alan her bir numara farklı bir amaçla kullanılmaktadır.



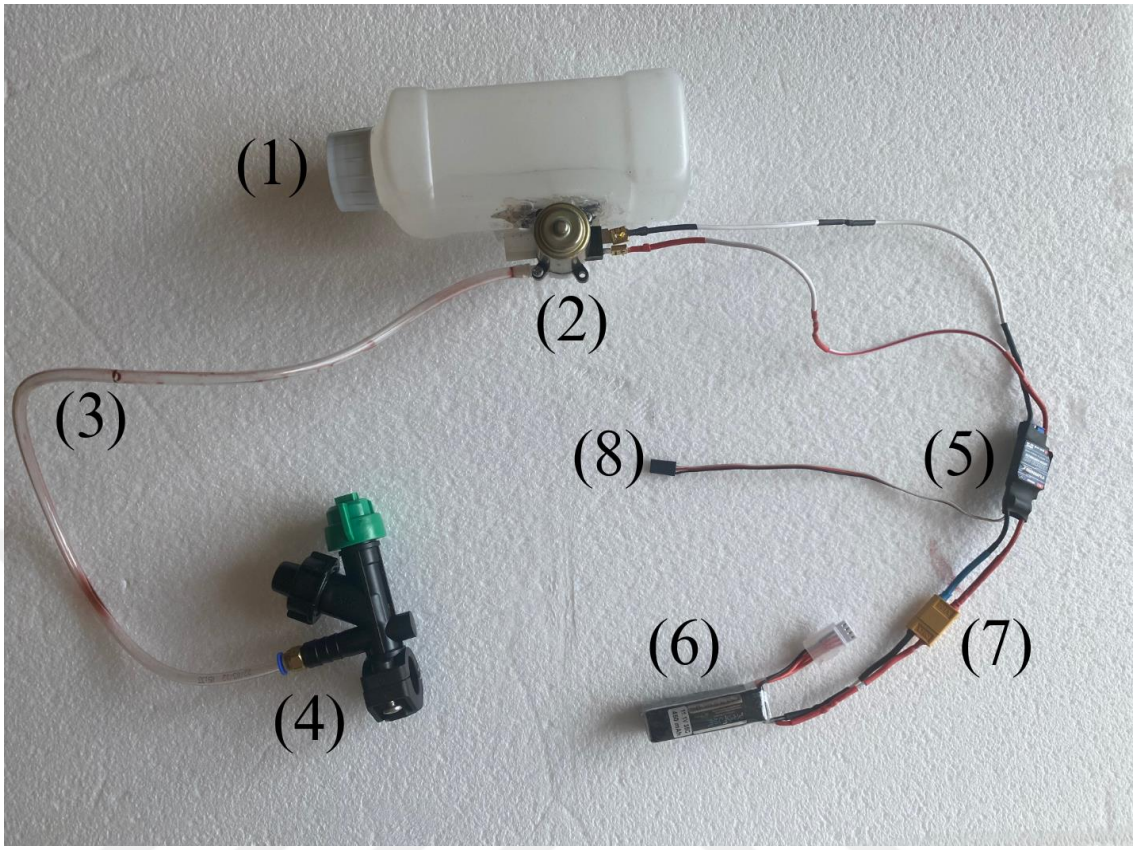
Şekil 16. İHA'nın elektronik sistemi

1 numara elevatör için kullanılan bir servo motoru temsil etmektedir. Hava aracının kuyruğunda konumlandırılmıştır. 12 kg yük kapasitesine sahiptir. 2 numara rudder için kullanılan bir servo motoru temsil etmektedir hava aracının kuyruğunda konumlandırılmıştır ve yaklaşık 2 kg yük kapasitesine sahiptir. 3 ve 6 numara sırasıyla sağ ve sol aileron için kullanılan servo motorları temsil etmektedir. Kanat üzerinde konumlandırılmaktadırlar. Yaklaşık olarak 2 kg yük kapasitesine sahiptirler. 4 ve 5 numara sırasıyla sağ ve sol flap için kullanılan servo motorları temsil etmektedirler. Kanat

üzerinde konumlandırılmaktadırlar ve yaklaşık 2 kg yük kapasitesine sahiptirler. 7 numara uçuş kumandası ile veri iletimini sağlayacak olan alıcıdır. 8 numara hem uçuş bataryasına bağlanarak motora takat sağlayacak hem de uçuş esnasında diğer hareketli servo motorlara bataryadan aldığı elektrikle tahrik sağlayacak elektronik hız kontrolcüsüdür (ESC). 90 amper değerinde ve su geçirmez bir ESC kullanılmıştır. 9 numara ise elektrik gücü ile hava aracına tahrik sağlayacak fırçasız DC motordur. 10 numara ise faydalı yük sisteminde depodan aldığı zirai sıvıyı nozula ileterek püskürtülmesini sağlayacak sıvı pompasını temsil etmektedir. Ancak, faydalı yük sistemi çalışma sinyalini alıcıdan alacaktır fakat uçuş bataryasından değil harici bir bataryadan tahrik alacaktır.

6.3. Faydalı Yük Tasarımı ve Üretim

İHA'nın yapısal ve elektronik üretimi tamamlandıktan sonra faydalı yük sisteminin üretimine geçilmiştir. Faydalı yük sisteminin üretim sonucu Şekil 17'de sunulmuştur. Şekil 17'de yer alan faydalı yük sisteminde 1 numara ile belirtilen parça İHA'nın gövdesinde yer alan sıvı deposudur. Depo, zirai sıvıyı herhangi bir kaçak durumuna müsaade etmeden İHA'nın gövdesi içerisinde muhafaza edecektir. 2 numara ile belirtilen parça depo içerisinde bulunan zirai sıvıyı basınçlı bir şekilde nozula ileten sıvı pompasıdır. 3 numara ile belirtilen parça pompadan nozula giden sıvıyı içerisinde tutan sıvı iletim hortumudur. 4 numara ile belirtilen parça pompadan basınçlı sıvıyı istenen alana püskürtecek olan nozuldur. 5 numara ile belirtilen parça faydalı yük sisteminin kontrolü için kullanılan ESC'dir. Batarya takılıyken pompanın elektrik alıp almadığı kontrol etme amacıyla kullanılmaktadır. 6 numara ile belirtilen parça faydalı yük sisteminin İHA uçuştayken elektriğini sağlayacak olan bataryadır. 7 numara ile belirtilen parça faydalı yük sisteminde elektrik iletimi için kullanılacak veri iletim kablolarıdır. 8 numara ile belirtilen parça faydalı yük sisteminde yer alan ESC'nin komut alabilmesi amacıyla kullanılan veri kablosudur.



Şekil 17. Faydalı yük sistemi

7. BÖLÜM

UÇUŞ, GÖREV VE PERFORMANS TESTLERİ

7.1. Yer Testleri

İHA'nın uçuş esnasında üretimden kaynaklı herhangi bir problemle karşılaşılmaması amacıyla İHA'yı oluşturan sistemlerin uçuş öncesinde yerde testleri gerçekleştirilmiştir. Kontrol yüzeyleri, elektronik ve yapısal parçalar, faydalı yük sistemi yerde kontrol edilen birimlerdir. Öncelikle, İHA'nın uçuşu esnasında kontrolünü sağlayacak olan alıcı ve vericinin bağlantısı kurulmuş ve alıcı İHA'ya yerleştirilmiştir. Daha sonra aileron, flap, rudder, elevatör ve motorun uçuş esnasında gerekli olan veri iletim kablolarıyla alıcı üzerine bağlanmıştır. Bağlantı gerçekleştirildikten sonra kontrol yüzeyleri tek tek test edilmiştir. Daha sonra İHA'nın tahrik sisteminde kullanılacak elektrikli motorun pervanesi takılarak tahrik denemesi gerçekleştirilmiştir. Tahrik denemesinde %100 devirde 4625 gram itki üretildiği ölçülmüştür. Tahrik denemesi gerçekleştirilen %100 devirde motordan elde edilen itki değeri Şekil 18'de gösterilmiştir.



Şekil 18. %100 devirde motor itkisi

İHA’nın kontrol yüzeyleri ve tahrik sisteminin testleri gerçekleştirildikten sonra faydalı yük sisteminin testi gerçekleştirilmiştir. Sistemde yer alan 500 ml kapasiteli sıvı deposu tamamen doldurulmuştur. Ardından depoda yer alan sıvı tamamen püskürtülmüştür. Gerçekleştirilen püskürtme işlemi yaklaşık olarak 120 saniye sürmüştür. Depo kapasitesini geçen süreye bölerek püskürtme sisteminin debisi yaklaşık olarak 4.17 ml/s olarak hesaplanmıştır. 4.17 ml/s yaklaşık olarak 0.2502 L/dk tekabül etmektedir. Faydalı yük sisteminde yerde herhangi bir problemle karşılaşılmaması sonrasında uçuş testlerine geçilmiştir.

7.2. Uçuş Testleri

Uçuş testlerini gerçekleştirmek için üretilen İHA ile piste gidilmiştir. Uçuş öncesinde gerekli görülen kontroller pist kenarında gerçekleştirilmiştir. Gerçekleştirilen kontrollerde; tahrik sisteminde, faydalı yük sisteminde ve uçuş kontrol yüzeylerinde kumanda ve alıcı arasında bir problemle karşılaşılmaması amacıyla bulunan bütün komutlar tek tek kontrol edilmiştir. Ardından İHA pist başına yerleştirilerek uçuş için hazır hale getirilmiştir. İHA’nın pist başında hazır hali Şekil 19’da sunulmuştur.



Şekil 19. İHA'nın pist başındaki görüntüsü

Uçuş esnasında kumanda tarafından verilen komutlara İHA eksiksiz bir şekilde yanıt vermiştir. İHA’nın uçuş öncesinde gerçekleştirilen tahrik sistemi, faydalı yük sistemi ve uçuş kontrol yüzeylerinin kumanda ve alıcı arasındaki bağlantıları eksiksiz bir şekilde çalışmıştır. Şekil 20 İHA’nın uçuşu esnasında çekilen görsellerini içermektedir. Şekil 20

içerisinde 6 farklı görsel sunulmuştur. Her görsel 1'den 6'ya kadar numaralar ile ifade edilmiştir ve her bir numara farklı bir uçuş karesini temsil etmektedir.

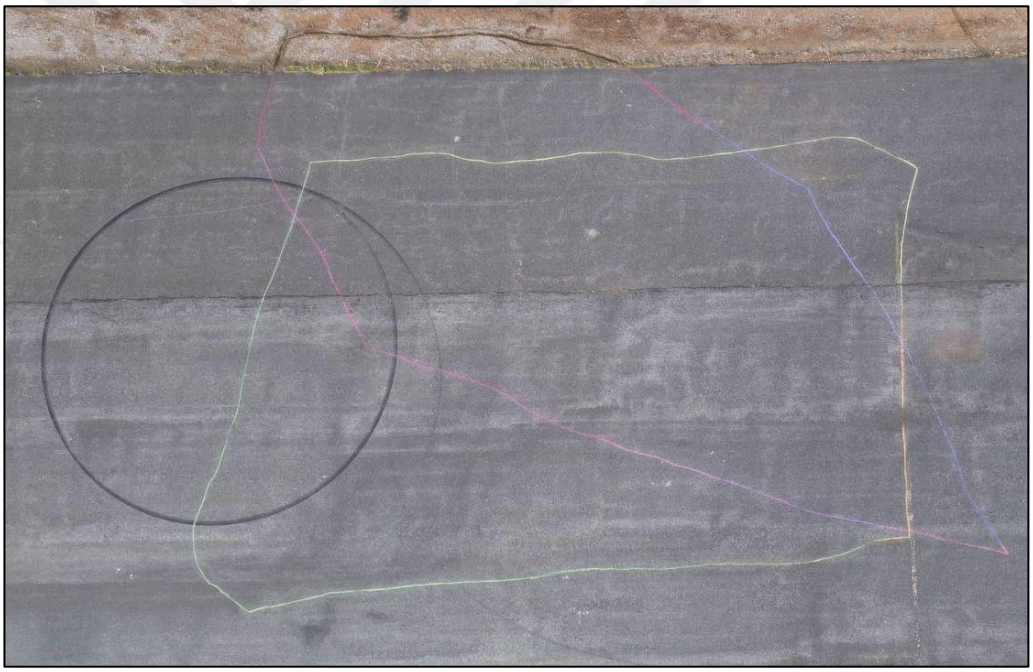


Şekil 20. İHA'nın uçuş testinden görüntüler

Uçuş testi gerçekleştirildikten sonra İHA'nın görev testine geçilmiştir.

7.3. Görev Testleri

Görev testinin başarıyla gerçekleştirilmesi için üretilen İHA'nın faydalı yük sisteminin, uçuş esnasında zirai sıvı püskürtmesi gerekmektedir. Pist üzerinde siyah daire ile önceden çizilmiş alanın üzerinden uçuş gerçekleştirilerek püskürtme işleminin uygulanmasına karar verilmiştir. Her seferinde dairenin yarısı hedeflenerek püskürtme gerçekleştirilmiştir. Toplamda siyah renk ile önceden çizilen alanı ıslatmak amacıyla 4 defa gerçekleştirilen püskürtme işleminin her birinde alanın yarısı hedeflendiğinden ilk iki ve son iki püskürtme işlemi tek sefer olarak kabul edilmiştir. Püskürtme işlemlerinin ardından sıvının piste temas ettiği kısımlar tebeşir ile çizilmiştir. 2 farklı çizim elde edilmiştir. Elde edilen çizimler bir başka İHA ile havadan kayıt altına alınmıştır ve elde edilen sonuçlar Şekil 21 ile sunulmuştur.



Şekil 21. Görev testi sonrasında sıvı ile temas eden pist alanları

Şekil 21'de yer alan sarı ve yeşil tebeşir ile belirtilmiş bölge görev testi sırasında birinci ve ikinci olarak gerçekleştirilen püskürtme işlemlerinde sıvının temas ettiği alanı ifade etmektedir. Kırmızı ve mor tebeşir ile belirtilen alan ise üçüncü ve dördüncü olarak gerçekleştirilen püskürtme işlemlerinde sıvının temas ettiği alanı ifade etmektedir. Pistte daha önceden çizilmiş olan ve siyah renk ile belirtilen alan ise görev testi esnasında

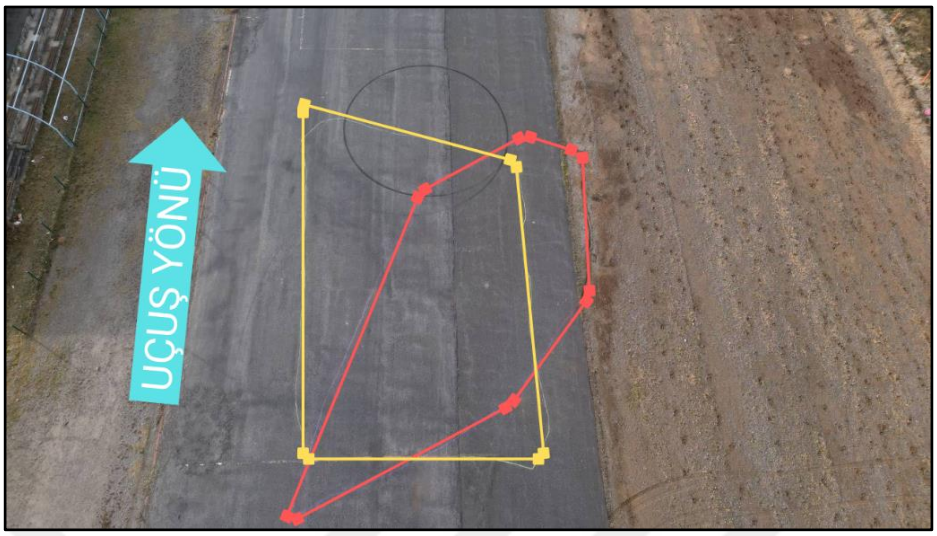
sıvının temas etmesi istenen bölge olarak seçilmiştir. Şekil 22'de ise görev testi sonucu farklı bir açıdan sunulmuştur.



Şekil 22. Görev testi sonucunun farklı bir açıdan sunumu

Ayrıca Şekil 22'de alanları sınırlandıran renkli çizgilerin daha da belirgin olması amacıyla ışıklandırma ayarları değiştirilmiştir.

Şekil 23'te ise, görev testi sonrasında pistte sıvı teması ile bulunan alanların daha yüksekten daha geniş açıdan çekimi sunulmuştur. Ayrıca test sonrasında sıvı teması bulunan pist alanlarının çizimleri dijital ortamda daha da belirgin hale getirilmiştir. Sarı renk ile belirtilen alan görev testi esnasında ilk püskürtme sonucu ıslatılan alanı ifade etmektedir. Kırmızı renkli alan ise ikinci püskürtme işlemi sonunda belirtilen alanı ifade etmektedir. Ayrıca Şekil 23'te İHA'nın görev gerçekleştirme esnasındaki uçuş yönü de belirtilmiştir.



Şekil 23. Görev testi sonucunun dijital ortamda belirtilmesi

Üretilen İHA'nın faydalı yük sistemini oluşturması amacıyla tasarlanan ve üretilen püskürtme sisteminin görev testi sonucunda sorunsuz bir şekilde çalıştığı görülmüştür. Ancak püskürtme işleminin, rüzgâr hızı, rüzgâr açısı, uçuş hızı, nozul lokasyonu, pompa gücü gibi parametrelerden doğrudan ve fazla miktarda etkilendiği de tecrübe edilmiştir. Şekil 23'te sarı renk ile belirtilen alanın püskürtme işlemi gerçekleştirilirken rüzgârdan etkilenilmemiştir. Bu sebeple nispeten düzgün bir püskürtme işlemi gerçekleştirilmiştir. Ancak hedeflenen siyah çemberin bir kısmı ıslatılabilmiştir. Aksine, kırmızı renk ile belirtilen alanın rüzgâr hızının ve açısının püskürtme işlemini etkilemesinden dolayı hedeflenen siyah çemberin çok az bir kısmı ıslatılabilmiştir. Ek olarak püskürtme sıvısı istenilen şekilde piste temas etmemiştir ve Şekil 23'te sunulduğu üzere pist dışına kadar çıkmıştır. Yer testleri, uçuş testleri ve görev testleri gerçekleştirildikten sonra karşılaşılan sonuçların değerlendirilmesi adına performans testine geçilmiştir.

7.4. Performans Testleri

Üretilen İHA'da kullanılan faydalı yük sisteminde 500 ml sıvı kapasitesi olan bir depo tam dolu şekilde kullanılmıştır. Kullanılan dolu depo yaklaşık olarak 2 dakikada püskürtülmüştür. Gerçekleştirilen püskürtme işlemi sonucunda püskürtme sisteminin debisi 4.17 ml/s (0.2502 L/min) olarak hesaplanmıştır. Çalışma kapsamında üretilen püskürtme sisteminin debisinin performansı hali hazırda aktif olarak zirai püskürtme İHA'ları ile karşılaştırılmıştır. Aktif olarak kullanılan DJI Agras T40, 6 L/min debiye sahiptir [79]. Aktif olarak kullanılan bir başka zirai İHA olan D72L-8, 16 L/min debiye

sahiptir [80]. Baibars VH-30 modelinin debisi ise 8 L/min'dir [81]. 3 farklı zirai amaçla kullanılan İHA'ların farklı depo kapasitelerine ve debi değerlerine sahip olmalarından dolayı kıyaslama adına depo kapasitelerini, debi değerlerine bölünerek elde edilen sonuçların sıralaması gerçekleştirilmiştir.

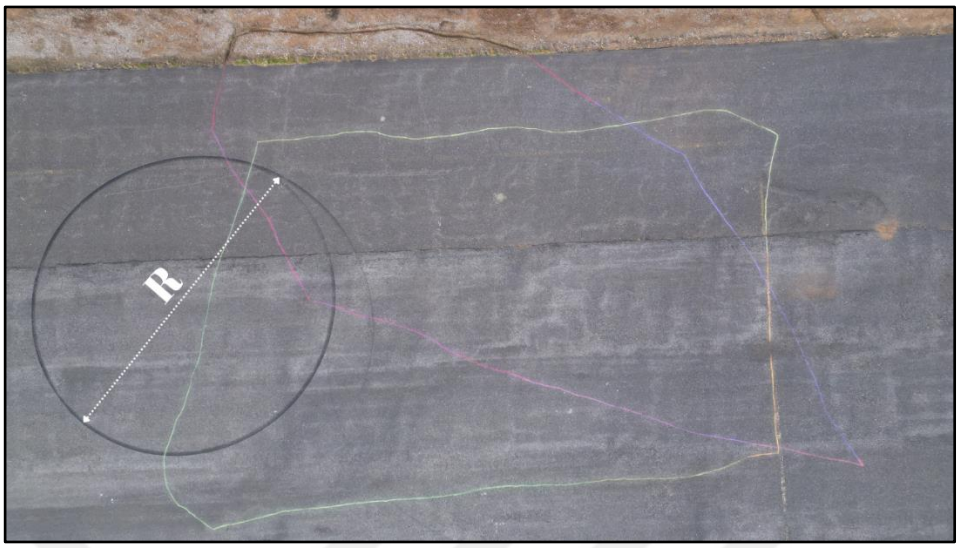
- Çalışma kapsamında üretilen İHA'nın faydalı yük sisteminde kullanılan deponun kapasitesi 0.5 L'dir. Debi değeri yaklaşık olarak 0.2502 L/min'dir. Kıyaslama için ise depo kapasitesi debi değerine bölündüğünde yaklaşık olarak 2 değeri elde edilmektedir.

- DJI Agras T40, 40 litre depo kapasitesine ve 6 L/min debi kapasitesine sahiptir. Kıyaslama için depo kapasitesi debi değerine bölündüğünde yaklaşık olarak 6.7 değeri elde edilmektedir.

- D72L-8, 72 litre depo kapasitesine ve 16 L/min debi değerine sahiptir. Kıyaslama için depo kapasitesi debi değerine bölündüğünde 4 değeri elde edilmektedir.

- Baibars VH-30, 30 litre depo kapasitesine 8 L/min debi değerine sahiptir. Kıyaslama için depo kapasitesi debi değerine bölündüğünde 3.75 değeri elde edilmektedir.

Çalışma kapsamında üretilen İHA'nın depo kapasitesinin debi değerine bölünmesi ile edilen sonuç sırasıyla hali hazırda kullanılan 3 farklı zirai İHA ile kıyaslanmıştır. Gerçekleştirilen kıyaslama sonucunda çalışma kapsamında üretilen İHA'nın püskürtme sisteminin daha düşük değere sahip olduğu görülmektedir. Gerçekleştirilen kıyaslama sonrasında üretilen İHA'nın püskürtme gerçekleştirilerek sıvı temasının istendiği bölgenin yüzey alanının yaklaşık değeri hesaplanmıştır. Hesaplama gerçekleştirilirken, uçuş ve püskürtme işleminin gerçekleştirildiği pistte yer alan siyah dairenin çapı ölçülmüştür ve daire alan hesabı kullanılarak yüzey alanı belirlenmiştir. Şekil 24'te dairenin çapı 'R' ile belirtilmiştir. Daire alan hesabı kullanılarak sıvı temasının olması hedeflenen bölgenin yüzey alanı yaklaşık olarak 16.7m^2 olarak hesaplanmıştır.



Şekil 24. Sıvı ile temas etmesi hedeflenen bölgenin çapı

Görev testinin gerçekleştirilmesinin ardından sıvı temas eden alan ile hedeflenen bölge kıyaslandığında toplam yaklaşık %40'ının sıvı ile temasının gerçekleştirilebildiği görülmektedir.

Ayrıca çalışma kapsamında üretilen İHA, depo kapasitesi, debi değerleri, faydalı yük kapasitesi, maksimum kalkış ağırlığı ve maliyet parametrelerinde hali hazırda kullanılan zirai İHA'lar ile kıyaslaması yapılmıştır. Gerçekleştirilen kıyaslama Tablo 14'de sunulmuştur. Kıyaslama işlemi gerçekleştirilirken rakamsal değerleri ifade etmek amacıyla 0,25 artış miktarı belirlenerek en düşük değere 0,25 ve en yüksek değere 1,00 verilmesi planlanmıştır. (Tablo 14'de kullanılan parametre değerlerinin tamamı üreticilerin resmi internet sitelerinde yayımladığı verilerle doldurulmuştur)

Tablo 14. Performans parametre kıyaslaması

Parametreler	**DJI Agras T40**	**D72L-8**	**Baibars**	**Üretilen İHA**
Depo Kapasitesi	0,75	1,00	0,50	0,25
Debi Değerleri	0,50	1,00	0,75	0,25
Faydalı Yük Kapasitesi	0,75	1,00	0,50	0,25
Maksimum Kalkış Ağırlığı	0,75	1,00	0,50	0,25
Maliyet	0,25	0,50	0,75	1,00
Toplam	3,00	4,50	3,00	2,00

Üreticilerin yayımladığı veriler ışığında çalışma kapsamında üretilen İHA'nın kıyaslama işlemi Tablo 14'te gerçekleştirilmiştir. 'Maliyet' parametresinde puanlama işlemi gerçekleştirilirken en yüksek maliyete sahip İHA'ya en düşük puan verilmiştir. Depo kapasitesi, debi değeri, faydalı yük kapasitesi ve maksimum kalkış ağırlığı parametrelerinde ise veriler büyükten küçüğe sıralanmış ve doğru orantıya sahip bir puanlama işlemi gerçekleştirilmiştir. Puanlama işlemi sonrasında toplam sonuçlara bakıldığında belirtilen parametrelerde en yüksek puanı D72L-8 almıştır. En düşük puanı ise çalışma kapsamında üretilen İHA almıştır.

8. BÖLÜM

SONUÇ VE ÖNERİLER

8.1. Sonuç

Mevcut çalışma kapsamında, sıvı ilaçlama ve gübreleme maksadıyla sabit kanatlı bir mini İHA'nın tasarımı, üretimi ve performans testleri gerçekleştirilmiştir. Gerçekleştirilen çalışma sürecinin başlangıcından bitimine kadar elde edilen sonuçlar aşağıda maddeler halinde sunulmuştur:

- Çalışmanın maliyet analizi gerçekleştirilirken rakamların değişiklik göstermesinden dolayı oranlara odaklanılarak; mühendislik maliyeti 4000 x, teçhizat maliyeti 162,5 x, üretim malzemeleri maliyeti 49.5 x, üretim işlemi maliyeti 16,65 x, aviyonik maliyet 41,1 x, motor maliyeti 32x ve görev gerçekleştirme maliyeti 0.25x olarak hesaplanmıştır.

- Çalışmanın toplam uçuş maliyeti ise 4802 x olarak hesaplanmıştır.

- Mevcut çalışmada üretilen İHA'nın uçuş öncesinde gerçekleştirilen yer testlerinde motor itki testi gerçekleştirilmiştir. Testin amacı tahrik sisteminde kullanılan fırçasız DC motorun üretici tarafından yayımlanan katalog verilerine uygun batarya ve pervane kullanılarak üretilen itkinin katalog verileriyle uyumluluğu görebilmektir. Ancak, fırçasız DC motorun üreticisi tarafından yayımlanan katalog verilerinde 6S lipo batarya ve 16x8 pervane ile %100 devirde 6618 gram itki üretildiği ifade edilmiştir. Gerçekleştirilen test sonucunda ise 6S lipo batarya ve 16x8 pervane ile 4625 gram itki elde edilmiştir.

- Mevcut çalışmada tasarlanan ve üretilen püskürtme sisteminin depo kapasitesi 500 ml, tahliye süresi 120 s ve debi değeri 4.17 ml/s'dir.

- Mevcut çalışmada üretilen İHA performans testlerini gerçekleştirmek amacıyla DJI Agras T40, D72L-8, Baibars zirai tarım dronları ile kıyaslanmıştır. Kıyaslama işlemi gerçekleştirilirken depo kapasitesi, debi değeri, faydalı yük kapasitesi, maksimum kalkış ağırlığı ve maliyet parametrelerine dikkat edilmiştir. Üretilen İHA, kıyaslama sonucunda depo kapasitesi, debi değeri, faydalı yük kapasitesi, maksimum kalkış ağırlığı parametrelerinde zirai tarım dronlarının gerisinde kalmıştır. Ancak, maliyet parametresinde avantaj elde etmiştir.

Özetle, İHA'nın faydalı yük sistemini oluşturacak bir püskürtme sistemi tasarlanmıştır. Gerekli literatür taramaları gerçekleştirildikten sonra faydalı yük sistemine uygun olacak bir gövde tasarlanmıştır. Tahmini toplam ağırlığı taşıyacak bir kanat tasarlanmıştır. Nihayetinde tasarım kriterleri dikkate alınarak üretim gerçekleştirilmiştir. Üretimin ardından İHA yer testlerine, uçuş testlerine ve performans testlerine tabi tutulmuştur. Ardından test sonuçları değerlendirilmiştir. Sıvı ilaçlama ve gübreleme görevini gerçekleştirecek bir mini İHA'nın başarı ile üretimi gerçekleştirilmiştir. Üretilen İHA'da verilen görev de başarı ile yerine getirilmiştir.

8.2. Öneriler

Tasarım, üretim ve test aşamalarında edinilen tecrübeler sonucunda mevcut çalışmadan yola çıkarak yapılabilecek geliştirmeler ve farklı çalışma oluşturabilecek öneriler aşağıda maddeler halinde sunulmuştur;

- Faydalı yük sistemini oluşturan püskürtme sistemi gövde içerisinde konumlandırılmıştır ancak nozul gövde altında ağırlık merkezine mümkün olan en yakın konuma yerleştirilmiştir. Görev testi esnasında itki sisteminin bir parçası olan pervaneden gelen ivmelenmiş hava akımı ve uçuş hızından hedeflenen bölgeye sıvı teması istenilen düzeyde olmamıştır. Nozul yerleşimi ya da püskürtme sisteminde kullanılan sıvı pompasının değiştirilmesinin belirtilen problemin giderilmesinde olumlu yönde katkı sağlayacağı düşünülmektedir.

- Püskürtme, uçuş ve sıvı nüfuzunu etkileyecek sabit hız ve irtifada uçamama gibi problemlerin önüne geçebilmek adına otomatik pilot sisteminin kullanılabileceği düşünülmektedir. Ayrıca uçuş ve rüzgar hızına bağlı olarak püskürtme şiddetini

ve yönünü değiştirebilecek bir yazılım kullanımının olumlu yönde katkı sağlayacağı düşünülmektedir.

- Üretilen İHA'nın yatay stabilizesinin tasarım aşamasında stabilizasyon amacıyla aşağı yönde açıya sahip olması planlanmıştır. Ancak üretimde kullanılan malzeme tercihinden aşağı yönde açı verilememiştir. Yatay stabilize de yekpare olan ancak dışarıdan etkilerle şekil değiştirilmesi mümkün olan malzeme tercihi yapılmasının olumlu yönde katkı sağlayacağı düşünülmektedir.

- Üretim sonucunda yapısal dayanıklılıktan taviz verilmeden toplam ağırlıkta düşüş gerçekleştirilmesinin manevra kabiliyeti, faydalı yük kapasitesi, güç tüketimi ve uçuş hızı açısından olumlu yönde katkı sağlayacağı düşünülmektedir. Toplam ağırlığın azaltılmasına bir örnek olarak kanat içerisinin boşaltılması ya da depron yerine üretim malzemesinin tercihinin değiştirilmesi öngörülmüştür.

KAYNAKÇA

1. Mátyás, P., & Máté, N. 2019. Brief history of UAV development. **Repüléstudományi Közlemények, 31**(1), 155-166.
2. Hassanalian, M., & Abdelkefi, A. 2017. Classifications, applications, and design challenges of drones: A review. **Progress in Aerospace sciences, 91**, 99-131.
3. González-Jorge, H., Martínez-Sánchez, J., Bueno, M., & Arias, P. 2017. Unmanned aerial systems for civil applications: A review. **Drones, 1**(1), 2.
4. Rathod, P. D., Shinde, G. U., & Kalloji, R. K. 2022. A Study and Analysis on Agricultural Drone. **International Journal of Research in Engineering, Science and Management, 5**(2), 91-93.
5. Ucgun, H., Yuzgec, U., & Bayilmis, C. 2021. A review on applications of rotary-wing unmanned aerial vehicle charging stations. **International Journal of Advanced Robotic Systems, 18**(3), 17298814211015863.
6. Çoban, R., & İpek, S. 2020. Sivil havacılık sektöründe uçuş güvenlik görevlisi uygulamaları üzerine kavramsal bir araştırma. **Journal of Aviation, 4**(1), 89-102.
7. Kurt, Ş., & Ün, O. 2015. İnsansız Hava Araçları (İha) Üzerine Hava Hukuku Açısından Bir Değerlendirme. **Erciyes Üniversitesi Hukuk Fakültesi Dergisi, 10**(2), 195-213.
8. Wise, J. A., Hopkin, V. D., & Garland, D. J. (Eds.). 2016. Handbook of aviation human factors. CRC press.
9. Stöcker, C., Bennett, R., Nex, F., Gerke, M., & Zevenbergen, J. 2017. Review of the current state of UAV regulations. **Remote sensing, 9**(5), 459.
10. Muchiri, G. N., & Kimathi, S. 2022, April. A review of applications and potential applications of UAV. *In Proceedings of the Sustainable Research and Innovation Conference* (pp. 280-283).
11. Finn, R. L., & Wright, D. 2012. Unmanned aircraft systems: Surveillance, ethics and privacy in civil applications. **Computer Law & Security Review, 28**(2), 184-194.
12. Tatum, M. C., & Liu, J. 2017. Unmanned aircraft system applications in construction. **Procedia Engineering, 196**, 167-175.
13. Canis, B. 2015. Unmanned aircraft systems (UAS): Commercial outlook for a new industry.

14. Wu, Q., Zeng, Y., & Zhang, R. 2018. Joint trajectory and communication design for multi-UAV enabled wireless networks. **IEEE Transactions on Wireless Communications, 17**(3), 2109-2121.
15. Fan, B., Li, Y., Zhang, R., & Fu, Q. 2020. Review on the technological development and application of UAV systems. **Chinese Journal of Electronics, 29**(2), 199-207.
16. Cai, G., Lum, K. Y., Chen, B. M., & Lee, T. H. 2010. A brief overview on miniature fixed-wing unmanned aerial vehicles. **IEEE ICCA 2010**, 285-290.
17. Li, X., Giles, D. K., Niederholzer, F. J., Andaloro, J. T., Lang, E. B., & Watson, L. J. 2021. Evaluation of an unmanned aerial vehicle as a new method of pesticide application for almond crop protection. **Pest Management Science, 77**(1), 527-537.
18. Gupta, S. G., Ghonge, D. M., & Jawandhiya, P. M. 2013. Review of unmanned aircraft system (UAS). *International Journal of Advanced Research in Computer Engineering & Technology (IJARCET)* Volume, 2.
19. Bendea, H., Boccardo, P., Dequal, S., Giulio Tonolo, F., Marenchino, D., & Piras, M. 2008. Low cost UAV for post-disaster assessment. *The International Archives of the Photogrammetry*, **Remote Sensing and Spatial Information Sciences, 37**(B8), 1373-1379.
20. Blom, J. D. 2010. Unmanned aerial systems: A historical perspective (Vol. 45). Fort Leavenworth, KS: Combat Studies Institute Press.
21. Austin, R. 2011. Unmanned aircraft systems: UAVS design, development and deployment. John Wiley & Sons.
22. Singhal, G., Bansod, B., & Mathew, L. 2018. Unmanned aerial vehicle classification, applications and challenges: A review.
23. Templin, T., Popielarczyk, D., & Kosecki, R. 2018. Application of low-cost fixed-wing UAV for inland lakes shoreline investigation. **Pure and Applied Geophysics, 175**, 3263-3283.
24. Maza, I., Ollero, A., Casado, E., & Scarlatti, D. 2015. Classification of multi-UAV architectures. Handbook of unmanned aerial vehicles, 953-975.
25. Cui, Q., Liu, P., Wang, J., & Yu, J. 2017, October. Brief analysis of drone swarms communication. In 2017 **IEEE International Conference on Unmanned Systems (ICUS)** (pp. 463-466). IEEE.

26. Skorobogatov, G., Barrado, C., & Salamí, E. 2020. Multiple UAV systems: A survey. **Unmanned Systems, 8**(02), 149-169.
27. Simovic, N., Rasevic, Z., & Simovic, V. M. 2020. Cyber Warfare and International Cyber Law: Whither?. J. Crimin. & Crim. L., 58, 23.
28. Crutsinger, G. M., Short, J., & Sollenberger, R. 2016. The future of UAVs in ecology: an insider perspective from the Silicon Valley drone industry. **Journal of Unmanned Vehicle Systems, 4**(3), 161-168.
29 Urbahs, A., & Jonaite, I. 2013. Features of the use of unmanned aerial vehicles for agriculture applications. **Aviation, 17**(4), 170-175.
30. Watts, A. C., Ambrosia, V. G., & Hinkley, E. A. 2012. Unmanned aircraft systems in remote sensing and scientific research: Classification and considerations of use. **Remote sensing, 4**(6), 1671-1692.
31. Carrillo, L. R. G., López, A. E. D., Lozano, R., & Pégard, C. 2012. Quad rotorcraft control: vision-based hovering and navigation. Springer Science & Business Media.
32. Arjomandi, M., Agostino, S., Mammone, M., Nelson, M., & Zhou, T. 2006. Classification of unmanned aerial vehicles. Report for Mechanical Engineering class, University of Adelaide, Adelaide, Australia, 1-48.
33. Elijah, T., Jamisola, R. S., Tjiparuro, Z., & Namoshe, M. 2021. A review on control and maneuvering of cooperative fixed-wing drones. **International Journal of Dynamics and Control, 9**, 1332-1349.
34. Tsouros, D. C., Bibi, S., & Sarigiannidis, P. G. 2019. A review on UAV-based applications for precision agriculture. **Information, 10**(11), 349.
35. Rejeb, A., Abdollahi, A., Rejeb, K., & Treiblmaier, H. 2022. Drones in agriculture: A review and bibliometric analysis. **Computers and electronics in agriculture, 198**, 107017.
36. Boursianis, A. D., Papadopoulou, M. S., Diamantoulakis, P., Liopa-Tsakalidi, A., Barouchas, P., Salahas, G., ... & Goudos, S. K. 2022. Internet of things (IoT) and agricultural unmanned aerial vehicles (UAVs) in smart farming: A comprehensive review. **Internet of Things, 18,** 100187.
37. Xu, M., Liu, M., Liu, F., Zheng, N., Tang, S., Zhou, J., ... & Wu, L. 2021. A safe, high fertilizer-efficiency and economical approach based on a low-volume

spraying UAV loaded with chelated-zinc fertilizer to produce zinc-biofortified rice grains. **Journal of Cleaner Production, 323**, 129188.

38. Kim, J., Kim, S., Ju, C., & Son, H. I. 2019. Unmanned aerial vehicles in agriculture: A review of perspective of platform, control, and applications. **Ieee Access, 7**, 105100-105115
39. Kharim, M. N. A., Wayayok, A., Shariff, A. R. M., Abdullah, A. F., & Husin, E. M. (2019). Droplet deposition density of organic liquid fertilizer at low altitude UAV aerial spraying in rice cultivation. **Computers and Electronics in Agriculture, 167**, 105045.
40. Ling, W., Du, C., Ze, Y., & Shumao, W. 2018. Research on the prediction model and its influencing factors of droplet deposition area in the wind tunnel environment based on UAV spraying. **IFAC-PapersOnLine, 51**(17), 274-279.
41. Shilin, W., Jianli, S., Xiongkui, H., Le, S., Xiaonan, W., Changling, W., ... & Yun, L. 2017. Performances evaluation of four typical unmanned aerial vehicles used for pesticide application in China. **International Journal of Agricultural and Biological Engineering, 10**(4), 22-31.
42. Wang, C., Liu, Y., Zhang, Z., Han, L., Li, Y., Zhang, H., ... & He, X. 2022. Spray performance evaluation of a six-rotor unmanned aerial vehicle sprayer for pesticide application using an orchard operation mode in apple orchards. **Pest Management Science, 78**(6), 2449-2466.
43. Delavarpour, N., Koparan, C., Nowatzki, J., Bajwa, S., & Sun, X. (2021). A technical study on UAV characteristics for precision agriculture applications and associated practical challenges. **Remote Sensing, 13**(6), 1204.
44. Richardson, B., Rolando, C. A., Somchit, C., Dunker, C., Strand, T. M., & Kimberley, M. O. 2020. Swath pattern analysis from a multi-rotor unmanned aerial vehicle configured for pesticide application. **Pest Management Science, 76**(4), 1282-1290.
45. Meng, Y., Su, J., Song, J., Chen, W. H., & Lan, Y. 2020. Experimental evaluation of UAV spraying for peach trees of different shapes: Effects of operational parameters on droplet distribution. **Computers and Electronics in Agriculture, 170**, 105282.

46. Koç, C. 2017. Design and Development of a Low-cost UAV for Pesticide Applications. **Journal of Agricultural Faculty of Gaziosmanpaşa University (JAFAG), 34**(1), 94-103.
47. Xiongkui, H., Bonds, J., Herbst, A., & Langenakens, J. 2017. Recent development of unmanned aerial vehicle for plant protection in East Asia. **International journal of agricultural and biological engineering, 10**(3), 18-30.
48. Yallappa, D., Veerangouda, M., Maski, D., Palled, V., & Bheemanna, M. 2017, October. Development and evaluation of drone mounted sprayer for pesticide applications to crops. **In 2017 IEEE global humanitarian technology conference (GHTC)** (pp. 1-7). IEEE.
49. Giles, D., & Billing, R. 2015. Deployment and performance of a UAV for crop spraying. **Chemical engineering transactions, 44**, 307-312.
50. Xue, X., Lan, Y., Sun, Z., Chang, C., & Hoffmann, W. C. 2016. Develop an unmanned aerial vehicle based automatic aerial spraying system. **Computers and electronics in agriculture, 128**, 58-66.
51. Raymer, D. 2012. Aircraft design: a conceptual approach. American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc..
52. Karagöz, Ö. 2011. Mini insansız hava aracı tasarımı ve üretimi, Yüksek Lisans, Havacılık ve Uzay Teknolojileri Enstitüsü.
53. Anderson, J. D., & Bowden, M. L. 2005. Introduction to flight (Vol. 582). New York, NY, USA: McGraw-Hill Higher Education.
54. Sadraey, M. H. 2012. Aircraft design: A systems engineering approach. John Wiley & Sons.
55. Eppler, R. 2012. Airfoil design and data. Springer Science & Business Media.
56. Özden, M., 2022. Rüzgâr Türbini Kanadında Bütünleşik Flap-Girdap Üretici Mekanizmasının Aerodinamik Performansa Etkisinin İncelenmesi. Erciyes Üniversitesi, Doktora Tezi, Kayseri, 71.
57. Güleren, K., & Demir, S. 2011. Performance analysis of different airfoils for wind turbine blades at low angles of attack. **Isı Bılımı Ve Teknıgı Dergısı-Journal Of Thermal Scıence And Technology, 31**(2).
58. Griffis, C., Wilson, T., Schneider, J., & Pierpont, P. 2009. Unmanned aircraft system propulsion systems technology survey.

59. Adamski, M. 2017. Analysis of propulsion systems of unmanned aerial vehicles. **Journal of Marine Engineering & Technology, 16**(4), 291-297.
60. Zhang, B., Song, Z., Zhao, F., & Liu, C. 2022. Overview of propulsion systems for unmanned aerial vehicles. **Energies, 15**(2), 455.
61. Çoban, S., & Oktay, T. 2018. Unmanned aerial vehicles (UAVs) according to engine type. **Journal of aviation, 2**(2), 177-184.
62. Cwojdziński, L., & Adamski, M. 2014. Power units and power supply systems in UAV. **Aviation, 18**(1), 1-8.
63. Fahlstrom, P. G., Gleason, T. J., & Sadraey, M. H. 2022. Introduction to UAV systems. John Wiley & Sons.
64. Yedamale, P. 2003. Brushless DC (BLDC) motor fundamentals. **Microchip Technology Inc, 20**(1), 3-15.
65. Aydoğdu, Ö., Bayer, M., Mühendisliği, E. E., & Üniversitesi, B. S. 2008. PIC Tabanlı Fırçasız DC Motor Sürücüsü Tasarımı. Elektrik-Elektronik Mühendisliği Bölümü Selçuk Üniversitesi, Konya.
66. Mubeen, M. 2008. Brushless DC motor primer. Motion Tech Trends.
67. Neethu, U., & Jisha, V. R. 2012, December. Speed control of Brushless DC Motor: A comparative study. In 2012 **IEEE international conference on power electronics, drives and energy systems (PEDES)** (pp. 1-5). IEEE.
68. Sakarya, E., & Alkan, A. 2021. Savunma Sanayiinde Kullanılabilecek Kamikaze İha Uygulaması. **Bilgisayar Bilimleri ve Teknolojileri Dergisi, 2**(1), 24-28.
69. Soydaş, Ş. 2015. Lityum tabanlı batarya paketleri için batarya yönetim sistemi tasarımı. Yüksek Lisans Tezi, Karabük Üniversitesi, Karabük.
70. "AT4125 Long Shaft_AT Series_Motors_Fixed Wing_T-MOTOR Store-Official Store for T-motor drone motor,ESC,Propeller". Erişim: 05 Eylül 2023. [Çevrimiçi]. Erişim adresi: **https://store.tmotor.com/goods-827-AT4125+Long+Shaft.html**
71. Currey, N. S. 1988. Aircraft landing gear design: principles and practices. American Institute of Aeronautics and Astronautics.
72. Goraj, Z., & Szender, M. 2005. Techniques and critical technologies applied for small and mini UAVs-state of the art and development perspectives. **Prace Instytutu Lotnictwa, 4** (183), 41-49.

73. Ceylan, A. 2019. Yüksek İrtifa Uzun Menzil İha Tasarımı Ve Uçuş Testleri. Yüksek Lisans Tezi. Erciyes Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü.
74. Körpe, D. S., Çetin, K., Altınok, A. S., Morasata, R., Eren, B., Demircan, O. M., ... & Dağkıran, F. 2016. Design of a UAV with Variable-Span Morphing Wing.
75. Lee, C., Kim, S., & Chu, B. 2021. A survey: Flight mechanism and mechanical structure of the UAV. **International Journal of Precision Engineering and Manufacturing, 22**(4), 719-743.
76. Fernandez-Ayala, V. N., Vimláti, L., Gimenez, A. M., Delmotte, H., Ivchenko, N., & Mariani, R. 2022. Desıgn of a hale uav for atmospherıc ımagıng. *In 33rd Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences, ICAS 2022*, Stockholm, Sweden, Sep 4 2022-Sep 9 2022 (pp. 1078-1087). International Council of the Aeronautical Sciences.
77. Pamadi, B. N. 2004. Performance, stability, dynamics, and control of airplanes. Aiaa.
78. Chatterjee, R., & Basak, A. 2021, November. Construction and Modelling of Highly Stable Unmanned Mini Surveillance Aircraft. In 2021 *IEEE 2nd International Conference on Applied Electromagn*etics, *Signal Processing, & Communication* (AESPC) (pp. 1-6). IEEE.
79. "DJI - Official Website", DJI Official. Erişim: 11 Aralık 2023. [Çevrimiçi]. Erişim adresi: **https://www.dji.com/global/t40/specs**
80. "Brouav Türkiye | D72L-8". Erişim: 11 Aralık 2023. [Çevrimiçi]. Erişim adresi: **http://brouav.com.tr/d72l-8/**
81. "Baibars VH-30 İlaçlama Dronu | Baibars", Baibars Mekatronik. Erişim: 11 Aralık 2023. [Çevrimiçi]. Erişim adresi: **https://www.baibars.com.tr/baibars-vh-30**