T.C.
ERCİYES ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ
SİVİL HAVACILIK ANABİLİM DALI

YÜKSEK İRTİFA UZUN MENZİL İHA TASARIMI ve UÇUŞ TESTLERİ

Hazırlayan
Alpertunga CEYLAN

Danışman
Doç. Dr. Tuğrul OKTAY

Yüksek Lisans Tezi

Ocak 2019
KAYSERİ

T.C.
ERCİYES ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ
SİVİL HAVACILIK ANABİLİM DALI

YÜKSEK İRTİFA UZUN MENZİL İHA TASARIMI ve UÇUŞ TESTLERİ

(Yüksek Lisans Tezi)

Hazırlayan
Alpertunga CEYLAN

Danışman
Doç. Dr. Tuğrul OKTAY

Bu çalışma, Erciyes Üniversitesi Bilimsel Araştırma Projeleri Birimi tarafından FLY-2018-7878 kodlu proje ile desteklenmiştir.

Ocak 2019
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.



Alpertunga CEYLAN

"Yüksek İrtifa Uzun Menzil İha Tasarımı Ve Uçuş Testleri" adlı Yüksek Lisans Tezi, Erciyes Üniversitesi Lisansüstü Tez Önerisi ve Tez Yazma Yönergesi' ne uygun olarak hazırlanmıştır.

Hazırlayan
Alpertunga CEYLAN

Danışman
Doç. Dr. Tuğrul OKTAY

Sivil Havacılık ABD Başkanı

Prof. Dr. İlker YILMAZ

Doç. Dr. Tuğrul OKTAY danışmanlığında **Alpertunga CEYLAN** tarafından hazırlanan **"Yüksek İrtifa Uzun Menzil İha Tasarımı ve Uçuş Testleri"** adlı bu çalışma jürimiz tarafından Erciyes Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü **Sivil Havacılık** Anabilim Dalında **Yüksek Lisans** tezi olarak kabul edilmiştir.

16 / 01 / 2019

JÜRİ:

Danışman : Doç. Dr. Tuğrul OKTAY .....

Üye : Dr .Öğr. Üyesi Mehmet Kürşat YALÇIN .....

Üye : Dr .Öğr. Üyesi Mehmet KONAR .....

ONAY:

Bu tezin kabulü Enstitü Yönetim Kurulunun 15/01/2019 tarih ve 2019/03-04 sayılı kararı ile onaylanmıştır.

15 / 01 / 2019

Prof. Dr. Mehmet AKKURT

Enstitü Müdürü

TEŞEKKÜR

Çalışmalarım süresince bana kıymetli vakitlerini ayıran, bilimsel katkılarını ve yardımlarını esirgemeyen danışman hocam Doç. Dr. Tuğrul OKTAY'a teşekkürlerimi bir borç bilirim.

Bu tez çalışmalarım sırasında FLY-2018-7878 kodlu proje üzerinden malzeme temininden dolayı Erciyes Üniversitesi Bilimsel Araştırma Projeleri Birimine teşekkür ederim.

Ayrıca; çalışmalarım süresince sabır göstererek beni daima destekleyen, yakın ilgi ve yardımlarını esirgemeyen ve bugünlere gelmemde en büyük katkı sahibi olan, başta annem olmak üzere, aileme canı gönülden teşekkür ederim.

Alpertunga CEYLAN

Ocak 2019, KAYSERİ

YÜKSEK İRTİFA UZUN MENZİL İHA TASARIMI ve UÇUŞ TESTLERİ

Alpertunga CEYLAN

Erciyes Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü
Yüksek Lisans Tezi, Ocak 2019
Danışman: Doç. Dr. Tuğrul OKTAY

ÖZET

Günümüzün gelişen teknolojileri işe birlikte gerek günlük yaşamda gerekse profesyonel hayatta birçok yenilik bizleri etkilemektedir. Hem dünyada hem de ülkemizde hayatımızı etkileyen teknolojilerden bir tanesi ise insansız hava araçlardır. Gerek askeri gerekse sivil kullanıma uygunluğu, düşük ve yüksek bütçeli ya da küçük ve büyük boyutlu birçok çeşidi bulunan insansız hava araçları(İHA), artık birçok sektörün vazgeçilmezi durumuna gelmiş ve gelmeye devam edecektir.

İşte bu çalışmada askeri ve ARGE amaçlı kullanılan HALE (Yüksek İrtifa Uzun Takat) insansız hava araçlarının, tanımı ve temel gereklilikleri, dünya genelinde pek yeni olan ve ülkemizde henüz bulunmayan HALE sınıfı bir insansız hava aracının tasarım aşamaları çalışılmış, ölçekli bir model üretilerek yer testleri ve uçuş testleri gerçekleştirilmiştir. Böylece ülkemizde ve havacılık sektöründe, bu sınıf bir hava aracının tasarımı ile ilgili bir çalışma oluşturmak hedeflenmiştir.

Anahtar Kelimeler: İnsansız Hava Aracı, İHA, Yüksek İrtifa, Hava Aracı, Pilotaj, Uçuş Testi,

DESIGN OF HIGH ATTITUDE LONG ENDURANCE UNMANNED AIRCRAFT VEHİCLE and FLIGHT TEST

Alpertunga CEYLAN

Erciyes University, Graduate School of Natural and Applied Sciences
Master Thesis, January 2019

Supervisor: Assoc. Prof. Dr.Tuğrul OKTAY

ABSTRACT

Today's evolving technologies, work together in everyday life and many innovations in our professional life are affecting us. One of the technologies that affect our lives both in the world and in our country is unmanned aerial vehicles. Unmanned aerial vehicles(UAV), suitable for both military and civilian use, low and high budget or small and large size, are now indispensable to many sectors and will continue to come.

In this study, HALE (High Altitude Long Endurance) unmanned aerial vehicles, which are used for military and civil purposes, have been studied in the design stages of a HALE class unmanned aerial vehicle, which is not new in our country and which is very new in the world. a scale model was produced and ground tests and flight tests were performed. Thus, in our country and the aviation industry, this class is intended to create a study on the design of an aircraft.

Keywords: Unmanned Aircraft Vehicle, UAV, High Attitude , Aircraft, Pilotage, Flight Test

İÇİNDEKİLER

YÜKSEK İRTİFA UZUN MENZİL İHA TASARIMI ve UÇUŞ TESTLERİ

BİLİMSEL ETİĞE UYGUNLUK ii

TEŞEKKÜR v

ÖZET vi

ABSTRACT vii

KISALTMALAR xii

TABLOLAR LİSTESİ xiii

ŞEKİLLER LİSTESİ xiv

GİRİŞ 1

BÖLÜM 1

LİTERATÜR ÇALIŞMASI

1.1.Tanım 3

1.2.Aynı ve Benzer Sınıftaki İnsansız Hava Araçlarının Araştırılması 3

1.3.Benzer ve Muadil Uçakların Özellikleri 4

1.4.Sonuç 5

BÖLÜM 2

KAVRAMSAL TASARIM

2.1.Giriş 6

2.2.Açıklık Oranının Etkisi 7

BÖLÜM 3

ÖN TASARIM

3.1.Giriş 8

3.2 Airfoil Seçimi 8

3.2.1.Airfoillerin Performans Karakteristikleri 8

3.2.2.Sonuç 9

3.3.Kanat ve Kuyruk Geometrisi 9

3.3.1.Kanat Tasarımındaki Veriler ve Kanat Özellikleri....9
3.3.2.Kuyruk Geometrisi ve Sonuç....10
3.4.İtki ve Ağırlığın Oranlanması, Kanat Yüklemesinin Seçimi....10
3.4.1. İtki ve Ağırlığın Oranlanması....10
3.4.2. Kanat Yüklemesi....10
3.5.İtki Sistemi, Yakıt Yerleşimi Ve Kullanımı....12
3.5.1.Motor Seçimi ve İtki Sistemi....12
3.5.2.Yakıt Tankı Tasarımı....13
3.6.İniş Takımı Boyutlandırması....14
3.6.1.İniş Takımı Çeşidi....14
3.6.2.İniş Takımı Boyutları....15

BÖLÜM 4

DETAYLI TASARIM

4.1.Hava Aracının Aerodinamik Yapısı....17
4.1.1.Taşıma Karakteristiği....17
4.1.2.Sürüklenme Karakteristiği....18
4.2.İtki....18
4.2.1.Monte Edilmiş Motor İtki Özellikleri....19
4.2.3.Net İtme Kuvveti....19
4.3.Yapı ve Yük....20
4.3.1.Yük Türleri....20
4.3.1.1.Manevra Yükleri....21
4.3.1.2.Sağanak Yükleri....21
4.3.1.3.Taşıyıcı Kanatlardaki Yükler....21
4.4.Kontrol ve Kararlılık....22
4.4.1.Yunuslama Momenti....22
4.4.2.Tarafsız Nokta....23
4.4.3.Trim Analizi....23
4.4.4.Yanal-Yönsel Statik Kararlılık....26
4.4.5. Yalpa ve Sapma....26
4.4.6. Dinamik Kararlılık....27
4.5.Maliyet Analizi....27
4.5.6.Mühendislik Tahmini Maliyeti....28

4.5.7.Teçhizat Tahmini Maliyeti 28
4.5.8.Üretim Maliyeti 28
4.5.9.Kalite Kontrol Tahmini 29
4.5.10.Geliştirme Destek Tahmini maliyeti 29
4.5.11.Test Uçuş Maliyeti 29
4.5.12.Üretim Malzeme Maliyeti 30
4.5.12.Aviyonik Maliyeti 30
4.5.13.Motor Maliyeti 30
4.5.14.Uçuş Maliyeti 30
4.5.15.İşletme ve Bakım Maliyetleri 31

BÖLÜM 5

KATI MODELLEME VE PROTOTİP ÜRETİMİ

5.1.Kanat Geometrisi 32
5.2.Gövde Geometrisi 35
5.3.Kuyruk Geometrisi 35
5.4.Gövde ve Kanat Kesimleri 36
5.5.Gövde ve Kanat Parçalarının Montajlanması 37
5.6.Kuyruk Takımı 38
5.7.Kontrol yüzeyleri 40
5.8.Boyama İşlemleri 40
5.9. Kablolama 41
5.10.Servomotorlar 42
5.11.Ana Motorun Yerleşimi 42
5.12.ESC ve Batarya 42
5.14.Alıcı ve Kumanda 42

BÖLÜM 6

UÇUŞ TESTLERİ VE SONUÇLAR

6.1.Yer Testleri 43
6.1.1.Ağırlık Testi 43
6.1.2.CG Noktası Testi 44
6.1.3.Batarya, ESC, Kumanda Kontrolü 44
6.1.4.Kumanda Yüzeylerinin Kontrolü ve Yerde Taksi Yapılması 45

6.2.Uçuş Testi **45**
6.3.Sonuçlar **45**
KAYNAKÇA 47
ÖZGEÇMİŞ 50

KISALTMALAR

İHA :	İnsansız Hava Aracı
HALE :	Yüksek İrtifa Uzun Menzil İnsansız Hava Aracı
ESC:	Elektronik Hız Kontrol Ünitesi
CAD:	Katı Modelleme Programı
C_L:	Taşıma katsayısı
C_D :	Sürükleme katsayısı
C_M **:**	Yunuslama katsayısı
CG:	Ağırlık Merkezi
ft:	Feet
km:	Kilometre
hp:	Beygir Gücü
m:	metre
g:	gram
CNC:	Bilgisayar Destekli Üretim Cihazları
lb:	libre
h:	saat
N:	Newton
V:	Hız
W:	Açısal Hız

TABLOLAR LİSTESİ

Tablo 1. Benzer Özellikteki İHA ların Araştırılması 4
Tablo 3. Kanat Tasarımındaki Veriler ve Kanat Özellikleri 9
Tablo 4. Kanat Yüklemesi 11
Tablo 5. Performansla ilgili hesaplamalar 11
Tablo 6. Turbofan ve İçten Yanmalı Pistonlu Motor İçin Model Örnekleri 12
Tablo 7. Motor Çeşitleri 14
Tablo 8. İniş Takımı Özellikleri 15
Tablo 9. Hesaplama Sonuçları 25

ŞEKİLLER LİSTESİ

Şekil 1. MALE ve HALE sınıfı İHA ların genel görünüşü 7
Şekil 2. Hava Aracı Kanat Yapısı ve Yakıt Tankı Yerleşimi 13
Şekil 3. Üç Dikmeli İniş Takımı Yerleşkesi ve Ağırlık Merkezi 14
Şekil 4. Motor Hava Geri Beslemesi 20
Şekil 5. Kanat Üzerindeki Yükler 22
Şekil 6. Yunuslama Momenti Veter Konumu 23
Şekil 8. Yanal ve Yönsel Kararlılık ve Kontrol 26
Şekil 9. Kanat Üzerine Etkiyen Kuvvetler 33
Şekil 10. Tasıma katsayısı C_L, Sürükleme katsayısı C_D ve Yunuslama katsayısı C_M Hücum Açısı(Alpha) nın Değişim Grafikleri 34
Şekil 11. Katı Modellemesi CAD Programıyla Elde Edilmiş Kanat Yapısının Üstten Görünüşü 34
Şekil 12. Katı Modellemesi CAD Programıyla Elde Edilmiş Kanat Yapısının Arkadan Görünüşü ve Ters Martı Yapısı 34
Şekil 13. Gövde Yapısının Yandan Görünüşü ve Karbon Kuyruk Desteği 35
Şekil 14. V Kuyruk Yapısı ve Hava Aracının Katı Modellemesi 36
Şekil 15. Hava Aracının Yandan Görünüşü 36
Şekil 16. CNC Sıcak Tel İle Kesim İşlemi 37
Şekil 17. Kanat Parçalarının Montajı 37
Şekil 18. Gövde Montajı 38
Şekil 19. Kuyruk Takımı Montajı 38
Şekil 20. 3Boyutlu Yazıcı İle Üretim 39
Şekil 21. 3Boyutlu Yazıcı ile Üretilen Parçanın ve Destek Çubuğunun Yerleştirilmesi 39
Şekil 22. Konrtol Yüzeylerinin Kesim İşlemi 40
Şekil 23. Macunlama ve Zımpara İşlemleri 40
Şekil 24. Boyama İşlemleri 41
Şekil 25. Kabloların Yerleştirilmesi 41
Şekil 26. Servoların Yerleşimi ve Kablolarla Bağlantısı 42
Şekil 27. Ağırlık Ölçümü Yapılması 43

Şekil 28. CG Noktası Kontrolü 44
Şekil 29. Batarya, ESC ve Kumanda Kontrolü 44
Şekil 30. Yer Testlerinin Tamamlanması 45
Şekil 31. İnsansız Hava Aracı Uçuş Testi 46

GİRİŞ

Gelişen sanayi, üretim teknikleri ve her geçen gün gelişim ivmesini artıran teknoloji sayesinde insan yaşamı git gide kolaylaşmakla beraber, bu gelişim bir yandan da yeni ihtiyaçlar doğurmaktadır. Ulaşım, sağlık, güvenlik, kargolama ve askeri anlamda oluşan ve gelişen bu ihtiyaçların giderilme maksadıyla kullanılan yeni teknolojilerden birisi de şüphesiz insansız hava araçlarıdır.

İnsansız hava araçları; araç içerisinde pilot gerekliliği olmaması ve pilotun can güvenliği, daha düşük üretim ve operasyon maliyetleri, daha düşük pist ve bakım maliyetleri, bakım kolaylığı, tasarım ve kontrol kolaylıkları sebebiyle pilotlu hava araçlarına göre büyük avantajlara sahiptir. Bu nedenle gerek sivil gerek askeri alanda kullanım oranı giderek artarken, paralel olarak çeşitleri ve mesleği pilotaj olmayan meslek grupları arasındaki tercih oranı da artmaktadır.

Bu tez çalışmasında, yukarıda bahsedilen insansız hava aracı çeşitlerinden biri olan, genelde askeri amaçla ve ARGE amacıyla kullanılan, Yüksek İrtifa Uzun Menzil bir insansız hava aracının tasarımı, kontrolleri ve uçuş testleri ele alınacaktır. Bu kapsamda böyle bir hava aracı ile ilgili literatür çalışması, kavramsal tasarımı, ön ve detaylı tasarımı çalışılarak, elde edilen sonuçlarla birlikte ölçekli bir prototip üretilip, yer testleri ve pilotaj testleri yapılacaktır.

Çalışmanın ilk bölümlerinde hava aracının literatürdeki özelliklerinde bahsedilmiş ve tasarlanması hedeflenen yapının, görev gereklilikleri açıklanmaya çalışılmıştır. Böylece neden bu sınıfta bir hava aracına ihtiyacımız olduğu izah edilmiştir.

İkinci bölümde birinci bölümde belirlenen tasarım hedeflerine dayanarak, geometrik ve matematiksel olarak izlenecek yöntemler analiz edilerek, üçüncü ve dördüncü bölümlerde ilerleyen tasarımın ön çalışması oluşturulmuş, böylece yapılan işlemler hem teorik olarak açıklanmış, hem de üretilecek olan prototipin verileri elde edilmiştir.

Beşinci bölümde, bir prototip üretebilmek için gerekli çizimler yapılmış ve çeşitli formatlara dönüştürülerek, CNC sıcak tel, Router ve üç boyutlu yazıcılar vasıtası ile gerekli parçalar üretilmiş, bunların montajları yapılarak ölçekli bir prototip elde edilmiştir.

Son olarak, sonuçlar bölümünde çalışma boyunca elde edilen tecrübe ve veriler sunulmuş, bunların elde edilme yöntemlerinden bahsedilmiş. Çalışmanın amacına uygunlu incelenerek, sonuçlara ve konu hakkındaki tartışmalara yer verilmiştir.

BÖLÜM 1

LİTERATÜR ÇALIŞMASI

1.1.Tanım

Bu bölümde tasarlanacak insansız hava aracına muadil özellikteki uçakların literatür araştırmaları yapılmış ve seçilen uçakların karakteristik özellikleri belirlenmiştir. Daha sonra bu özellikler bir tabloda birleştirilmiş, böylece gerekli veriler düzenlenerek göz önüne serilmiştir.

1.2.Aynı ve Benzer Sınıftaki İnsansız Hava Araçlarının Araştırılması

Yüksek İrtifa Uzun Takat bir insansız hava aracının ortalama ve/veya yaygın görev gereklilikleri:[21].

Performansa bağlı olarak istenen gereklilikler:

- Sabit bir pistten iniş ve kalkış yapabilmeli,
- Kumanda-Kontrol sistemine bağlı olarak, görev çapı teoride sınırsız olmalı.(Örneğin: Satcom kontrol gibi). Burada görev çapını sınırlayan tek etken, batarya veya yakıt menzili olmalıdır.
- Ortalama operasyon süresi ortalama 17-22 saat olmalıdır.
- Operasyon irtifası 45000 ile 60000 ft aralığında olmalıdır.
- Aracın tam yüklü (faydalı yüklü) ağırlığı en az 800 kg olmalıdır.

Operasyonel ihtiyaçlarla ilgili gereklilikler:

- Operasyona hazırlanma süresi mümkün olduğunca kısa olmalıdır.
- Her türlü mevsim ve hava şartlarında operasyon yapabilmelidir.
- İhtiyaca göre farklı sistemler uçağa yerleştirilebilmeli

Diğer:

- Arıza halinde kendisine ve etrafına az zarar verecek veya bunu önleyebilecek emniyet sistemleri bulunmalıdır.
- Verimli ve az maliyetli sistemler kullanılmalıdır. (İlk maliyetin düşük olması gerekmez.)

Buradaki görev gerekliliklerinden yola çıkarak listelenen veriler doğrultusunda irtifa kabiliyeti seçim kriteri olarak alınmış 40000 ft irtifa yüksekliği ve üzerinde görev yapan insansız hava araçları incelenmek üzere seçilmiştir.

1.3.Benzer ve Muadil Uçakların Özellikleri

Bu kısımda benzer özellikter ve sınıflardaki hava araçları Tablo 1'de araştırılmış ve kıyaslanmıştır.

Tablo 1. Benzer Özellikteki İHA ların Araştırılması

HAVA ARACI İSMİ	**Phantom Eye**	**Altus 2**	**Lockheed Martin RQ - 3**	**Global HawkRQ-4B Block 30/40**	**Perseus B**
Ülke	ABD	ABD	ABD	ABD	ABD
Paralı Yük (kg)	204	150	453	1360	200
Boş Ağırlık (kg)		350	1980		300
Yakıt Ağırlığı (kg)		348 lt	1467		480
Azami Kalkış Ağırlığı	9800	975	3860	14628	980
Güç (h.p.)	150	100		4300 kg	100
Kanat Açıklığı (m)	46	16.76	21	39.9	71.5 ft
Kanat Alanı (m2)		23.40813333	35.28		194sq.ft
Kanat Açıklık Oranı		12	12.5		15
Seyir Hızı (knots)	150	70(130km/h)	464 km/h	575km/h	97
Servis Tavanı (m)	65000ft	19800	15000	18288	20000
Menzil (nautical mile)			500	12300	10260
Takat (h)	168	24	12	32+	8-24
HAVA ARACI İSMİ	**MQ-9 Reaper**	**Qinetiq Zephyr**	**Global Observer**	**Akıncı**	**Soar Dragon**
Ülke	ABD	ABD	ABD	TÜRKİYE	ÇİN
Paralı Yük (kg)		2,5 kg (5,5 lb)	1.000 lb	1350 kg	
Boş Ağırlık (kg)	2223				
Yakıt Ağırlığı (kg)	1800				
Azami Kalkış Ağırlığı	4760 kg	117 lb (53 kg)	5000 kg		5800
Güç (h.p.)	900	1,2		900	
Kanat Alanı (m2)					
Kanat Açıklık Oranı					
Seyir Hızı (knots)	169	30			750 km
Servis Tavanı (m)	15.240	70.000 ft	65.000 ft	40000 ft	18.000 m ()
Menzil (nautical mile)	1000		600 mil		7,000 km
Takat (h)	14 saat			24 saat	10 saat

1.4.Sonuç

İHA tipleri hakkında genel bilgi maksadıyla incelenen insansız hava araçları birbirine her özellik bakımında yakın sonuç vermemekle birlikte 16 m ve üzeri kanat açıklığına sahip bir hava aracı tasarlanacak en az 1200 kg azami kalkış ağırlığına sahip olacaktır.

BÖLÜM 2

KAVRAMSAL TASARIM

2.1.Giriş

Bu bölümde tasarımı planlanan HALE (Yüksek İrtifa Uzun Takat) İnsansız Hava aracının tahmini kütle ve boyutlandırma çalışması yapılmıştır. Böylece ilk aşamada bir kavramsal tasarım oluşturularak, ilk bölümde belirlenen ihtiyaçlara uygun bir çalışmanın ortaya çıkarılması hedeflenmiştir.

İnsansız hava aracının tahmini temel özellikleri şu şekilde sıralanmıştır:

Menzil: 1000 km

İrtifa: 45000 ft

Ağırlık: 1200 kg

Yukarıdaki özelliklerden yola çıkarak Daniel P. Raymer'in Aircraft Design: A Conceptual Approach kitabı baz alınarak aşağıdaki hesaplamalar yapılmıştır.[20].

$$W_0 = W_{crew} + W_{payload} + W_{fuel} + W_{empty} \tag{2.1}$$

$$W_0 = W_{crew} + W_{payload} + \frac{W_{fuel}}{W_0} W_0 + \frac{W_{empty}}{W_0} W_0 \tag{2.2}$$

$$W_0 - \frac{W_{fuel}}{W_0} W_0 + \frac{W_{empty}}{W_0} W_0 = W_{crew} + W_{payload} \tag{2.3}$$

$$W_0 = \frac{W_{crew} + W_{payload}}{1 - \frac{W_{fuel}}{W_0} - \frac{W_{empty}}{W_0}} \tag{2.4}$$

Denklemi kullanılarak kalkış ağırlığı hesaplanabilmektedir. Bunun için $\frac{W_{fuel}}{W_0}, \frac{W_{empty}}{W_0}$ ifadeleri hesaplanmalıdır. W_{crew} ise mürettebat bulunmadığı için 0 dır.

2.2.Açıklık Oranının Etkisi

Bir hava aracı kanadının uçlarındaki kayıplar taşıma kuvvetine oranlandığında aynı özellikteki iki kanattan (veter, profil, aynı yoğunluk ortamı),kanat açıklığı daha büyük olanın kayıpları küçük olana göre daha azdır. Bu taşımanın kanat açıklığı fazla olan bir hava aracında daha verimli olacağı anlamına gelmektedir. Bu yüzden tasarlayacağımız HALE (Yüksek İrtifa Uzun Takat) İnsansız Hava aracının kanat yapısı aynı kanat alanına sahip uçaklara göre daha verimli olması açısından kanat yapısı için aşağıdakine benzer bir tasarım gerekecektir.



Şekil 1.MALE ve HALE sınıfı İHA ların genel görünüşü [1]

BÖLÜM 3

ÖN TASARIM

3.1.Giriş

Bu bölümde tasarlanacak uçak için kanat profili seçimi ve kanat geometrisi tasarımı yapılmıştır. Airfoil yapısı seçildikten sonra kanat geometrisine karar verilmiş ve boyutlandırılmıştır.(Kanat açıklığı, veter uzunluğu, kanat açıklık oranı vb.).

3.2 Airfoil Seçimi

Kanat yapısı profil seçimi için yapılması gereken hesaplamalar bu kısımda çalışılmış ve gerekli denklemler incelenmiştir.

3.2.1.Airfoillerin Performans Karakteristikleri

Taşıma, sürüklenme ve yunuslama katsayıları ile ilgili denklemler aşağıdaki gibidir. Grafik ve veri incelemelerinde bu denklemler kullanılanacaktır.

Taşıma Katsayısı $$C_L = \frac{L}{\frac{1}{2}pV_\infty{}^2 c} = C_L(R_e, M, x, y, a) \quad (3.1)$$

Sürüklenme Katsayısı $$C_D = \frac{D}{\frac{1}{2}pV_\infty{}^2 c} = C_D(R_e, M, x, y, a) \quad (3.2)$$

Yunuslama Katsayısı $$C_M = \frac{M}{\frac{1}{2}pV_\infty{}^2 c} = C_M(R_e, M, x, y, a) \quad (3.3)$$

3.2.2.Sonuç

$$C_l = \frac{1}{q}\left(\frac{W}{S}\right) \tag{3.4}$$

Formülü baz alınarak, daha önceki insansız hava aracı tecrübeleri incelenerek ve yüksek irtifa uçuşu hedeflendiğinden dolayı uçuş hızı 240 km/h ve 45000 m irtifada uçacak hava aracının airfoil seçiminde NASA LRN 1015 profili seçilmiştir.

3.3.Kanat ve Kuyruk Geometrisi

Benzer özellikteki uçaklar incelenerek ve Raymer'in kitabındaki eşitliklerden faydalanarak elde edilen verilere göre kanat geometrisi ve boyutlandırması yapılandırılmıştır. Bulunan değerler aynı sınıftaki hava araçlarının verileri ile uyumlu ve tasarıma uygun görülmüştür.

3.3.1.Kanat Tasarımındaki Veriler ve Kanat Özellikleri

Kanat tasarımında gerekli olan veriler ve kanat özellikler, Tablo 3' te gösterilmiştir.

Tablo 3. Kanat Tasarımındaki Veriler ve Kanat Özellikleri

Yüksek İrtifa Uzun Takat İnsansız Hava Aracı	
Kanat Alanı	15
Kanat Açıklığı	19
Hücum Kenarı Ok Açısı	3
¼ Veter Ok Açısı	4
Sivrilme Oranı	0
Dönme	0
Kanat Oturması	0
Dihedral	2
Kanat Yeri	Medium wing
Kanat Uçları	Sharp Wing Tip

3.3.2.Kuyruk Geometrisi ve Sonuç

Hava aracı için istenilen özellikteki veriler daha önceden tasarlanan hava araçları ile mukayese edilmiş kanat geometrisi, boyutlandırılması ve airfoil yapısının uygun olduğu belirlenmiştir. Ayrıca tasarlanacak aracın ağırlık, hız ve irtifa özellikleri göz önüne alınarak ve benzer özellikteki hava araçları yapısı incelendiğinde V-tail kuyruk yapısı seçilmesine karar verilmiştir.

3.4.İtki ve Ağırlığın Oranlanması, Kanat Yüklemesinin Seçimi

Tasarlanacak insansız hava aracının itki ve ağırlığının oranlanması ve kanat yüklemesi seçimi yapılmış, yapılan seçimler daha önceden elde edilen verilere ve karar verilen seçimlere göre düzenlenmiştir. Seçilen kanat yükleme oranı hava aracının istenilen temel özellikleri göz önüne alınarak hesaplanmıştır. Raymeri'in ders kitabındaki aşağıdaki bağıntılar baz alınmıştır.

3.4.1. İtki ve Ağırlığın Oranlanması

İtki ağırlık oranı için belirlenen değerler kabul gören ders kitabındaki formüller baz alınarak hesaplanmıştır.

Pervaneli tasarım varsayımı için Raymer'in kitabından faydalanılarak[20].

$$\frac{T}{W} = \frac{550_{n_p}}{V} \cdot \frac{hp}{W}$$

$$\frac{hp}{W} = \frac{V_{cruise}}{550_{n_p}} \cdot \frac{1}{{}^{L}/_{D_{Cruise}}} \cdot \frac{W_{cruise}}{W_{takeoff}} \cdot \frac{hp_{takeoff}}{hp_{cruise}} \tag{3.5}$$

$$\frac{hp}{W} \geq \frac{V}{550_{n_p}} . 2n\sqrt{\frac{C_{Do}}{\pi Ae}}$$

denklemleri elde edilmiştir.

3.4.2. Kanat Yüklemesi

Kanat yüklemesi için benzer hava aracı yapıları incelenerek ve itki ağırlık oranı, pist uzunluğu, stall hızı, azami tavan irtifası gibi parametreler kullanılmıştır. Ders kitabındaki eşitliğe göre kanat yüklemesi,

$$\frac{W}{S} = \frac{q}{n}\sqrt{\pi A e C_{Do}} \tag{3.6}$$

şeklinde hesaplanmıştır.[20].

$$\frac{W}{S} = \frac{1}{2}\rho V_{Stall}^2 C_{L_{max}} \tag{3.7}$$

Şeklindedir. Benzer özellikteki uçakların kanat yüklemesi değerlerinin ortalaması alınarak buradaki temel değerlere göre gereken hesap sonuçları aşağıdaki tabloda verilmiştir.

Tablo 4. Kanat Yüklemesi

Kanat Yüklemesi(lb/ft2)	
V_{stall}	13,96867
Dönüş denklemi	76,10878
İstatistiksel ortalama	35
Seçilen değer	35

Performansla ilgili yapılan hesaplar Raymer kitabındaki denklemlere göre yapılmış ve hesap sonuçları tablo haline getirilmiştir.

Tablo 5. Performansla İlgili Hesaplamalar

Performans	
Vstall (knots)	95
Kalkış Pist uzunluğu (m)	511
50ft Temizleme (m)	621
İniş Pist Uzunluğu (m)	722
En iyi menzil Sürati (knots)	260
En uzun havada kalış Sürati (knots)	142
Yapı yüklemesi (g)	5,4
Tavan İrtifası (ft)	57000

Kanat tasarımında Raymer'in kitabındaki denklemlerden faydalanarak itki ağırlık ilişkisi incelenmiş, formüller içerisinde seçim yapılırken hava aracının tasarım gereksinimleri ve beklenilen performanslar göz önüne alınmıştır. Hava aracının ortalama görev irtifası olan 45000 feet için kanat yüklemesi 2.6 g den büyük olması hedeflenmiştir. Performansla ilgili veriler daha sonraki bölümlerde boyutlandırmadan sonra elde edilecektir.

3.5.İtki Sistemi, Yakıt Yerleşimi Ve Kullanımı

İtki yani tahrik seçimi ile ilgili yapılacak olan çalışma halihazırda kullanılan MALE ve HALE sınıfı hava araçlarının motor yerleşimi, pervane hesapları ve ortaya çıkan itki verileri dâhilinde incelemeler yapılacak ve bu incelemelere bağlı kalınarak yakıt tankı tasarımı yapılacaktır. Öncelikli olarak motor seçimi ve pervane seçenekleri araştırılacaktır.

3.5.1.Motor Seçimi ve İtki Sistemi

Hâlihazırda kullanımda olan MALE ve HALE sınıfı insansız hava araçlarında turboprop, turbofan, pistonlu motorlar ve elektrikli motorlar kullanılmıştır. Bu çalışmada sıvı yakıt kullanılacağından elektrikli itki sistemleri incelenmeyecektir. Raymer kitabındaki benzer özellikteki hava araçları incelendiğinde yüksek irtifadaki hava yoğunluğundan dolayı daha çok turbofan ve turboprop motorların tercih edildiğini fark etmekteyiz. Bu motorlara örnekler Tablo 6 da gösterilmiştir.

Tablo 6. Turbofan ve İçten Yanmalı Pistonlu Motor İçin Model Örnekleri

Model	Üretici	Türbin Bölüm Sayısı	Güç	Uygulanan Uçaklar
AE3007H turbofan engine	Allison Rolls-Royce	14,2,3	9,440 lbf	Globak Hawk
Model	Üretici	Silindir Sayısı	Güç	Uygulanan Uçaklar
914 UL/F	ROTAX	4	115 hp	MQ-1 Predator

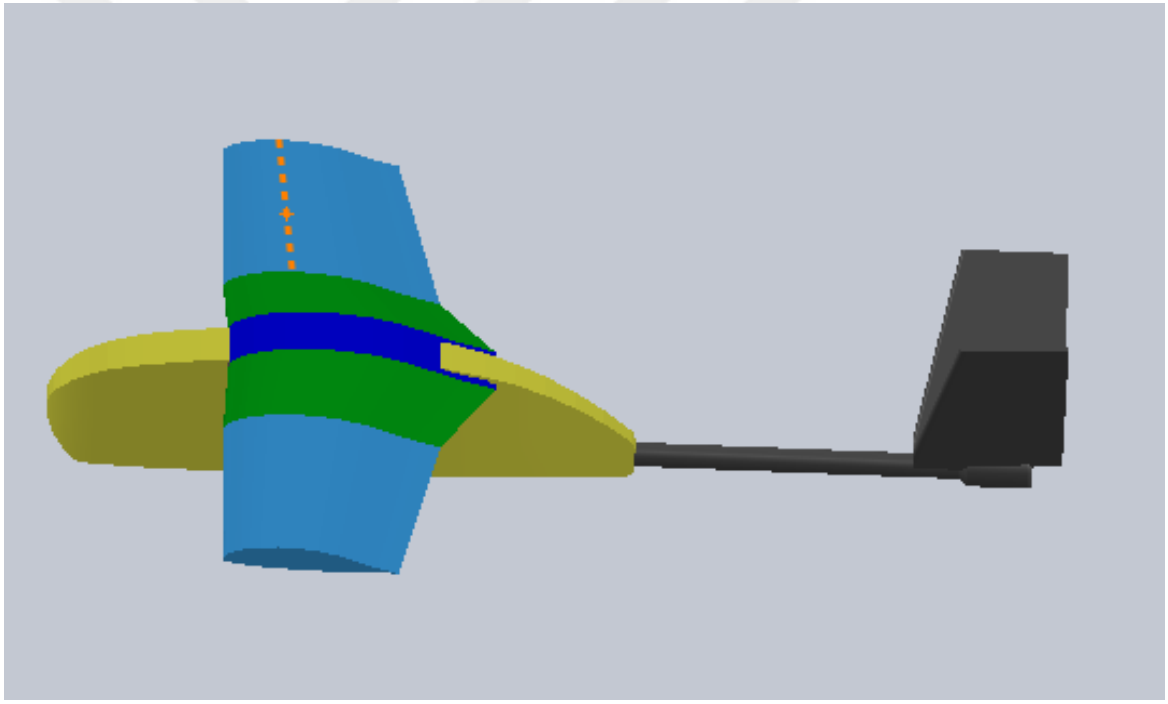
3.5.2.Yakıt Tankı Tasarımı

Yakıt tankı yerleşim yeri ağırlık merkezi bozmaması için kanatlar olarak seçilmiştir. Yakıt tankının şekli kanat tasarımı ile tam olarak belli olacak olup, kanadın iç yüzeyiyle hacimlendirilecektir ve kanat içine entegre edilecektir. Yakıt tantıkın yerleşimiyle ilgili ders kitabındaki;

$$A_{1=}0{,}9(0{,}5)\left(\frac{t}{c}\right)c \tag{3.8}$$

$$V=\frac{H}{3}(A_1+\sqrt{A_1A_2}+A_2 \tag{3.9}$$

Denklemlerinden faydalanılmıştır.



Şekil 2.Hava Aracı Kanat Yapısı ve Yakıt Tankı Yerleşimi

Bu kısımda tasarlanan uçaklar için yakıt sistemi üzerinde durulmuş, pervane ve turbofan uçaklar için motor örnekleri incelenmiş ve yakıt tanklarının yerleşimi yapılmıştır. Elde edilen veriler daha sonraki bölümlerdeki verilerle kıyaslanarak optimum şartlar için güncellenecektir.

Tablo 7. Motor Çeşitleri

Pervane	
Çap	1.5 m
Spinner Çapı	0,675 m
Pala Sayısı	3
Tip	Değişken açılı
Yeri	İtici
Turboprop Motor	
Ağırlık	150 kg
Uzunluk	1,7 m
Çap	0,35 m
Yeri	Gövdeye Takılı
Yakıt Sistemi	
Tip	Bütünleşik
Her Kanat İçin Hacim	1,4 m^3

3.6.İniş Takımı Boyutlandırması

İniş takımlarının boyutlandırılması ve yerleştirilmesi yapılmış, iniş takımı tipi seçilmiştir. Tekerlek boyutlandırılması yapılmış, tekerleğe denk gelen yük miktarı hesaplanmış ve buna göre iniş takımı ve tekerlek yerleştirilmesi yapılmıştır.

3.6.1.İniş Takımı Çeşidi

Birçok hava aracında kullanılan ağırlık merkezini ana iniş takımına yükleyen üç dikmeli iniş takımı bu hava aracı için seçilmiş olup kullanılan büyük hava araçlarında da bu çeşidin kullanıldığı incelenmiştir.



Şekil 3.Üç Dikmeli İniş Takımı Yerleşkesi ve Ağırlık Merkezi

3.6.2.İniş Takımı Boyutları

İniş takımlarının taşıyacağı yük oranları için ders kitabından faydalanılmış olup, toplam ağırlığın % 10-15 i ön iniş takımına % 85-90 ı arka iniş takımına düşecektir. İniş sırasındaki aşırı yükleme de düşünüldüğünde, ön iniş takımı toplam yükün %30-35 'ini, arka iniş takımları toplam yükün %100-110'unu taşıyacak kapasitede olmalıdır. İniş takımı yerleştirilirken ağırlık merkezi ön ve arka dikmeler arasında ve arka dikmelere daha yakın düşünülmüştür. Dikmelerin yüksekliği ise pervane dönüş sırasında yerden pervane yarıçapı kadar yükselecek şekilde seçilmiştir.[23].

Tablo 8. İniş Takımı Özellikleri

Tip	Üç Tekerlekli Açılıp Kapanabilen	
Takım	Ana	Burun
Azami Yük (lbs)	8328	5073
Özellikler	Bir Dikme, Bir Tekerlek	Bir Dikme, Bir Tekerlek
Hız (kt)	174	217
Azami Yük (lb)	11500	4350
Basınç (psi)	355	225
Azami Genişlik (in)	5,75	4,45
Azami Çap (in)	24,15	17,9
Yuvarlanma Yarıçapı (in)	10,6	7,9
Tekerlek Çapı (in)	14	10
Pile Sayısı	16	12
Takım stroke (in)	16,56	16,56
Takım Uzunluğu (in)	41,4	41,4
Dikme Boyutu (D_{oleo} in)	43	34
Takım Kapanma Geometrisi	Gövde İçine	Geri Kapanabilen
Alt Sistemler	Hidrolik, Elektrik ve Aviyonik	

Bu kısımda iniş takımı çeşidi seçilmiş, boyutlandırması yapılmış, yerleşimi yapılmış ve dikmeler üzerine düşen yük oranları belirlenmiştir. Tablolarda iniş takımlarının özellikleri verilmiş ve lastik tipleri seçilmiştir.

BÖLÜM 4

DETAYLI TASARIM

Bu bölümde yapılan kavramsal tasarım ve ön tasarıma bağlı kalınarak, detaylı hava aracı tasarımı aşamaları incelenecek ve buna bağlı olarak elde edilen sonuçlar, literatürdeki denklemlerle desteklenecektir.

4.1.Hava Aracının Aerodinamik Yapısı

Bu bölümde daha önce tasarlanan hava araçlarının aerodinamik yapıları hesaplamalar yardımıyla incelenmiş, taşıma ve sürüklenme hesaplanmalarından faydalanılmıştır.

Tasarlanacak olan hava aracında flaplar kapalıyken kanat için azami taşıma katsayıları ve hücum açıları incelenmiş ve sürüklenme katsayısı hesaplamaları yapılmıştır.

4.1.1.Taşıma Karakteristiği

Taşıma katsayısı hesaplamalarında Raymer kitabındaki formülüzasyonlardan faydalanılmıştır.[20].

$$C_L = \frac{2\pi A}{2+\sqrt{4+\left(\frac{AB}{n}\right)^2\left[1+\frac{tan^2 A_{tmax}}{B^2}\right]}}\left(\frac{S_{exposed}}{S_{ref}}\right)(F) \tag{4.1}$$

$$C_{L_{max}} = C_{l_{max}}\left(\frac{C_{L_{max}}}{C_{l_{max}}}\right) + \Delta C_{L_{max}} \tag{4.2}$$

$$\alpha_{L_{max}} = \left(\frac{C_{L_{max}}}{C_{l_\alpha}}\right) + \alpha_{OL} + \Delta\alpha_{CL_{max}} \tag{4.3}$$

4.1.2.Sürüklenme Karakteristiği

Parazit Sürtünme katsayısı hesaplamaları için ders kitabındaki yüzey sürtünmesi ve kompanent sürtünmesi denklemlerinden yararlanılmıştır. Yüzey sürtünmesi eşitliği aşağıdadır.

$$C_{D_0} = C_{f_e} \frac{S_{wet}}{S_{ref}} \tag{4.4}$$

Kompanent birleşim sürtünmesi

$$C_{D0_{subsonic}} = \frac{\sum(C_{fc} FF_c Q_c S_{wet_c})}{S_{ref}} + C_{D_{misc}} + C_{D_{L\&P}} \tag{4.5}$$

Buradaki gerekli katsayılar ile indüklenmiş sürüklenme katsayısına varılmıştır. Hava aracının pist üzerinde hareket durumundayken maruz kaldığı sürtünme ise;

$$C_{D_L} = KC_L^2 \tag{4.6}$$

$$K = \frac{1}{\pi Ae} \tag{4.7}$$

$$e = 1{,}78(1 - 0{,}045A^{0{,}68}) - 0{,}64 \tag{4.8}$$

$$K_{effective} = K \frac{33(h/b)^{1.5}}{1+33(h/b)^{1.5}} \tag{4.9}$$

Böylece hava aracının taşıma ve sürüklenme katsayılarının hesaplanması için yapılması gereken çalışmalar göz önüne serilmiş, ders kitabındaki eşitliklerle desteklenmiş ve sonuçlandırılmıştır. Bu çalışma tasarımdaki ilgili katsayılar hakkında fikir verse de ileriki çalışmalarda geliştirilmesi gerekmektedir.

4.2.İtki

Bu kısımda hava aracında kullanılacak olan motorun ram etkisi ve itki etkisi net olarak bulunmaya çalışılmıştır. Ders kitabındaki yöntemler kullanılarak hava aracının motorunun teknik özellikleri hesaplanmaya çalışılmıştır.

4.2.1.Monte Edilmiş Motor İtki Özellikleri

Monte edilmiş motor itkisi, motor alığı basıncının serbest akıma oranı şeklinde tanımlanır. Subsonik hava araçlarında bu oran 1 olarak alınır. Hava alığındaki basınç kaybı da dikkate alındığında bu oran 0,94-0,96 olacaktır.[19].

Alıktaki ram etkisi ise motor imalatçısı tarafından tasarımcılara sunulur. Bizim tasarlayacağımız hava aracı tipinde genelde 1,2 ve 1,5 aralığındadır.

Bunlar dışında motorun uğrayacağı itki kaybı ise;

$$\%itki\ kaybı = C_{ram}\left[\frac{P_1}{P_0}_{ref} - \frac{P_1}{P_0}_{real}\right] \times 100 \tag{4.10}$$

ile hesaplanır.

$$\%itki\ kaybı = 1.5[0.96 - .094] \times 100 = \%\ 3 \tag{4.11}$$

Olarak hesaplanmıştır.

Yüksek irtifaya çıkacak hava aracımız buzlanmayla karşılaşacaktır. Bu yüzden itki sağlayan motorumuzdan buzlanmaya karşı basınçlı hava çekilebilir ve kabin içi ısıtılabilir. Sızıntı konusunda ise imalatçı firma tarafından verilen sızdırma katsayısı baz alınır ki şuan elimizde motor verisi bulunmadığından ilk analizler için sızdırma katsayısı 2 civarında alınabilir. Buna göre ders kitabındaki eşitliklerden yararlanılarak;

$$\%itki\ kaybı = C_{bleed}\left(\frac{sızıntı\ debisi}{motor\ debisi}\right) \times 100 \tag{4.12}$$

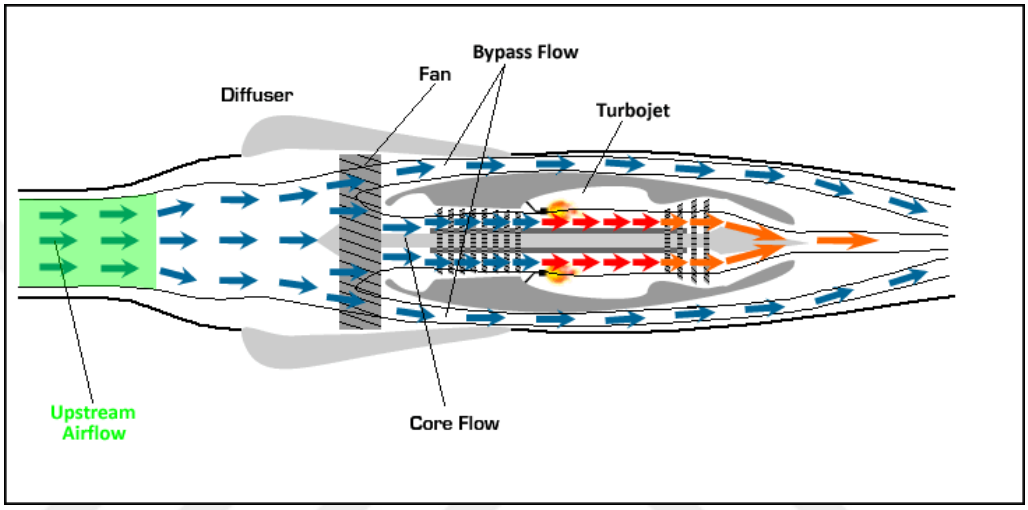
$$\%itki\ kaybı = 2(0{,}01) \times 100 = \%\ 2 \tag{4.13}$$

Bu analizlerdeki ilk belirlemelere göre motordan %5 civarında ki bu sonraki analizlerde değişebilir, güç kaybı oluşmaktadır.

4.2.3.Net İtme Kuvveti

Hava aracının maruz kaldığı sürüklenmeler; hava alığı, ek sürüklenme ve geri besleme sürüklenmesidir. Bu sürüklenmelerin hesaplanması oldukça zordur ve uzun sürmektedir. Şuan tasarım şeklide belli olmadığından sadece belli temel hesaplamaları

yapabilmekteyiz. Motorun verimli çalışması için çekmek istediği hava çoğu zaman hava alığının verebildiği havadan fazladır, işte aradaki bu fark hava alığı sürüklenmesini oluşturur. Alık en fazla havayı çekecek şekilde tasarlansa da bazen bu gereksinimi karşılayamaz ve sürüklenme meydana gelir. Hava alığından gelen hava çoğu zaman motora yetmediği halde motor yine de bu havanın tamamını ememez ve artan hava motor etrafından dolaşarak geri beslenir.



Şekil 4.Motor Hava Geri Beslemesi[2]

Bu kısımda bir motorun fabrika verileriyle uçağa takıldıktan sonra oluşan itki arasındaki kayıp belirli yaklaşımlarla hesaplanmıştır. Ancak pratikte yine de teoriye göre farklı sonuçlar elde edilebilir.

4.3.Yapı ve Yük

Bu bölümde hava aracına etki edecek çeşitli yükler incelenecek ve bu yüklere göre hava aracının yapısal malzemelerinin türünün tespiti yapılacaktır. Yine de bu çalışma kavramsal tasarım olduğundan çok detaylı bir malzeme analizi yapılamamaktadır.

4.3.1.Yük Türleri

Hava aracının her bir mekanik ve yapısal parçası için yukarıdaki yükler önem arz etmektedir. Hava aracının daha emniyetli olması açısından her zaman maksimum maruz kalacağı yükden daha dayanıklı tasarlanır. Maksimum yük emniyet katsayısı ile çarpılarak elde edilen yeni maksimum yüke göre tasarım yapılacaktır. Bu katsayı hava araçlarında genelde 1,5 olarak alınır. [22].

4.3.1.1.Manevra Yükleri

Uçuş sırasındaki ani manevralar hava aracına yüksek miktarda G kuvveti bindirdiği için hava aracında istenmeyen yükler oluşur. Düşük hızlarda ise bu yük sadece taşıma kuvveti kadardır. Yüksek hızlarda bu yükler tasarımda göreve göre hesaplanan değerleri geçerse bu uçak için oldukça tehlikeli olacaktır. Bizim tasarım uçağımız için etki edecek G kuvveti +2,5g ve -1,25g aralığında olacaktır.

4.3.1.2.Sağanak Yükleri

Sağanak yüküne maruz kalan bir hava aracı manevra yükleri sınırlarını aşabilmektedir. Subsonik hava araçları için bu değişim şu şekildedir.

$$\Delta\alpha = tan^{-1}\frac{U}{V} \cong \frac{U}{V} \tag{4.15}$$

$$\Delta L = 0{,}5xpxV^2xS(C_{L\alpha}\Delta\alpha) = 0{,}5xpxVxSxC_{L\alpha}U \tag{4.16}$$

$$\Delta n = \frac{\Delta L}{W} = \frac{pUVC_{L\alpha}}{2W/S} \tag{4.17}$$

$$U = KU_{de} \tag{4.18}$$

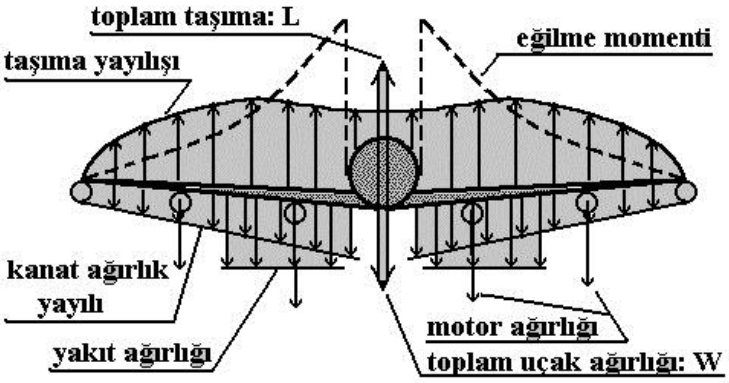
$$K = \frac{0{,}88\mu}{5{,}3+\mu} \tag{4.19}$$

$$\mu = \frac{2W/S}{pgcC_{L\alpha}} \tag{4.20}$$

Böylece yük katsayısındaki değişikler bulunmuş olur.

4.3.1.3.Taşıyıcı Kanatlardaki Yükler

Kanat üzerine etkiyen faydalı ve faydasız yükler aşağıdaki gibidir.



Şekil 5.Kanat Üzerindeki Yükler[3]

Hava araçlarının kanatlarındaki taşıma yükü yukarıda görüldüğü gibidir. Yükler kanatlar üzerinde eliptik bir şekilde dağılmaktadır.

4.4.Kontrol ve Kararlılık

Bu bölümde hava aracının statik ve dinamik kontrol hesapları yapılacak ve bunun için en, boy ve istikamete ait durumlar incelenecektir. Kararlılık bir sistemin istenilen şekilde çalışırken, bozulması durumunda eski haline gelme istediğidir.

4.4.1.Yunuslama Momenti

Hücum açısına göre yunuslama momenti katsayısı hesapları ders kitabında verilmiş, katsayı bulunurken uçuş sırasında hücuma açısı değişimi ihmal edilmiştir.[19][20].

$$C_{m_{ck}} = C_L = \left(X_{cg} - X_{acw}\right) + C_{m_w} + C_{m_{w\delta f}}\delta + C_{m_{fux}} - n_h \frac{S_h}{S_w} C_{L_h}\left(X_{ach} - X_{cg}\right) - \frac{T}{qS_w} Z_t + \frac{F_p}{qS_w}(X_{cg} - X_{p)} \quad (4.21)$$

$$C_{m_a} = C_{La} = \left(X_{cg} - X_{acw}\right) + C_{m_{afux}} - n_h \frac{S_h}{S_w} C_{L_h} \frac{\partial \alpha_h}{\partial \alpha} \left(X_{ach} - X_{cg}\right) + \frac{F_{pa}}{qS_w} \frac{\partial \alpha p}{\partial a} \quad (4.22)$$

Yunuslama momenti katsayısı ağırlık merkezi değişimiyle beraber değişir. İlerdeki bölümlerde ağırlık merkezi değişimi olursa yunuslama momenti katsayısını yeniden incelemek gerekecektir.

Boyutsuz ağırlık merkezi,

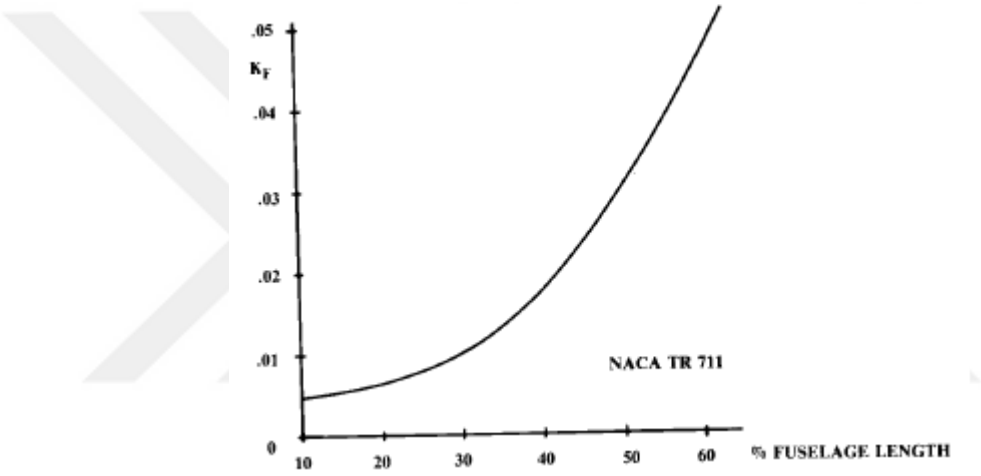
$$X_{cg} = X_{cg}/c = 23.26274/6.9616 \tag{4.23}$$

$$X_{cg} = 3.341 \tag{4.24}$$

Kanat: Taşıyıcı kanatlarda yük merkezi kanat veterinin ortalama % 25 inde olacaktır.

Gövde: Gövde moment taşıyıcı katsayısının hücum açısına göre türevi :

$$C_{m_a} = \frac{K_f W_f^2 L_f}{c S_w} \tag{4.26}$$



Şekil 6.Yunuslama Momenti Veter Konumu

4.4.2.Tarafsız Nokta

Hava aracında hücum açısı değiştiğinde yunuslama moment noktasının değişmediği nokta tarafsız nokta olarak adlandırılır.

$$X_{np} = \frac{C_{La} X_{acw} - C_{ma} + \mu_h \frac{S_h}{S_w} C_{lah} \frac{\partial a_h}{\partial a} X_{ach} + \frac{F_{pa}}{q S_w} \frac{\partial p}{\partial} X_p}{C_{La} + \mu_h \frac{S_h}{S_w} C_{La} \frac{\partial a_h}{\partial a} + \frac{F_{pa}}{q S_w}} \tag{4.27}$$

4.4.3.Trim Analizi

Uçuş sırasında trim ayarlanırken ağırlık merkezi civarında moment kuvveti bulunmamalıdır.

Aşağıdaki değerler ders kitabındaki referans değerlerdir.[20].

$C_L = C_{La}(a + i_w - a_{oL})$

$i_w = 0^0$

$a_{0L} = -3$ (4.28)

$C_{La} = 0{,}1376^0$

$C_L = 0.1376\ \alpha + 0.4128$

Kanattaki yunuslama momenti katsayısı Referans kitaptaki Denklem (4.29) ya göre

$$C_{m_w} = C_{mo}\left(\frac{AR \cdot \cos^2 \Lambda}{AR + 2\cos\Lambda}\right) = \frac{-0.07(20 \times (\cos^2(10))}{20 + 2(\cos(10))}$$

$C_{m\,w} = -0.0618$ (4.29)

Gövdedeki yunuslama momenti katsayısı

$C_{m\,fus} = C_{m\alpha,\,fus} \times \alpha = 0.01148\ \alpha$ (4.30)

Yatay kuyruğun taşıma katsayısı Referans kitaptaki Denkleme göre;

$$C_{L_h} = C_{L_{\alpha h}}\left((\alpha + i_w)\left(1 - \frac{\partial\varepsilon}{\partial\alpha}\right) + (i_h - i_w) - \alpha_{oL_h}\right)$$

$$C_{L_h} = 0.06707\left((\alpha + 0)(1 - 0.2) + (-3 - 0) - \alpha_{oL_h}\right) \quad (4.31)$$

$$\frac{\partial C_L}{\partial \delta_e} = 0.067\,\text{deg}^{-1} = 3.86\,\text{rad}^{-1} \qquad \Delta\alpha_{oL} = -\frac{1}{C_{L\alpha}}\left(\frac{\partial C_L}{\partial \delta_e}\right) \cdot \delta_e$$

Elevatorun yer değiştirmesine bağlı olarak sıfır taşımadaki hücum açısı ;

$$\frac{\partial C_L}{\partial \delta_e} = 0.9 K_{ef} \left(\frac{\partial C_l}{\partial \delta_e} \right) \cdot \frac{S_{flapped}}{S_{ref}} \cos(\Lambda_{H.L.})$$

Referans kitaptaki Denklem kullanılarak;

$K_f = 1$

$\partial C_l / \partial \delta_e = 4.3\ rad^{-1}\ (0.075\ deg^{-1})$ (4.32)

$S_{flapped} / S_{ref} = 1$

$\Lambda_{HL} = -2.86°$ (4.33)

$$\Delta\alpha_{oL} = \alpha_{oLh} = \frac{-1}{0.097}(0.067) \cdot \delta_e = 0.6907 \cdot \delta_e$$

Bu bölümde hesaplanan değerler özet olarak Tablo 9 de gösterilmiştir.

Tablo 9. Hesaplama Sonuçları

Parametre	**Değer**
C_L	0.1376 α + 0.4128
$C_{m\,w}$	– 0.0618
$C_{m,\,fus}$	0.001148 α
C_{Lh}	0.05365 α □ 0.2012 + 0.0463δ_e

$C_{m\,cg} = -0.01091\ \alpha$ □ $0.01092 - 0.03738\ \delta_e$

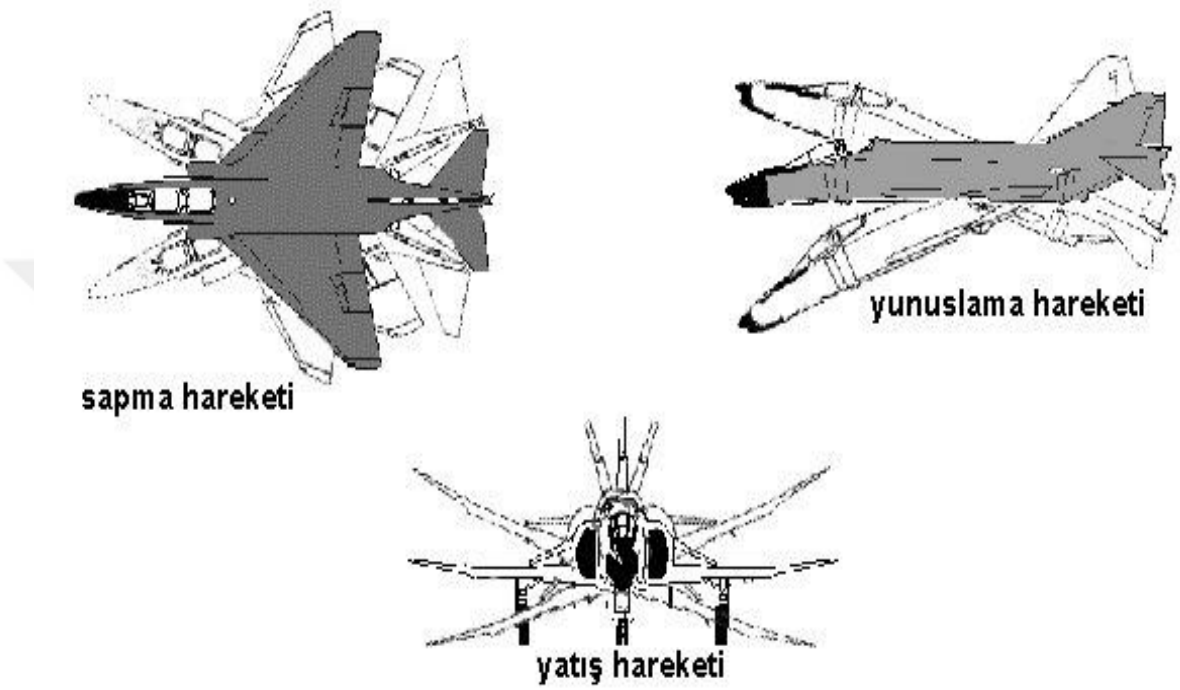
Referans kitaptaki Denklem 10.13 kullanılarak;

$$C_{L\,total} = C_{L\alpha}(\alpha + i_w) + \eta_h \frac{S_h}{S_w} C_{Lh} \quad (4.33)$$

$C_{L\,total} = 0.089\ \alpha + 0.338 + 0.0204\ \delta_e$

4.4.4.Yanal-Yönsel Statik Kararlılık

Yanal-yönsel analiz birbiri ile yakın eşleşmiş analizi içerir: sapma ve yalpa. Yalpa ve sapma momentleri sağa doğru pozitiftir. Yalpa momentinin β'ye göre türevinin negatif olması kararlı duruma getiricidir. (dihedral etkisi).



Şekil 7.Yanal ve Yönsel Kararlılık ve Kontrol[4]

Referans kitaptan denklem 4.34

$$L = L_{wing} + L_{w\delta_a}\delta_a - F_v Z_v$$

$$N = N_{wing} + N_{w\delta_a}\delta_a + N_{fus} + F_v(X_{acv} - X_{cg}) - TY_p - DY_p - F_p(X_{cg} - X_p) \qquad (4.34)$$

4.4.5. Yalpa ve Sapma

Referans kitaptan sırasıyla denklem 4.35

$$C_l = \frac{L}{qS_w b} = C_{l_{\beta_w}}\beta + C_{l_{\delta_a}}\delta_a + C_{l_{\beta_v}}\beta$$

$$C_{l_{\beta_v}} = -C_{F_{\beta_w}}\frac{\partial\beta_v}{\partial\beta}\eta_v\frac{S_v}{S_w}\bar{Z}_v$$

$$C_n = \frac{N}{qS_w b} = C_{n_{\beta_w}}\beta + C_{n_{\delta_a}}\delta_a + C_{n_{\beta_{fus}}}\beta + C_{n_{\beta_v}}\beta - \frac{T\bar{Y}_p}{qS_w} - \frac{D\bar{Y}_p}{qS_w} - \frac{F_p}{qS_w}(\bar{X}_{cg} - \bar{X}_p) \quad (4.35)$$

$$C_{n_{\beta_v}} = C_{F_{\beta_v}}\frac{\partial\beta_v}{\partial\beta}\eta_v\frac{S_v}{S_w}(\bar{X}_{acv} - \bar{X}_{cg})$$

4.4.6. Dinamik Kararlılık

Atalet ve Sönüm kuvvetleri işin içine katılmalıdır. Dönme ivmelerine karşı durma eğilimini gösteren Kütle Atalet Momentleri, kütlelerin dönme eksenine olan uzaklıklarının karelerinin çarpımları ile bulunur. I_{xx}, I_{yy} ve I_{zz} sırası ile yalpa, yunusluma ve sapma eksenlerine göre kütle atalet momentleridir. Bunlar boyutsuz jirasyon yarıçapları ve tarihi verilerle hesaplanır. Tipik değerleri için tablo kullanılabilir. Referans kitaptan sırasıyla denklem (4.36)

$$I_{xx} = \frac{b^2 M\bar{R}_x^2}{4}$$

$$I_{yy} = \frac{L^2 M\bar{R}_y^2}{4} \quad (4.36)$$

$$I_{zz} = \left(\frac{b+L}{2}\right)^2\frac{M\bar{R}_z^2}{4}$$

4.5.Maliyet Analizi

Bu kısımda maliyet analizi ile ilgili çalışılacaktır. Bu çalışma tahminsel olup kesin bir sonuç barındırmaz ve daha önce tasarlanan benzer hava araçları incelenerek tahminler yapılacaktır.

4.5.6.Mühendislik Tahmini Maliyeti

Ders kitabındaki eşitliğine dayanarak;

$H_E = Mühendislik\ Saatleri$

$H_E = 4.86\ W_e^{0.777} V^{0.894} Q^{0.163}$

$H_E = 4.86(22774)^{0.777}(250)^{0.894}(100)^{0.163}$ (4.37)

$H_E = 3.484.375$

4.5.7.Teçhizat Tahmini Maliyeti

Ders kitabındaki 4.38 eşitliğine dayanarak;

$H_T = 5.99\ W_e^{0.777} V^{0.696} Q^{0.263}$

$H_T = 5.99(22774)^{0.777}(250)^{0.696}(100)^{0.263}$ (4.38)

$H_T = 2.280.990$

Teçhizat maliyeti $= H_T R_T = 2280990 \times 88$

Teçhizat maliyeti =200.727.120 $

4.5.8.Üretim Maliyeti

Ders kitabındaki 4.39 eşitliğine dayanarak;

$H_M = 7.37\ W_e^{0.82} V^{0.484} Q^{0.641}$

$H_M = 7.37(22774)^{0.82}(250)^{0.484}(100)^{0.641}$ (4.39)

$H_M = 7.641.360$

Üretim maliyeti $= H_M R_M = 7641360 \times 73$

Üretim maliyeti =557.219.880 $

4.5.9.Kalite Kontrol Tahmini

Ders kitabındaki 4.40 eşitliğine dayanarak;

H_Q = Kalite kontrol maliyeti saatleri

$H_Q = 0.133\ (H_M)$

$H_Q = 0.133(761.641.360)$ (4.40)

H_Q =1.016.300

Kalite kontrol maliyeti $= H_Q R_Q = 1016300 \times 81$

Kalite kontrol maliyeti = 82.320.377 $

4.5.10.Geliştirme Destek Tahmini maliyeti

Ders kitabındaki 4.41 eşitliğine dayanarak;

$C_D = 45.42\ W_e^{0.630} V^{1.3}$ (4.41)

$C_D = 45.42(22774)^{0.630}(250)^{1,3}$

Geliştirme destek maliyeti =33.094.506 $

4.5.11.Test Uçuş Maliyeti

Ders kitabındaki 4.42 eşitliğine dayanarak;

C_F = Test uçuş maliyet

$C_F = 1243{,}03\ W_e^{0.325} V^{0.822} FTA^{1.21}$ (4.42)

C_F =1243,03 $(22774)^{0.325}(250)^{0.822}(4)^{1.21}$

Test uçuşu maliyeti =16.227.389 $

4.5.12.Üretim Malzeme Maliyeti

Ders kitabındaki 4.43 eşitliğine dayanarak;

C_M = Üretim malzeme maliyet

$$C_M = 11{,}0\ W_e^{0.921} V^{0.621} Q^{0.799} \quad (4.43)$$

$C_M = 11{,}0(22774)^{0.921}(250)^{0.621}(100)^{0.799}$

Üretim malzeme maliyeti =249,188 $

4.5.12.Aviyonik Maliyeti

$$C_{aviyonik} = 2000\ (W_{aviyonik}) \quad (4.44)$$

$C_{aviyonik}$ = 2000(1840)

Aviyonik maliyeti =3.680.000 $

4.5.13.Motor Maliyeti

Üretici firmadan alınan bilgilere göre motor maliyeti;

Motor maliyeti =500,000

4.5.14.Uçuş Maliyeti

AGD&I + Uçarak Gitme = $H_E R_E + H_T R_T + H_M R_M + H_Q R_Q + C_D + C_F + C_M + C_{eng} N_{eng} + C_{avionic}$

AGD&I + Uçarak Gitme = 299.656.316 + 200.727.120 + 557.219.980 + 82.320.377 +

$33.094.506 + 16.227.389 + 249,188 + 3.680.000 + 500,000 \times 100$

AGD&I+ Uçarak Gitme = 1.243.174.876 $

Uçak Maliyeti = 124,317,487.6 $

4.5.15.İşletme ve Bakım Maliyetleri

Öncelikli akla gelen işletme maliyetleri personel, bakım ve yakıttır, bunun dışında kullanılacak faydalı yük ve icra edeceği göreve göre işletme ve bakım maliyetleri değişecektir.

Böylece tasarım ve geliştirilebilirlik açısından çok önemli olan ve üretici açısından hayati önem taşıyan maliyet analizleri tahmini olarak yapılmıştır. Tasarımcılar, mühendisler ve üreticiler maliyeti her zaman göz önünde bulun durmak zorundadır. Sonuç olarak belirlenen maliyetler ilk üretim olduğu için yüksek çıkmakla beraber üretim sayısı arttıkça azalacaktır.

BÖLÜM 5

KATI MODELLEME VE PROTOTİP ÜRETİMİ

Bu bölümde teorik olarak elde edilen verilerin pratiğe dökümü ve ölçekli bir modelin tasarlanarak üretimi ele alınacaktır.

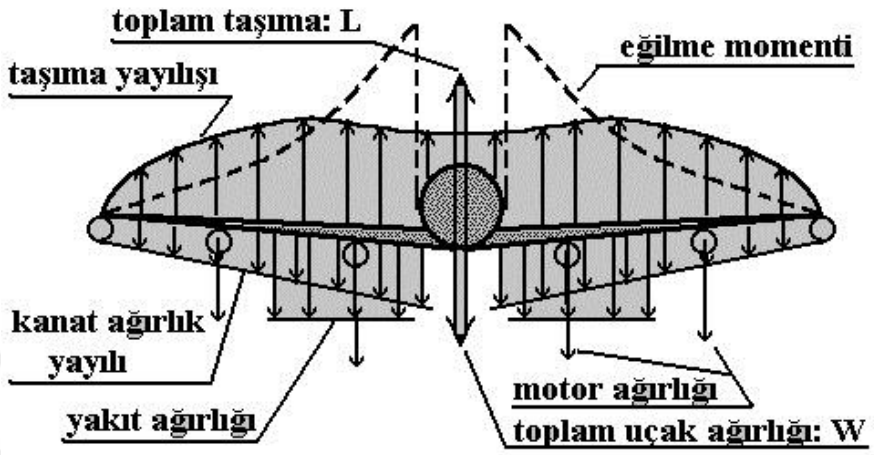
5.1.Kanat Geometrisi

Teorik olarak elde ettiğimiz verilere dayanarak, kanatlarda kullanılan dehidral açısının kararlılık açısından olumlu etkileri bulunmaktadır. Bu sınıfta insansız hava aracı tiplerinin kanat açıklığı oranı fazla olmasından dolayı, dehidral açısı ne kadar teori de faydalı olsa da, mukavemet açısından sakıncalıdır. Mukavemeti artırmak için kullanılacak yöntem veya destekler ise ağırlığı fazlasıyla artıracaktır. İşte hem mukavemeti korumak hem de dehidral açısının faydalarından aynı anda faydalanabilmek amacıyla üstten ters martı kanat yapısına karara verilmiştir.

Kanat yapısının üstten görünüşüne karar verirken hem kanat alanı korunmalı hem de bu alan korunurken kanat açıklığından ödün verilmemelidir. Kanat alanı arttıkça, kanat açıklığının bozulmaması için ise konik kanat yapısının tercih edilmesi daha mantıklı olacaktır. Üstten martı kanat yapısının, dehidral açısının değişeceği noktası baz alınarak tasarlanacak çift konik kanat yapısı sayesinde hem ağırlıktan tasarruf edileceği gibi hem de gövdeye yakın bulunan ve taşımanın çoğunun gerçekleştiği 3 te 1 lik kısımda veter boyu fazla olacak ve taşıma kuvveti daha efektif kullanılacaktır.

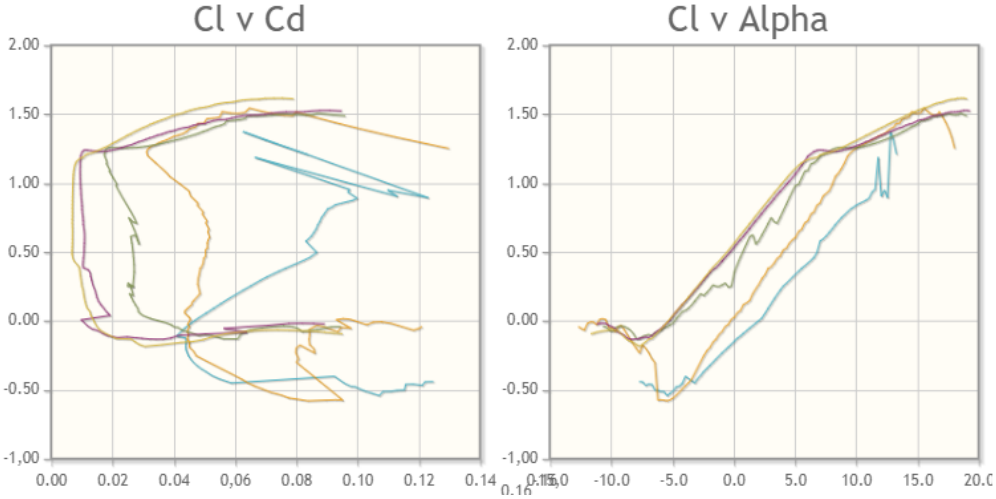
Kanat yapılarının bir diğer geometrik özelliği ise, ok açısıdır. Ok açısı çeşitlerine göre farklı faydalar sağlamakta ve hava aracı tipine göre değişiklik göstermektedirler. HALE sınıfı bir hava aracında subsonik hızlarda uçuş ve mümkün olduğunca fazla faydalı yük taşıyabilmesi açısından, firar kenarı öne açılı kanat yapısı kullanılması verimli olacaktır.

Böylece hava aracının düşük stall hızı ve yüksek taşıma karakteristiğinin korunması sağlanır.

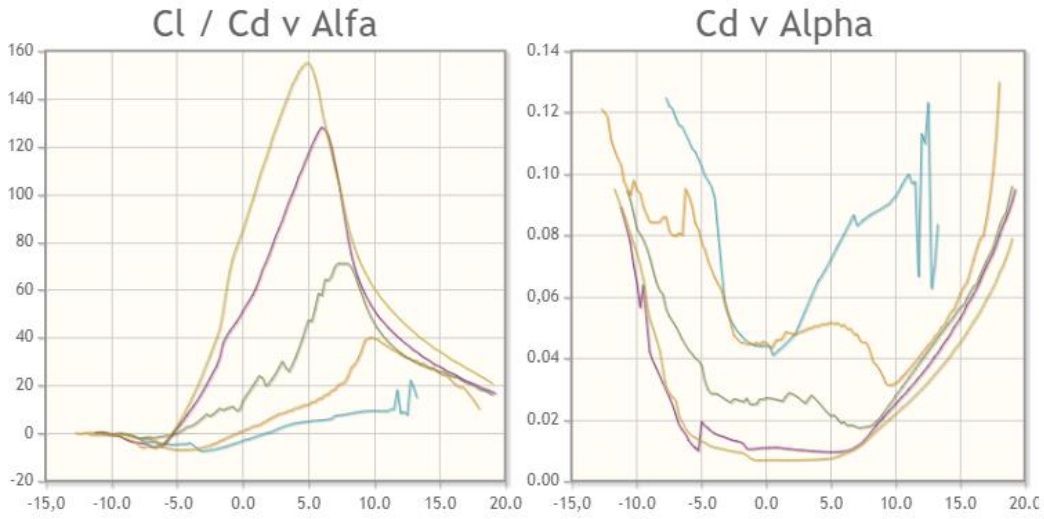


Şekil 8.Kanat Üzerine Etkiyen Kuvvetler[3]

Son olarak kanat yapısı seçiminde kullanılacak karakteristik özellik ise, kanat profili seçimidir. Bu seçim yapılırken yine taşıma karakteristiği ön plana çıkacaktır. Bu seçim yapılırken dikkat edilecek en temel özellikler, Tasıma katsayısı C_L, Sürükleme katsayısı C_D ve Yunuslama katsayısı C_M dir. Ayrıca bu profilin hücum açısı da taşıma karakteristiğini etkileyecektir. Şekil 9 ve 10 da taşıma, yunuslama ve sürükleme katsayıları kıyaslanmıştır.

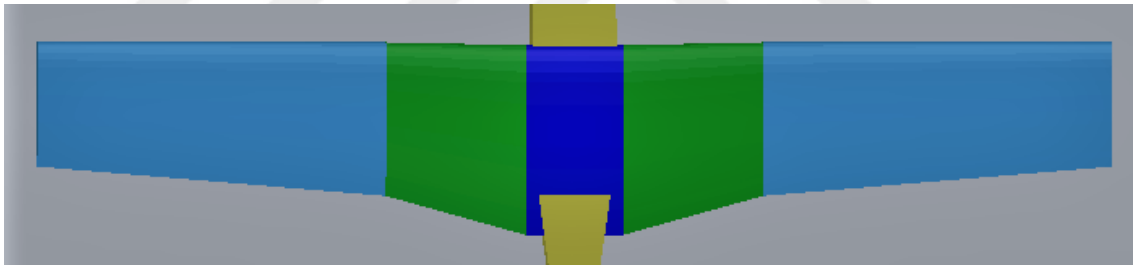


Şekil 9. Tasıma katsayısı C_L, Sürükleme katsayısı C_D ve Yunuslama katsayısı C_M Hücum Açısı(Alpha) nın Değişim Grafikleri[5]

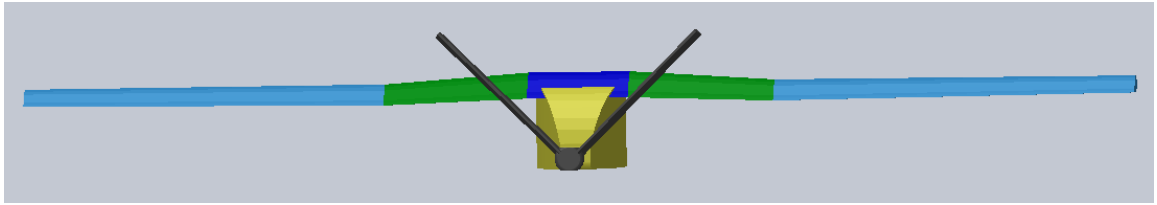


Şekil 10. Tasıma katsayısı C_L, Sürükleme katsayısı C_D ve Yunuslama katsayısı C_M Hücum Açısı(Alpha) nın Değişim Grafikleri[5]

Aşağıdaki şekillerde yukarıda belirlenen kanat yapısı özellikleri baz alınarak yapılmış katı modelleme yöntemi ile elde edilen kanat çizimleri gösterilmektedir.



Şekil 11. Katı Modellemesi CAD Programıyla Elde Edilmiş Kanat Yapısının Üstten Görünüşü

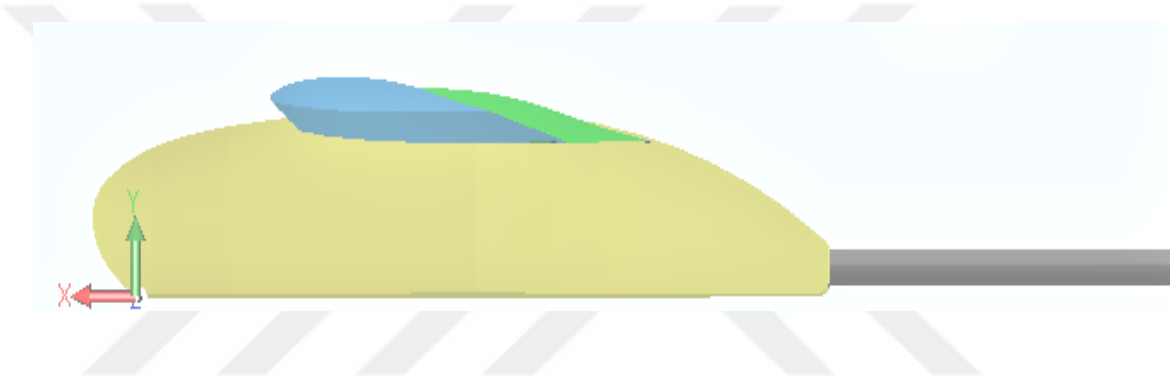


Şekil 12. Katı Modellemesi CAD Programıyla Elde Edilmiş Kanat Yapısının Arkadan Görünüşü ve Ters Martı Yapısı

5.2.Gövde Geometrisi

HALE sınıfı hava araçlarının yüksek irtifalara tırmanabilmeleri ve daha fazla faydalı yük taşıyabilmeleri için, mümkün olduğunca fazla kanat alanı tercih edildiği gibi, mümkün olduğunca küçük gövde yapıları kullanılır. Bu çeşit bir gövde yapısının en temel özelliği, Burundan kuyruğa kadar tek parça ve geniş bir gövde yerine, mümkün olduğunca dar bir gövde ve kuyrukla bağlantıyı sağlayan, genelde kompozit destek elemanı/ elemanlarından oluşur.

Kanat yapısını taşıyacak ve kuyruğu gövdeye bağlayacak karbon bir malzeme modellenerek gövde yapısı oluşturulmuştur.

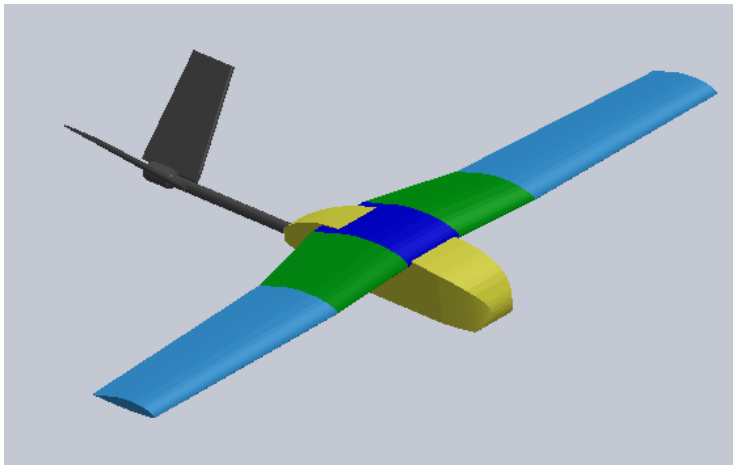


Şekil 13.Gövde Yapısının Yandan Görünüşü ve Karbon Kuyruk Desteği

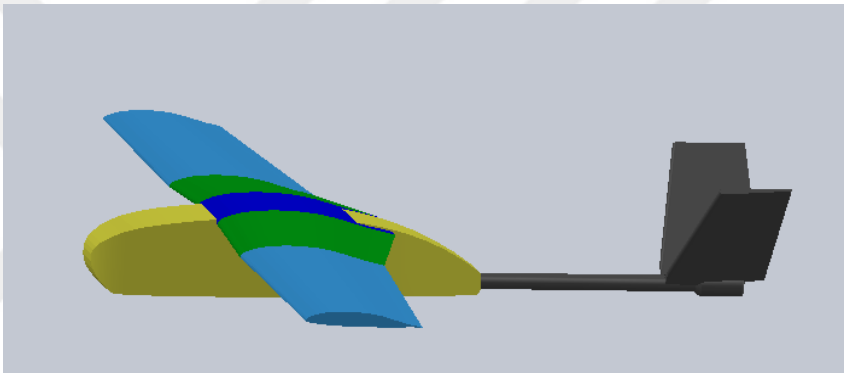
5.3.Kuyruk Geometrisi

Kuyruk geometrisi hava araçlarının kararlılık özellikleri açısından çok büyük öneme sahip ve uçağın yönlendirilmesi açısından işlevseldir. Ağırlık merkezi ve aerodinamik merkez arasındaki farktan oluşan momentleri dengeler ve istenilen kararlılıkta bir uçuş sağlar.

Birbirlerine göre avantaj veya dezavantajı bulunan birçok kuyruk takımı çeşidi bulunmaktadır. T kuyruk yapıları genelde verimli ve kararlı yapılar olsa da ağır ve sürüklenmenin fazla olduğu yapılardır. Bu yüzden V-tail ve ters V-tail yapıları düşünülmektedir. Ters V kuyruk yapısı daha verimli olsada üretim zorluğu ve iniş takımlarıyla ilgili dezavantaj oluşturacağından. V kuyruk yapısında karar kılınmıştır.



Şekil 14.V Kuyruk Yapısı ve Hava Aracının Katı Modellemesi



Şekil 15.Hava Aracının Yandan Görünüşü

5.4.Gövde ve Kanat Kesimleri

Önceki bölümde katı modellemesi yapılan parçaların ana bölümleri, CNC sıcak tel vasıtası ile kesildi.



Şekil 16.a. CNC Sıcak Tel İle Kesim İşlemi



Şekil 17.b.CNC Sıcak Tel İle Kesim İşlemi

5.5.Gövde ve Kanat Parçalarının Montajlanması

Kesimi yapılan kanat parçaları, tasarıma uygun bir şekilde montajlandı ve çizimde içerisi boşaltılan bölüme karbon çubuk yerleştirilerek desteklendi.



Şekil 18.Kanat Parçalarının Montajı

Gövdede elektronik ekipmanların yerleştirileceği kısımlar boşaltılarak, ekipman ve faydalı yükler için bölmeler oluşturuldu. Bu kısımlar balsa malzemeler ve epoksi ile desteklendi.

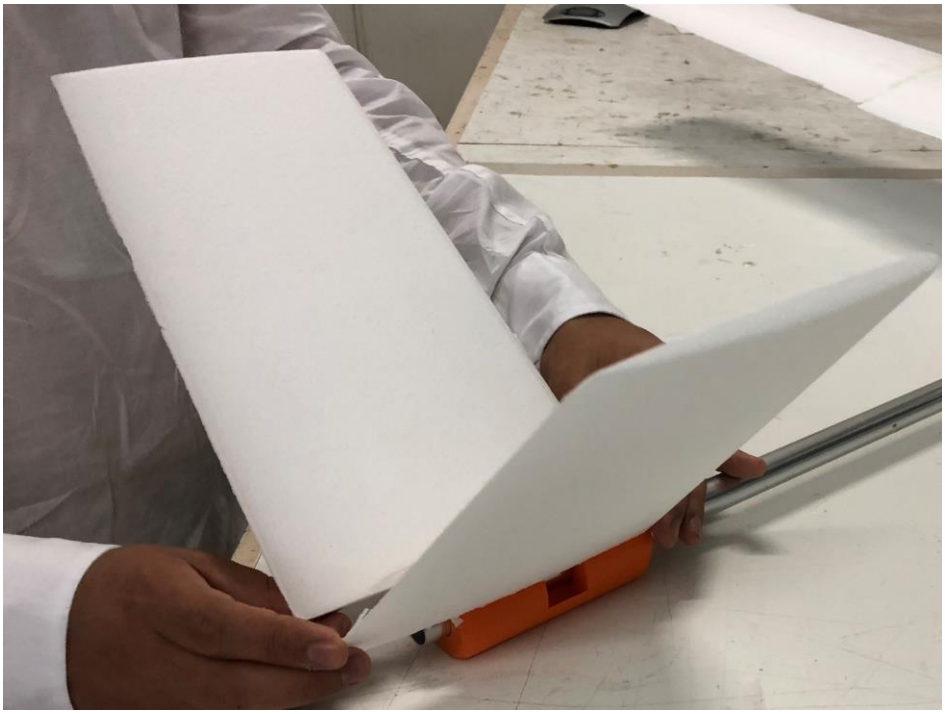


Şekil 19.Gövde Montajı

Burun konisinde oluşturulan bölmeye kapak yapıldı ve neodyum mıknatıslarla bu kapak montajlandı.

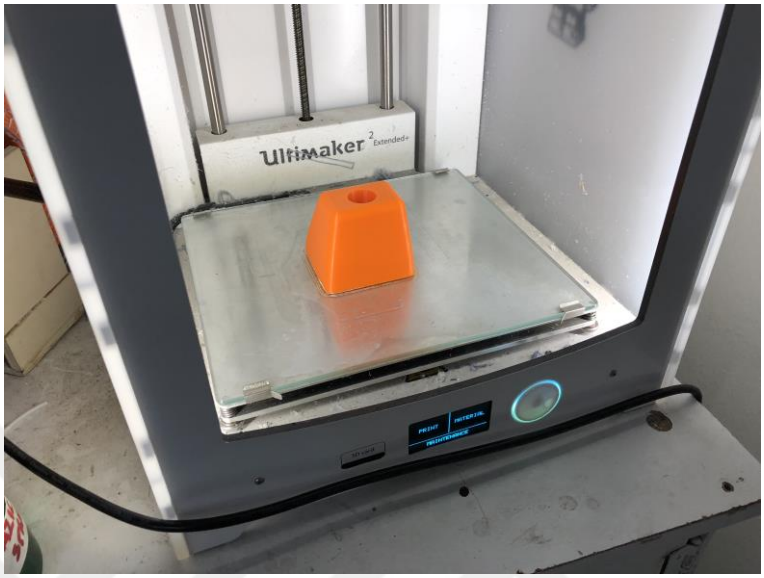
5.6.Kuyruk Takımı

Kuyruk takımı parçaları CNC sıcak tel vasıtası ile kesildi ve V-tail oluşumu için montajlandı.



Şekil 20.Kuyruk Takımı Montajı

Gövdeden kuyruğa oluşacak olan destek çubuğunun yerleşimi işin 3 boyutlu yazıcı ile parça üretildi ve epoksi reçine ile bu parçalar birbirine montajlandı.



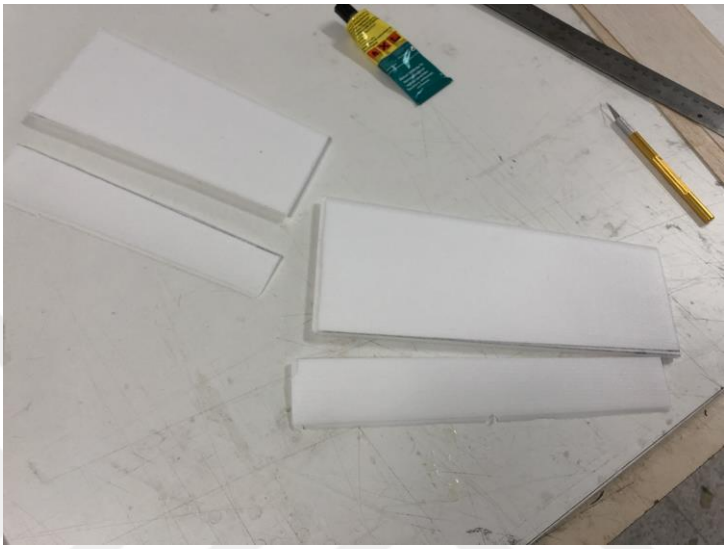
Şekil 21.3Boyutlu Yazıcı İle Üretim



Şekil 22. 3Boyutlu Yazıcı ile Üretilen Parçanın ve Destek Çubuğunun Yerleştirilmesi

5.7.Kontrol yüzeyleri

Kanat ve kuyruk üzerinde bulunacak olan kontrol yüzeylerinin kesimi yapılarak, balsa ile kaplandı ve özel menteşeler kullanılarak kanat ve kuyruk takımlarına yerleştirildi. Böylece flap, aileron ve ruddervatör oluşturulmuş oldu.



Şekil 23.Konrtol Yüzeylerinin Kesim İşlemi

5.8.Boyama İşlemleri

Oluşturulan hava aracı gövdesi macunlama işlemlerinin ardından zımparalanarak yüzey hataları giderildi ve boyama işlemleri gerçekleştirildi. Bu işlem istenilen pürüzsüz yüzeyler elde edilene kadar tekrarlandı.



Şekil 24.Macunlama ve Zımpara İşlemleri



Şekil 25.Boyama İşlemleri

5.9. Kablolama

Hava aracının servo motor ve kontrol yüzeylerini kumanda edecek data kabloları önceden belirlenen hatlara yerleştirildi. Kanat, gövde ve kuyruk üzerinde sabitlendi.



Şekil 26.Kabloların Yerleştirilmesi

5.10.Servomotorlar

Kontrol yüzeylerinin hareketlerini sağlayacak olan servo motorlar, gövde ve kanat üzerine sabitlenerek, yapılan kablolama ile birleştirildi.



Şekil 27.Servoların Yerleşimi ve Kablolarla Bağlantısı

5.11.Ana Motorun Yerleşimi

Ana motor, burun konisine sabitlenerek, motor kabloları gövde içerisine çekildi ve sabitlendi.

5.12.ESC ve Batarya

ESC(Elektronik Hız Kontrol Ünitesi) motor soketlerine bağlandı ve batarya ile ilişkilendirildi. Batarya yerleşimi, hava aracının tasarımdaki ağırlık merkezi değişmeyecek şekilde yapıldı.

5.14.Alıcı ve Kumanda

2.4 GHz frekans bandında 6 kanallı kumanda ve buna uydun alıcı diğer ekipmanlarla ilişkilendirildi ve üretim tamamlandı.

BÖLÜM 6

UÇUŞ TESTLERİ VE SONUÇLAR

6.1.Yer Testleri

Uçuş gerçekleştirilmeden önce yer testleri gerçekleştirilmiş, böylece hava aracının uçuşa uygunluğu kontrol edilmiştir.

6.1.1.Ağırlık Testi

Hava Aracı ağırlığının tasarıma uygunluğu test edilmiş ve ağırlığı belirlenmiştir. Hava aracının tam yüklü ağırlığı 2210 gram olarak ölçülmüştür.



Şekil 28.Ağırlık Ölçümü Yapılması

6.1.2.CG Noktası Testi

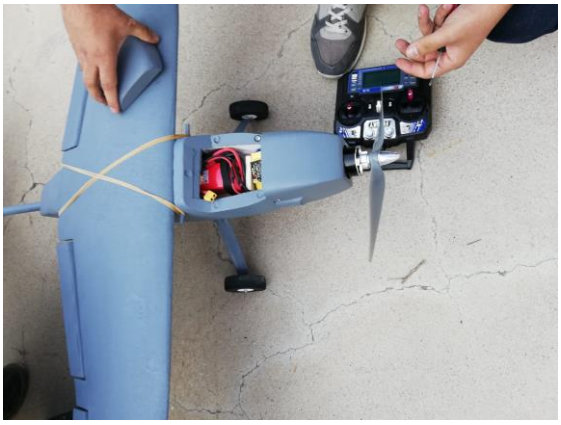
İnsansız hava aracının ağırlık merkezi, airfoil yapısının karakteri gereği, hücum kenarından veterin 1/3 oranındadır. Bu noktalardan yapılan ölçümlerle hava aracının dengede durabildiği gözlemlenmiştir.



Şekil 29.CG Noktası Kontrolü

6.1.3.Batarya, ESC, Kumanda Kontrolü

Bataryanın, hız kontrol ünitesinin ve kumandanın çalışması ve görevlerini istenilen şekilde yerine getirip getirmemesi kontrol edilmiştir.



Şekil 30.Batarya, ESC ve Kumanda Kontrolü

6.1.4.Kumanda Yüzeylerinin Kontrolü ve Yerde Taksi Yapılması

Hava aracının kumanda yüzeylerinin çalışması ve çalışma yönleri kontrol edilmiştir. Yerde taksi yaptırılarak pist başı hareket ve kontrolleri tamamlanmıştır.



Şekil 31.Yer Testlerinin Tamamlanması

6.2.Uçuş Testi

Sabit bir asfalt pistten kalkarak gerçekleştirilen uçuş testleri başarılı bir şekilde sonuçlanmıştır. Hava aracı verilen komutlara çok hızlı bir şekilde tepki verebilmekte ve HALE tasarımına uygun olarak hızlı bir şekilde tırmanabilmektedir.

6.3.Sonuçlar

Bu tez çalışmasında Yüksek İrtifa Uzun Menzilli bir insansız hava aracının gereksinimleri, neden ihtiyaç olduğu, dünyada ki benzerleri hakkında bir çalışma ve teorik olarak literatür çalışması yapılmış olup, böyle bir aracının hesaplamalı tasarımında nelere dikkat edileceği üzerine yoğunlaşılmıştır. Uçağın gövde tasarımında dikkat edilecek hususlar üzerine durulmuş ve aerodinamik farklar incelenmiştir. Böylece istenilen hava aracına, görev gerekliliklerine göre karar verilmiş, elde edilen bulgulara göre tasarımlar yapılmıştır. Pervaneli ve turbojet tasarımlar üzerine durulmuş,

teorik tasarımın yanı sıra maliyet analizine de değinilmiş ve teorik tasarım, pratik tasarıma yansıtılarak, 1,5 m kanat açıklığına sahip, 2200 gram ağırlığında ve 3100 gram itki üretebilen, ölçekli ve pervaneli bir katı model oluşturulmuştur. Bilgisayar destekli CNC cihazlarla üretilerek, yer ve uçuş testleri gerçekleştirilmiştir. Tam dolu batarya ile ortalama 25 dk uçuş yapabildiği gözlemlenmiştir. 900 gramlık itki farkını göz önüne aldığımızda, ihtiyaca göre batarya kapasitesi artırılarak uçuş süresi uzatılabilir



Şekil 32. İnsansız Hava Aracı Uçuş Testi

.

KAYNAKÇA

1. TAI,2017.anka iha. (**www.tai.com.tr/en/product/anka-multi-role-isr-system)** (Erişim tarihi: Şubat 2018)
2. SMU,2009.(**s2.smu.edu/propulsion/Pages/variations.htm)** Southern Methodist University, PO Box 750100, Dallas, TX 75275 (Erişim tarihi: Mart 2018)
3. Önder, Levent. 2003.slonder.tripod. (**http://slonder.tripod.com/kanat/kanat.htm)** adresinden eşleştirildi. (Erişim tarihi: Mayıs 2018)
4. Önder, Levent. 2003.slonder.tripod. **http://slonder.tripod.com/kumanda/kumanda.htm** adresinden eşleştirildi. (Erişim tarihi: Mayıs 2018)
5. Airfoil Tools,2018. (**http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=lrn1015-il)** (Erişim tarihi: Kasım 2018)
6. Çoban, S., Oktay, T., 2017. İnsansız hava araçlarının hukuki ve etik boyutu, **IV. Ulusal Havacılık Teknolojisi ve Uygulamaları Konferansı , ss.1-5.** İZMİR, TÜRKIYE, 17-18 Kasım 2017
7. TAI TUSAŞ, 2010. anka. (**Web site: www.tai.com**), (Erişim tarihi: Nisan 2018)
8. Schofield, L., 2015. understanding electronic speed controllers (ESC).**(painless360.webs.com**), (Erişim tarihi: Haziran 2018)
9. Çoban, S., Oktay, T., 2017. a review of tactical unmanned aerial vehicle design studies,. **International Conference on Technology, Engineering and Science (IConTES), pp.1-6.** ANTALYA, TÜRKIYE, 26-29 Ekim 2017
10. Gur, O., Rosen, A., 2009. Optimizing electric propulsion systems for unmanned aerial Vehicles**. Journal of Aircraft, Vol.46, No.4 (2009), pp. 1340-1353**.
11. Austin, R., 2010. Unmanned Aircraft System: UAVS Design, Develop and Deployment. John Wiley & Sons Ltd, pp. 372
12. Tomasz Goetzendorf- Grabowski, Andrzej Frydrychewicz, Zdobysław Goraj, Stanisław Suchodolski, (2006) "MALE UAV design of an increased

reliability level", **Aircraft Engineering and Aerospace Technology, Vol. 78 Issue: 3**, pp.226-235,

13. Erbil MA, Prior SD, Karamanoglu M, Odedra S, Barlow C, Lewis D., 2009.Reconfigurable unmanned aerial vehicles. In: **Proceedings of the International Conference on Manufacturing and Engineering Systems**; **2009. p. 392–6.**
14. Romeo G, Frulla G, Cestino E, Corsino G. HELIPLAT®:, 2003. manufacturing and structural design of UAV scaled prototype. In: XVII AIDAA **(Italian Association of Aeronautics and Astronautics) National Congress, Roma, vol. I; September, 2003.** p. 569–78.
15. Romeo G, Frulla G, Fattore L.,2000. manufacturing and testing of advanced composite structures for a solar powered airplane. Advancing with composites 2000, Milan, Italy; May, 2000. p. 383–91.
16. I.H. Abbot, A.E. von Doenhoff.,1949.Theory of Wing Sections.(2nd edition), McGraw–Hill Book Company, New York (1949)
17. AIRBUS, 2018. uav. **(www.airbus.com/defence/uav/zephyr.html)** adresinden eşleştirildi. (Erişim Tarihi Nisan 2018)
18. BOEING, 2012. defense **(http://www.boeing.com/defense/phantom-eye/)** (Erişim Tarihi Nisan 2018)
19. Jay Gundlach, 2011. Designing Unmanned Aircraft Systems: A Comprehensive Approach, Aurora Flight Sciences, Manassas, Virginia, Amer Inst of Aeronautics, 869 s/pp
20. Daniel P. Raymer, Aircraft Design A Conceptual Approach, President, Conceptual Research Corparation, Slymar, California Published by American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc. 370 L'Enfant Promenade, S.W.Washington, D.C. 20024, 391 s/pp
21. Strategic Concept of Employment for Unmanned Aircraft Systems in NATO. (**www.japcc.org)** adresinden eşleştirildi (Erişim Tarihi Nisan 2018)
22. Mohammad H. Sadraey Aircraft Design.(2013). A Systems Engineering Approach, Daniel Webster College, New Hampshire, USA, This edition published John Wiley & Sons, Ltd
23. Dr. Jan Roskam and Dr.Chuan,1997.Tau Edward Lan, Airplane Aerodynamics and Performance. DARcorporation, s/pp 743

24. A. L. HALE, W. E. DAHL, and . J. LISOWSKI,1985, optimal simultaneous structural and control design of maneuvering flexible spacecraft, **Journal of Guidance, Control, and Dynamics, Vol. 8, No. 1 (1985)**, pp. 86-93
25. G.M. Jahangir Alama , Md. Mamunb , Md. Abu. Taher Alib , Md. Quamrul Islamb , A. K. M. Sadrul Islam, 2013. ınvestigation of the aerodynamic characteristics of an aerofoil shaped fuselage uav model, 10th International Conference on Mechanical Engineering, ICME 2013, Procedia Engineering 90 (2014)s 225 – 231
26. Nickol C, Mark G, Kohout L, Ozoroski T,2007.High Altitude Long Endurance Air Vehicle Analysis of Alternatives and Technology Requirements Development", **45th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Aerospace Sciences Meetings, AIAA 2007-1050**

ÖZGEÇMİŞ

KİŞİSEL BİLGİLER

Adı Soyadı:	Alpertunga CEYLAN
Uyruğu:	Türkiye (T.C)
Doğum Tarihi ve Yeri:	19.03.1991 - Sivas
Medeni Durum:	Bekar
e-mail:	alpertungaceylan@erciyes.edu.tr
Yazışma Adresi:	Hoca Ahmet Yesevi mah. Kadir Has Cad. Dikendere sok. 8/7 Kocasinan /KAYSERİ

EĞİTİM

Derece	Kurum	Mezuniyet Tarihi
Lisans	Erciyes Üniversitesi, Uçak Elektrik Elektroniği	2017
Lise	Dört Eylül Lisesi Sivas	2009

İŞ DENEYİMLERİ

Yıl	**Kurum**	**Görev**
2017-2017	İstanbul Ayvansaray Üniversitesi	Öğretim Görevlisi
2017-2018	Kocasinan Gençlik Merkezi Eğitim Koordinatörlüğü	Eğitim Koordinatörü
2018- halen	Erciyes Üniversitesi	Araştırma Görevlisi

YABANCI DİL

İngilizce

YAYINLAR

Oktay T., Ceylan A., (2018) "Conceptual Design of High Altitude Long Endurance Unmanned Aircraft", 2. Uluslararası Multidisipliner Çalışmaları Kongresi, ADANA, TÜRKIYE, 4-5 Mayıs 2018, pp.1-5

Ceylan A., Oktay T., (2018)"Detailed Design Of High Altitude Long Endurance Unmanned Aircraft", 2. Uluslararası Multidisipliner Çalışmaları Kongresi, ADANA, TÜRKIYE, 4-5 Mayıs 2018, pp.1-5