

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

ŞEHİR İÇİ TAŞIMACILIĞINDA KULLANILACAK HAVA ARACI
TASARIMI

BİTİRME PROJESİ

Muhammet Emin EREN

Batuhan AÇAR

Efehan BAŞ

HAZİRAN 2021

TRABZON

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

ŞEHİR İÇİ TAŞIMACILIĞINDA KULLANILACAK HAVA ARACI
TASARIMI

Muhammet Emin EREN

Batuhan AÇAR

Efehan BAŞ

Danışman: Prof. Dr. Olkan ÇUVALCI

Bölüm Başkanı: Prof. Dr. Burhan ÇUHADAROĞLU

HAZİRAN 2021

TRABZON

ÖNSÖZ

Bitirme projesi çalışmasının yürütülmesinde ve oluşumunda ilgi ve desteğini bizlerden esirgemeyen, bilgi ve tecrübelerinden yararlandığımız Karadeniz Teknik Üniversitesi Makina Mühendisliği Bölümü Konstrüksiyon ve İmalat Anabilim Dalı Öğretim Üyesi değerli hocamız Prof. Dr. OLCAN ÇUVALCI' ya sonsuz saygı ve teşekkürlerimizi sunarız.

Okul hayatımız boyunca bize her türlü desteği sağlayan ailelerimize çok teşekkür ederiz.

MUHAMMET EMİN EREN

BATUHAN AÇAR

EFEHAN BAŞ

TRABZON 2021

ÖZET

Günümüzde de devam etmekte olan nüfus artışı ulaşım ve taşımacılık sektörlerinde oldukça yoğunluğa sebep olmaktadır. Bu yoğunlukla oluşan hava kirliliği ise her geçen gün artış göstermektedir. Bu nedenle şehir içi taşımacılıkta kullanılacak hava aracı tasarımı kapsamında asıl amacımız yenilenebilir bir enerji kaynağı olan elektrik enerjisini kullanarak oluşan hava kirliliğini minimize etmek, ulaşım ve taşımacılık sektörlerinde yaşanan sorunları çözüme kavuşturaktır.

Yapılan tasarım çalışmasında ilk olarak konu hakkında çeşitli makale, kitap ve internet sitelerinden araştırmalar yapıldı. Yapılan bu araştırmaların sonuçları farklı açılardan değerlendirilip analiz edilerek tasarımın genel hatları oluşturuldu. Tasarım kapsamında kullanılacak araç konsepti olarak elektrik enerjisi ile dikey kalkış ve iniş yapabilen anlamına gelen eVTOL hava aracı seçildi. Yapılan analizlerden elde edilen sonuçlara göre hava aracının ön tasarımı oluşturuldu. Oluşturulan ön tasarım mühendislik yaklaşımıyla ele alınarak gerekli eklemeler ve değişimler yapılarak tasarım son şeklini aldı.

Hava araçları teknolojilerinin gelişmesiyle birlikte son yıllarda tasarımları ve üretimleri hızlanan eVTOL hava araçları henüz yeni bir sürecin başlangıcı olsa da ilerleyen yıllarda kullanımları artacaktır. Bu araçlar elektrik enerjisi kullandıklarından dolayı sürdürülebilir ve geliştirilebilir bir konseptte sahiptirler.

Anahtar Kelimeler: Hava Taşımacılığı, eVTOL hava aracı, Elektrik enerjisi, Hava Kirliliği

SUMMARY

Population growth continuing in our day has caused congestion in transportation sector. Likewise Airpollution which was caused by this congestion has been increasing day by day. That is why, within the scope of designing an air vehicle that is to be used in transporting in city , our main purpose is to use electricity as a restorable energy and minimise air pollution and set the seal on pollution problem in transportation sector.

In this design work, firstly, some research has been done on articles, books and websites about this topic. Basics of the design has been created by considering and evaluating the different researches' results with different point of views. Within the scope of this vehicle concept , EVTOL air vehicle has been chosen, which means the vehicle that can take off and land vertically. According to the results that were received by analyses done, front design of the air vehicle has been made. By approaching the front design like an engineer and making necessary additions and changes , the design has taken its last form.

Though eVTOL air vehicles, production of which has gained speed with the improvement of air vehicles technologies in recent years, is at the beginning of process, their use will scale up in the forthcoming years. As these vehicles use electric energy, they have a concept that can be maintained and improved.

Keywords: Air transportation, eVTOL Air Vehicle, Electric energy, Airpollution

İÇİNDEKİLER

ÖNSÖZ.....	III
ÖZET.....	IV
SUMMARY.....	V
İÇİNDEKİLER.....	VI
TABLolar DİZİNİ.....	IX
ŞEKİLLER DİZİNİ.....	X
SEMBOLLER DİZİNİ.....	XII
1. GENEL BİLGİLER	1
1.1. Giriş.....	1
1.2. eVTOL Hava Aracının İncelenmesi.....	2
1.3. eVTOL Hava Aracının Kullanım Alanı	3
1.4. Literatür Taraması	5
1.5. Kısıtlar ve Koşullar	12
1.6. Karşılatabileceği Gereksinimler	13
1.7 Haftalık Çalışma Planı	14
2. YAPILAN ÇALIŞMALAR	15
2.1. Pervane Aerodinamiği.....	15
2.1.1 Pervane Performansı	17
2.1.2. Pervanenin Statik İtki Hesabı.....	21
2.2. Kanat Profili	22
2.2.1. Kanat Profili Özellikleri	22
2.2.2. Kanat Profiline Etkiyen Kuvvetler ve Momentler	26
2.3. Tasarlanan Pervane Kanadının Titreşim Analizi.....	30
2.4. Tasarlanan Hava Aracının Akış Analizi.....	32
2.4.1. Tasarlanan Hava Aracının Kalkış Anındaki Akış Analizi.....	32
2.4.2. Tasarlanan Hava Aracının Seyir Anındaki Akış Analizi.....	33

2.5. eVTOL Hava Aracının Temel Hareket Kavramları	35
2.6. eVTOL Hava Aracının Matematik Modellemesi	38
2.7. eVTOL Hava Aracı Dinamiği	47
2.7.1. Kuvvet Denklemleri	47
2.7.2 eVTOL Hava Aracının Kalkış Anındaki Kuvvet Analizi	49
2.7.3. eVTOL Hava Aracının Seyir Halindeki Kuvvet Analizi	52
3. BULGULAR	54
3.1. Hava Aracının Temel Donanımları	54
3.1.1. Fırçasız DC Motor	54
3.1.2. Elektronik Hız Kontrol Ünitesi (ESC)	57
3.1.3. Lipo Batarya	59
3.1.4. Karbon Fiber	60
3.1.5. RC Kumanda Sistemi	61
3.1.6. Pervane	63
3.1.7. Uçuş Kontrol Kartı	64
3.1.8. Güç Dağıtım Kartı	65
3.2. Hava Aracının Mukavemet Analizleri	66
3.2.1. İniş Takımının Mukavemet Analizi	66
3.2.2. Üst Parçanın Mukavemet Analizi	71
3.2.3. Gövdenin Mukavemet Analizi	76
3.2.4. Pervanenin Mukavemet Analizi	81
3.2.5. Pervane Kollarının Mukavemet Analizi	86
3.2.6. Milin Mukavemet Analizi	91
3.3. Hava Aracının Dinamik Analizleri	95
3.3.1. Hava Aracının Üst Kısmının Dinamik Analizi	95
3.3.2. Hava Aracının Alt Kısmının Dinamik Analizi	98
3.4. Maliyet Hesabı	101
3.5. Çevresel Etki Değerlendirmesi	101

4. TARTIŞMA.....	103
5. SONUÇLAR	104
6. ÖNERİLER.....	105
7. KAYNAKLAR.....	106
8. EKLER.....	108
8.1. Rotasyon Matrisinin Tayini.....	108
8.2. Hava Aracının Pervanesinin Teknik Resmi	108
8.3. Hava Aracı Gövdesinin Teknik Resmi.....	111
8.4. Hava Aracının İniş Takımının Teknik Resmi	112
8.5. Hava Aracının Pervane Kolunun Teknik Resmi.....	113
8.6. Hava Aracının Üst Parçasının Teknik Resmi.....	114
8.7. Hava Aracında Kullanılacak Milin Teknik Resmi.....	115
8.8. Hava Aracı Montajının Teknik Resmi.....	116
8.9. Tasarlanan Hava Aracının Montajlı Hali.....	117

TABLolar DİZİNİ

Tablo 1.1. Haftalık Çalışma Tablosu.....	14
Tablo 2.1. Analizde Kullanılan Karbon Fiberin Özellik Tablosu	30
Tablo 2.2. Frekans Tablosu.....	30
Tablo 3.1. İniş Takımının Gerilme Değerleri Tablosu.....	68
Tablo 3.2. İniş Takımının Yer Değiştirme Değerleri Tablosu.....	69
Tablo 3.3. İniş Takımının Gerinim Değerleri Tablosu.....	70
Tablo 3.4. Üst Parçanın Gerilme Değerleri Tablosu.....	73
Tablo 3.5. Üst Parçanın Yer Değiştirme Değerleri Tablosu.....	74
Tablo 3.6. Üst Parçanın Gerinim Değerleri Tablosu.....	75
Tablo 3.7. Gövdenin Gerilme Değerleri Tablosu.....	78
Tablo 3.8. Gövdenin Yer Değiştirme Değerleri Tablosu.....	79
Tablo 3.9. Gövdenin Gerinim Değerleri Tablosu.....	80
Tablo 3.10. Pervanenin Gerilme Değerleri Tablosu.....	83
Tablo 3.11. Pervanenin Yer Değiştirme Değerleri Tablosu.....	84
Tablo 3.12. Pervanenin Gerinim Değerleri Tablosu.....	85
Tablo 3.13. Pervan Kolumun Gerilme Değerleri Tablosu.....	88
Tablo 3.14. Pervan Kolumun Yer Değiştirme Değerleri Tablosu.....	89
Tablo 3.15. Pervan Kolumun Gerinim Değerleri Tablosu.....	90
Tablo 3.16. Milin Gerilme Değerleri Tablosu.....	92
Tablo 3.17. Milin Yer Değiştirme Değerleri Tablosu.....	93
Tablo 3.18. Milin Gerinim Değerleri Tablosu.....	94
Tablo 3.19. Hava Aracının Üst Kısmının Gerilme Değerleri Tablosu.....	96
Tablo 3.20. Hava Aracının Üst Kısmının Yer Değiştirme Değerleri Tablosu.....	96
Tablo 3.21. Aracın Üst Kısmı İçin Kütle Katılımının Eksenler ile Değişim Tablosu.....	97
Tablo 3.22. Hava Aracının Alt Kısmının Gerilme Değerleri Tablosu.....	98
Tablo 3.23. Hava Aracının Alt Kısmının Yer Değiştirme Değerleri Tablosu.....	99
Tablo 3.24. Aracın Alt Kısmı İçin Kütle Katılımının Eksenler ile Değişim Tablosu.....	100
Tablo 3.25. Maliyet Hesabı Tablosu	101

ŞEKİLLER DİZİNİ

Şekil 1.1. Aerocar Hava Aracı (1954).....	2
Şekil 1.2. Agility Prime Programında Kullanılan Hava Aracı.....	4
Şekil 1.3. Project Zero eVTOL Hava Aracı.....	6
Şekil 1.4. Volocopter 2X eVTOL Hava Aracı.....	7
Şekil 1.5. Ehang 184 eVTOL Hava Aracı.....	7
Şekil 1.6. Lilium Jet eVTOL Hava Aracı	8
Şekil 1.7. Audi Pop.Up Next eVTOL Hava Aracı.....	9
Şekil 1.8. Cezeri eVTOL Hava Aracı	10
Şekil 1.9. PAL-V eVTOL Hava Aracı.....	11
Şekil 1.10. Blackfly eVTOL Hava Aracı.....	11
Şekil 2.1. Pervanenin Pal Dizaynı.....	15
Şekil 2.2. Pal Veter Hattı	16
Şekil 2.3. Hücüm Açısının Rotor Başu Yakınlarından Uca Doğru Değişimi.....	16
Şekil 2.4. Pervane Kanadının Dönüşü	17
Şekil 2.5. Pervane Palı Üzerindeki Kesitler.....	18
Şekil 2.6. Sıkışabilirlik Etkisi	20
Şekil 2.7. Kanat Profili Geometrisi.....	22
Şekil 2.8. Seçilen Kanat Profili NACA 0018.....	23
Şekil 2.9. Tasarlanan Pervane	24
Şekil 2.10. Kanat Etrafında Oluşan Kuvvet ve Moment Bileşenleri	26
Şekil 2.11. NACA 0018 Kanat Profili İçin $CD - \alpha$ Değişimi	28
Şekil 2.12. NACA 0018 Kanat Profili İçin $CL - \alpha$ Değişimi.....	29
Şekil 2.13. NACA 0018 Kanat Profili İçin $CL / CD - \alpha$ Değişimi.....	29
Şekil 2.14. İlk Frekans Değeri İçin Pervane Kanadının Titreşim Analizi	31
Şekil 2.15. İkinci Frekans Değeri İçin Pervane Kanadının Titreşim Analizi.....	31
Şekil 2.16. Aracın Kalkış Anındaki Hava Akımı.....	32
Şekil 2.17. Kalkış Anında Araca Uygulanan Basınç Dağılımı	32
Şekil 2.18. Aracın Seyir Anındaki Hava Akımı.....	33
Şekil 2.19. Aracın Seyir Anındaki Hava Akımının Yan Görünüşü.....	33
Şekil 2.20. Seyir Anında Araca Uygulanan Basınç Dağılımı	34
Şekil 2.21. Aracın Askıda Kalma Hareketi.....	35
Şekil 2.22. Aracın İtke Hareketi	36

Şekil 2.23. Aracın Yunuslama Hareketi.....	36
Şekil 2.24. Aracın Yuvarlanma Hareketi	37
Şekil 2.25. Aracın Sapma Hareketi	37
Şekil 2.26. Aracın Matematik Modeli.....	38
Şekil 2.27. Kalkış Sırasındaki eVTOL Hava Aracının Serbest Cisim Diyagram	49
Şekil 2.28. Sabit Açısıyla Seyir Halindeki Aracın Serbest Cisim Diyagramı	52
Şekil 3.1. Kullanılacak Fırçasız DC Motor	55
Şekil 3.2. Fırçasız DC Motorun Teknik Resmi.....	56
Şekil 3.3. Kullanılacak Fırçasız Motor Sürücüsü	58
Şekil 3.4. Kullanılacak Lipo Batarya	59
Şekil 3.5. Kullanılacak Kumanda Sistemi	61
Şekil 3.6. Kullanılacak Karbon Fiber Pervane (12 X 4.5)	63
Şekil 3.7. Kullanılacak Uçuş Kontrol Kartı	64
Şekil 3.8. Kullanılacak Güç Dağıtım Kartı	65
Şekil 3.9. İniş Takımına Uygulanan Kuvvetler.....	67
Şekil 3.10. İniş Takımının Meshi.....	68
Şekil 3.11. İniş Takımının Gerilme Analizi Sonucu.....	68
Şekil 3.12. İniş Takımının Yer Değiştirme Analizi Sonucu.....	69
Şekil 3.13. İniş Takımının Gerinim Analizi Sonucu.....	70
Şekil 3.14. Üst Parçaya Uygulanan Kuvvetler	71
Şekil 3.15. Üst Parçanın Meshi.....	72
Şekil 3.16. Üst Parçanın Gerilme Analizi Sonucu.....	73
Şekil 3.17. Üst Parçanın Yer Değiştirme Analizi Sonucu.....	74
Şekil 3.18. Üst Parçanın Gerinim Analizi Sonucu.....	75
Şekil 3.19. Gövdeye Uygulanan Kuvvetler.....	76
Şekil 3.20. Gövdenin Meshi.....	77
Şekil 3.21. Gövdenin Gerilme Analizi Sonucu.....	78
Şekil 3.22. Gövdenin Yer Değiştirme Analizi Sonucu.....	79
Şekil 3.23. Gövdenin Gerinim Analizi Sonucu.....	80
Şekil 3.24. Pervaneye Uygulanan Kuvvetler.....	81
Şekil 3.25. Pervanenin Meshi.....	82
Şekil 3.26. Pervanenin Gerilme Analizi Sonucu.....	83

Şekil 3.27. Pervanenin Yer Değiştirme Analizi Sonucu.....	84
Şekil 3.28. Pervanenin Gerinim Analizi Sonucu.....	85
Şekil 3.29. Pervane Koluna Uygulanan Kuvvetler.....	86
Şekil 3.30. Pervane Kolunun Meshi.....	87
Şekil 3.31. Pervane Kolunun Gerilme Analizi Sonucu.....	88
Şekil 3.32. Pervane Kolunun Yer Değiştirme Analizi Sonucu.....	89
Şekil 3.33. Pervane Kolunun Gerinim Analizi Sonucu.....	90
Şekil 3.34. Mile Uygulanan Tork ve Kuvvetler.....	91
Şekil 3.35. Milin Meshi.....	92
Şekil 3.36. Milin Gerilme Analizi Sonucu.....	92
Şekil 3.37. Milin Yer Değiştirme Analizi Sonucu.....	93
Şekil 3.38. Milin Gerinim Analizi Sonucu.....	94
Şekil 3.39. Hava Aracının Üst Kısmının Gerilme Analizi Sonucu.....	95
Şekil 3.40. Hava Aracının Üst Kısmının Yer Değiştirme Analizi Sonucu.....	96
Şekil 3.41. Hava Aracının Alt Kısmının Gerilme Analizi Sonucu.....	98
Şekil 3.42. Hava Aracının Alt Kısmının Yer Değiştirme Analizi Sonucu.....	99
Şekil 8.1. Hava Aracının Pervanesinin Teknik Resmi.....	110
Şekil 8.2. Hava Aracı Gövdesinin Teknik Resmi	111
Şekil 8.3. Hava Aracının İniş Takımının Teknik Resmi.....	112
Şekil 8.4. Hava Aracının Pervane Kolunun Teknik Resmi.....	113
Şekil 8.5. Hava Aracının Üst Parçasının Teknik Resmi	114
Şekil 8.6. Hava Aracında Kullanılacak Milin Teknik Resmi.....	115
Şekil 8.7. Hava Aracı Montajının Teknik Resmi.....	116
Şekil 8.8. Tasarlanan Hava Aracının Montajlı Hali.....	117

SEMBOLLER DİZİNİ

AF: Pal etkinlik değeri

D: Pervane çapı

P_{bl} : Pal gücü

P: Güç

M: Mach sayısı

n: Devir sayısı

C_T :İtki katsayısı

C_p : Güç katsayısı

T_{Statik} : Statik itki

SHP: Şaft gücü (beygir gücü cinsinden)

t_{max} : Maksimum kalınlık

T: İtki kuvveti

c : Veter uzunluğu

C_L : Taşıma katsayısı

C_{My} : Yunuslama katsayısı

Cr: Kök veter

Ct: Uç veter

L: Taşıma

m: Kütle

Re: Reynolds sayısı

A: Kanat alanı

T: İtki

V_{∞} : Havanın hızı

W: Ağırlık

ρ : Havanın yoğunluğu

q_∞ : Dinamik basınç

δ : Kalınlık Oranı

\bar{x}_δ : Maksimum kalınlık noktası

γ : kamburluk oranı

e_{max} : maksimum kamburluk

λ : Sivrilme oranı

\bar{c} : Ortalama aerodinamik veter uzunluğu

B : Gövde sabit çerçevesi

A : atalet çerçevesi

Φ : Yalpalama açısı

θ : Yunuslama açısı

ψ : Yönelme açısı

g : Yerçekimi ivmesi

ζ : Konum vektörü

v : Hız vektörü

Ω : Pervane açısal hızı

F : Kuvvet

b : İtme faktörü

a : İvme vektörü

R : Rotasyon matrisi

ω : Gövde açısal hız vektörü

$L_{x,y,z}$: Açısal momentum

τ : Tork

J : Rotor ataleti

U_i : Kontrol komutları

i : Rotor numarasını gösteren indis

μ_∞ : viskosite

x, y, z : Koordinat eksenleri

$F_{M1}, F_{M2}, F_{M3}, F_{M4}$: 1, 2, 3 ve 4 no'lu motorlarının itme kuvvetleri

F_{itme} : Toplam itme kuvveti

$F_{itme,kalkış}$: Kalkış esnasındaki itme kuvveti

F_g : Yer çekimi kuvveti

\ddot{X} : Aracın $+x$ yönündeki ivmesi

\ddot{Y} : Aracın $+y$ yönündeki ivmesi

\ddot{Z} : Aracın $+z$ yönündeki ivmesi

F_d : Direnç kuvveti

C_D : Hava direnç katsayısı

V : aracın hızı

S_w : Aracın seyir yönüne dik alanı

α : Aracın yerle yaptığı açı

1. GENEL BİLGİLER

1.1. Giriş

Günümüzde devam eden küresel nüfus artışının sebep olduğu şehir içi ulaşım da trafik sıkışıklığı sorunu ve buna bağlı olan hava kirliliği gibi sorunlar, seyahat ihtiyaçlarımızı karşılamak için üçüncü boyutun kullanımını düşünmemize yol açmaktadır.

Son zamanlarda hızlı bir şekilde gelişmekte olan hava aracı teknolojileri sayesinde dikey kalkış ve iniş yapabilen hava araçları kullanımı günlük hayatın bir parçası olmaya başlamıştır.

VTOL “vertical take-off and landing” teriminin kısaltması olup, dikey kalkış ve iniş anlamına gelmektedir. Dikey olarak kalkış ve iniş yapabilen hava araçları için kullanılır. Bu kabiliyete sahip hava araçları özel bir piste ihtiyaç duymadan iniş kalkış yapabilirler. Dikey kalkış ve iniş yapabilen (VTOL) hava araçları dönen rotorlar kullanan ve böylece aracı havada tutan bir itme kuvveti oluşturan araçlardır. Arama kurtarma, belirli bir alanda görüş kontrolü, askeri ve sivil havacılık gibi birçok sektörde yaygın kullanılmakta, aynı zamanda kullanım alanları gün geçtikçe genişlemektedir.

eVTOL “electric vertical take-off and landing ” sözcüklerinin kısaltmasıdır. Elektrikli dikey kalkış ve iniş anlamına gelmektedir. eVTOL hava araçlarının VTOL hava araçlarından tek farkı elektrik ile tahrik edilmeleridir.

İnsanların ihtiyaçlarının ne olduğunu anlamak için mevcut taşıma sistemleri incelendiğinde yaklaşık olarak hem bir hava aracının hızına hem de bir arabanın rahatlığına sahip olması gerektiği anlaşılmıştır. eVTOL hava araçları temelde şehir içi ulaşım da otomobillere alternatif oluşturacak elektrikli kentsel hava taşımacılığı aracı konseptindedir. eVTOL hava araçları şehirlerdeki sınırlı arazi alanlarının daha verimli kullanılmasına izin vermenin yanında, hava sahasını da verimli bir şekilde kullanarak yerdeki ulaşım sıkışıklığını da azaltabilir.

Yukarıda bahsedilen özellikleri nedeniyle bizler şehir içi hava taşımacılığında kullanılacak hava aracı tasarımı olarak eVTOL hava aracı konseptini ele almaktayız.

Tasarlamış olduğumuz eVTOL hava aracı genel olarak şehir merkezleri ve banliyöler arasındaki transferler için kapıdan kapıya ulaşım hizmeti sağlayabilecek, yolcu ve kargo taşımanın yanı sıra sağlık ve askeri alanlarda da lojistik amaçlı kullanılacak bir araçtır.

1.2. eVTOL Hava Aracının İncelenmesi

eVTOL hava araçlarının oluşumuna öncülük eden ilk girişim Henry FORD'a ait olan ve tasarımını Moulton Taylor'ın yaptığı Aerocar aracıdır. Aerocar 1949'da üretilerek, 1954' de ilk uçabilen araba konseptli araç olmuştur.

eVTOL hava aracı kavramı ise, 2011 yılında AugustaWestland Project Zero (ABD), Volocopter VC1 (Almanya) ve Opener BlackFly (ABD) aracılığıyla ortaya çıkmıştır. [1]

AHS Internationnal ve American Institute of Aeronautics and Astronautics (AIAA) tarafından 2014 yılında Virginia'da (ABD) düzenlenen çalıştay sırasında resmi olarak tanıtılmıştır. 2014 ve sonrasındaki teknolojik gelişmeler eVTOL hava aracının yapımını ve test edilmesini mümkün kılmıştır. Boeing, Airbus ve Bell gibi şirketler başta olmak üzere birçok şirket farklı tasarım yaklaşımlarıyla eVTOL'leri gerçeğe dönüştürmek için çalışmaktadır. Çeşitli tasarımlara rağmen, hepsi ortak olarak elektrikli tahrik (DEP) sistemine sahiptir. [2]

eVTOL'lerde elektrikli tahrik (DEP) teknolojisi kullanılarak geleneksel helikopterlerin rotor sistemine kıyasla önemli ölçüde güç-ağırlık, verimlilik, güvenilirlik ve operasyonel esneklik iyileştirmeleri mümkündür. Helikopterler VTOL yeteneğine sahiptir, ancak bu araçların yaydığı gürültü, kentsel hava hareketliliğindeki kullanımlarını güçleştirecek niteliktedir.[3]

Motor arızası, yakıt yönetimi hataları ile birleştirildiğinde genel havacılık kazalarının % 18'ini oluşturur. Elektrikli tahrik (DEP), denetleyiciler ve yedek akü sayesinde yıkıcı motor arızası sorunlarını önler. EVTOL'ler ayrıca elektrikli tahrik kullandıklarından dolayı sıfır emisyon avantajına sahiptirler.



Şekil 1.1. Aerocar Hava Aracı (1954)

1.3. eVTOL Hava Aracının Kullanım Alanı

eVTOL hava araçlarına kapsamlı olarak bakmadan önce bu araçların kullanıldıkları ve kullanılabilecekleri alanlardan söz edilmesinde fayda vardır. Aşağıda örnekleri ile görüleceği gibi eVTOL hava araçlarının ulaşım başta olmak üzere sağlık, askeri ve lojistik gibi geniş alanlarda kullanımı söz konusudur.

Hava Taksi:

Birçok eVTOL hava aracı konsepti öncelikli olarak Hava Taksi uygulaması için tasarlanmıştır. Örnek olarak bir Uber Elevate ortağı olan Pipistrel firması, 5 koltuğa sahip bir eVTOL hava taksisi üzerinde çalışmaktadır. [4]

Tıbbi yardım:

2020'de JumpAero firması, bir kaza durumunda acil servislerin hızlı bir şekilde konuşlandırılmasına izin vermek için küçük tek koltuklu bir eVTOL hava aracı üzerinde çalışacağını duyurdu.[5]

2020'de Kanada Hava Hareketliliği konsorsiyumu; hastaların, organların ve ilaçların hastaneden hastaneye doğrudan taşınması için eVTOL hava araçlarının faydalarını incelemeye başladı. [6]

İnsansız hava aracı (İHA):

İnsansız multikopterler, eVTOL hava aracı kategorisinde yer alan ilk hava aracı oldu. İlk olarak Ar-Ge amaçlı kullanılan bu hava araçları artık tam teşekküllü araçlar olarak kabul edilmektedir. [7]

Teslimat kullanımı:

2020 yılında bir eVTOL insansız hava aracı olan Wingcopter COVID-19 test kitlerinin Mull adasına verilmesi için kullanılmıştır. [8]

Alphabet firması ilaçlardan, gıda ve donanıma kadar her şey dahil olmak üzere 1,5 kg'a kadar olan eşyaları saatte 100 kilometreden fazla yol alabilmekte olan bir eVTOL hava aracı ile sağlamaktadır. [9]

Askeri kullanımı:

20 Ağustos 2020'de, Birleşik Devletler Hava Kuvvetleri (USAF) elektrikli dikey kalkış için bir gösteri uçuşu düzenledi. Austin, Teksas' da yapılan bu uçuş insanlı bir eVTOL hava aracının Birleşik Devletler Hava Kuvvetleri Agility Prime programı kapsamındaki ilk uçuşu oldu . [10]



Şekil 1.2. Agility Prime Programında Kullanılan Hava Aracı

1.4. Literatür Taraması

eVTOL hava araçları günümüzde şehir içi taşımacılıkta kullanılabilecek en makul hava araçları olarak öne çıkmaktadır. Son on yıl içerisindeki teknolojik gelişmeler eVTOL hava araçları konseptinin kullanılabilirliğini olağan kılmıştır. Her ne kadar son on yılda eVTOL hava araçları tasarımı ve üretimi hız kazanmış olsa da bu gelişmelere öncülük eden tasarımlar daha eskiye dayanmaktadır.

Giriş kısmında bahsedildiği üzere, eVTOL hava araçlarının bugünkü konumlarına gelmesini sağlayan Henry FORD'un girişimleri ve Moulton Taylor'ın tasarımları ile ortaya çıkan Aerocar hava aracıdır. Henry Ford'un ve Moulton Taylor'ın ortaya çıkardıkları hava aracından öncede yapılan bir çok tasarım olmasına karşın diğer hiçbir tasarım başarı sağlayamamıştır. Aerocar, eVTOL hava araçlarıyla benzerlik göstermese de oluşumlarında katkı sağlamış ve öncülük etmiştir.

Aerocar'ın temellerini attığı hava aracı kavramına zamanla dikey kalkış ve iniş (VTOL) yeteneğinin de eklenmesiyle, farklı hava araçları tasarlanmıştır. 2011 yılında ise AugustaWestland Project Zero (ABD), Volocopter VC1 (Almanya) ve Opener BlackFly (ABD) aracılığıyla ilk kez eVTOL hava aracı kavramı ortaya çıkmış ve 2014 yılında resmi olarak tanıtılmıştır. Bu yıllardan sonra bir çok şirket temiz bir enerji türü olan elektrik enerjisi ile çalışabilen bu hava araçlarını taşımacılıkta kullanmak amacıyla eVTOL hava araçları tasarlamaya ve prototip üretmeye başlamıştır. Günümüzde sonuca ulaşan eVTOL hava aracı çalışmaları aşağıda görüldüğü gibidir.

Project Zero:

AgustaWestland adındaki İtalyan firması tarafından yapılmış olan eVTOL hava aracıdır. Eğimli rotor teknolojisi kullanılarak 90 dereceden fazla eğilebilen iki entegre rotor sayesinde bir helikopter gibi kalkış yaparak, havada süzülme ve ileri uçuşta sabit kanatlı bir hava aracına dönüşmek üzere tasarlanmıştır. [11]

Seyir sırasında, kanatlar kaldırma kuvvetinin çoğunu sağlamaktadır, ayrıca kanatçıklar ve kısa V- kuyruk yanal- yönsel stabilite sağlanmasına yardım etmektedir. Project Zero hava aracı şarj edilebilir pillerle çalışan gelişmiş bir elektrik motorlarıyla çalıştırılmaktadır. Hava aracının, kaplamalarının % 100' ü, rotor kanatları, örtü ve jant telleri dahil olmak üzere % 80'den

fazlası kompozit malzemedir. Yapı neredeyse tamamen alüminyum ve karbon kullanılarak yapılmıştır, çok az miktarda çelik kullanılmıştır. Aracın rotor tutamakları ise titanyumdur.

Project zero prototip olarak ilk uçuşunu haziran 2011 yılında gerçekleştirmiştir. [12]



Şekil 1.3. Project Zero eVTOL Hava Aracı

Volocopter 2X:

Bir alman firması olan Volocopter tarafından üretilen volocopter 2X multicopter tarzında tasarlanmış bir e VTOL hava aracıdır. 2011 yılında yapımı başlanan hava aracı ilk uçuşunu 17 Kasım 2013 tarihinde gerçekleştirdi. Volocopter 2X tamamen elektrikli ve en küçük helikopterden yedi kat daha sessizdir. Aksından çıkan altı adet Y şeklinde destek vardır. Her Y şeklindeki desteğin kesişme noktasında dikey bir eğimsiz pervane bulunmaktadır ve bir çevre halkası ile güçlendirilmiştir. Araç 290 kg ağırlığında olup 160 kg yük taşıyabilmekte ve 100 km / saat seyir hızıyla hareket edebilmektedir. Ayrıca hava aracında acil durumlar için balistik paraşüt bulunmaktadır.

Volocopter firması Volocopter 2X hava aracını öncelikli olarak hava taksi hizmeti için geliştirmiştir. Firma voloports adında duraklar inşa edeceğini ve yolcuların bir uygulama aracılığı ile uçuş talep edebileceklerini duyurmuştur. Volocopter 2X hava aracı 2017 yılında

hava taksi konsepti ile Dubai şehrinde kullanılmaya başlanmış ve günümüzde hala kullanılmaktadır. [13]



Şekil 1.4. Volocopter 2X eVTOL Hava Aracı

Ehang 184 :

Ehang 184 dört rotorlu bir helikopter türü olan quadrotor tasarımı ile üretilmiş bir otonom eVTOL hava aracıdır. İlk uçuşunu 2016 yılında gerçekleştiren araç 100 kg yük taşıyarak 130 km / saat seyir hızına ulaşabilmektedir. 8 adet pervaneye sahip olan araç dikey kalkış ve iniş için görsel konumlandırma kullanmaktadır. Görsel konumlandırma özelliği sayesinde kentsel hava hareketliliğinde havaalanlarının ve pistlerin kullanım gerekliliğini ortadan kaldırmaktadır.[14]



Şekil 1.5. Ehang 184 eVTOL Hava Aracı

Lilium Jet :

Lilium jet Münih Teknik niversitesi'nden dört havacılık mühendisi ve ürün tasarımcısı olan Daniel Wiegand, Sebastian Born, Patrick Nathen ve Matthias Meiner tarafından 2015 yılında kurulan Almanya merkezli Lilium GmbH Őirketi tarafından geliŐtirilmiŐtir.

Lilium jet Şehir içi hava hareketliliği için tasarlanmıştır. Hava aracı 5 kişilik bir kapasiteye sahip olup 300 km /saat seyir hızına ulaŐarak 60 dakika uabilmektedir. Gövde boyunca konumlandırılmıŐ 36 elektrikli motora sahiptir.

Bu 36 motor daha çok uzay roketleri ve savaş jetleri ile iliŐkili olan itme vektörü adı verilen bir yöntem kullanmaktadır. 36 motora sahip olması Lilium jet'i daha verimli daha güvenli kılmakta ve manevra kabiliyetini arttırmaktadır. Verimlilik artışı elektrik motorlarının kanatlara entegre edilmesinden kaynaklanmaktadır. Bu entegre motor gücünü kanat boyunca dağıtmaya ve daha fazla verimlilik elde etmeye olanak tanır.

Daha küçük motorlar kullanmak bir hava aracının manevra kabiliyeti arttırır. Küçük bir motorda gücü artırmak veya gücü azaltmak için geçen süre, tipik bir uçak motorundakinden çok daha azdır. Lilium jet'te kullanılan bu küçük motorlar daha kısa sürede daha çok manevra kabiliyetine olanak sağlamaktadır.

Lilium jet'in gövde ve kanatlar gibi birincil yapılarının tamamı karbon fiberden yapılmış bunun yanında yapıda termoplastik ve bir reçine türü olan epoksi kullanılmıştır. Karbon fiber yüksek mukavemet ve yüksek yorulma direncinin yanında fabrikasyon esnekliği sunar. Epoksi reçinesinin ise olağanüstü yapıŐma yeteneği, yüksek dayanıklılık, aŐındırıcılara karşı yüksek direnç ve düşük büzülme gibi özellikleri mevcuttur. [15]



Şekil 1.6. Lilium Jet eVTOL Hava Aracı

Audi Pop.Up Next :

Audi Italdesign ve Airbus şirketleri tarafından trafik sorununu çözmek için geliştirilen hava ve kara aracı Pop. Up Next, elektrikli motor ile karada ve havada otonom olarak gidebilmektedir. Aracın iki kişilik yolcu kabine bir uçuş modülüne eklenerek havadan ulaşım sağlanmaktadır.

2018 yılında Cenevre Otomobil Fuarı'nda tanıtılan eVTOL hava aracı tamamen elektrikli ve otonom bir araç olup sıfır emisyona sahiptir. 8 adet rotor bulunduran araç 150 km/ saat seyir hızına sahiptir. [16]



Şekil 1.7. Audi Pop.Up Next eVTOL Hava Aracı

CEZERİ:

1984 yılında kurulan Baykar, büyük insansız hava araçları, kontrol sistemleri, simülasyonlar ve aviyonik sistemleri üreten bir savunma, havacılık ve teknoloji şirkettir. Baykar, Türkiye'nin ilk yerli insansız hava araçlarını (İHA) yapmıştır.

Şirket, trendin elektrikli arabalara, uçaklara ve otonom araçlara kaydığını görmüş ve bu gelişen teknolojinin bir parçası olmak istemiştir. Böylece diğer ülkelerden ithal etmek yerine yerli eVTOL hava araçlarını satabilmelerini öncelikli hedef haline getirmiştir. Cezeri eVTOL hava aracı projesi 10 Ocak 2019'da başlatılmıştır.

Baykar, hava araçları için bina, köprü, vinç, ağaç, telefon ve elektrik hatları ve diğer uçaklar gibi kentsel engellerden güvenli bir şekilde ulaşımı sağlamak için Lidar'ı kullanmaktadır. Lidar, ışık algılama ve aralıklandırma anlamına gelmektedir. Bazen Lidar'a hafif görüntüleme,

algılama ve aralıklandırma da denilmektedir. Lidar, havada güvenli bir şekilde gezinmek için dönen lazer ışınlarını kullanmaktadır.

Baykar, 17-22 Eylül 2019'da İstanbul'da düzenlenen 2. Teknofest'te eVTOL Cezeri kişisel hava aracını tam ölçekli bir prototip olarak sergiledi. 14 Eylül 2020'de Baykar, Cezeri prototipinin ilk iki bağımsız otonom test uçuşunu tamamladı. Bu uçuşlar sırasında araç yerden 33 ft (10m) yüksekliğe ulaştı. Üretim modelinin otonom ve yarı otonom uçuş modlarına sahip olması planlanmakta ve şehir içi hava hareketliliği için özel olarak inşa edilmektedir.

Cezeri eVTOL hava aracı manuel ve otonom olmak üzere iki şekilde tasarlanmıştır. Aracın menzili 70-80 km olup 100 km / saat seyir hızına sahiptir. Her bir motor kolunda 2 adet ters dönüşlü parvane olmak üzere toplam 8 adet elektrik tahrikli pervane ve lityum-iyon batarya bulunmaktadır. Hafif ve dayanıklı kabin ve motor kolları konstrüksiyonları için karbon fiber kullanılmıştır.[17]



Şekil 1.8. Cezeri eVTOL Hava Aracı

PAL-V:

PAL-V hava aracı, şehir içi veya şehirler arası hava hareketliliği için tasarlanmıştır. PAL-V'nin ana odak noktası kişisel hava hareketliliğidir. Araç prototipinin ilk uçuşu 2012'de yapılmıştır. Şu anda, PAL-V International, 2020'de üretimi planlanan PAL-V Liberty modelini geliştirmektedir. Pal-V Liberty Sport modeli ise ilk olarak 18 Mart 2018'de düzenlenen Cenevre Uluslararası Otomobil Fuarı'nda tanıtılmıştır.

PAL-V aracı bir kara aracı olmasının yanında aynı zamanda bir otojirodur. Bu nedenle PAL-V kullanacak olan kişinin hem pilot ehliyeti hem de sürücü ehliyeti olması gerekir. Biri uçuş modu diğeri araba modu için olmak üzere iki ayrı motor bulunmaktadır. Sürüş modundan uçuş moduna geçmek veya uçuş modundan sürüş moduna geçmek 5-10 dakika sürer. PAL-V hava aracı iki yolcu taşıma kapasitesine sahip olup 160 km / saat seyir hızına sahiptir. [18]



Şekil 1.9. PAL-V eVTOL Hava Aracı

Blackfly:

Google'ın kurucu ortağı Larry Page tarafından desteklenen Opener şirketinin tasarlamış olduğu eVTOL hava aracıdır. İlk uçuşunu ekim 2017 'de gerçekleştiren Blackfly kişisel hava aracı (PAV) konseptinde tasarlanmıştır. Araç tamamen elektrikli pille çalışan itiş gücüne sahip olup karbon fiber takviyeli epoksiden yapılmıştır. Blackfly tek yolcu kapasitesine sahiptir ve 100 km / saat seyir hızı ile hareket etmektedir. [19]



Şekil 1.10. Blackfly eVTOL Hava Aracı

1.5. Kısıtlar ve Koşullar

Yapılan tasarım çalışmasına göre gerekli olan kısıt ve koşullar şu şekildedir:

- Uçuş sırasında oluşabilecek teknik hataların önüne geçmek için uçuş öncesi bakım ve gerekli kontrolleri yapılmalıdır.
- Hava aracının kullanılacağı şehirlere göre irtifa sınırlarının belirlenmesi gereklidir.
- Hava trafiğini tehlikeye atmamak için yetkili mercilerden gerekli izinler alınmalıdır.
- Farklı alanlarda taşımacılığı yapılacak olan malzemeler için gerekli güvenlik önlemleri alınmalıdır.
- Hava aracının yolcu taşımacılığı için kullanımı esnasında yaşanabilecek herhangi bir arıza durumunda araçta paraşüt bulunmalıdır.
- Aracın tasarımında kullanılan donanımlardan herhangi birisinin arıza yapması durumunda yedek parça temini yapılmalıdır.
- İniş takımlarının, iniş esnasında yaşanabilecek ani deformasyonlara karşı dayanıklı bir malzemedan yapılması gereklidir.

1.6. Karşılayabileceği Gereksinimler

Şehir içi taşımacılıkta kullanılacak eVTOL hava aracının sağladığı avantajlar ve karşılayabileceği gereksinimler maddeler halinde şu şekildedir :

- Hava aracı elektrikli tahrik sistemi kullandığından dolayı yakıt kullanmaz ve yakıt kaynaklı CO emisyonunu azaltacak etkide bulunarak hava kirliliği engeller.
- Dikey iniş ve kalkış yeteneği sayesinde, ulaşımda kullanılan diğer hava araçları için gerekli olan pist vb. alanlara ihtiyaç duymadığından şehirlerdeki sınırlı arazi alanlarının daha verimli kullanımını sağlar.
- Şehir içi ulaşımda oluşan trafik sıkışıklığını azaltabilir.
- Daha hızlı ve etkin bir kargo taşımacılığı hizmeti sağlayabilir.
- Sağlık sektöründeki acil ihtiyaçları (kan, organ taşımacılığı vb.) hızlı şekilde karşılayabilir.
- Araç otonomlaştırılarak yüksek riskli savaş bölgelerine ikmal amaçlı kullanılabilir.
- Kara taşımacılığına oranla daha güvenlidir ve trafik kazaları azaltılabilir.
- Yolculukta geçirilen zamanı en aza indirgeyebilir.
- Savunma sanayisinde lojistik ve taktiksel avantaj sağlayabilir.

Özetle bu tasarımdaki şehir içi taşımacılıkta kullanılacak eVTOL hava aracının sunmuş olduğu genel kullanım avantajları olarak; trafik sıkışıklığını giderip zaman kazandırmasının yanında, sağlık ve askeri alanlarda sağlayacağı lojistik destek öne çıkmaktadır.

1.7 Haftalık Çalışma Planı

Tablo 2.1. Haftalık çalışma tablosu

TARİH	HAFTALAR	YAPILAN İŞ PLANI
30.09.2020	1. HAFTA	Tasarım konusunun belirlenmesi
7.10.2020	2. HAFTA	Tasarım konusunun araştırılması
14.10.2020	3. HAFTA	Literatür araştırması
21.10.2020	4. HAFTA	Literatür araştırması
28.10.2020	5. HAFTA	Literatür araştırması ve model seçimi
4.11.2020	6. HAFTA	Model ve malzeme seçimi
11.11.2020	7. HAFTA	Malzeme seçimi
18.11.2020	8. HAFTA	Tasarımın prototip çizimi
25.11.2020	9. HAFTA	Tasarımın prototip çizimi
2.12.2020	10. HAFTA	Tasarımın Mühendislik Hesapları
9.12.2020	11. HAFTA	Tasarımın Mühendislik Hesapları
16.12.2020	12. HAFTA	Tasarımın ansys analizi
23.12.2020	13. HAFTA	Maliyet analizi
30.12.2020	14. HAFTA	Rapor yazımı
06.01.2021	15. HAFTA	Rapor yazımı
13.01.2021	16. HAFTA	Rapor yazımı

2. YAPILAN ÇALIŞMALAR

2.1. Pervane Aerodinamiği

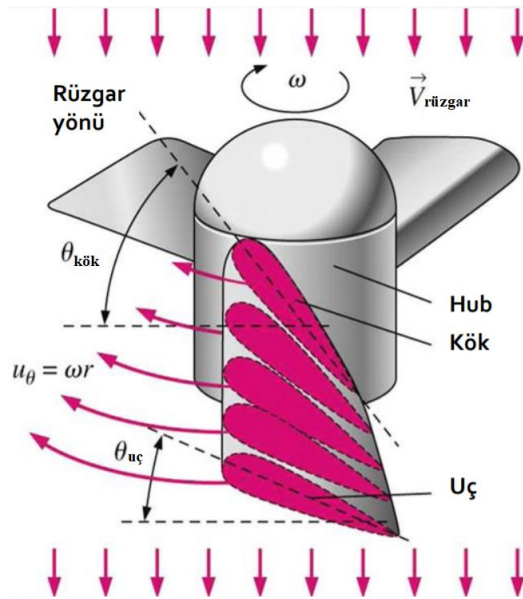
Pervane iki veya daha fazla palın merkez göbeğe bağlanmasıyla oluşan bir kanat profilidir. Pervaneler döner kanat şeklinde kuvvet üreten elemanlardır. Pervanelerin görevi, motorun çıkış gücünü alarak araca itme kuvveti sağlayıp hava aracının havada tutunabilmesini ve ilerlemesini sağlamaktır.

Pervane aslında düz veya burkulmuş bir kanat kesitidir. Burkulmuş olmasının ve uca doğru incelenerek gitmesinin sebebi pervane boyunca düzgün dağılmış bir itme gücü oluşturmaktır.

Başlangıçta herhangi bir standardı olmayan pervanelerin kullanımında zamanla bazı sorunlar ortaya çıkmıştır. Pervanelere standart getirme işlemi ilk kez NASA tarafından başlanmıştır. Bunlara 4, 6, 10, 12, 16 rakamlı olmak üzere belirli bir standart getirilmiştir Bugün NACA profilleri dışında kullanılan profillerin esin kaynağı yine NACA profilleridir.

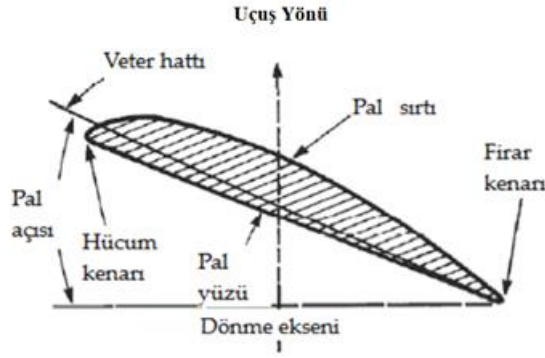
Palın tamamının eşit miktarda hava akımı çekmesini sağlamak için pal; uçtan pal boynuna doğru gittikçe büyüyen bir açı verilerek suretiyle dizayn edilir.

Pervane palının pal kökünden ucuna kadar sonsuz sayıda çok ince genişliklere sahip profiller (kanat kesim biçimlerine) şeklinde oluşturulur. Yan yana getirilerek birleştirilmiş çok sayıda profil bir düzlem içinde bir merkez etrafında döndürüldüğünde itme kuvveti üretebilecek bir pal meydana getirir. [20]



Şekil 2.1. Pervanenin Pal Dizaynı

Kanat yapısına benzer olarak tasarlanmış olan pervane palleri kök, uç, hücum ve firar kenarına sahip kamburlu bir yapıdadır. Ayrıca hücum ve firar kenarının merkezlerinden geçen bir veter hattına sahiptir. Pal kesitinde, hücum kenarı ortasından firar kenarı ortasına uzanan hayali düz hatta veter hattı denir. Veter hattı, ileri çekici kuvvetin hesaplanmasında veya pervanelerin balans ayarının yapılmasında önemli bir unsurdur.

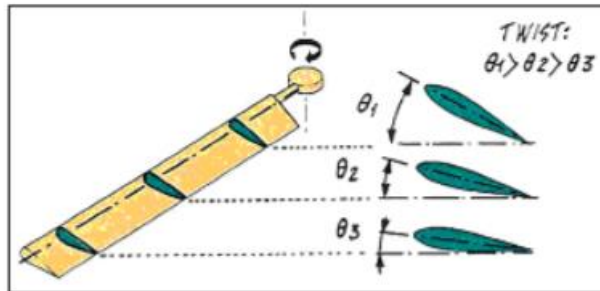


Şekil 2.2. Pal Veter Hattı

Hücum Açısı :

Hücum açısı, pal veter hattı ile bağıl rüzgarın yönü arasındaki açıdır. Bir pervane kanadındaki kanat hücum açısının açı formunu, kanat giriş hattı ve bağıl rüzgâr belirler. Hücum açısı, pal açısına bağlıdır, fakat hücum açısı sabit değildir. Pal boyunca uzanan hücum açısı tüm pal boyunca aynıdır. Çünkü tüm pal boyunca itkinin eşit olması gerekmektedir.

Rotor başı yakınlığında hücum açısı artarken, uca doğru hücum açısı azalır. Bu nedenle pal ucunda bağıl hız yükselir.



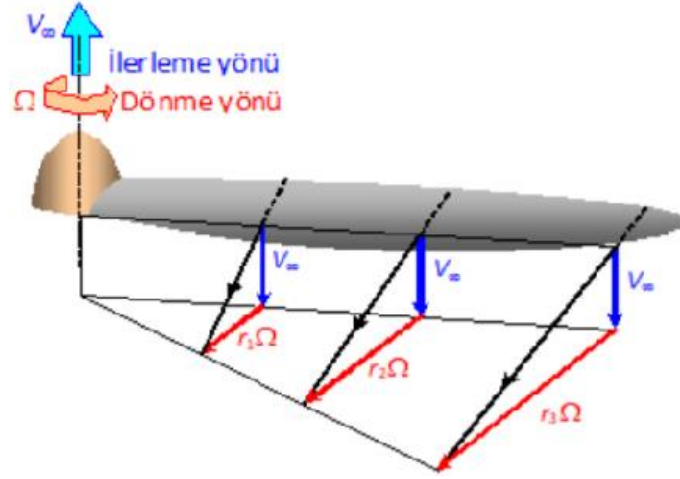
Şekil 2.3. Hücum Açısının Rotor Başı Yakınlığından Uca Doğru Değişimi

θ açısı pal dibinden ucuna doğru düzenli şekilde azalır. Bu azalma sonucu kaldırma ve sürüklenme değerlerinde de azalma olur.

Pervanenin Dönme Hızı :

Bir uçağın kanatları, uçak hareket etmeye başladığında bir kaldırma kuvveti yaratır. Pervanenin dönme hızı pal boyunca yarıçap ile artış gösterir. Dönme hızı bağıl rüzgâr hızının pal yarıçapına oranıdır.

Pervanelerde dönüş hızı motor devir parametrelerine göre değişir. Fakat gelişen pervane teknoloji ile beraber değişken motor devirlerinde, pervane dönme hızını sabitleyen sistemler vardır. Pervanenin dönüş hızı arttıkça elde edilen itkinin miktarı da artar.



Şekil 2.4. Pervane Kanadının Dönüşü

2.1.1 Pervane Performansı

Pervane performansına direkt olarak etki eden 6 adet faktör bulunmaktadır.

- Pervane geometrisi
- Pervane pal açısı
- Pervane pal yükü
- Pervane kök geometrisi
- Sıkışabilirlik etkisi
- Blokaj etkisi

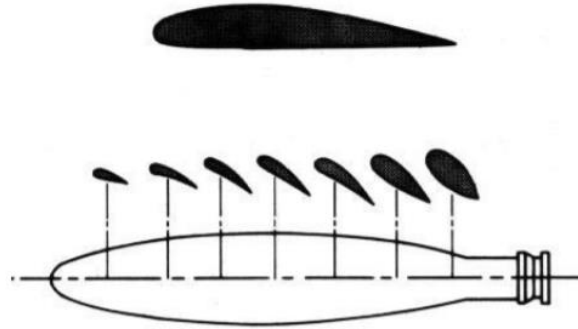
Pervane Geometrisi:

Etkinlik değeri ve pal sayısı parametreleri pervane tarafından çekilen güç ile yakından alakalıdır. Pervanenin güç çekme yeteneği olarak da bilinir. Tipik olarak bu değer 70-200 arasında değişmektedir. Aşağıdaki formül kullanılarak hesaplanabilir. Veter uzunluğu pervane çapı boyunca değiştiğinden aşağıdaki integralin alınabilmesi için aralarındaki ilişkinin bilinmesi gerekmektedir.

Bu konuda yapılmış olan deneysel çalışmalarda uca doğru daralan palın sabit veter uzunluğuna sahip pala göre daha yüksek verim sağladığı görülmüştür.

Dik ve sivriltilmiş pal için etkinlik değeri

$$AF_{pal} = \frac{10^5}{D^5} \int_{0.15R}^R cr^3 dr = \frac{10^5 c_{kök}}{16D} (0.25 - 0.2(1 - \lambda)) \quad (2.1)$$



Şekil 2.5. Pervane Palı Üzerindeki Kesitler

Pervane Pal Açısı:

Pervane pal açısı performansa direk etki eden parametreler arasındadır. Uçuş sırasında artıp azalarak sürekli verimli bölgede kalınmasına yardımcı olmaktadır. Pervane pal açısı kökten uca doğru azalır. Bunun nedeni herhangi bir yarıçaptaki pal kesitine gelen akım, dönmeden kaynaklı çizgisel hız ile pervaneye doğru gelen rüzgâr hızının vektörel toplamıdır. Yarıçap boyunca dönmeden kaynaklı çizgisel hız arttıkça, yerel hücum açısını sabit tutmak için pal açısının azalması, yani palın burulması gerekir.

Pervane Pal Yüğü:

Pervane pal yüğü aşağıda verilen basit formül ile bulunabilmektedir. Formülde yer alan güç (P) kalkış gücü olan maksimum güçtür. B, ise pal sayısıdır.

$$P_{bl} = \frac{4P}{\pi B D^2} \quad (2.2)$$

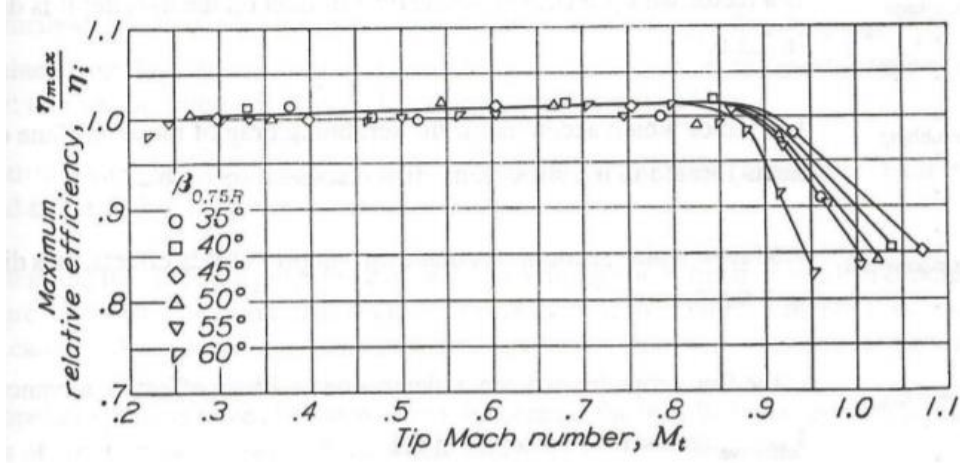
Pervane Kök Geometrisi:

Pervane palının şekli pervanenin kök kısmında göbeğe (huba) bağlanmasından dolayı oldukça farklı bir form almaktadır. Palın yuvarlaklaşmaya başladığı kısımdan göbeğe kadar olan mesafe kök mesafesidir. Aşağıdaki resimde pervane palının kök kısmı ölçekli bir şekilde gösterilmiştir. Deneysel çalışmalara dayanarak pervanenin bu kısmının performans üzerinde şu gibi etkileri vardır:

- Kök kısmında geçiş ne kadar yumuşak olursa verimlilik artacaktır.
- Kök kısmındaki tasarım pal açısı 90°'yi geçmemelidir.
- Kök profiller, mümkün olabildiğince yüksek kaldırma katsayısına sahip olmalıdır. İnce kök profilleri istenmeyen bir durumdur.

Sıkıştırılabilirlik Etkisi:

Verim ve sıkıştırılabilirlik etkisi doğrudan birbiriyle ilişkilidir. Sıkıştırılabilirliğin verim üzerindeki etkisiyle ilgili olan grafik aşağıda görülmektedir.



Şekil 2.6. Sıkıştırılabilirlik Etkisi

Grafik incelendiğinde Mach sayısı (M) 1.0 değerini az bir miktar geçtiğinde çok büyük verim kaybı olmamaktadır çünkü itkinin büyük çoğunluğu iç taraftaki kesitlerden elde edilmektedir. Ancak bu noktada kabul edilemeyecek düzeyde gürültü oluşmaktadır. Bu gürültüyü bertaraf edebilmek için pervane uç hızı deniz seviyesinde standart atmosfer koşullarında 245 m/s ($M=0.72$) altında tutulmalıdır.

Aşağıdaki formülle pervane üzerindeki maksimum hız Mach cinsinden hesaplanabilmektedir.

$$M_{uç} = \sqrt{\left(\frac{\pi D n}{a}\right)^2 + M^2} \quad (2.3)$$

Mach sayısı daha çok yüksek hızlı uçuşlarla ilgili olduğundan bu tasarım kapsamında ihmal edilebilir.

Blokaj Etkisi:

Uçak gövde kesiti, motor yerleşiminin sağlandığı kapamalar ve hava girişinin olduğu bölgenin yeri pervanenin yerleşim verimini etkilemektedir. Bu noktada iki önemli nedenin yerleşik verime negatif etkisi bulunmaktadır;

- Pervanenin göbeğe yakın tarafındaki alanda yerel hızlarda düşüşler meydana gelir.
- Zayıf akıştan dolayı göbeğe yakın alanda hücum açılarında değişkenlikler meydana gelir.

2.1.2. Pervanenin Statik İtki Hesabı

Teorik olarak statik itki hesabı için şu parametrelerin belirlenmesi gerekir;

- İrtifa
- Motor şaft gücü
- Pervane devri (Motor devri pervane devrinden farklı olabilir)
- Pal etkinlik değeri sayısı
- Pal sayısı

Pervane itki ve güç katsayıları aşağıda tanımlanmıştır ;

$$\text{İtki katsayısı: } C_T = \frac{T}{\rho n^2 D^4} \quad (2.4)$$

$$\text{Güç katsayısı: } C_P = \frac{P}{\rho n^3 D^5} \quad (2.5)$$

$$\text{Statik itki: } T_{\text{statik}} = 33000 \left(\frac{C_T}{C_P} \right) \left(\frac{\text{SHP}}{ND} \right) \quad (2.6)$$

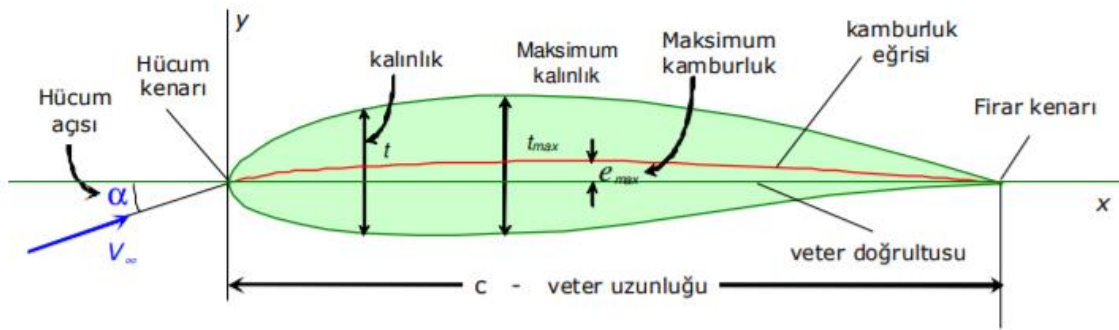
(2.4), (2.5), (2.6) denklemlerinde belirtilen T itkiyi, n dev/dk cinsinden devir sayısını, D metre cinsinde pervane çapını, P watt cinsinden gücü, SHP beygir gücü cinsinden şaft gücünü belirtmektedir. [21]

2.2. Kanat Profili

Önceki bölümde belirtildiği üzere pervane pallarının kanat profillerinden oluştuğu bilinmektedir. Yapılan tasarım çalışması kapsamında bu bölümde kanat profillerine değinilecektir.

2.2.1. Kanat Profili Özellikleri

Kanat profili, pervane gibi bir akışkan içinde hareket eden nesnelere 2 boyutlu kesitidir. Akışkan içinde hareket eden taşıtlara en uygun taşıma/sürüklenme oranını vermek için dizayn edilmiş, kıvrımlı veya düz, genellikle damla şeklindeki kesitlerdir.



Şekil 2.7. Kanat Profili Geometrisi

Kalınlık Oranı:

Kalınlık oranı maksimum kalınlığın veter boyuna oranıdır.

$$\text{Kalınlık oranı} : \delta : \frac{t_{max}}{c} \quad (2.7)$$

$\delta < \%10$ ince profil (yüksek hızlarda)

$\delta \sim \%10-14$ orta kalınlıkta profil

$\delta > \%14$ kalın profil (düşük hızlarda)

Kalınlık oranı arttıkça taşıma kaynaklı sürüklenme değeri yükseldiğinden dolayı kalınlık oranı seçilebilecek en uygun değerlerden biri olan %18 seçilmiştir.

Maksimum Kalınlık Noktası Konumu:

Maksimum kalınlık noktasının hücum kenarına uzaklığının veter boyuna oranıdır. Kanat profilleri simetrik veya kamburluklu olabilir.

$$\bar{x}_\delta = (x_\delta - x_{LE}) / c \quad (2.8)$$

Kamburluk Oranı:

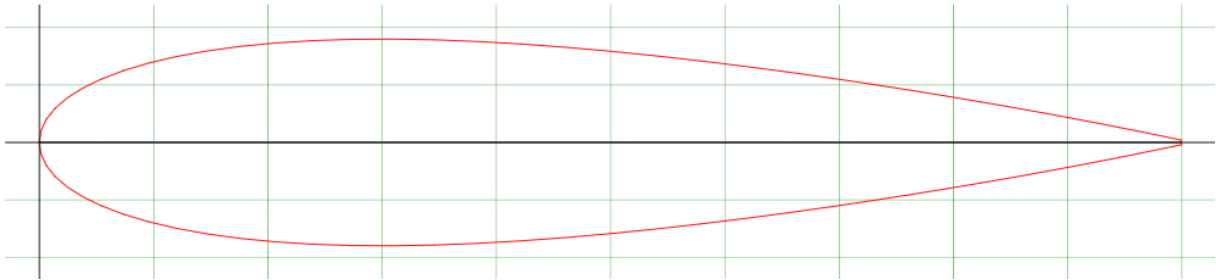
Maksimum kamburluğun veter boyuna oranıdır.

$$\gamma = e_{max} / c \quad (2.9)$$

$\gamma < \% 4-5$ genel olarak uçaklarda kullanılır.

$\gamma > \% 4-5$ ise kompresör ve türbin pallerinde kullanılır. [22]

Yapılan tasarımda kanat profili simetrik seçildiğinden, kamburluk oran eğrisi düz olup e_{max} değeri sıfır olacaktır. Bu nedenle kamburluk oranı da sıfırdır.



Şekil 2.8. Seçilen Kanat Profili NACA 0018

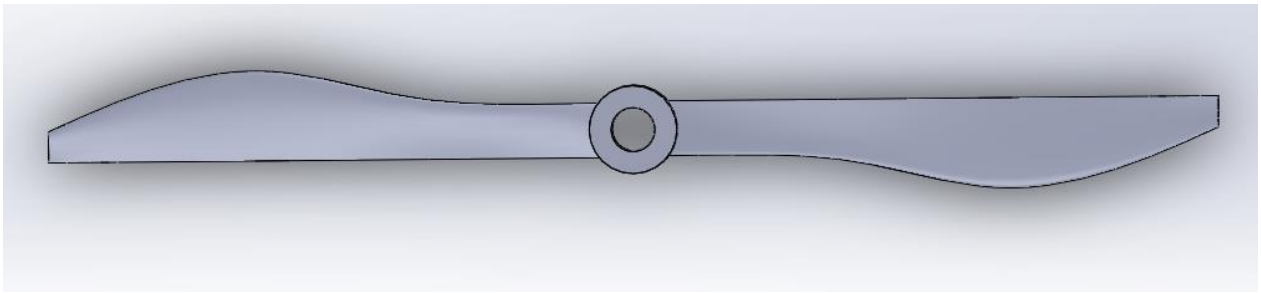
Yaptığımız araştırmalar ve daha önce tasarlanmış olan eVTOL hava araçlarını incelediğimizde yapılan tasarımlar ile karşılaştırarak belirlediğimiz kanat profilinin kök veter uzunluğu, uç veter uzunluğu ve kanat açıklık değerlerinin şu şekilde uygun olacağına karar verdik:

$$C_r (\text{Kök Veter Uzunluğu}) = 124,48 \text{ mm}$$

$$C_t (\text{Uç Veter Uzunluğu}) = 44,8 \text{ mm}$$

$$\text{Kanat Açıklığı} = 1600 \text{ mm}$$

Seçtiğimiz kanat profili NACA 0018 ve yukarda belirtilen uzunluklar dahilinde SolidWorks programında tasarlanan pervane şekil 2.9'da gösterilmektedir.



Şekil 2.9. Tasarlanan Pervane

Sivrilme Oranı:

Sivrilme oranı kanadın uç veter uzunluğunun kök veter uzunluğuna olan oranıdır.

$$\text{Sivrilme oranı } (\lambda) = C_t/C_r$$

Yaptığımız araştırmalar sonucunda sivrilme oranının 0,4-0,6 arasında bir değer alması gerektiği görülmüştür. Kanat profilinin eliptik dağılımlı olması bu açıdan önemlidir. Bundan dolayı olabildiğince 0,4 değerine yakın bir değer seçmeye özen gösterdik. Bu nedenle belirlediğimiz uç veter uzunluğu ve kök veter uzunluğundan sivrilme oranı 0,36 olarak bulunmuştur.

Seçmiş olduğumuz kök veter ve uç veter uzunluğu değerlerine bağlı olarak ortalama veter uzunluğu hesabı şu şekilde yapılmıştır :

$$\bar{C} = \frac{2}{3} * C_r * \frac{(1+\lambda+\lambda^2)}{(1+\lambda)} \quad (2.10)$$

$$\bar{C} = \frac{2}{3} * 0,124 * \frac{(1+0,36+0,36^2)}{(1+0,36)}; \quad \bar{C} = 0,0905 m$$

Reynolds Sayısı Hesabı:

Reynolds sayısı, bir yüzeydeki akışın doğada laminer mi yoksa türbülanslı mı olduğunu gösteren boyutsuz bir sayıdır.

Laminer akış bir akım özelliğidir. Düzgün akım olarak tanımlanır. Reynolds sayısı ile belirlenir. Düşük Reynolds sayıları için sınır tabaka laminerdir.

Türbülanslı akış akışkanın doğrusal olmayan bir şekilde akması olayıdır. Yüksek Reynolds sayıları için sınır türbülanslıdır.

Kanat üzerindeki sıkıştırılmaz akışta kritik Reynolds sayısı 5×10^5 'dir.

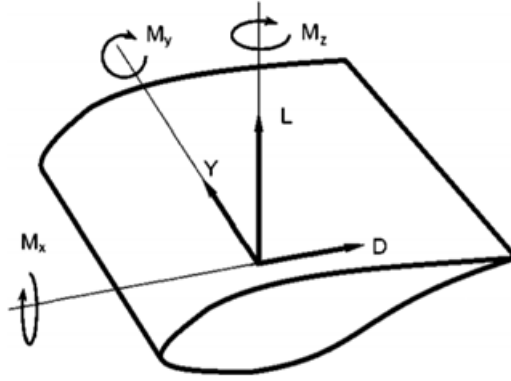
$$Re = \frac{\rho_{\infty} V_{\infty} \bar{C}}{\mu_{\infty}} \quad (2.11)$$

$$Re = \frac{1,225 * 20 * 0,0905}{1,789 * 10^{-5}} = 123937,9542$$

Bu kısımdan sonra yapılan analizler Reynolds sayısına göre yapılmıştır.

2.2.2. Kanat Profiline Etkiyen Kuvvetler ve Momentler

Kanat profilleri etrafında üç yönde kuvvet ve moment bileşenleri oluşur. Bu bileşenler taşıma (L), sürüklenme (D) ve yanlamasına kuvvetler (Y) ile yalpalama (M_x), yunuslama (M_y) ve sapma (M_z) momentleridir. Şekil 2.10’da bu bileşenler bir kanat profili üstünde ayrıntılı olarak gösterilmiştir. Kanat profilleri performans incelemelerinde bu bileşenlerden taşıma ve sürüklenme kuvveti ile yunuslama momenti incelenmektedir.



Şekil 2.10. Kanat Etrafında Oluşan Kuvvet ve Moment Bileşenleri

Taşıma, sürüklenme ve yunuslama katsayıları olan boyutsuz katsayılar aşağıdaki gibidir:

$$\text{Taşıma Katsayısı: } C_L = \frac{2L}{\rho V^2 A} \quad (2.12)$$

$$\text{Sürüklenme Katsayısı: } C_D = \frac{2D}{\rho V^2 A} \quad (2.13)$$

$$\text{Yunuslama Katsayısı: } C_{M_y} = \frac{2M_y}{\rho V^2 A} \quad (2.14)$$

L: Taşıma kuvveti, D: Sürüklenme kuvveti, M_y : Yunuslama momenti, ρ : Yoğunluk, V: Hava hızı, A: Alan anlamına gelmektedir. [23]

Profil sürüklenme ve taşıma katsayısı için analitik bir ifade yoktur. Deney verisi ya da başlangıç tasarımı sırasında bir yazılım programı kullanılır.

2.2.2.1. Sürüklenme Kuvveti

Kanat uçak için gereksinim duyulan taşıma kuvvetini oluştururken diğer taraftan da uçağın ilerlemesini zorlaştıran bir aerodinamik direnç kuvveti oluşturur. Bu kuvvete sürüklenme kuvveti denir. Sürüklenme kuvveti uçuş doğrultusunda, uçuş yönüne zıt yönde pozitif işaretli olmak üzere tanımlanır.

Sürüklenme kuvvetini esas itibarıyla kanat üzerinde oluşan basınç ve sürtünme kuvvetlerinin uçuş doğrultusundaki bileşenleri yaratmaktadır. Gerek basınç dağılımı gerekse sürtünme dağılımı değişik etkenlerden etkilenmektedir. Bunlar arasında kesit profili geometrisi ve atak açısını, açıklık oranını, yüksek hızlarda ortaya çıkan şok dalgalarının etkisini saymak mümkündür. Sürüklenme kuvveti de taşıma kuvveti gibi hava yoğunluğuna, hızın karesine ve kanat alanına bağlı olup;

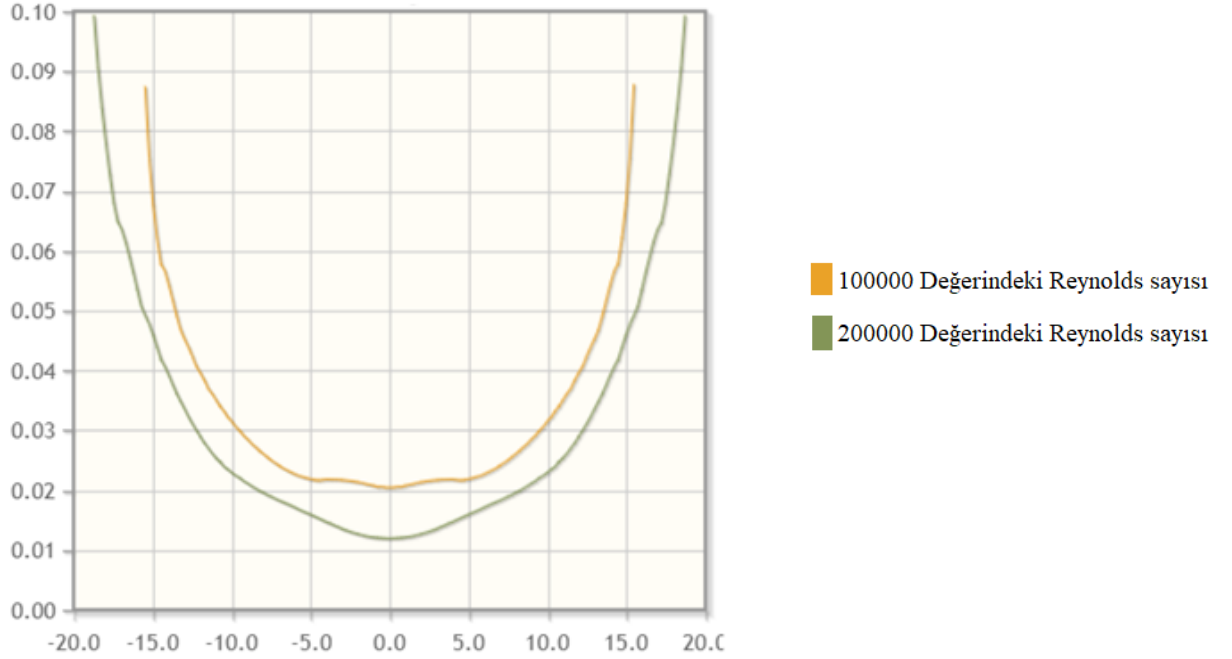
$$C_D = \frac{D}{q_\infty A} \quad (2.15)$$

q_∞ : Dinamik basınç

şeklinde bir sürüklenme katsayısı tanımlamak mümkündür. Sürüklenme katsayısı başlıca kanat geometrisine ve hücum açısına bağlıdır.

Seçtiğimiz kanat profili için profil sürüklenme katsayısının hücum açısı ile değişimi XFOIL programından faydalanarak incelenmiştir.

Önceki kısımda hesaplanan Reynold sayısının değeri göz önünde bulundurularak şekil 2.11’ de 100000 ile 200000 değer aralığındaki Reynolds sayıları için sürüklenme katsayısının hücum açısıyla değişimi gösterilmektedir.



Şekil 2.11. NACA 0018 Kanat Profili İçin $C_D - \alpha$ Değişimi

2.2.2.2. Taşıma Kuvveti

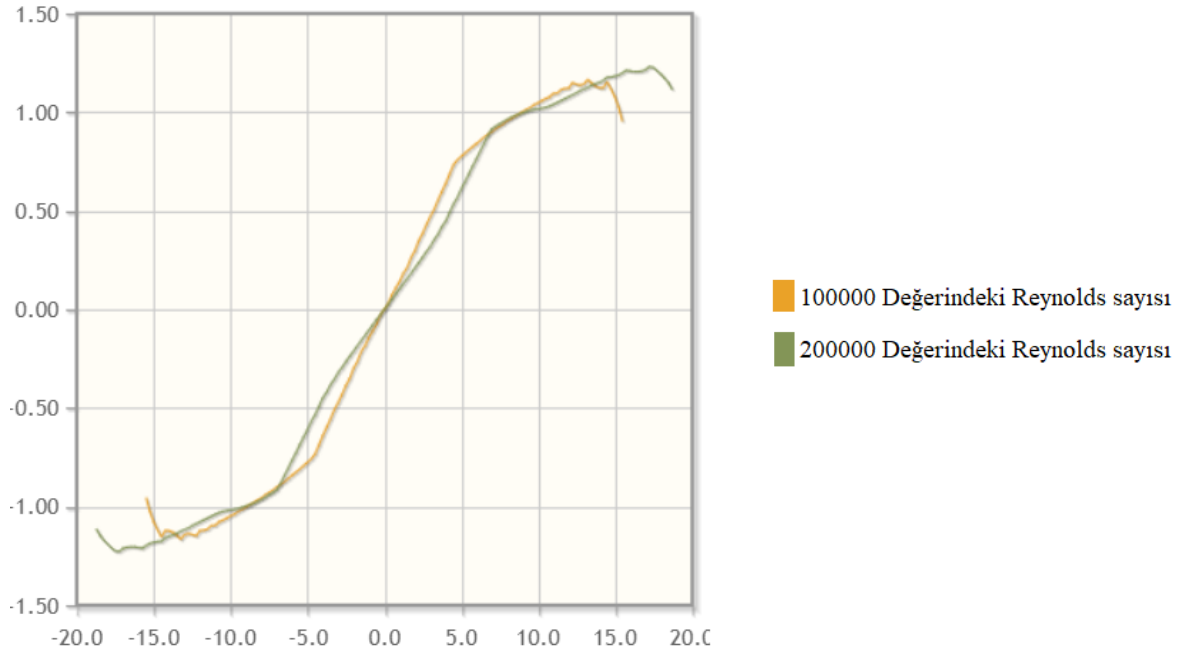
Bir uçağın taşıma kuvveti hava yoğunluğu ve kanat alanı yanında özellikle uçuş hızı ve taşıma katsayısının fonksiyonudur. Taşıma katsayısının hücum açısıyla değişimlerinin, küçük ve orta hücum açılarında çok düzenli olduğu (taşıma katsayısı lineere yakın değişim göstermektedir), daha büyük hücum açılarında ise üst yüzeydeki akım hücum kenarına yakın bir noktadan itibaren yüzeyden ayrılır. Bu durumda hücum açısı arttırıldıkça taşıma artmadığı gibi aksine azalmaya başlar. Bu olaya tutunma kaybı denilmektedir. Yüksek hücum açılarında ise bu düzenin bozulduğu, taşıma artışlarının yavaşladığı, hatta bir noktadan sonra hücum açısı ile taşımanın azaldığı görülür.

$$C_L = \frac{L}{q_\infty A} \quad (2.16)$$

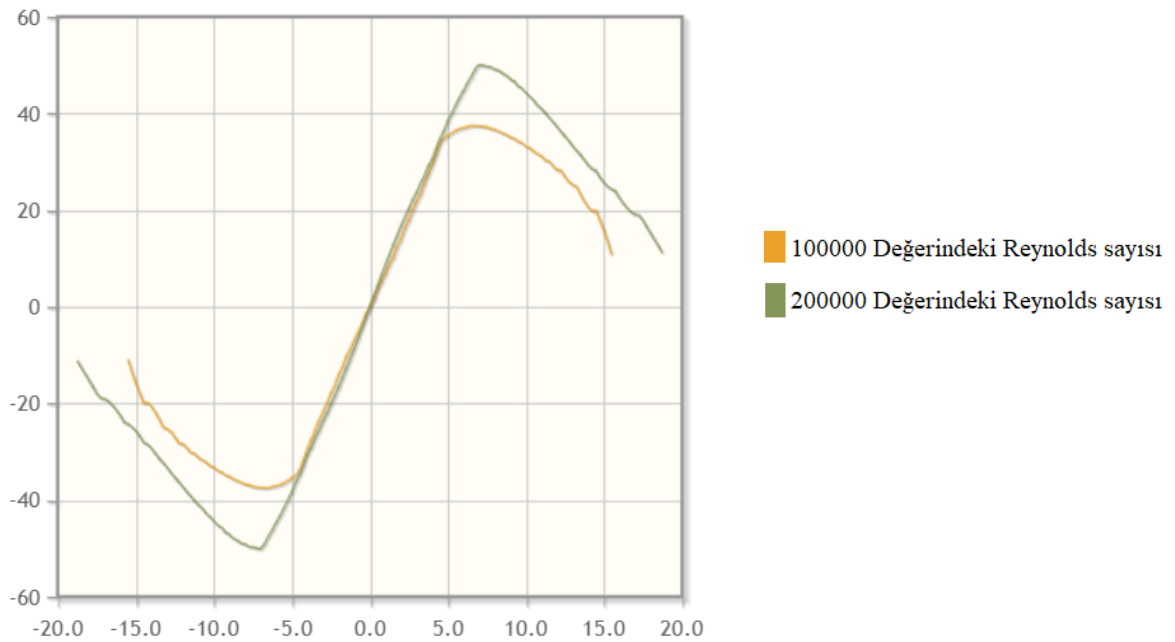
şeklinde bir taşıma katsayısı tanımlamak mümkündür.

Seçtiğimiz kanat profili için profil taşıma katsayısının hücum açısının ile değişimi XFOIL programından faydalanarak incelenmiştir.

Önceki kısımda hesaplanan Reynold sayısının değeri göz önünde bulundurularak şekil 2.12’de 100000 ile 200000 değer aralığındaki Reynolds sayıları için taşıma katsayısının hücum açısıyla değişimi gösterilmektedir.



Şekil 2.12. NACA 0018 Kanat Profili İçin $CL - \alpha$ Değişimi



Şekil 2.13. NACA 0018 Kanat Profili İçin $CL / CD - \alpha$ Değişimi

2.3. Tasarlanan Pervane Kanadının Titreşim Analizi

NACA 0018 kanadından yola çıkarak tasarımı yapılan pervane kanadının Ansys Workbench programında aşağıda görülen frekans değerleri için titreşim analizi yapılmıştır.

Tasarlamış olduğumuz pervane kanadının analizini yaparken hem hafiflik hem de mukavemet ve sertlik değerlerini göz önünde bulundurarak karbon fiber malzeme kullanmayı uygun gördük.

Tablo 2.1. Analizde kullanılan karbon fiberin özellik tablosu

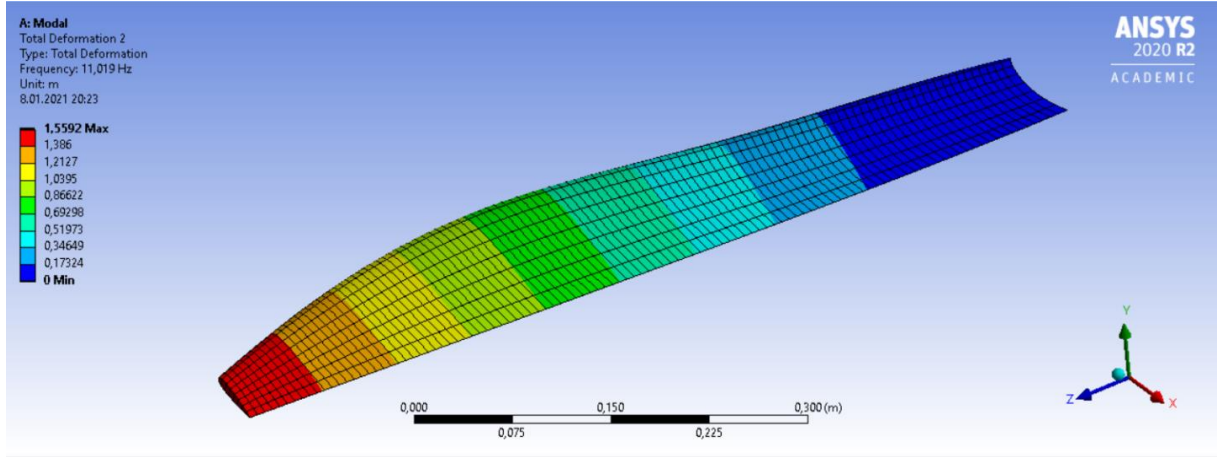
Properties of Outline Row 3: Carbon Fiber (230 GPa)			
	A	B	C
1	Property	Value	Unit
2	Density	1800	kg m ⁻³
3	Orthotropic Elasticity		
4	Young's Modulus X direction	2,3E+11	Pa
5	Young's Modulus Y direction	2,3E+10	Pa
6	Young's Modulus Z direction	2,3E+10	Pa
7	Poisson's Ratio XY	0,2	
8	Poisson's Ratio YZ	0,4	
9	Poisson's Ratio XZ	0,2	
10	Shear Modulus XY	9E+09	Pa
11	Shear Modulus YZ	8,2143E+09	Pa
12	Shear Modulus XZ	9E+09	Pa

Titreşim analizini yapmış olduğumuz karbon fiber pervane kanadının modal analizinin birinci ve ikinci frekans değerleri tablo 2.2.'de gösterilmiştir.

Tablo 2.2. Frekans tablosu

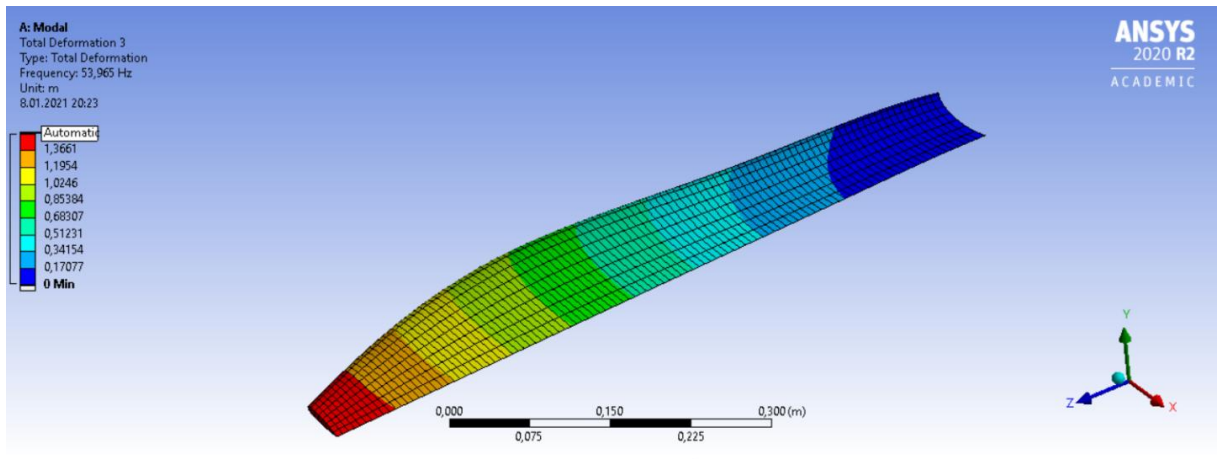
	Mode	<input checked="" type="checkbox"/> Frequency [Hz]
1	1.	11,019
2	2.	53,965

Şekil 2.14 ve şekil 2.15 ' e ayrı ayrı bakıldığında pervane kanadının kök ve uç kısımlarının aynı frekans değerleri için farklı deformasyonlar sergilediği görülür.



Şekil 2.14. İlk Frekans Değeri İçin Pervane Kanadının Titreşim Analizi

Şekil 2.14 ve şekil 2.15 ' te de görüldüğü gibi pervane kanadının kök kısmına uygulanan frekans sonucunda oluşan deformasyon her iki durumda da minimum düzeydeyken, pervane kanadının uç kısmına uygulanan frekans sonucunda oluşan deformasyonun her iki durumda da kök kısmına göre yüksek olduğu görülmektedir.



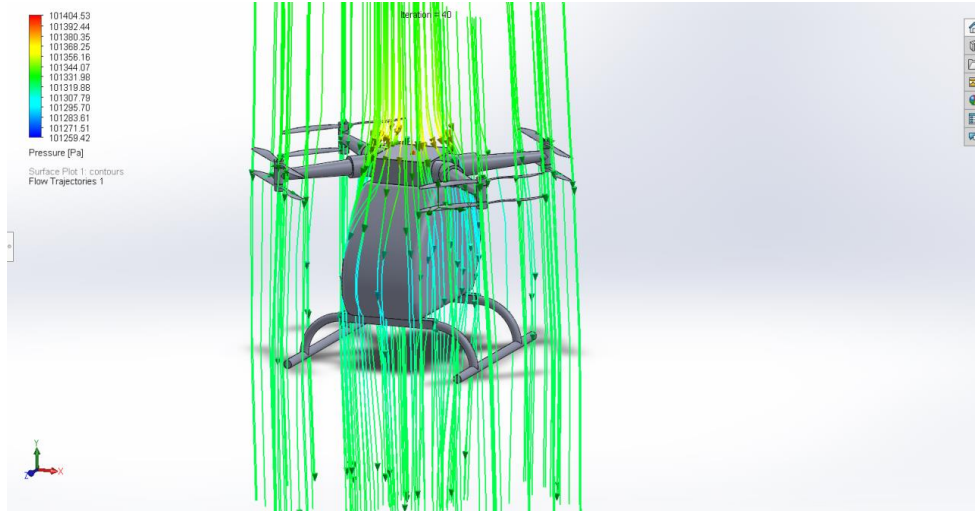
Şekil 2.15. İkinci Frekans Değeri İçin Pervane Kanadının Titreşim Analizi

2.4. Tasarlanan Hava Aracının Akış Analizi

Tasarladığımız eVTOL hava aracının kalkış ve seyir anlarında aracın yüzeylerine uygulanan basınç dağılımını göstermek için SolidWorks programında akış analizleri yapılmıştır.

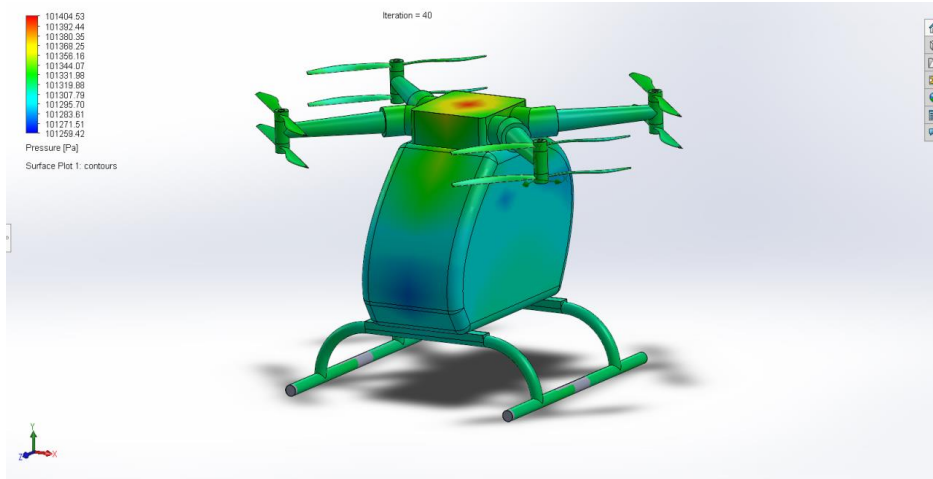
2.4.1. Tasarlanan Hava Aracının Kalkış Anındaki Akış Analizi

Hava aracı kalkış hareketini gerçekleştirmek üzere ivmelendiği anda araca dik bir doğrultuda oluşan hava akımı şekil 2.16' da görülmektedir.



Şekil 2.16. Aracın Kalkış Anındaki Hava Akımı

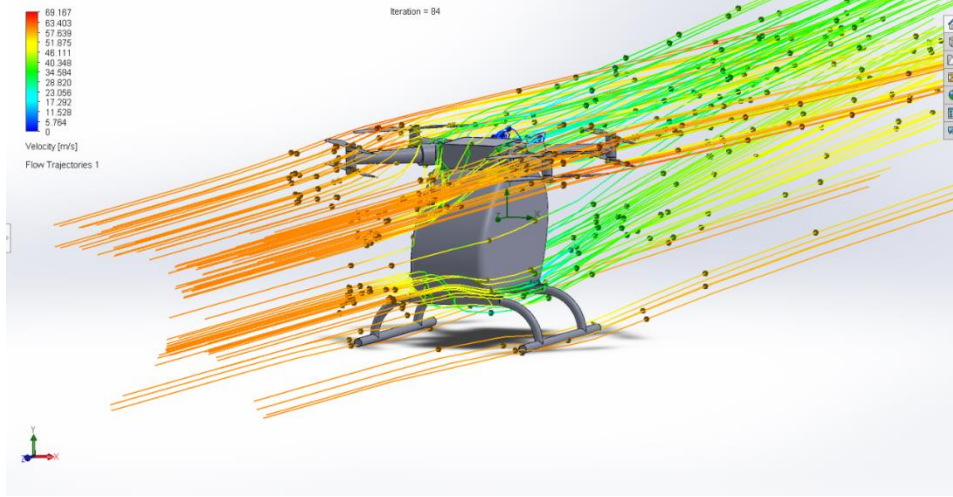
Araca dik doğrultuda etkiyen hava akımının araç üzerinde oluşturduğu basınç şekil 2.17' de görüldüğü gibidir. Şekil 2.17' ye bakıldığında aracın hava akımı ile ilk karşılaştığı düzlemde oluşan basıncın maksimum seviyede olduğu görülmektedir. Bu bilgi ışığında üretim aşamasında bu kısmın aracın diğer kısımlarına göre daha dayanıklı malzemedan yapılması gerektiği saptanmıştır.



Şekil 2.17. Kalkış Anında Araca Uygulanan Basınç Dağılımı

2.4.2. Tasarlanan Hava Aracının Seyir Anındaki Akış Analizi

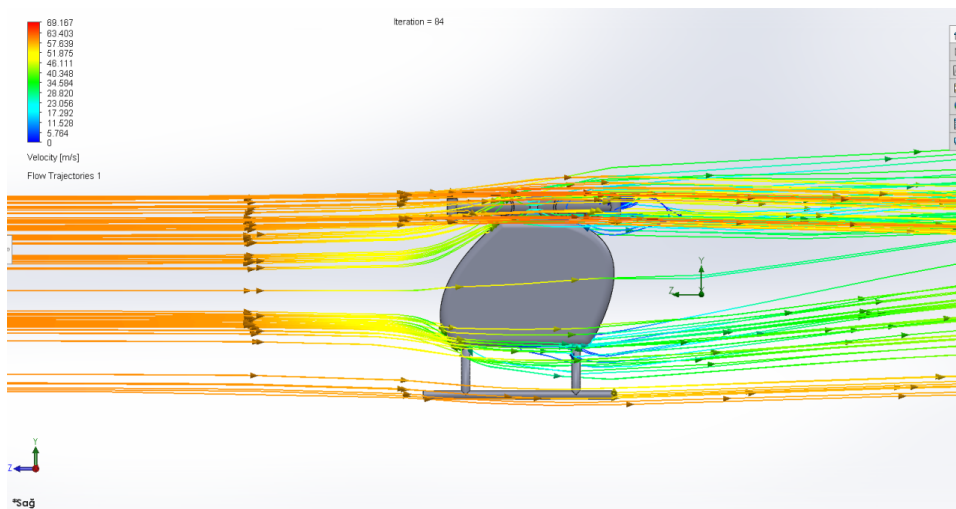
Hava aracı seyir halindeki hareketi sırasında araca etki eden hava akımı şekil 2.18’ de görülmektedir.



Şekil 2.18. Aracın Seyir Anındaki Hava Akımı

Şekil 2.18’deki hava akımını daha net anlaşılması için yan görünüşten bakıldığında şekil 2.19’da görüldüğü üzere aracın hava akımıyla karşılaştığı ilk düzlem aracın ön kısmıdır.

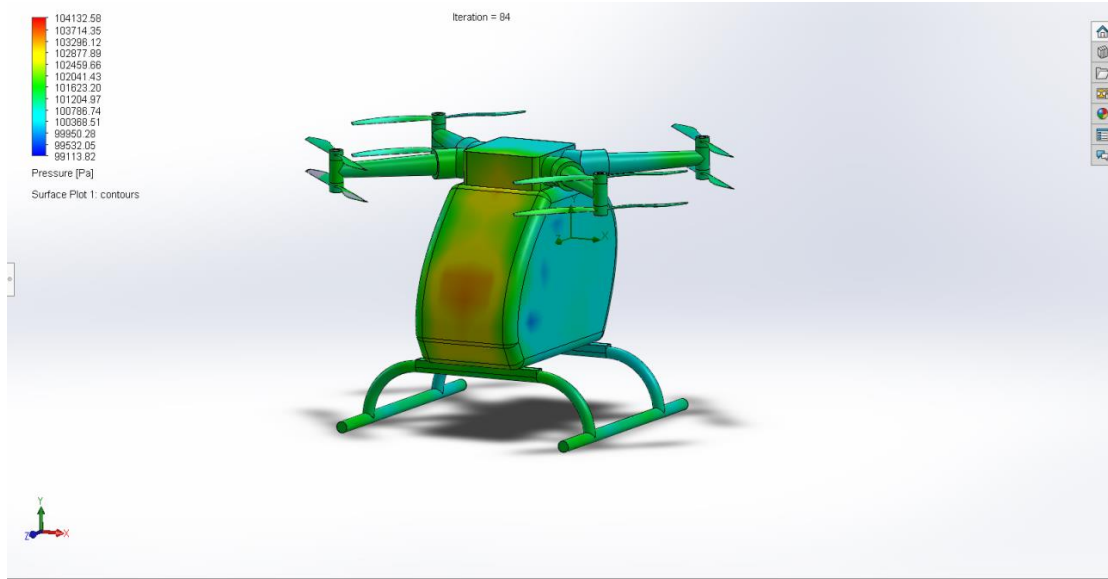
Tasarım aşamasında bu durum ön görülmüş, gövdenin ön kısmı bu nedenle ovalleştirilerek olabildiğince az basıncın etki etmesi amaçlanmıştır.



Şekil 2.19. Aracın Seyir Anındaki Hava Akımının Yan Görünüşü

Şekil 2.20' de seyir halindeki araca etki eden hava akımının oluşturduğu basınç dağılımı gösterilmiştir.

Yapılan bu analize göre araç gövdesinin ön kısmına uygulanan basıncın bir noktada diğer kısımlara göre fazla olduğu görülmektedir. Bu öngörülebilir bir durumdur. Çünkü fazla basınca maruz kalan bu kısım, seyir halindeyken hava akımının araca temas ettiği ilk bölgedir.



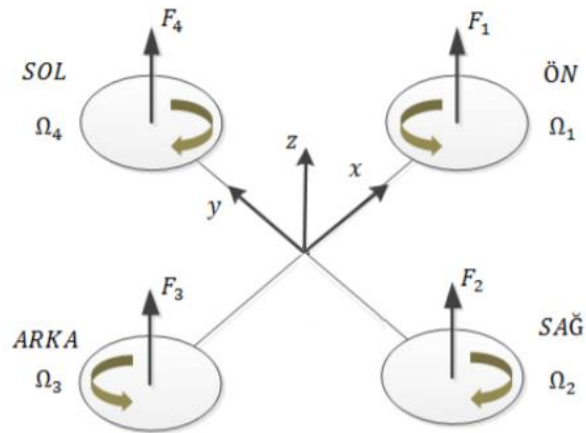
Şekil 2.20. Seyir Anında Araca Uygulanan Basınç Dağılımı

2.5. eVTOL Hava Aracının Temel Hareket Kavramları

Elektrikli dikey kalkış ve iniş yapabilen hava aracının çapraz şeklinde önde, arkada, sağda ve solda olmak üzere dört tane motoru vardır ve bu motorlar pervaneleri tahrik ederek dönme eksenleri doğrultusunda kaldırma kuvveti oluşturur. Ön ve arka pervaneler saatin tersi yönünde dönerken, sol ve sağ pervaneler saat yönünde dönerler. Bu sayede bütün pervaneler eşit hızda döndüğünde aracın merkezine uygulanan tork dengelenir ve aracın kendi eksenine etrafındaki dönme açısı olan yönelme açısı değişmez. Sol ve sağ pervanelerin hızları arasındaki fark kaldırma kuvvetleri arasında bir fark oluşturur ve aracın yalpalama açısı değişir. Aynı mantıkla ön ve arka pervaneler arasındaki hız farkı yunuslama açısının değişimini doğurur. Bütün pervanelerin hızlarını aynı oranda arttırıp azaltmak ise eVTOL hava aracını kendi z-ekseni doğrultusunda hareket ettirir. Eğer, aynı yönde hareket eden iki pervanenin hızları, diğer yönde dönen iki pervaneye göre değiştirilirse, araç kendi eksenine etrafında dönmeye başlar. eVTOL hava aracının temel hareketleri şu şekildedir;

Askıda Kalma:

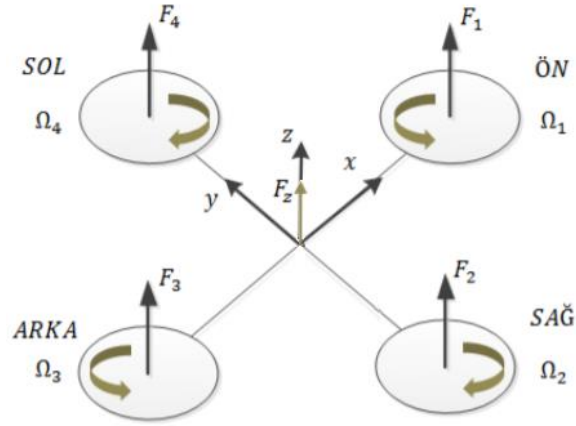
Askıda kalma hareketi aracın uçuşu boyunca en çok kaldığı durumdur. Araç bu durumda sabit bir yükseklikte uçuşunu sürdürmektedir. Şekil 2.21’de görüleceği üzere, aracın pervaneleri, x ekseninin tanımlandığı vektörün yönündeki pervane ilk olacak biçimde saat yönünde artırılarak numaralandırılmıştır. 1, 2, 3 ve 4 numaralı pervaneler aynı hızda dönmektedirler. Bu dört pervanenin de oluşturduğu toplam kaldırma kuvveti, aracın kütle merkezine uygulanan yer çekimi kuvvetine eşittir. Böylece araç hareketsiz olarak, yükselip alçalmadan havada asılı kalır.



Şekil 2.21. Aracın Askıda Kalma Hareketi

İtki:

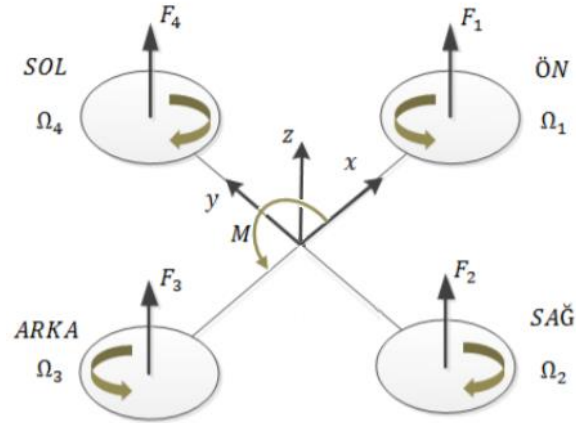
İtki, aracın her bir pervanesinin dönme hızlarının aynı anda artırılması ya da azaltılmasını ifade etmek için kullanılır. Eğer pervaneler aynı anda ve açısal hızları aynı büyüklükte olacak biçimde hızlandırılırlarsa gövde çerçevesine göre toplam kaldırma kuvveti artar ve araç yönelimi değişmeden, yükselme hareketini gerçekleştirir. Aynı şekilde, dönme hızları aynı kalacak biçimde azaltılırsa olduğu yönelimde alçalmaya başlar.



Şekil 2.22. Aracın İtki Hareketi

Yunuslama:

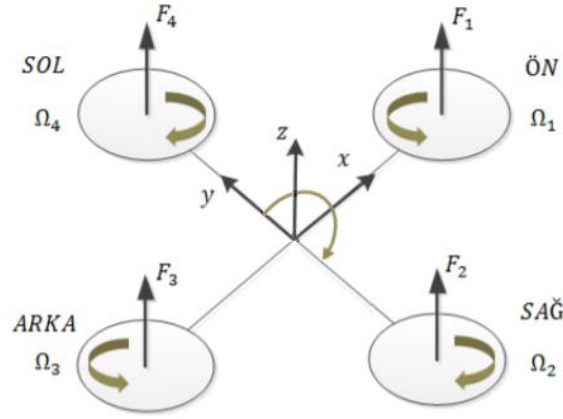
Yunuslama hareketi ile araç ileri ve geri yönde ilerlemektedir. Bu hareketi gerçekleştirmek için aracın sağ ve sol pervanelerinin açısal hızları sabit kalmak şartıyla, ön ve arka pervanelerin dönme hızları birbirlerine göre azaltılıp artırılır. Şekil 2.23’de verildiği gibi, eğer 1 numaralı yani ön pervane hızlandırılıp, 3 numaralı yani arka pervane yavaşlatılırsa ya da hızı sabit bırakılırsa, araç kuvvet farkından meydana gelen tork ile y ekseninde pozitif bir moment oluşur ve araç oluşan bu pozitif yunuslama açısı ile geriye gider. Ters durumda ise y ekseninde negatif bir moment oluşur ve araç ileriye doğru gider.



Şekil 2.23. Aracın Yunuslama Hareketi

Yuvarlanma:

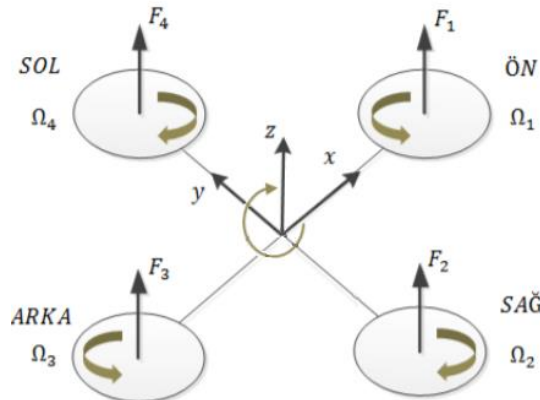
Yuvarlanma hareketi ile araç sağa ya da sola doğru ilerlemektedir. Bu hareketi gerçekleştirmek için, aracın ön ve arka pervanelerinin dönme hızları sabit tutulur ve sağ ve sol pervanelerin dönme hızları birbirlerine göre artırılır ya da azaltılır. Şekil 2.24’de görüldüğü gibi, 4 numaralı pervane hızlandırılıp, 2 numaralı pervane hızı sabit tutulur ya da yavaşlatılırsa, meydana gelen kuvvet farklılıklarından dolayı oluşan tork ile x ekseninde pozitif bir moment oluşur ve araç sağa doğru hareket eder. Tersisi durumda ise x ekseninde negatif bir moment oluşur ve negatif yuvarlanma açısı ile araç sola doğru hareket eder.



Şekil 2.24. Aracın Yuvarlanma Hareketi

Sapma:

Sapma, aracın z ekseninde dönmesidir. Pervanelerin dönme yönleri tanımlanırken, dönmelerinin birbirlerini etkilediğinden bahsedilmişti. Araç sapma hareketini yaparken işte bu etkileşimi kullanır. Şekil 2.25’de görüleceği üzere, ön ve arka pervane çiftleri, sağ ve sol pervane çiftleri birlikte kullanılır. Ön ve arka pervane çiftlerinin açısal hızları aynı büyüklükte artırılarak, sağ ve sol pervanelerinin hızları aynı büyüklükte azaltılarak, sürüklenme farkından dolayı, z ekseninde pozitif bir moment oluşur ve araç z ekseninde dönmeye başlar.



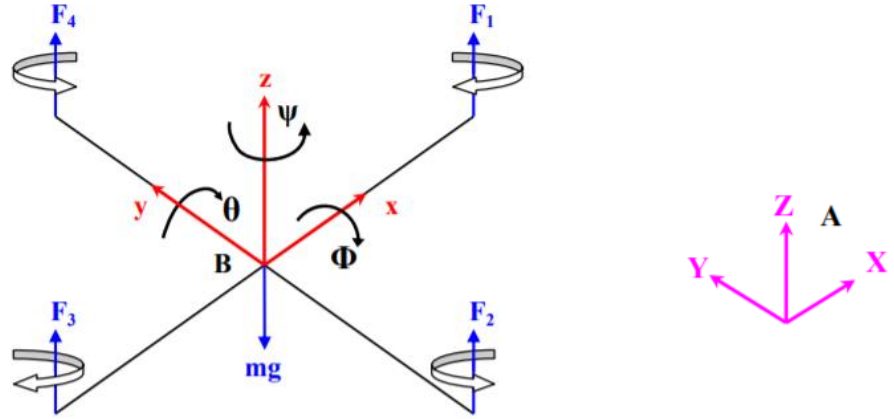
Şekil 2.25. Aracın Sapma Hareketi

2.6. eVTOL Hava Aracının Matematik Modellemesi

eVTOL hava aracının pervanelerinin dönme yönü, ve bu dönmeden dolayı oluşan kaldırma kuvvetleri, dönme açıları ve hareket koordinatları Şekil 2.26’ da görülmektedir.

Tasarımı yapılan eVTOL hava aracının matematiksel modellenmesi ve denklemleri üst kısımda bulunan dört pervane için yapılmıştır. Alt kısımda bulunan dört pervane için de bu modelleme ve denklemler geçerlidir.

Bu bölümde dört rotorlu hava aracı, Newton – Euler denklemleri kullanılarak modellenmiştir.



Şekil 2.26. Aracın Matematik Modeli

Şekil 2.26’da hava aracının gövde sabit çerçevesi, “B” ve atalet çerçevesi “A” ile birlikte x, y ve z eksenleri etrafındaki sırasıyla yalpalama (Φ), yunuslama (θ) ve yönelme (ψ) açıları, araca etkiyen ana kuvvetler F_1, F_2, F_3, F_4 , mg ve dört adet pervanenin dönme yönleri gözükmemektedir.

B, gövde sabit çerçevenin, A, atalet çerçevesine göre 3 boyutlu uzaydaki konumu,

$$\zeta = \begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix} \quad (2.17)$$

vektörüyle ifade edilir.

(2.17) ifadesinin türevi alınırsa,

$$v = \begin{bmatrix} \dot{x} \\ \dot{y} \\ \dot{z} \end{bmatrix} \quad (2.18)$$

B'nin A'ya göre olan hızı, ve bunun da türevi alınırsa,

$$\dot{v} = \begin{bmatrix} \ddot{x} \\ \ddot{y} \\ \ddot{z} \end{bmatrix} \quad (2.19)$$

aracın doğrusal hareketinin ivmesinin ifadesi ortaya çıkar.

Ω_i , pervanelerin açısal hızları (i: 1, 2, 3, 4) olmak üzere, pervanelerin dönüşlerinden dolayı ortaya çıkan kaldırma kuvvetleri F_i olarak,

$$F_i = b \Omega_i^2 \quad (2.20)$$

ifadesiyle tanımlanır, buradaki b itme faktörü sabit bir değerdir.

Araca pervanelerden uygulanan toplam kaldırma kuvveti,

$$F_T = b \sum_{i=1}^4 \Omega_i^2 \quad (2.21)$$

ve bu kuvvetten dolayı oluşan ivme,

$$a_F = \frac{b}{m} \sum_{i=1}^4 \Omega_i^2 \quad (2.22)$$

dir.

a_F ivmesinin A çerçevesine göre ifadesi $R a_F$ olarak toplam ivme ifadesi, kuvvet dengesinden,

$$\dot{v} = -ge_z + Re_z a_F \quad (2.23)$$

şeklinde gösterilir. Buradaki $e_z = [0 \ 0 \ 1]^T$ şeklinde bir vektör olup z eksenindeki büyüklüğü ifade etmek için kullanılır. R, rotasyon matrisi; C, kosinüsü ve S de sinüsü ifade etmek üzere Ekler 8.1. Rotasyon Matrisi Tayini kısmında anlatıldığı gibi ve şu şekilde tanımlanmıştır,

$$R = \begin{bmatrix} C\psi C\theta & C\psi S\theta S\phi - S\psi C\phi & C\psi S\theta C\phi + S\psi S\phi \\ S\psi C\theta & S\psi S\theta S\phi + C\psi C\phi & S\psi S\theta C\phi - C\psi S\phi \\ -S\theta & C\theta S\phi & C\theta C\phi \end{bmatrix} \quad (2.24)$$

Katı cismin açısal hızıyla ilgili olarak, rotasyon matrisi ve gövde çerçevesinin açısal hızları arası ilişki şu şekilde tanımlanmıştır [15],

$$\dot{R} = R S(\omega) \quad (2.25)$$

buradaki ω , gövde çerçevesinin açısal hız vektörü olup,

$$\omega = \begin{bmatrix} \omega_1 \\ \omega_2 \\ \omega_3 \end{bmatrix} \quad (2.26)$$

şeklindedir.

$S(\omega)$ ise, ω ifadesinin 3x3 çarpık simetrik (skew symmetric) matrisidir ve şu şekilde ifade edilir,

$$S(\omega) = \begin{bmatrix} 0 & -\omega_3 & \omega_2 \\ \omega_3 & 0 & -\omega_1 \\ -\omega_2 & \omega_1 & 0 \end{bmatrix} \quad (2.27)$$

Kendi eksenini etrafında hızlı bir şekilde dönen katı cisimlerin dönme eksenini, yerçekimi doğrultusundaki düşey eksen etrafında döner ve bir dönme konisi oluşturur. Döner cisme etki eden dönme momentinin cismin dönme ekseninin doğrultusunu değiştirmesinden dolayı bir yalpalama hareketi (presesyon hareketi) ortaya çıkar. Dikey iniş kalkış yapabilen araçların bütün dönme hareketlerinde oluşan bu etkiye çayroskopik etki denir.

Araç, eksenleri etrafında ω açısal hızlarıyla döndüğü için $L_{x,y,z}$ açısal momentumları oluşur ve şu şekilde ifade edilir.

$$L_{x,y,z} = I\omega \quad (2.28)$$

Burada 3x3 bir matris olan I, aracın gövdesinin x, y ve z eksenlerindeki ataletidir,

$$I = \begin{bmatrix} I_x & 0 & 0 \\ 0 & I_y & 0 \\ 0 & 0 & I_z \end{bmatrix} \quad (2.29)$$

Tork, açısal momentumun zamana göre değişimi olduğundan, aracın açısal hızlarından dolayı oluşan tork,

$$\tau_B = \dot{L} \quad (2.30)$$

(2.28) ve (2.30) denklemlerinden,

$$\tau_B = \omega \times I \omega + I \dot{\omega} \quad (2.31)$$

Burada “x” vektörel çarpım işlemi olarak kullanılmıştır.

Araç gövdesinin ve pervanelerin kendi eksenleri etrafında dönmesinden dolayı ortaya çıkan tork şu şekilde ifade edilir: [16]

$$\tau_G = \sum_{i=1}^4 J(\omega \times e_z) \Omega_i (-1)^i \quad (2.32)$$

Burada J, bir adet rotorun ataletini simgelemektedir.

Şekil 2.26’ da görülen ve her bir pervanenin yaptığı dönme hareketinden dolayı oluşan kaldırma kuvvetleri, araca etkiyen torklar oluşturur. Bir eksen boyunca uzanan tork, diğer eksenlerde bulunan pervanelerin oluşturduğu torkların farkına eşittir. X, y ve z eksenleri boyunca, pervanelerin sebep olduğu torklar şöyledir,

$$\tau_a = \begin{bmatrix} lb(\Omega_4^2 - \Omega_2^2) \\ lb(\Omega_3^2 - \Omega_1^2) \\ d(-\Omega_1^2 + \Omega_2^2 - \Omega_3^2 + \Omega_4^2) \end{bmatrix} \quad (2.33)$$

Burada l, rotorla aracın merkezi arası mesafe, d ise sürüklenme faktörüdür.

(2.31), (2.32) ve (2.33) denklemlerinden tork dengesi yazılırsa;

$$\tau_G + \tau_B = \tau_a \quad (2.34)$$

$$\tau_B = \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} I_x & 0 & 0 \\ 0 & I_y & 0 \\ 0 & 0 & I_z \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} I_x & 0 & 0 \\ 0 & I_y & 0 \\ 0 & 0 & I_z \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \ddot{\phi} \\ \ddot{\theta} \\ \ddot{\psi} \end{bmatrix} \quad (2.35)$$

$$\tau_G = J \left(\begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{bmatrix} \right) (-\Omega_1 + \Omega_2 - \Omega_3 + \Omega_4) \quad (2.36)$$

olur.

Tork dengesi ise şu şekilde ifade edilir;

$$\begin{aligned} & J \left(\begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{bmatrix} \right) (-\Omega_1 + \Omega_2 - \Omega_3 + \Omega_4) + \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} I_x & 0 & 0 \\ 0 & I_y & 0 \\ 0 & 0 & I_z \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} I_x & 0 & 0 \\ 0 & I_y & 0 \\ 0 & 0 & I_z \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \ddot{\phi} \\ \ddot{\theta} \\ \ddot{\psi} \end{bmatrix} \\ & = \begin{bmatrix} lb(\Omega_4^2 - \Omega_2^2) \\ lb(\Omega_3^2 - \Omega_1^2) \\ d(-\Omega_1^2 + \Omega_2^2 - \Omega_3^2 + \Omega_4^2) \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (2.37)$$

Bu eşitlikte $\ddot{\phi}, \ddot{\theta}$ ve $\ddot{\psi}$ 'yi sol tarafa atıp denklemleri çözersek, açısal ivmeler şu şekilde çıkar,

$$\ddot{\phi} = \dot{\psi} \dot{\theta} \left(\frac{I_y - I_z}{I_x} \right) - \frac{J}{I_x} \dot{\theta} (-\Omega_1 + \Omega_2 - \Omega_3 + \Omega_4) + \frac{l}{I_x} b (\Omega_4^2 - \Omega_2^2) \quad (2.38)$$

$$\ddot{\theta} = \dot{\psi} \dot{\phi} \left(\frac{I_x - I_z}{I_y} \right) + \frac{J}{I_y} \dot{\phi} (-\Omega_1 + \Omega_2 - \Omega_3 + \Omega_4) + \frac{l}{I_y} b (\Omega_3^2 - \Omega_1^2) \quad (2.39)$$

$$\ddot{\psi} = \dot{\theta} \dot{\phi} \left(\frac{I_x - I_y}{I_z} \right) + \frac{d}{I_y} (-\Omega_1^2 + \Omega_2^2 - \Omega_3^2 + \Omega_4^2) \quad (2.40)$$

(2.23) ifadesi, açılırsa şu şekilde gösterilir;

$$\begin{bmatrix} \ddot{x} \\ \ddot{y} \\ \ddot{z} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -g \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} C\psi C\theta & C\psi S\theta S\phi - S\psi C\phi & C\psi S\theta C\phi + S\psi S\phi \\ S\psi C\theta & S\psi S\theta S\phi + C\psi C\phi & S\psi S\theta C\phi - C\psi S\phi \\ -S\theta & C\theta S\phi & C\theta C\phi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{bmatrix} \frac{b}{m} (\Omega_1^2 + \Omega_2^2 + \Omega_3^2 + \Omega_4^2) \quad (2.41)$$

Buradan \ddot{x} , \ddot{y} ve \ddot{z} hesaplanırsa;

$$\ddot{x} = (C\psi S\theta S\phi + S\psi C\phi) \frac{b}{m} (\Omega_1^2 + \Omega_2^2 + \Omega_3^2 + \Omega_4^2) \quad (2.42)$$

$$\ddot{y} = (S\psi S\theta C\phi - C\psi S\phi) \frac{b}{m} (\Omega_1^2 + \Omega_2^2 + \Omega_3^2 + \Omega_4^2) \quad (2.43)$$

$$\ddot{z} = -g + (C\theta C\phi) \frac{b}{m} (\Omega_1^2 + \Omega_2^2 + \Omega_3^2 + \Omega_4^2) \quad (2.44)$$

Kolaylık ve uygunluklarından dolayı sistemin girişleri şu şekilde seçilir ise;

$$U_1 = b(\Omega_1^2 + \Omega_2^2 + \Omega_3^2 + \Omega_4^2) \quad (2.45)$$

$$U_2 = b(\Omega_4^2 - \Omega_2^2) \quad (2.46)$$

$$U_3 = b(\Omega_3^2 - \Omega_1^2) \quad (2.47)$$

$$U_4 = d(-\Omega_1^2 + \Omega_2^2 - \Omega_3^2 + \Omega_4^2) \quad (2.48)$$

elde edilir.

Netice olarak modellenen eVTOL hava aracının tam matematiksel model denklemleri ;

$$\ddot{\phi} = \dot{\psi}\dot{\theta}\left(\frac{I_y - I_z}{I_x}\right) - \frac{J}{I_x}\dot{\theta}(-\Omega_1 + \Omega_2 - \Omega_3 + \Omega_4) + \frac{l}{I_x}U_2 \quad (2.49)$$

$$\ddot{\theta} = \dot{\psi}\dot{\phi}\left(\frac{I_x - I_z}{I_y}\right) + \frac{J}{I_y}\dot{\phi}(-\Omega_1 + \Omega_2 - \Omega_3 + \Omega_4) + \frac{l}{I_y}U_3 \quad (2.50)$$

$$\ddot{\psi} = \dot{\theta}\dot{\phi}\left(\frac{I_x - I_y}{I_z}\right) + \frac{1}{I_y}U_4 \quad (2.51)$$

$$\ddot{x} = (\cos \psi \sin \theta \sin \phi + \sin \psi \cos \phi) \frac{1}{m} U_1 \quad (2.52)$$

$$\ddot{y} = (\sin \psi \sin \theta \cos \phi - \cos \psi \sin \phi) \frac{1}{m} U_1 \quad (2.53)$$

$$\ddot{z} = -g + (\cos \theta \cos \phi) \frac{1}{m} U_1 \quad (2.54)$$

elde edilir.

2.7. eVTOL Hava Aracı Dinamiği

Bu bölümde elektrikli dikey kalkış ve iniş yapabilen bir aracın hareket denklemlerinin nasıl tanımlandığı gösterilecektir.

2.7.1. Kuvvet Denklemleri

Hareket denklemlerini formülize etmeye Newton'un yasalarından başlamak gerekmektedir.

Newton'un birinci ve ikinci yasaları gereği:

$$\Sigma F_{net} = m_{toplam} \cdot \begin{bmatrix} \ddot{X} \\ \ddot{Y} \\ \ddot{Z} \end{bmatrix} \quad (2.55)$$

Birinci ve ikinci yasanın sol tarafı araca etki eden tüm kuvvetlerin bilinmesini gerekli kılar. eVTOL hava aracı için bu kuvvetler pervanenin yarattığı itme kuvveti ve yerçekimine bağlıdır.

eVTOL Hava Aracının Ağırlığı:

Dünyadaki bir cisme g kadar ivme uygulandığı bilinmektedir ve yine Newton'un yasaları gereği:

$$F_g = m_{toplam} \cdot \begin{bmatrix} 0 \\ g \\ 0 \end{bmatrix} \quad (2.56)$$

İtme Kuvvetleri:

İtme kuvveti ise üst kısımda bulunan dört pervanenin her biri için şu şekilde ifade edilir:

$$\begin{bmatrix} F_x \\ F_y \\ F_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ F_{M1} + F_{M2} + F_{M3} + F_{M4} \\ 0 \end{bmatrix} \quad (2.57)$$

Motorların uyguladığı itme kuvveti :

$$F_{itme} = \begin{bmatrix} \sin\alpha \cdot F_{M1} + \sin\alpha \cdot F_{M2} + \sin\alpha \cdot F_{M3} + \sin\alpha \cdot F_{M4} \\ \cos\alpha \cdot F_{M1} + \cos\alpha \cdot F_{M2} + \cos\alpha \cdot F_{M3} + \cos\alpha \cdot F_{M4} \\ 0 \end{bmatrix} \quad (2.58)$$

şeklinde ifade edilir.

Kalkış sırasında $\alpha = 0$ olacağı için bu denklemi kalkış için:

$$F_{itme,kalkış} = \begin{bmatrix} 0 \\ F_{M1} + F_{M2} + F_{M3} + F_{M4} \\ 0 \end{bmatrix} \quad (2.59)$$

şeklinde formülize edilir.

Direnç Kuvveti:

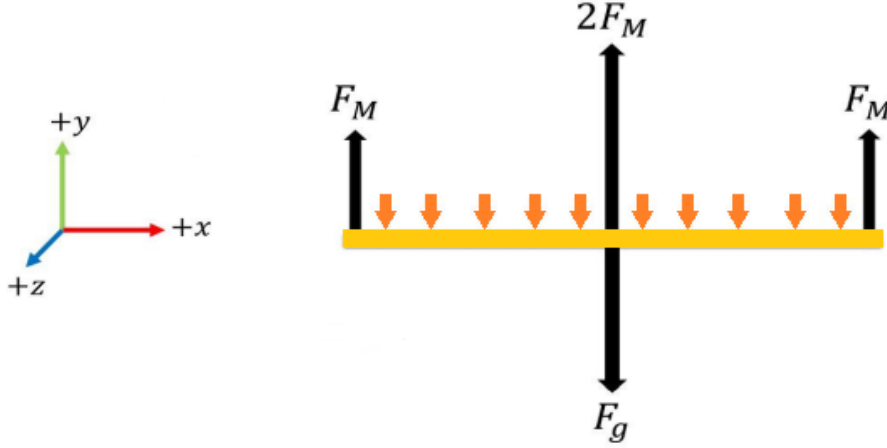
Seyir esnasında bir direnç (veya sürtünme) kuvvetinin oluşacağı bilinmektedir. Bu kuvvet:

$$F_{direnç} = m \cdot \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot S_w \cdot C_D \quad (2.60)$$

2.7.2 eVTOL Hava Aracının Kalkış Anındaki Kuvvet Analizi

Kullanılan herhangi bir pervane kanadının serbest cisim diyagramı çizilmek üzere kesiti basitçe ele alındığında etkiyen tüm kuvvetler açıkça görülmektedir.

Üst kısımlarda belirtildiği gibi tasarlanan eVTOL hava aracının kuvvet analizleri üst kısımda bulunan dört pervane için yapılmıştır. Alt kısımda bulunan pervaneler içinde bu analizler geçerlidir.



Şekil 2.27. Kalkış Sırasındaki eVTOL Hava Aracının Serbest Cisim Diyagram

Newton yasası gereği net kuvveti bulmak üzere kuvvetler toplandığında aşağıdaki denklem elde edilmektedir:

$$\Sigma F_{net} = F_{itme,kalkış} - F_{direnç} - F_g \quad (2.61)$$

Elde edilen bu net kuvvet denklemi daha ayrıntılı biçimde yazıldığında ise net kuvvet ifadesi;

$$\Sigma F_{net} = \begin{bmatrix} 0 \\ F_{M1} + F_{M2} + F_{M3} + F_{M4} \\ 0 \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} m \cdot \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot 0^2 \cdot S_{wx} \cdot C_D \\ m \cdot \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot S_{wy} \cdot C_D \\ m \cdot \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot 0^2 \cdot S_{wz} \cdot C_D \end{bmatrix} - m_{toplam} \cdot \begin{bmatrix} 0 \\ g \\ 0 \end{bmatrix} = m_{toplam} \cdot \begin{bmatrix} 0 \\ \ddot{Y} \\ 0 \end{bmatrix} \quad (2.62)$$

biçiminde olmaktadır.

Denkleimde görüldüğü üzere ;

$$\sum F_{net,x} = 0 \quad (2.63)$$

$$\sum F_{net,z} = 0 \quad (2.64)$$

Kalkış sırasında $FM1 = FM2 = FM3 = FM4$ olduğu için bu denklem:

$$\sum F_{net,y} = (4F_M) - (m \cdot \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot S_{wy} \cdot C_D) - (m_{toplam} \cdot g) = m_{toplam} \cdot \ddot{Y} \quad (2.65)$$

şeklinde yazılır. Buradan:

$$F_M = \frac{m}{4} \cdot \left(\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot S_w \cdot C_D + g + \ddot{Y} \right) \quad (2.66)$$

elde edilir.

eVTOL hava aracının havada asılı halde (hover pozisyonunda) durduğu andaki denklem yazılır ise:

$$F_{direnç} = 0 \quad (2.67)$$

$$\sum F_{net,z} = (4F_M) - (m \cdot \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot 0^2 \cdot S_{wz} \cdot C_D) - (m_{toplam} \cdot g) = m_{toplam} \cdot \ddot{C} \quad (2.68)$$

$$\sum F_{net,z} = (4F_M) - (m_{toplam} \cdot g) = 0 \quad (2.69)$$

elde edilir.

Elde edilen bu sonuç z eksenindeki net kuvvetin sıfıra eşit olduğunu gösterir.

Buradan hava aracının havada asılı kalabilmesi için gerekli minimum toplam motor kuvveti :

$$\sum FM = m_{toplam} \cdot g \quad (2.70)$$

olmaktadır ve $F_{M1}=F_{M2}=F_{M3}=F_{M4}$ olduğundan aracın havada kalabilmesi için tek bir motorun üretmesi gereken minimum itki kuvveti aşağıdaki şekilde bulunur:

$$F_{M,min} = \frac{m_{toplam} \cdot g}{4} \quad (2.71)$$

Bu durumda:

$$F_M > \frac{m_{toplam} \cdot g}{4} \text{ ise aracın ivmesi +y yönünde olur.}$$

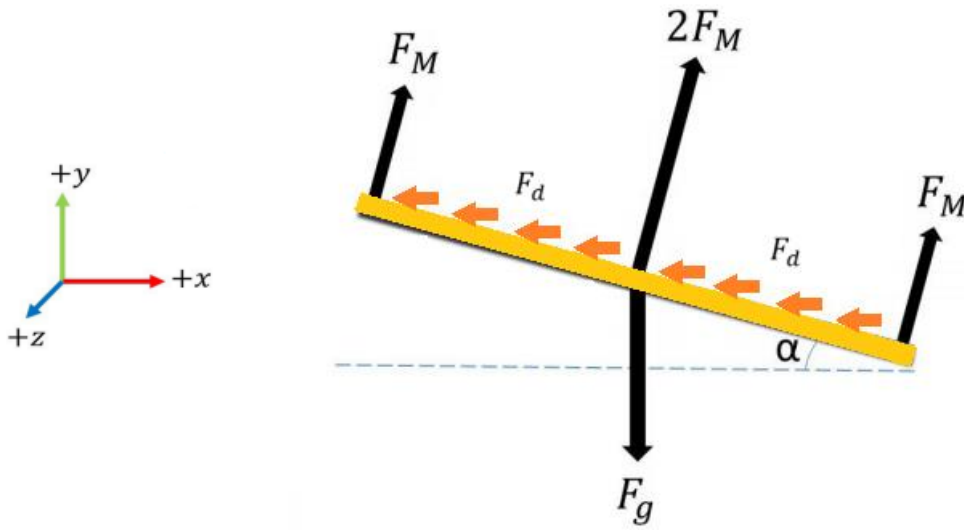
$$F_M < \frac{m_{toplam} \cdot g}{4} \text{ ise aracın ivmesi -y yönünde olur.}$$

Dolayısıyla;

$$F_M = \frac{m_{toplam} \cdot g}{4} \quad (2.72)$$

denklemden bulunan F_M değeri üzerindeki herhangi bir değeri seçip kalkış durumu için analiz yapılması mümkündür.

2.7.3. eVTOL Hava Aracının Seyir Halindeki Kuvvet Analizi



Şekil 2.28. Sabit Açısıyla Seyir Halindeki Aracın Serbest Cisim Diyagramı

$$\sum F_{net} = F_{itme} - F_{direnç,z} - F_g \quad (2.73)$$

$$\begin{aligned} \sum F_{net} &= \begin{bmatrix} \sin\alpha \cdot F_{M1} + \sin\alpha \cdot F_{M2} + \sin\alpha \cdot F_{M3} + \sin\alpha \cdot F_{M4} \\ \cos\alpha \cdot F_{M1} + \cos\alpha \cdot F_{M2} + \cos\alpha \cdot F_{M3} + \cos\alpha \cdot F_{M4} \\ 0 \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} m \cdot \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot S_{wy} \cdot C_D \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \\ &= m_{toplam} \cdot \begin{bmatrix} \ddot{X} \\ \ddot{Y} \\ 0 \end{bmatrix} \end{aligned}$$

$$\sum F_{net,x} = [\sin\alpha(F_{M1} + F_{M2} + F_{M3} + F_{M4})] - (m \cdot \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot S_{wx} \cdot C_D) = m_{toplam} \cdot \ddot{X} \quad (2.74)$$

olacaktır.

$F_{M1}=F_{M2}=F_{M3}=F_{M4}$ olduğu için x ve y eksenlerindeki net kuvvetler

$$\sum F_{net,x} = \sin\alpha \cdot \sum F_M - (m \cdot \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot S_{wx} \cdot C_D) = m_{toplam} \cdot \ddot{X}$$

$$\sum F_{net,y} = [\cos\alpha(F_{M1} + F_{M2} + F_{M3} + F_{M4})] - (m \cdot \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot 0^2 \cdot S_{wy} \cdot C_D) - m_{toplam} \cdot g \quad (2.75)$$

$$\sum F_{net,y} = m_{toplam} \cdot \ddot{C}$$

şeklinde denklemler ile formülize edilir.

Y ekseninde $V = 0$ olduğu için S_{wy} 'nin bir önemi kalmamaktadır.

Böylece ;

$$F_{direnç,y} = 0 \quad (2.76)$$

$$\cos\alpha \cdot \sum F_M - m_{toplam} \cdot g = 0 \quad (2.77)$$

$$\cos\alpha \cdot \sum F_M = m_{toplam} \cdot g$$

olur.

$F_{M1} = F_{M2} = F_{M3} = F_{M4}$ olduğu için tek bir motorun uygulaması gereken kuvvet:

$$F_M = \frac{m_{toplam} \cdot g}{4 \cdot \cos\alpha} \quad (2.78)$$

olmalıdır.

$$F_M < \frac{m_{toplam} \cdot g}{4 \cdot \cos\alpha} \text{ ise aracın ivmesi -y yönünde olacaktır.}$$

$$F_M > \frac{m_{toplam} \cdot g}{4 \cdot \cos\alpha} \text{ ise aracın ivmesi +y yönünde olacaktır.}$$

Dolayısıyla aracın sadece $\pm x$ yönünde hareket etmesi istendiğinde ;

$$F_M = \frac{m_{toplam} \cdot g}{4 \cdot \cos\alpha}$$

olmak zorundadır.

F_M 'i bulmak için belirlenmesi gereken α açısıdır. eVTOL hava araçları hız verilerine göre çeşitli α açılarında hareket edebilmektedir. Fakat genelde 35° üzeri açı değerlerinde araç üzerinde gereğinden fazla gerilme olduğundan kullanılmaz.

3.1. Hava Aracının Temel Donanımları

Yapmış olduğumuz hava aracı tasarım çalışmasında, araç üretimi için gerekli tüm endüstriyel malzemeler açıklanmıştır. Bu malzemelerin temel ortak özellikleri hafiflikleridir. İçlerinde hafif ve dayanımı yüksek olan malzemeler ön plana çıkmaktadır.

3.1.1. Fırçasız DC Motor

Fırçasız motorlarda fırça ve kollektör bulunmaz bu nedenle bu motorlara fırçasız motor denmektedir. Bu motorların rotor kısmında kuvvetli doğal mıknatıs kullanılmaktadır. Statorda ise bobinli sargılar mevcuttur.

Fırçasız motorların 3 adet kablosu bulunur. Bu kablolar, motor içindeki sarımların farklı fazlarına bağlıdır. Farklı fazlara farklı sıralarla elektrik akımı verildiğinde, rotor (motorun dönen parçası) içindeki mıknatıslara ters şekilde bir manyetik alan oluşur ve bu sayede motor döner.

Fırçasız motorlar, yüksek performansları sebebiyle RC model araçlarda motor olarak da oldukça sık kullanılır. Bu motorların en büyük dezavantajı, doğrudan gerilim verilerek kullanılamamalarıdır.

Fırçasız DC Motor Seçmemizin Avantajları :

- Hız kontrol sabit tork ile yapılabilir,
- Verimleri yüksektir,
- Fırçasız yapıları sebebi ile sürtünme yoktur, ark yapmaz, karbon tozu üretmez,
- Boyutları diğer motorlara göre daha küçük, momentisi ise daha yüksektir,
- Yüksek devrilerde problemsiz çalışır,
- Sessiz çalışırlar,
- Çok az ısınırlar,
- Çok daha uzun ömürlüdürler,
- Bakıma ihtiyaç duymazlar.

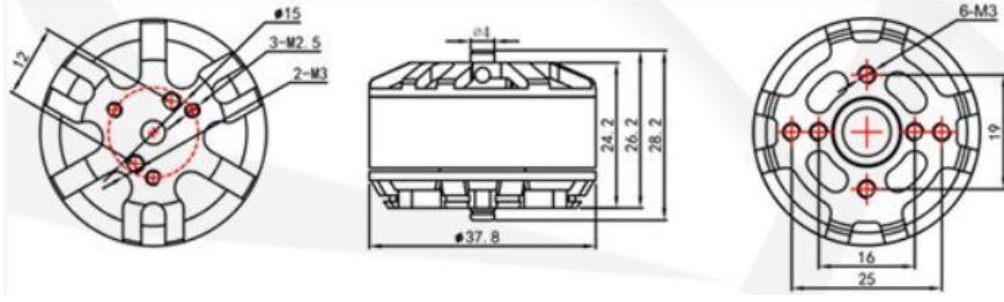
EMAX MT3110 700KV Fırçasız DC Motor:



Şekil 3.1. Kullanılacak Fırçasız DC Motor

EMAX MT3110 700KV Fırçasız DC Motor Özellikleri:

Modeli	MT3110
Motor KV (RPM / V)	700
Çerçeve	12N14P
Maksimum İtme (g)	1430
Mil Çapı (mm)	4
Uyumlu LiPO Piller	3S ~ 4S
Uyumlu Pervaneler Boyutu (inç)	10 ~ 12
Uzunluk (mm)	32.1
Genişlik (mm)	37.8
Ağırlık (g)	78
Marka	EMAX



Şekil 3.2. Fırçasız DC Motorun Teknik Resmi

700 KV MT3110 DC Motor İçin Hesaplamalar :

6S bir pil için: 22,2V Maximum değerde;

Tam güçte devir; $700 \times 22,2 = 15540$ dev/dk

Yarı güçte devir; $700 \times 22,2 = 7770$ dev/dk

Açısal hız değerleri; $\omega_v = 2\pi \times KV/60$

$$\omega_v = 2\pi \times 700/60 = 73.3038$$

$$\omega = \omega_v \times V$$

$$\omega = 73.3038 \times 22,2/2 = 813,672 \text{ rad/s}$$

Pervaneden Elde Edilecek İtki;

$$T = c_T \frac{\rho r^4}{\pi^2} \omega^2 \quad (4.1)$$

c_T : Pervane itki sabiti

ρ : Havanın yoğunluğu (Deniz seviyesinde $1,225 \text{ Kg/m}^3$)

r: Pervane yarıçapı (m)

ω : pervane açısal hızı (rad/s)

$$12 \text{ inch} = 304,8 \text{ mm}$$

$$\text{Pervane yarıçapı; } r = 304,8/2 = 152,4 \text{ mm} = 0,1524 \text{ m}$$

$$\omega = 73.3038 \times 22,2/2 = 813,672 \text{ rad/s}$$

İtke Kuvveti;

$$T = 0,1188 \times ((1,225 \times 0,1524^4) / (3,14^2)) \times (813,672^2) = 5,266 \text{ N}$$

Kullanılacak olan 8 pervane için toplam itke kuvveti = $8 \times 5,266 \text{ N} = 42,128 \text{ N}$

$$F_{\text{gereken}} = m \times g/8 \quad (4.2)$$

$$F_{\text{gereken}} = 4 \times 9,81/8 = 4,9 \text{ N}$$

3.1.2. Elektronik Hız Kontrol Ünitesi (ESC)

Elektronik bir hız kontrolü veya ESC, bir elektrik motorunun hızını kontrol eden ve düzenleyen bir elektronik devredir. Ayrıca motorun ters çevrilmesini ve dinamik frenlemeyi de sağlayabilir. Tüm elektrikli RC (Radio Controlled) modellerde kullanılmak zorunda olduğumuz ve motor hızını buna bağlı olarak modelin hızını arttırmamıza yarayan elektronik hız kontrol ünitesidir. ESC tasarımıımızdaki kumanda alıcısına bağlı çalışacaktır. İleri yönde hareket ve geri yönde hareket tepkilerini motora ileterek aracı hareket ettirir ya da durdurur. ESC sürücüsü sayesinde araç hızlanma durma yavaşlama geri gitme ani hızlanma ani durma gibi fonksiyonları yerine getirecektir. Kısacası tasarımıımızda kullanacağımız fırçasız motorları kontrol etmek için kullanılan elektronik devre sistemidir.

ESC ünitesi üzerinden program kartı veya bilgisayar bağlantısı ile yapabileceğimiz bazı ayarlara bakacak olursak;

- Gidiş Ayarı (Running Mode): Bu seçenek ile aracın ileri – geri, ileri – fren, ileri – geri – fren şeklinde modları arasında geçiş yapılabilmektedir.
- Motor Dönüş Yönü: Motorun saat yönüne mi saat yönü tersine mi döneceğini ayarlamak için kullanılır.
- Cut Off: Aracın pilinin voltajı belirlediğiniz aralığa geldiğinde, araç artık çalışmaz ve gazı otomatik olarak keser.

- Pil Seçimi: Aracın kaç S pil ile çalışacağını belirler, genellikle otomatik moddadır.
- Drag Brake: Gaz tetiğini bıraktığınızda aracın yapacağı otomatik frenleme ayarıdır.
- Initial Brake: Aracın fren ayarıdır.
- Punch: Gaza dokunduğunuz anda aracın sert veya yumuşak olarak tepki vermesini sağlar.
- Timing: Motora gönderilen akım zamanlaması değiştirilerek, motorun daha fazla KV veya Tork üretmesini sağlar.

Hobbywing SkyWalker 60A Fırçasız Motor Sürücüsü :



Şekil 3.3. Kullanılacak Fırçasız Motor Sürücüsü

Skywalker 60A ESC - Fırçasız Motor Sürücü Modülünün Teknik Özellikleri:

Çıkış akımı: Sürekli 60A, 10 saniyeye kadar 80A.

Giriş voltajı: 2-6S Li-Po, 5-18 hücre NiMH (6V – 25.2V)

BEC: 5A / 5V anahtarlama (switch mode) BEC devresi

Sinyalin yenilenme hızı: 50Hz - 432Hz (varsayılan yazılım ile)

Maksimum hız:

2 kutuplu BLM için 210000 rpm,

6 kutuplu BLM için 70000 rpm,

12 kutuplu BLM için 35000 Rpm (BLM=BrushLess Motor, Fırçasız Motor)

Boyutlar: 77mm x 35mm x 14mm

Ağırlık: 63g

3.1.3. Lipo Batarya

Lityum polimer bataryaların kısaltılması ile Li-Po terimi ortaya çıkmıştır. Sıvı elektrolit yerine polimer elektroliti kullanan, tekrar şarj edilebilir bir lityum iyon batarya çeşididir. Yüksek güç aranan sistemler için özellikle tercih edilmektedirler.

Lipo piller hücrelerden oluşurlar. 1S, 2S, 3S, 4S, 5S ve 6S olarak çeşitleri bulunur vs S hücre sayısını temsil eder. Ayrıca kapasitelerini belirten C değerine sahiptirler.

Li-Po bataryalar ufak ve hafif bir yapıya sahip olsalar da daha fazla enerji depolayabilirler. Ayrıca bu özellik ile doğru orantılı şekilde LiPo bataryalar uzun şarj ve deşarj sürelerine sahiptirler. Çok daha hafif ağırlık ve hemen hemen her boyutta veya şekilde yapılabilmelerinin yanında daha yüksek kapasiteleri sayesinde, daha fazla güç tutmaları söz konusudur.

Tasarımda ağırlıktan kaçındığımız için lipo batarya tercih ettik. Bu bataryalar diğer türlere göre oldukça hafif ve hemen hemen her boyutta olabilirler. Bu elemanı seçmemizin bir diğer nedeni de yüksek kapasiteli olmasıdır.

Leopard Power 6S 5000 mAh 40C Lipo Batarya 22,2 V:



Şekil 3.4. Kullanılacak Lipo Batarya

Lipo Bataryanın Özellikleri:

Marka: LEOPARD POWER

Tip: Yüksek Deşarjlı Li-Polimer Pil Model No: 5000mah / 22.2V / 40C

Minimum Kapasite: 5000mAh

Konfigürasyon: 6S / 22.2V / 40

Hücre Sürekli Deşarj Akımı: 40C (200A)

Patlamaya Karşı Akım (10 sn): 80C (400A)

Şarj Hızı: 1-2C (maks.5C)

Paket Ağırlığı: 795g

Batarya Boyutları: L 160 x Y 49 x Y 40 mm

Şarj Konnektörü: JST-XHR

Plug: XT60

Pilden anlık çekilebilecek akım (A) = C değeri x Pil kapasitesi (A) (4.3)

40 C x 5 A = 200 A

3.1.4. Karbon Fiber

Karbon fiber, teknoloji ürünü ipliksi bir tür maddedir. Ana bileşimleri karbonlaşmış akrilik elyaftır, katran ve naylondur. Karbon fiberin yapısı, çelikten 4,5 kat daha hafif olmasına rağmen 3 kat daha dayanıklıdır. Karbon fiber, naylon gibi esnek ve orlon gibi de dayanıklı değildir. Daha sert ve çok daha dayanıklıdır. Hafiflik aranan, dayanıklı, mukavemetli, sarsılmayı azaltan ve tasarımlara kolay işlenebilen özellikleri nedeniyle karbon fiber günümüzde yaygın olarak kullanılmaktadır. Biz de tasarımıımızda kullanmayı amaçladığımız karbon fiberi bu özellikleri nedeniyle seçtik. Ağırlığının az olması ve yüksek dayanıma sahip olması en önemli etmenlerdir. Bu sayede aracın ağırlığı seçilebilecek diğer ekipmanlara göre daha hafif olacaktır.

Karbon fiberin temel özellikleri şu şekilde sıralanabilir:

- Yüksek mekanik mukavemet.
- Düşük yoğunluk.
- İyi ısı iletkenlik.
- Yüksek çekme dayanımı.
- Elektriksel öz direnç; $1650 \mu\Omega$.
- Kopma uzaması; % 1,6-2,2.

3.1.5. RC Kumanda Sistemi

Kumanda elektronik cihazların yaygın olarak kısa mesafelerde uzaktan kontrol edilebilmesini sağlayan parçasıdır. Model aracımızın ekipmanlarını uzaktan kontrol edebilmek için kullandığımız kablosuz bir sistemdir. RC çalışma prensibi osilatör ile yaratılan taşıyıcı frekansa data bilgisinin yüklenip paketlenmesidir. Kablosuz olarak gönderilip alıcı tarafından sinyal alınıp ayrıştırılıp kullanılması esasına dayanmaktadır. Seçtiğimiz kumandanın sinyal gücünün fazla olması ve kanal sayısının yüksek olması istenilen fonksiyonları sağlaması açısından önemlidir.

RadioLink T8FB 8 Kanal 2.4 GHz Kumanda Alıcı Verici Seti:



Şekil 3.5. Kullanılacak Kumanda Sistemi

RadioLink T8FB 8CH Verici w / R8EH 8CH Alıcı Özellikleri:

Gerilim Aralığı: 4.8 - 18V

Kontrol mesafesi: 500m (toprak), 1000 m (hava)

Frekans: 2,4 GHz ISM bandı (2400 MHz ~ 2483,5 MHz)

Parazit önleyici yetenek ve kontrol mesafesi yükseltme.

Android APP aracılığıyla parametre ayarları.

T8FB verici boyutu: 173 x 102 x 206mm

R8EF alıcı boyutu: 48.5 x 21 x 11mm

Ağırlık: 0.47kg (R8EF dahil)

Frekans: 2.4GHz ISM bandı (2400MHz - 2483.5MHz)

Modülasyon modu: GFSK

Kanal bant genişliği: 400KHz

Yayılmış spektrum: FHSS

Komşu kanal reddi: 36dBm'den fazla

Verici gücü: 100mW'dan (20dBm) düşük

Hassasiyet: -104dBm

Hız oranı: 38kbps

PWM çıkışı: 1.0 - 2.0ms

Çözünürlük: 2048, bölüm başına 0.5us

Döngüsü: Çerçeve başına 15 ms

Çalışma gerilimi: 4.8 - 18V (T8FB); 4.6 - 10V (R8EF)

Çalışma akımı: 80mA'den (T8FB) düşük; 30mA'den düşük (R8EF)

Desteklenen alıcılar: R8EF, R8FM, R4FG, R4F

Kontrol mesafesi: 500 m yakınında, havada 1000 m (çevreye bağlı olarak)

3.1.6. Pervane

Pervane, döner bir milin üzerine yerleştirilmiş, uygun bir aerodinamik biçim verilmiş pallardan oluşur. İtme veya çekme gücü sağlar. Hava ve su taşıtlarında kullanılır. Pervanede aynı bir kanatta olduğu gibi üst yüzeyde havanın alt yüzeyden daha hızlı hareket etmesi sebebiyle alt yüzeyde oluşan basınç kaldırma kuvvetini oluşturur. Pervane seçimi toplam kalkış ağırlığı ve motor özellikleri birlikte değerlendirilerek yapılmıştır.

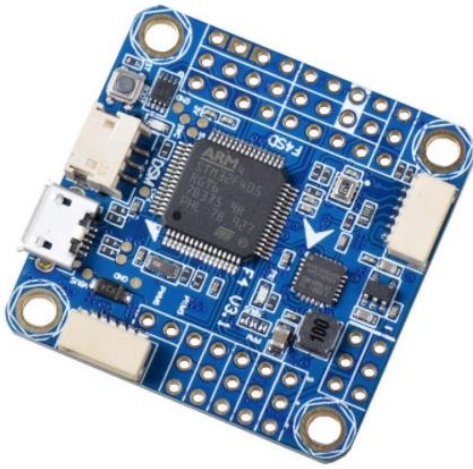


Şekil 3.6. Kullanılacak Karbon Fiber Pervane (12 X 4.5)

3.1.7. Uçuş Kontrol Kartı

Uçuş kontrol kartı, hava aracının kontrolünde kullanıcıdan aldığı komut sinyallerini uçuş kontrol kartı üzerinde ki alıcıdan alarak, düzenleyerek ve sensörlerden aldığı bilgiler aracılığı ile hava aracının hareket etmesini sağlayan bir devre kartıdır. Sensörler tıpkı bir sinir sistemi gibidir ve uçuş kartları için çok önemlidir. Neredeyse tüm uçuş kontrol kartlarında jiroskop(gyro) ve ivme ölçer bulunur. Gelişmiş uçuş kontrol kartlarında GPS, compas, mesafe sensörü, barometre gibi sensörler vardır.

F4 V3S Betaflight Uçuş Kontrol Kartı



Şekil 3.7. Kullanılacak Uçuş Kontrol Kartı

F4 V3S Betaflight Uçuş Kontrol Kartı Özellikleri:

Boyutu: 36x36mm

Montaj delikleri: 30.5x30.5mm

Ağırlık: 7g

STM32 F405 MCU, Betaflight 3.0.1 firmware çalışır, daha hızlı döngü süresi çalıştırabilir.

F4 MCU kullanarak DMA modunda SPI veri yolu üzerinden osd'yi kontrol eder.

OSD yapılandırması Betaflight gui'ye dahil edilmiştir.

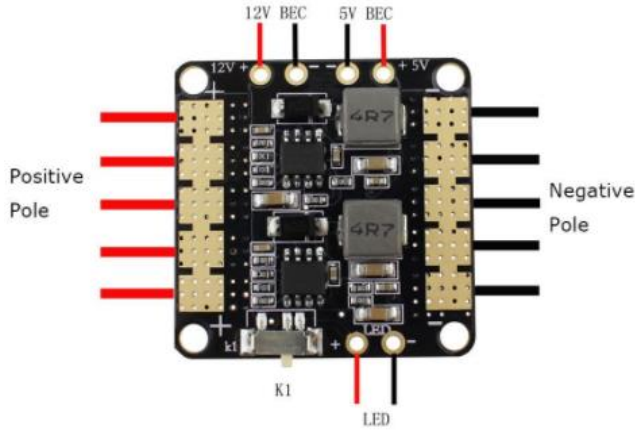
SBUS/PPM girişi (Pinheaders)

6PWM çıkışı (1-4Pinheaders ve Sh1.0 fişi, Pinheaders olarak 5-6)

3.1.8. Güç Dağıtım Kartı

Güç dağıtım kartı, uçan araçlar üzerine monte edilen; piller, elektrik hız kontrol sistemleri ve diğer onboard sistemlerin güç bağlantılarını organize eden devre kartı. Güç dağıtım panoları, uçuş kontrolörleri üzerindeki stresi azalttığı ve genellikle elektrik gürültüsünden daha iyi filtrelendiği için hala tercih edilmektedir.

EMAX Güç Dağıtım Kartı 5V/12V



Şekil 3.8. Kullanılacak Güç Dağıtım Kartı

EMAX Güç Dağıtım Kartı 5V/12V Özellikleri:

Giriş gerilimi: 2-6S Lipo

2 BEC çıkışı: 5V ve 12V

Çıkış akımı: Her çıkış 2-3A

Boyut: 35 * 35mm

Net ağırlık: 6g

LED çıkışı: LED çıkışı K1 anahtarından geçer ve güç kaynağına bağlanır.

3.2. Hava Aracının Mukavemet Analizleri

Statik yapısal analizler mekanik tasarımların basit doğrusal hesaplamalar ile karmaşık malzeme, geometrik ve temaslı doğrusal olmayan hesaplamalar için kullanılır. Analiz sonuçları, düşük mukavemet ve dayanıklılığa sahip zayıf alanların belirlenmesine yardımcı olur. Yapısal analize dayanarak, yapının mukavemeti ve dayanıklılığı için tanımlanmış gereksinimleri karşılamak gibi yapıların uygulanan kuvvetler sonucunda yapıda meydana gelen deformasyonları anlatmaktadır. Tasarlanan hava aracının statik analizi SolidWorks üzerinden yürütülmüş ve mukavemet değerleri elde edilmiştir.

3.2.1. İniş Takımının Mukavemet Analizi

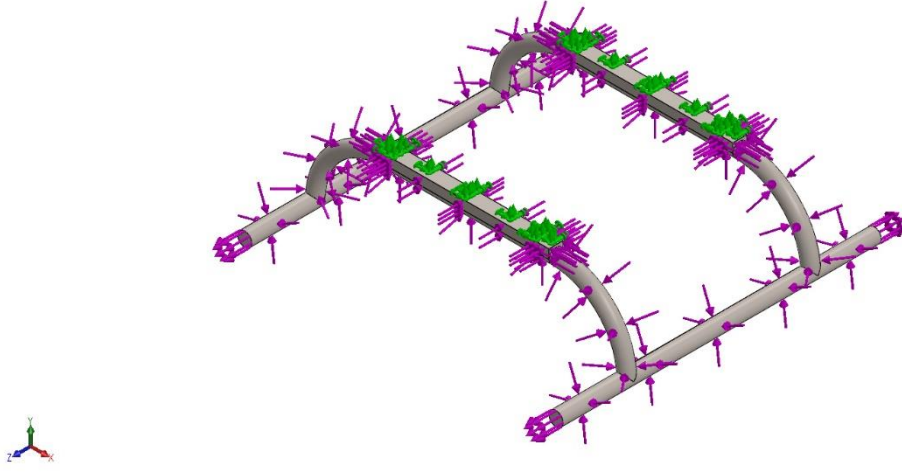
Tasarımı yapılan aracın iniş takımı donanımı için AISI 316 tavlı paslanmaz çelik çubuk malzeme seçilmiş ve analizler bu malzeme üzerinden gerçekleştirilmiştir.

AISI 316 tavlı paslanmaz çelik çubuklar kimyasal bileşen olarak basitçe; %16-%18 krom, %10-%14 nikel, %2.0-%3.0 Molibden, %2 Manganez, %1 silisyum ve maksimum %0.08 oranında karbon gibi elementlerden oluşmasının yanında az miktarda fosfor ve silisyum bulundurur. Molibden içermesi ve daha yüksek nikel barındırması sebebiyle korozyon direnci bir hayli yüksektir. AISI 316 tavlı paslanmaz çeliklerin kopma dayanımı “Ultimate Strength” yani mükemmel güç olarak tanımlanır ve bu kopma dayanımı molibden ile sağlanır.

Yüksek sürtünme mukavemeti ve yüksek bir korozyon direncine sahip olması bu malzemeyi tasarımımızda iniş takımı malzemesi olarak seçmemizin temel nedenlerindedir. Çünkü hava aracının uçuş sırasında havadaki nemden vb. nedenlerden kaynaklı oluşabilecek korozyona dayanımı yüksek olmalıdır. Ayrıca iniş ve kalkış sırasında yer ile temasından dolayı mukavemetinin de yüksek olması gerekmektedir.

Mukavemet analizi için öncelikle SolidWorks üzerinden iniş takımının çizimi yapılarak katı modeli oluşturulmuştur. Ardından SolidWorks simülasyon menüsünden statik analiz seçilmiştir. Sonrasında iniş takımı donanımının malzemesi olarak AISI 316 tavlı paslanmaz çelik çubuk atanmıştır. Fikstürler eklentisinden iniş takımının belirlenen kısmına sabit geometri verilmiş ve hesaplamalardan yola çıkarak belirlemiş olduğumuz ortalama 1000 N’ luk kuvvetler ilgili kısımlara uygulanmıştır. Son olarak parça için mesh ataması yapılarak statik analiz etüdü yürütülmüş ve aşağıda belirtilen analiz sonuçları elde edilmiştir.

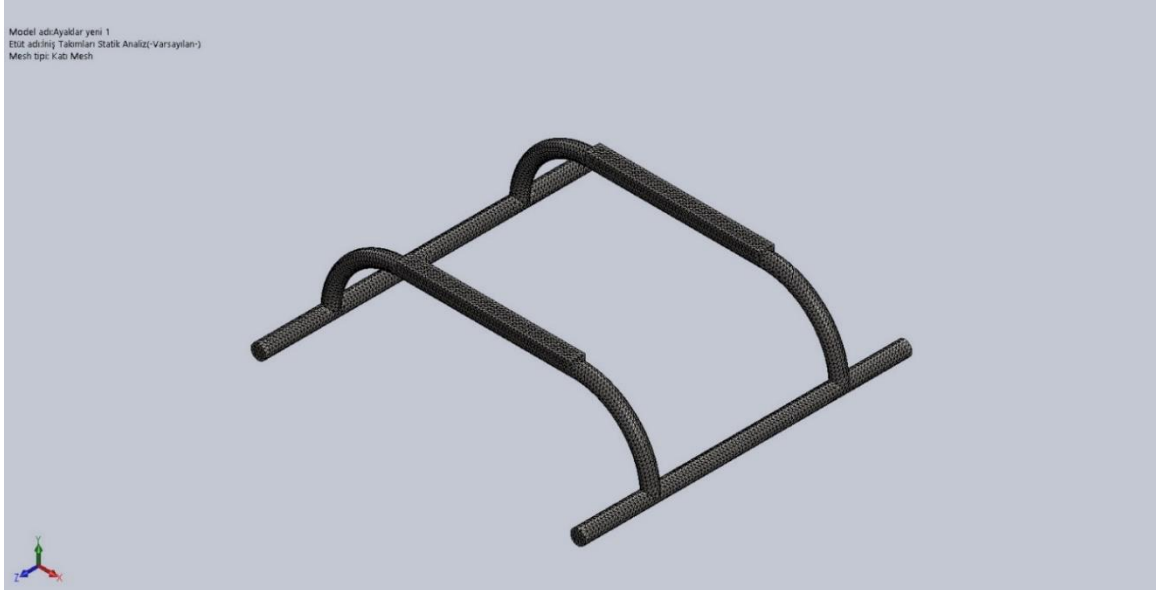
İniş Takımı Mukavemet Analizi Sonuçları:



Şekil 3.9. İniş Takımına Uygulanan Kuvvetler

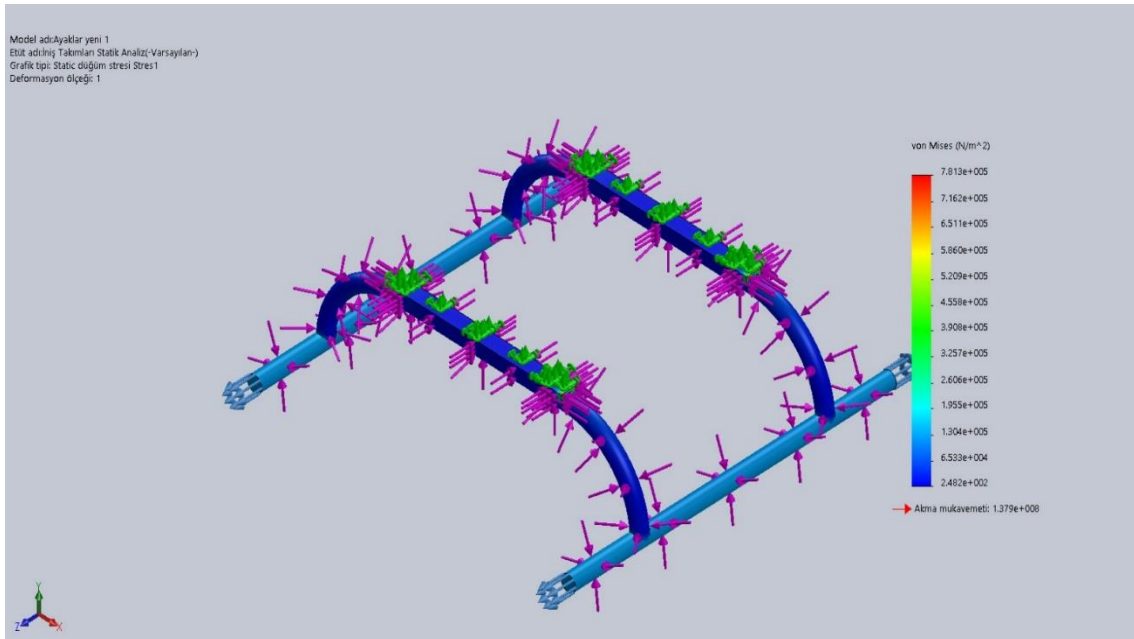
Malzeme Özellikleri:

Malzeme Adı:	AISI 316 Tavlı Paslanmaz Çelik Çubuk (SS)
Model tipi:	İzotropik Doğrusal Elastik Analizi
Varsayılan hata kriteri:	Maks. von Mises Gerilimi
Akma mukavemeti:	1.37895e+008 N/m ²
Gerilme mukavemeti:	5.5e+008 N/m ²
Elastik modül:	1.93e+011 N/m ²
Poisson oranı:	0.3
Kütle yoğunluğu:	8000 kg/m ³
Termal genleşme katsayısı:	1.6e-005 /Kelvin



Şekil 3.10. İniş Takımının Meshi

Gerilme Analizi Sonuçları:



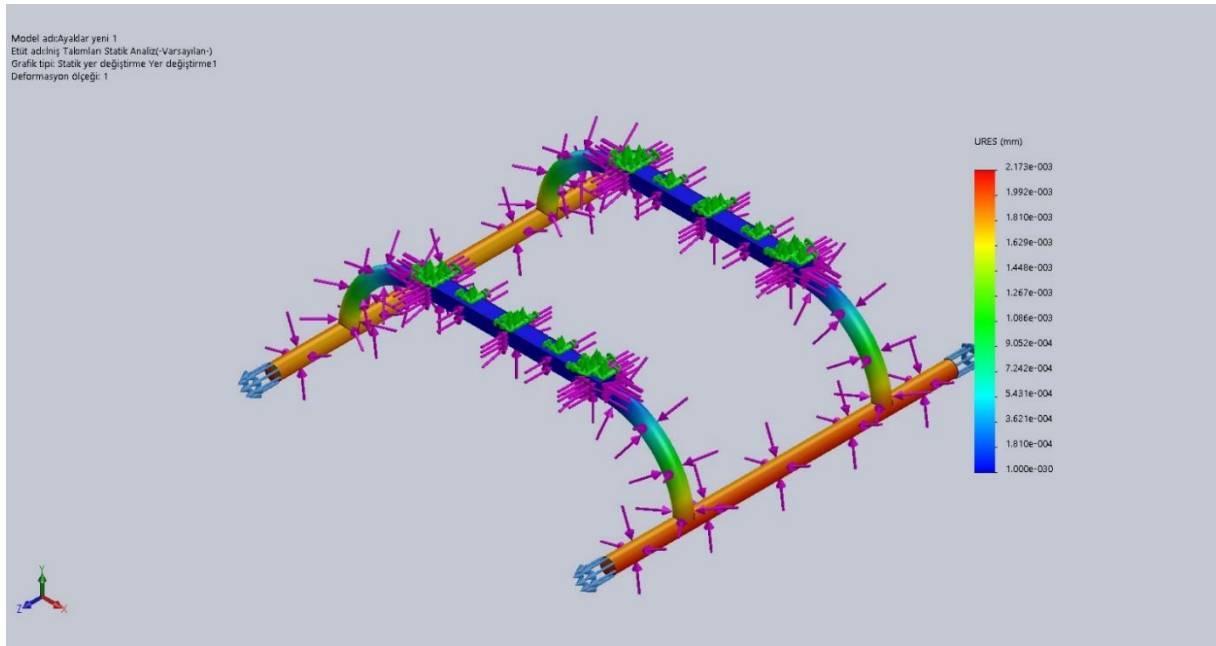
Şekil 3.11. İniş Takımının Gerilme Analizi Sonucu

Tablo 3.1. İniş takımının gerilme değerleri tablosu

Tip	Min	Maks.
VON: von Mises Stresi	2.482e+002N/m ²	7.813e+005N/m ²
	Düğüm: 5886	Düğüm: 6663

Analiz sonuçlarına bakıldığında iniş takımının ayak kısımlarında oluşan stresin diğer kısımlardan fazla olduğu fakat yine de minimum düzeylerde olduğu saptanmıştır. Mukavemet değerlerine bakıldığında bu değerlerin olumsuz etki yapması söz konusu olmadığından dolayı oluşan bu gerilme normal bir düzeyde sayılabilmektedir. Uygulanan kuvvetler altında akma mukavemeti değeri maksimum akma mukavemeti değerinden küçük olduğu gözlemlendiğinden dolayı parçanın kalıcı bir şekil değişimine uğramadığı gözlemlenmektedir.

Yer Değişirme Analizi Sonuçları:



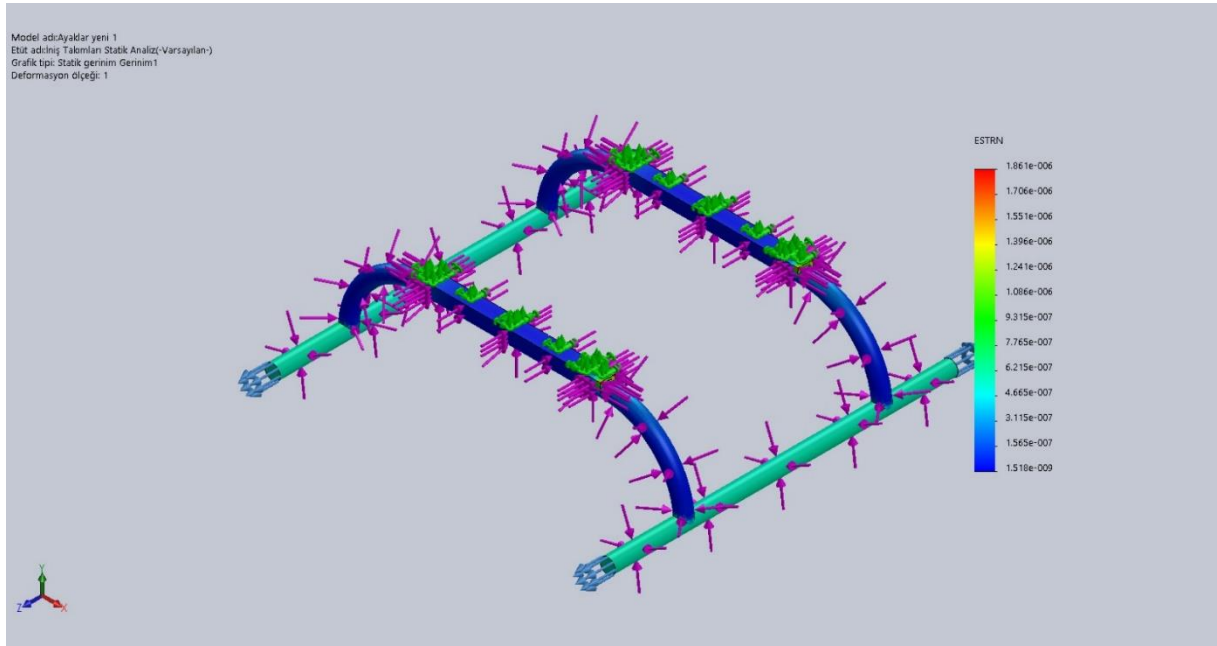
Şekil 3.12. İniş Takımının Yer Değişirme Analizi Sonucu

Tablo 3.2. İniş Takımının Yer Değişirme Değerleri Tablosu

Ad	Tip	Min	Maks.
Yer değiştirme	URES: Sonuç Yer Değişirmesi	0.000e+000mm Düğüm: 6101	2.173e-003mm Düğüm: 3360

Analiz sonuçlarına bakılırsa iniş takımının ayak kısmında oluşan yer değişiminin diğer kısımlardan fazla olduğu net bir şekilde görünmektedir. Bunun sebebi analizde iniş takımının ayak kısmına çeki kuvveti etkimesidir. Çeki kuvveti etkisi altında olduğundan ve bu yer değiştirme miktarı milimetre cinsinden olduğundan bu oran araç donanımına büyük bir olumsuzluk oluşturmamaktadır.

Gerinim Analizi Sonuçları:



Şekil 3.13. İniş Takımının Gerinim Analizi Sonucu

Tablo 3.3. İniş takımının gerinim değerleri tablosu

Ad	Tip	Min	Maks.
Gerinim	ESTRN: Eşdeğer Gerilme	1.518e-009 Eleman: 8040	1.861e-006 Eleman: 20607

3.2.2. Üst Parçanın Mukavemet Analizi

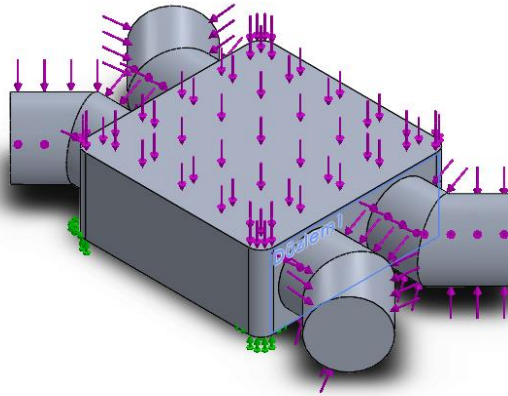
Tasarımını yapmış olduğumuz hava aracının havacılık sektöründe yaygın olarak kullanılan alüminyum 7000 alaşım serisinden olan alüminyum 7050-T7651 malzemesi seçilmiştir ve analizler bu malzeme üzerinden yapılmıştır.

Korozyon direnci çok yüksek olan ve havacılık-uzay sanayinin yoğun kullandığı bir malzemedir. Çatlama ve yorulmaya karşı çok yüksek dirence sahiptir. Havacılık sanayisinde öncelikli tercih edilen bir malzemedir. T7651 ısıtılma işlemi malzemeye ekstrasından aracımızda istediğimiz özellikleri sağlamaktadır. Bunlar çözültüye alınmış, kontrollü miktarda germe ile gerilim giderilmiş ve korozyon dayanımını arttırmak için yapay olarak yaşlandırılmıştır.

Üst parçayı alüminyum alaşım malzemedен yapmamıza rağmen, aracın mukavemet değerini arttırmak istediğimiz için üst parçayı gövde gibi karbonfiber kaplama yapmaya karar verdik. Bu durum maliyeti artırmasına karşılık aracın güvenliğini en üst düzeye çıkarmamıza yarar sağladı. Araçta aradığımız önemli özelliklerden bir tanesi olan yorulma dayanımında seçmiş olduğumuz alüminyum alaşım sayesinde yüksek dayanım değerlerine ulaşılmıştır. Aracın havada maruz kalacağı şekil değişimi miktarını da minimize etmek hedeflenmiştir.

Hava aracının üst parçasının malzemesi Solidworks üzerinden yukarıda sebepleriyle birlikte açıklamış olduğumuz alüminyum alaşım 7050-T7651 olarak belirlenmiştir.

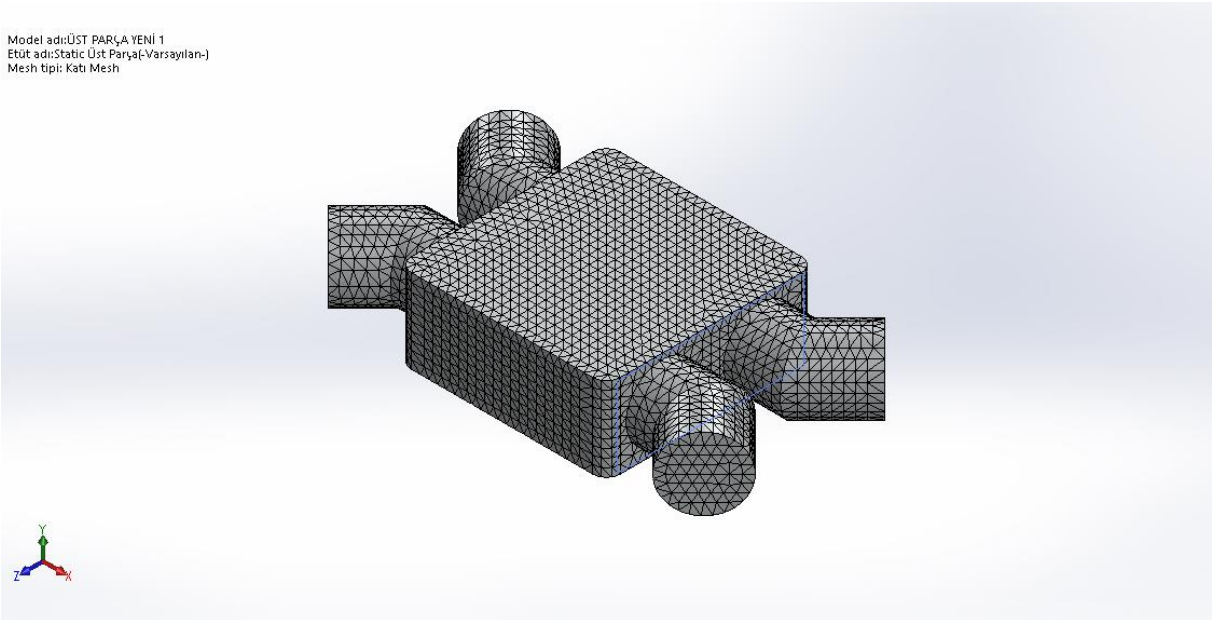
Öncelikli olarak parçayı, aracın gövdeyle birleştirilmiş olan kısımdan sabitleyip daha sonra parçanın üst kısmından 1000N kuvvetler uygulanmıştır. Analizini yapmış olduğumuz üst parçaya ince mesh atarak en güvenilir sonuçları elde etmek hedeflenmiştir.



Şekil 3.14. Üst Parçaya Uygulanan Kuvvetler

Malzeme Özellikleri:

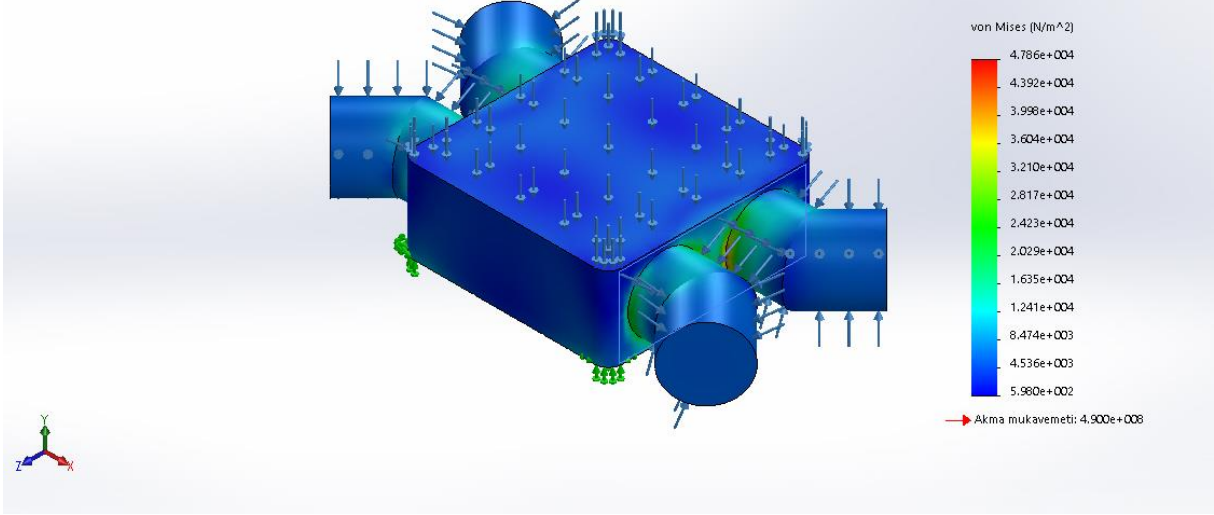
Malzeme Adı:	7050-T7651
Model tipi:	İzotropik Doğrusal Elastik Analiz
Varsayılan hata kriteri:	Maks. von Mises Gerilimi
Akma mukavemeti:	4.9e+008 N/m ²
Gerilme mukavemeti:	5.5e+008 N/m ²
Elastik modül:	7.2e+010 N/m ²
Poisson oranı:	0.33
Kütle yoğunluğu:	2830 kg/m ³
Yırtılma modülü:	2.69e+010 N/m ²
Termal genişleme katsayısı:	2.36e-005 /Kelvin



Şekil 3.15. Üst Parçanın Meshi

Gerilme Analizi Sonuçları:

Model adı: ÜST PARÇAYA YENİ 1
Etüt adı: Static Üst Parça[-Varsayılan-]
Grafik tipi: Static düğüm stresi Stres1
Deformasyon ölçeği: 1



Şekil 3.16. Üst Parçanın Gerilme Analizi Sonucu

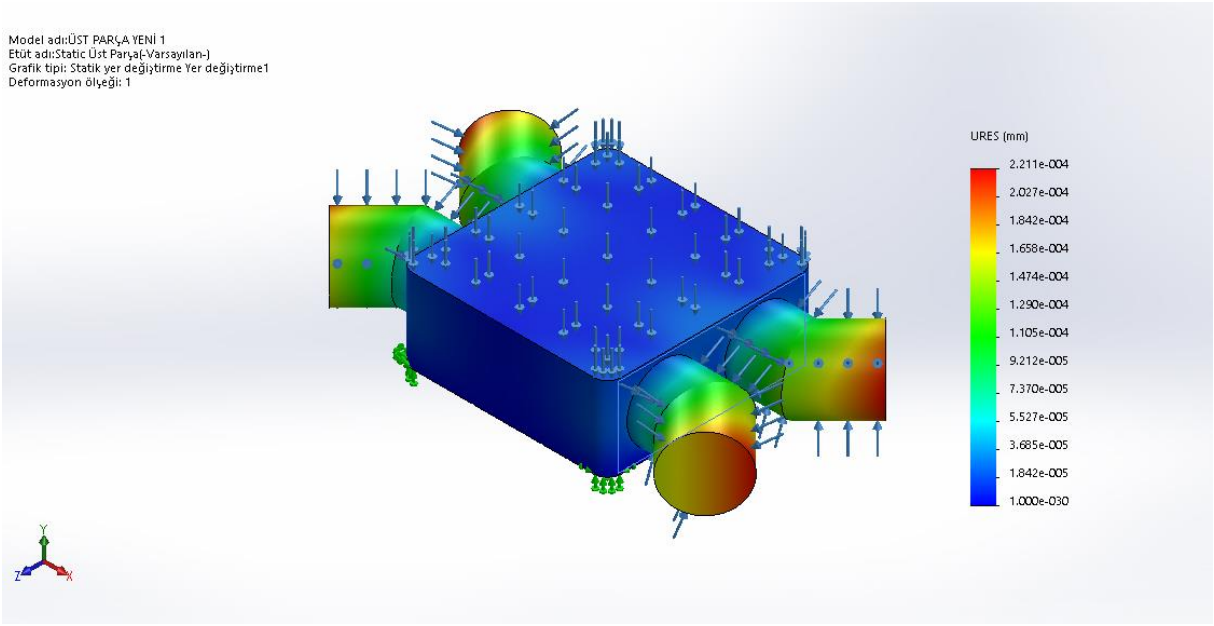
Tablo 3.4. Üst parçanın gerilme değerleri tablosu

Ad	Tip	Min	Maks.
Stres	VON: von Mises Stresi	5.980e+002N/m ²	4.786e+004N/m ²
		Düğüm: 3198	Düğüm: 67959

Parçaya yukarıda belirtilen işlemler uygulandıktan sonra aracın uygulanan kuvvetler altında maksimum akma mukavemeti değeri $4.786 \cdot 10^4$ N/m² çıkarken, parçanın seçilen malzeme ile birlikte kalıcı şekil değişimine uğramadan dayanabileceği maksimum akma mukavemeti değeri $4.900 \cdot 10^8$ N/m² olarak gözlemlenmektedir. Buradan yola çıkarak parçanın kalıcı bir şekil değişimine uğramadığı gözlemlenmiştir. Aracın 1000 N kuvvet altındaki maksimum yer değiştirme miktarıda $2.211 \cdot 10^4$ mm olarak görülmektedir. Parçanın en çok şekil değişimine maruz kaldığı bölge ise parçanın kollar ile birleştiği bağlantı yeridir. Bu sonuçta beklenen sonuçlardan bir tanesidir.

Yer Değişirme Analizi Sonuçları:

Model adı: ÜST PARÇA YENİ 1
Etüt adı: Static Üst Parça (Varsayılan)
Grafik tipi: Statik yer değiştirme Yer değiştirme1
Deformasyon ölçeği: 1



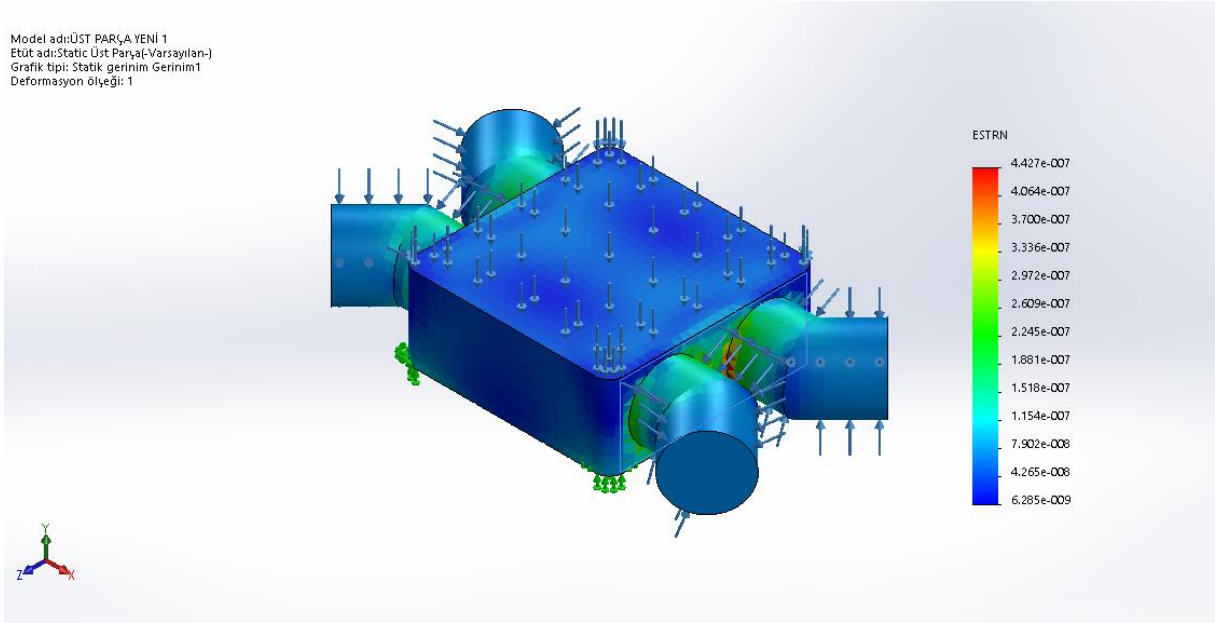
Şekil 3.17. Üst Parçanın Yer Değişirme Analizi Sonucu

Tablo 3.5. Üst parçanın yer değiştirme değerleri tablosu

Ad	Tip	Min	Maks.
Yer değiştirme	URES: Sonuç Yer Değişirmesi	0.000e+000mm Düğüm: 1078	2.211e-004mm Düğüm: 71821

Hava aracının üst parçasına uygulanan 1000N'luk kuvvet ile birlikte şu sonuç gözlemlenmiştir; üst parçada en çok yer değiştirmenin görüldüğü kısım pervane kolu ile üst parçanın birleştirildiği bölgedir ve $2.221 \cdot 10^{-4}$ mmlik bir yer değiştirmeye sahiptir. Bu yer değiştirme miktarının parçanın boyutuyla orantılandığında büyük bir şekil değişimine neden olmayacağı düşünülmektedir.

Gerinim Analizi Sonuçları:



Şekil 3.18. Üst Parçanın Gerinim Analizi Sonucu

Tablo 3.6. Üst parçanın gerinim değerleri tablosu

Ad	Tip	Min	Maks.
Gerinim	ESTRN: Eşdeğer Gerilme	6.285e-009	4.427e-007
		Eleman: 18023	Eleman: 6009

3.2.3. Gövdenin Mukavemet Analizi

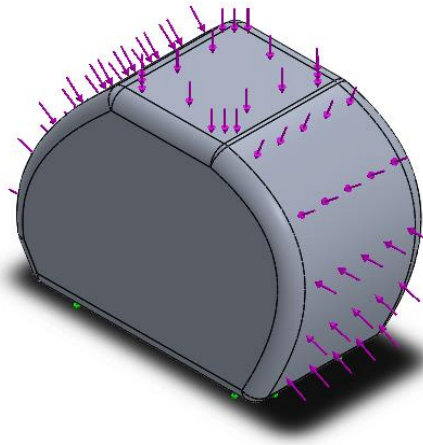
Tasarımını yapmış olduğumuz hava aracının gövdesinin son dönemlerde havacılık sektöründe sıklıkla kullanılan alüminyum 7000 alaşım serisinden olan alüminyum 7050-T7651 malzemesi seçilmiştir ve analizler bu malzeme üzerinden yapılmıştır.

Korozyon direnci çok yüksek olan ve havacılık-uzay sanayisinin yoğun kullandığı bir malzemedir. Çatlama ve yorulmaya karşı çok yüksek dirence sahiptir. Havacılık sanayisinde öncelikli tercih edilen bir malzemedir.

Gövdenin ana iskeleti alüminyum alaşımlardan yapılacak olmasına karşın, karbonfiber kaplama ile birlikte aracın istenilen yüksek mukavemete sahip olması da böylelikle sağlanacaktır. Hava aracında aranan önemli özelliklerden bir tanesi olan yorulma dayanımı da seçilen alüminyum alaşım dış iskelet ile birlikte sağlanacaktır. Havada belirli bir kuvvete belirli bir zaman diliminde maruz kaldığı şekil değişimini bu şekilde önemli ölçüde azaltmak hedeflenmiştir.

Gövdenin malzemesi SolidWorks üzerinden yukarıda belirtilen sebeplerden dolayı alüminyum alaşım 7050- T7651 seçilmiştir.

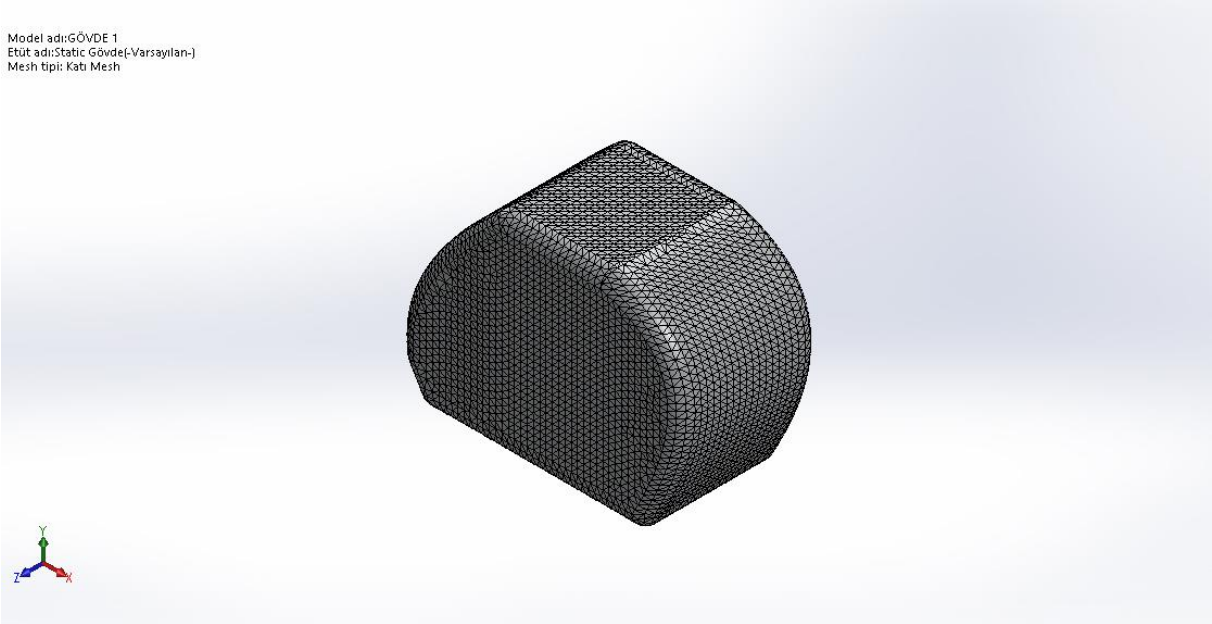
Öncelikli olarak araç gövdesinin alt kısmı sabitlenerek; aracın tavan, cam kısmı ve arka tarafından olmak üzere 3 bölge üzerinden 1000 N kuvvet uygulanarak analize başlanmıştır. Araç gövdesine ince mesh atanarak en güvenilir sonuçları elde etmek amaçlanmıştır.



Şekil 3.19. Gövdeye Uygulanan Kuvvetler

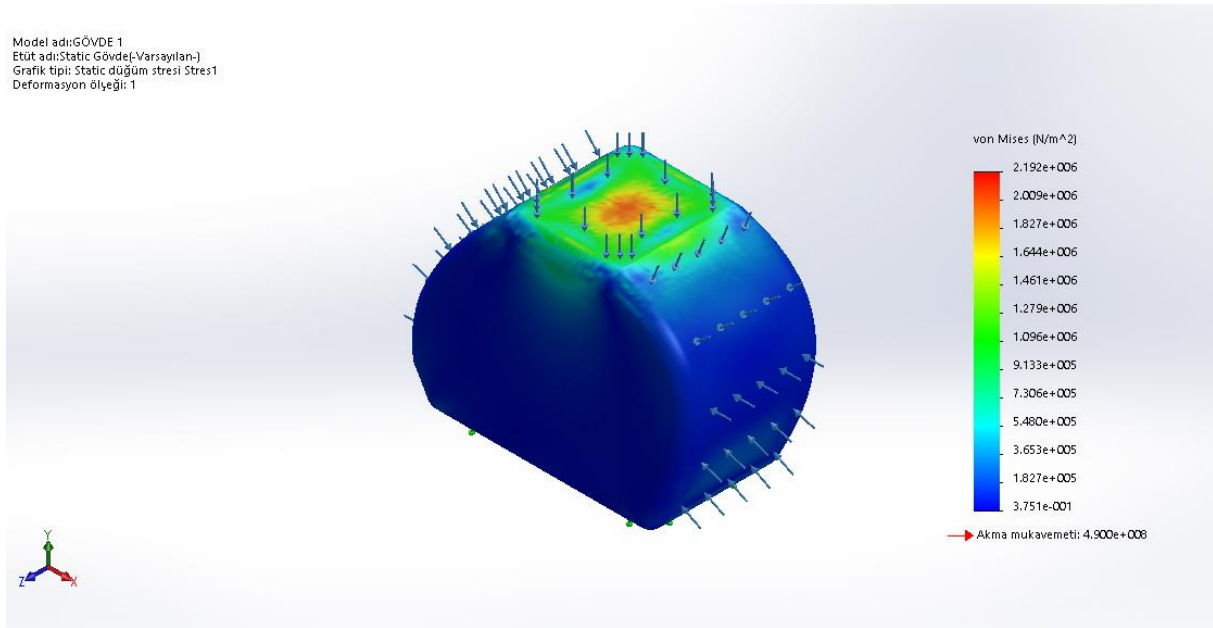
Malzeme Özellikleri:

Malzeme Adı:	7050-T7651
Model tipi:	İzotropik Doğrusal Elastik Analizi
Varsayılan hata kriteri:	Maks. von Mises Gerilimi
Akma mukavemeti:	4.9e+008 N/m ²
Gerilme mukavemeti:	5.5e+008 N/m ²
Elastik modül:	7.2e+010 N/m ²
Poisson oranı:	0.33
Kütle yoğunluğu:	2830 kg/m ³
Yırtılma modülü:	2.69e+010 N/m ²
Termal genişleme katsayısı:	2.36e-005 /Kelvin



Şekil 3.20. Gövdenin Meshi

Gerilme Analizi Sonuçları:



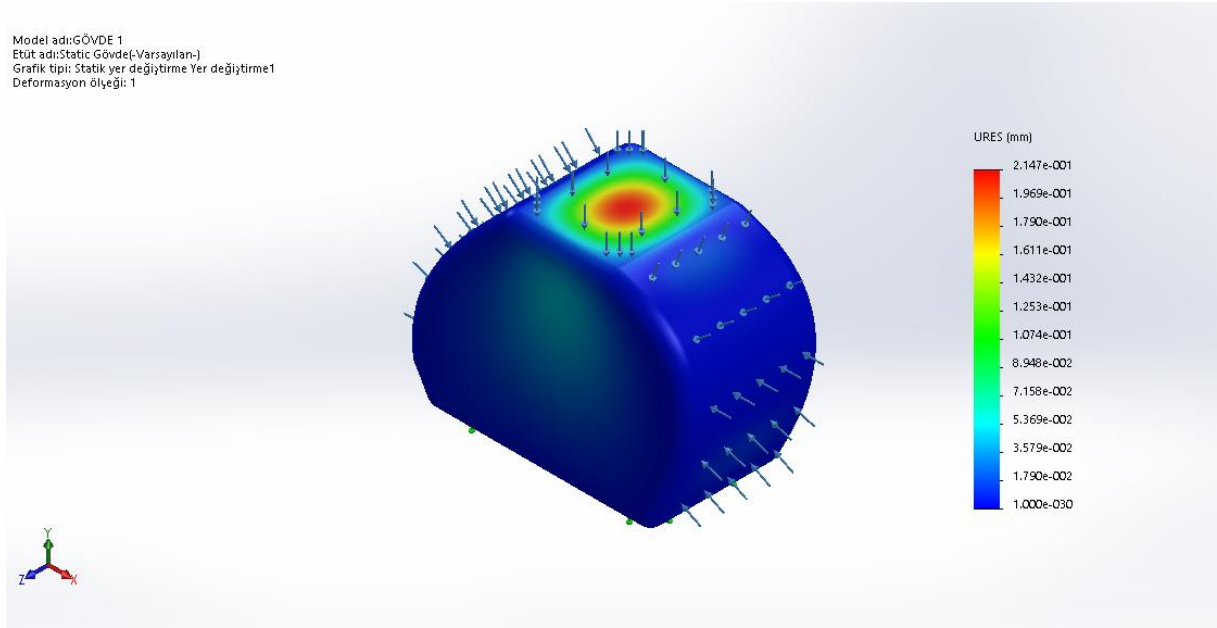
Şekil 3.21. Gövdenin Gerilme Analizi Sonucu

Tablo 3.7. Gövdenin gerilme değerleri tablosu

Ad	Tip	Min	Maks.
Stres	VON: von Mises Stresi	3.751e-001N/m ²	2.192e+006N/m ²
		Düğüm: 59669	Düğüm: 21026

Araç gövdesine yukarıda belirtilen işlemler uyguladıktan sonra gövdenin bu kuvvetler altında maksimum akma mukavemeti değeri $2.192 \cdot 10^6$ N/m² çıkarken seçilen malzeme ile birlikte gövdenin maksimum akma mukavemeti değeri $4.900 \cdot 10^8$ N/m² olarak görülmektedir. Buradan yola çıkarak aracın 1000 N kuvvet altında akma mukavemeti değerinin geçilmediği gözlemlenmiştir.

Yer Değiştirme Analizi Sonuçları:



şekil 3.22. Gövdenin Yer Değiştirme Analizi Sonucu

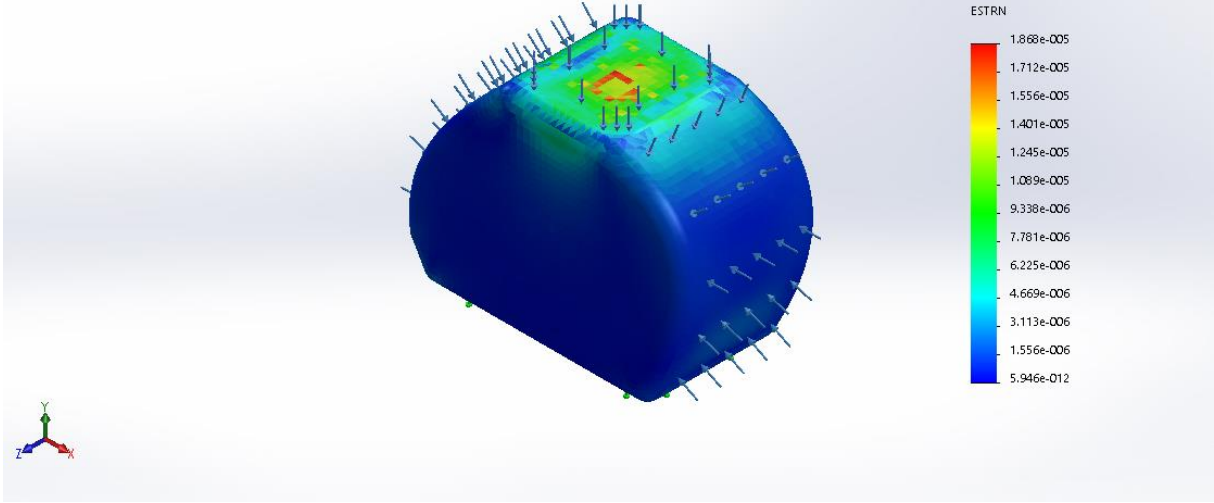
Tablo 3.8. Gövdenin yer değiştirme değerleri tablosu

Ad	Tip	Min	Maks.
Yer değiştirme	URES: Sonuç Yer Değiştirmesi	0.000e+000mm Düğüm: 1	2.147e-001mm Düğüm: 50823

Hava aracı gövdesinin seçilen malzeme doğrultusunda tavan kısmına uygulanan 1000 N'luk kuvvet neticesinde aracın tavanında $2.147 \cdot 10^{-1}$ mmlik bir yer değiştirme olduğu görölmektedir. Bu yer değiştirme miktarının araç gövdesinin uzunluğu düşünöldüğünde büyük bir şekil değişimine neden olmayacağı düşünölmektedir.

Gerinim Analizi Sonuçları:

Model adı:GÖVDE 1
Etüt adı:Static Gövde(Varsayılan)
Grafik tipi: Statik gerinim Gerinim1
Deformasyon ölçeği: 1



Şekil 3.23. Gövdenin Gerinim Analizi Sonucu

Tablo 3.9. Gövdenin gerinim değerleri tablosu

Ad	Tip	Min	Maks.
Gerinim	ESTRN: Eşdeğer Gerilme	5.946e-012	1.868e-005
		Eleman: 20337	Eleman: 30859

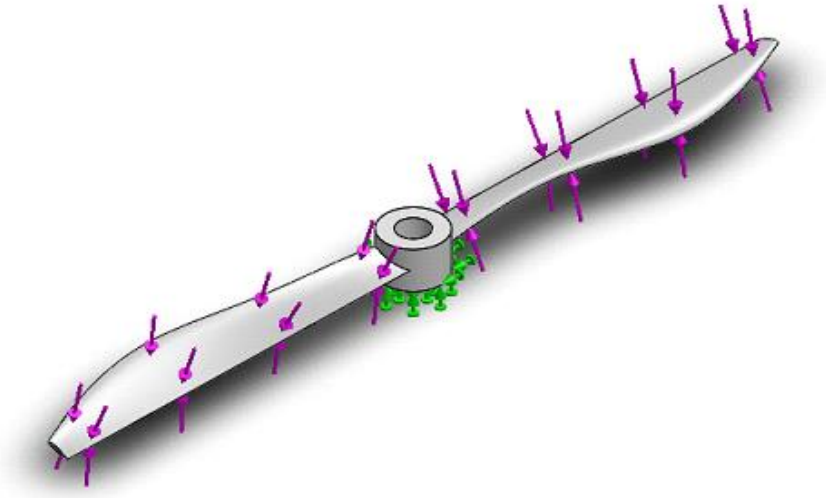
3.2.4. Pervanenin Mukavemet Analizi

Tasarımını yaptığımız aracın pervane donanımı için karbon fiber malzeme seçilmiştir.

Karbon elyaf bir diğer adıyla karbon fiber ipliksi olarak da bilinen bu teknoloji ürünü; katran, naylon ve orlondan oluşan bir malzemedir. Çeliğe göre 4.5 kat daha hafif, aynı zamanda 3 kat daha dayanıklıdır. Karbon fiber ana bileşimleri karbonlaşmış akrilik elyaf (Orlon), katran ve naylondur. Havacılıktan, otomotive, eğlence uygulamalarından, askeri malzemelere kadar birçok endüstride tercih edilen karbon fiberin avantajları da oldukça fazladır. Karbon fiberin avantajları şunlardır;

Sertliği yüksektir. Çekme mukavemeti fazladır. Hafif yapı / mukavemet oranı yüksektir. Kimyasal dayanımı fazladır. Aşırı sıcaklıklara karşı toleranslı bir yapıdadır. Düşük termal genleşme yapısına sahiptir. Yüksek mukavemet ve korozyon direncine sahip olduğu için hava aracının pervanelerinde bu malzemeyi seçmemizde ana etkindir.

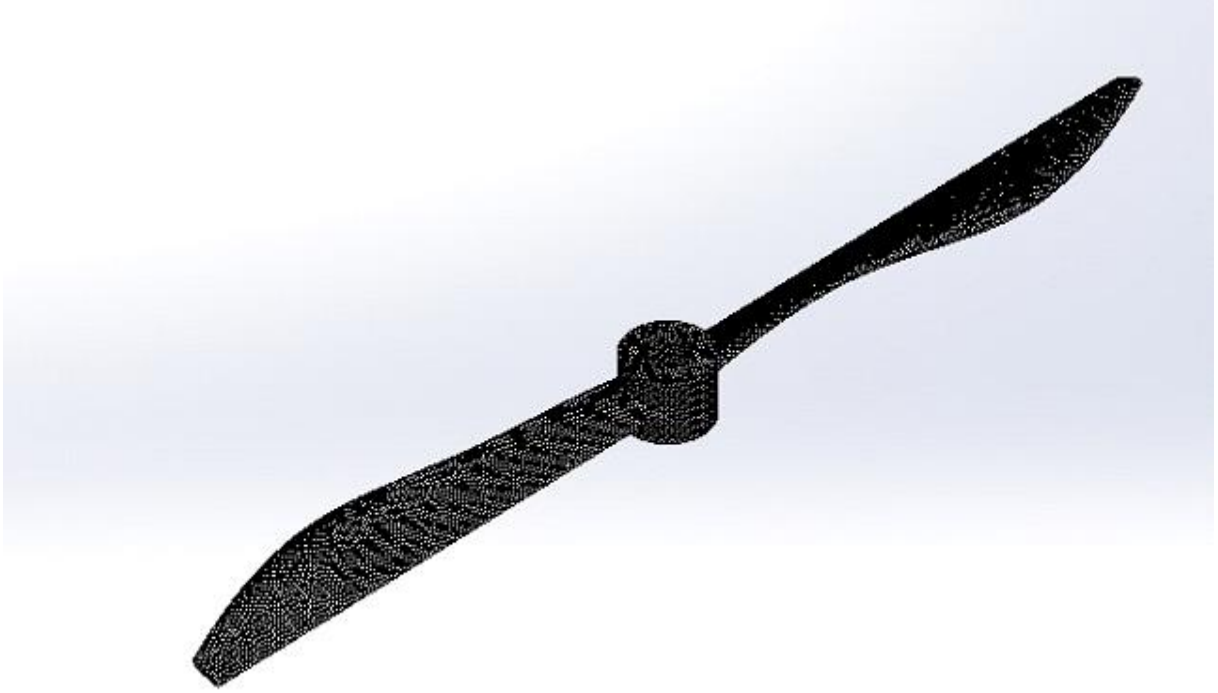
Mukavemet analizi yapılmadan önce SolidWorks programından pervane çizilip katı model oluşturulmuştur. Daha sonra SolidWorks simülasyon bölümünden statik analiz seçilip pervane malzemesi olan karbon fiber seçilmiştir. Gerekli kısım sabitlenip 1000 N kuvvet pervaneye uygulanmış ve mesh atanıp etüt yürütülmüştür.



Şekil 3.24. Pervaneye Uygulanan Kuvvetler

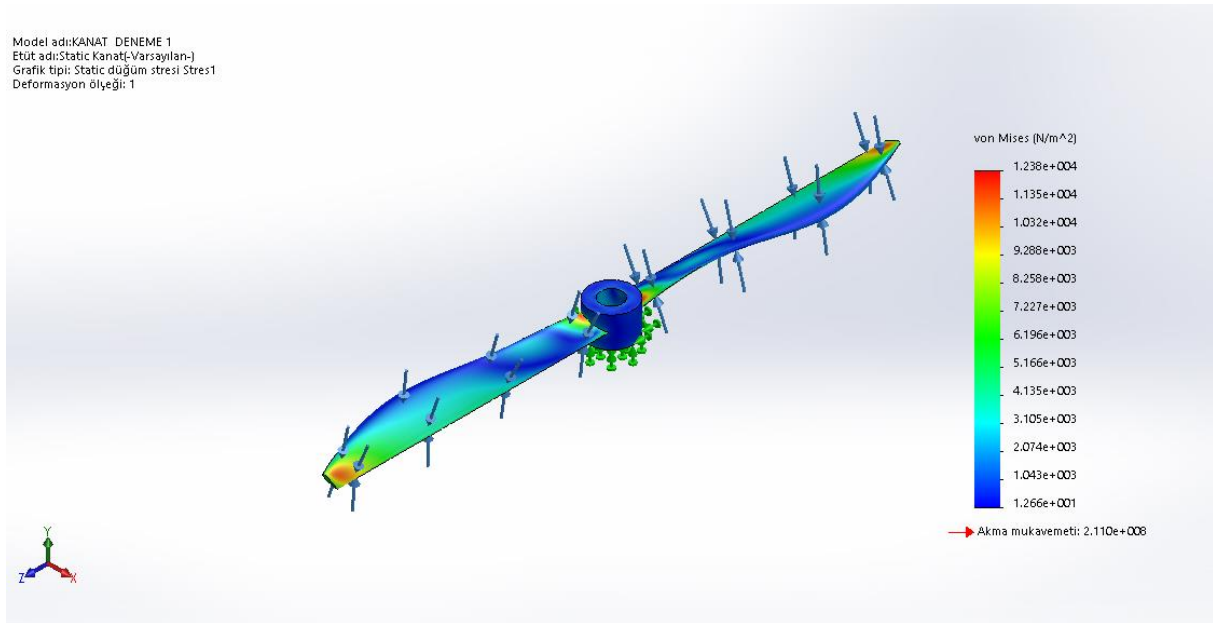
Malzeme Özellikleri :

Malzeme Adı:	CF (Karbonfiber)
Model tipi:	İzotropik Doğrusal Elastik Analizi
Varsayılan hata kriteri:	Maks. von Mises Gerilimi
Akma mukavemeti:	2.11e+008 N/m ²
Gerilme mukavemeti:	2.4e+008 N/m ²
Elastik modül:	3.52e+007 N/m ²
Poisson oranı:	0.2
Kütle yoğunluğu:	2.27e-006 kg/m ³



Şekil 3.25. Pervanenin Meshi

Gerilme Analizi Sonuçları:



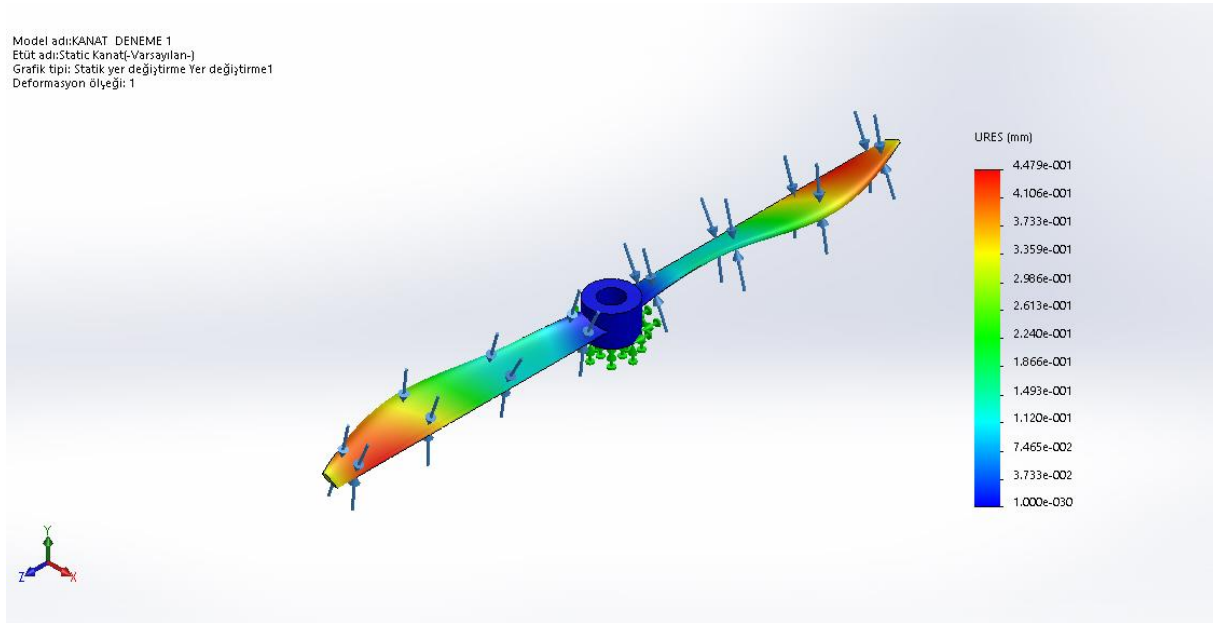
Şekil 3.26. Pervanenin Gerilme Analizi Sonucu

Tablo 3.10. Pervanenin gerilme değerleri tablosu

Ad	Tip	Min	Maks.
Stres	VON: von Mises Stresi	1.266e+001N/m ²	1.238e+004N/m ²
		Düğüm: 61687	Düğüm: 61758

Sonuçlara bakıldığında pervanenin uç kısımlarında oluşan stresin diğer kısımlardan fazla olduğu fakat yine de minimum düzeylerde olduğu saptanmıştır. Mukavemet değerlerine bakıldığında bu değerlerin olumsuz etki yapması söz konusu olmadığından dolayı oluşan bu gerilme normal bir düzeyde sayılabilmektedir.

Yer Değiştirme Analizi Sonuçları:



Şekil 3.27. Pervanenin Yer Değiştirme Analizi Sonucu

Tablo 3.11. Pervanenin yer değiştirme değerleri tablosu

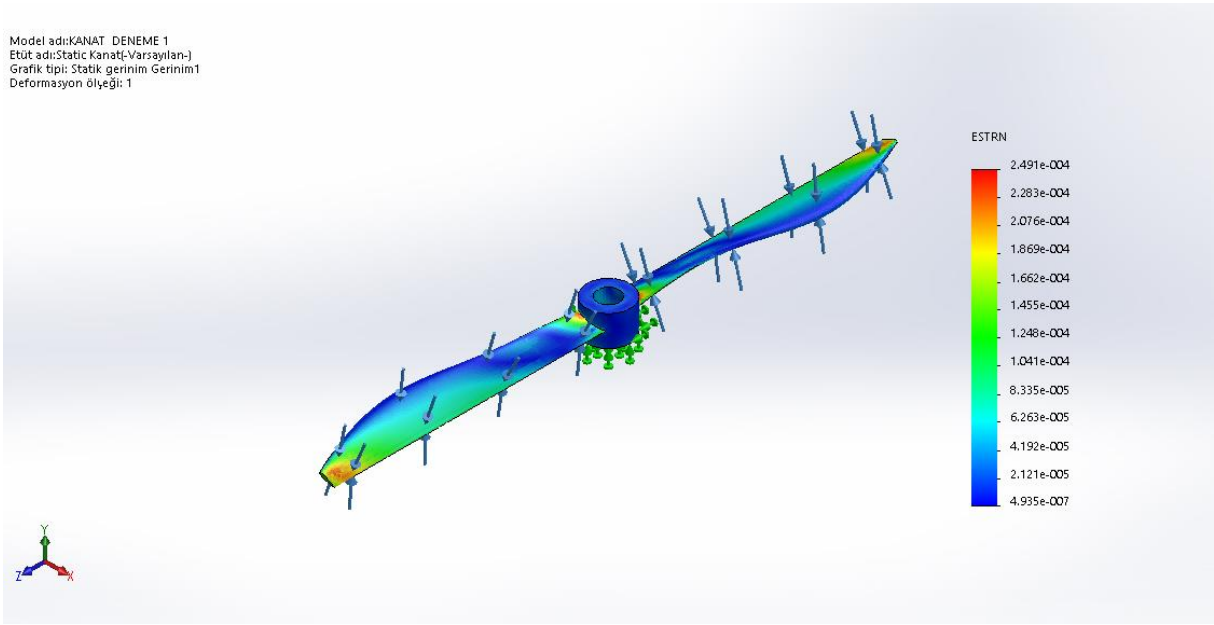
Ad	Tip	Min	Maks.
Yer değiştirme	URES: Sonuç Yer Değiştirmesi	0.000e+000mm Düğüm: 24	4.479e-001mm Düğüm: 487

Sonuçlara bakıldığında pervanenin uç kısımlarında oluşan yer değiştirmelerinin pervanenin diğer kısımlarına oranla daha fazla olduğu görülmektedir. Ancak maksimum yer değiştirme miktarlarının pervanenin uç kısmında $4.479 \cdot 10^{-1}$ mm değeri aldığı görülmektedir ve pervanenin boyutu düşünüldüğünde göz ardı edilebilecek bir yer değiştirme olduğu söylenebilir.

Pervanedeki yer değiştirmenin temel sebeplerinden bir tanesi de motorun mili döndürmesi sonucu oluşan titreşiminde önemli bir etken olduğu düşünülmektedir.

Gerinim Analizi Sonuçları:

Model adı:KANAT_DENEME 1
Etüt adı:Static Kanat(-Varsayılan-)
Grafik tipi: Statik gerinim Gerinim1
Deformasyon ölçeği: 1



Şekil 3.28. Pervanenin Gerinim Analizi Sonucu

Tablo 3.12. Pervanenin gerinim değerleri tablosu

Ad	Tip	Min	Maks.
Gerinim	ESTRN: Eşdeğer Gerilme	4.935e-007	2.491e-004
		Eleman: 27330	Eleman: 19610

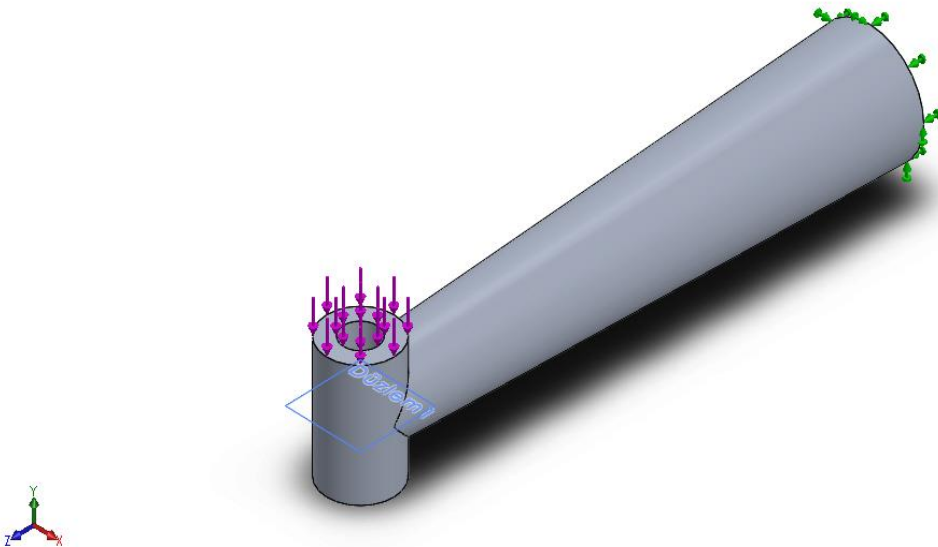
3.2.5. Pervane Kollarının Mukavemet Analizi

Tasarımını yaptığımız aracın pervane kolu donanımı için 7075 T6 alüminyum alaşım malzeme seçilmiştir. Günümüzde, havacılık sektöründen otomotiv sektörüne, medikal malzemelerden mutfak eşyalarına, makine parçalarından kalıp yapımına kadar imalat sektörünün hemen hemen her basamağında sahip olduğu özelliklerinden dolayı alüminyum ve alaşımları kullanılmaktadır.

Genel bileşen olarak 7075 T6 ; AlZnMgCu: %1,5 , Al: %87,1 – 94,1 Cr: %0,18 – 0,28 Cu:%1,2 – 2, Fe: %Maks. 0,5 , Mg:% 2,1 – 2,9, Mn: % Maks. 0,3 , Si: % Maks. 0,4, Ti: % Maks 0,2 , Zn: % 5,1 – 6,1 içermektedir. 7075 T6 alüminyum alaşımlar ortalama olarak 460-505 MPa akma mukavemetine, 530-570 MPa çekme mukavemetine sahiptirler. Yorulma dayanımı yüksektir. Ayrıca 140-160 aralığında Rockwell değerine sahiptir.

Yüksek mukavemet ve düşük maliyete sahip olmasından dolayı tercih ettiğimiz bu malzeme korozyon direnci yüksek olması sebebiyle tasarımda kullanılmıştır.

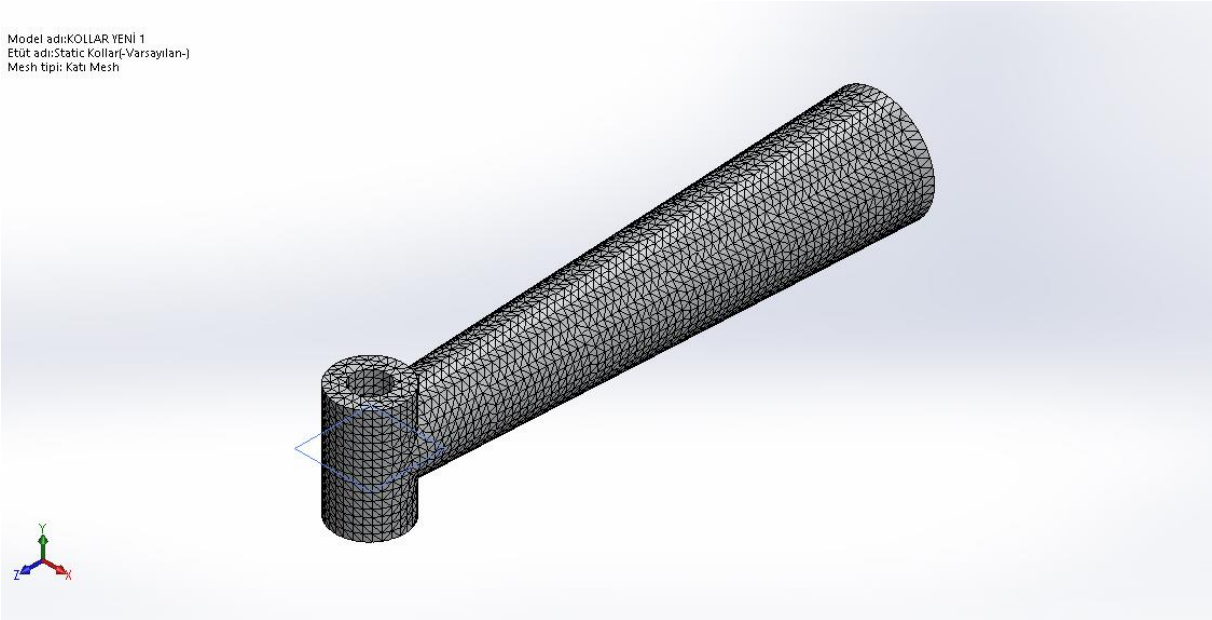
Mukavemet analizi yapılmadan önce SolidWorks programından pervane kolları çizilip katı model oluşturulmuştur. Daha sonra SolidWorks simülasyon bölümünden statik analiz seçilip pervane kollarının malzemesi olan 7075 T6 alaşım seçilmiştir. Gerekli kısımdan sabitlenip 1000 N kuvvet pervane kollarına uygulanmış ve mesh atanıp etüt yürütülmüştür.



Şekil 3.29. Pervane Koluna Uygulanan Kuvvetler

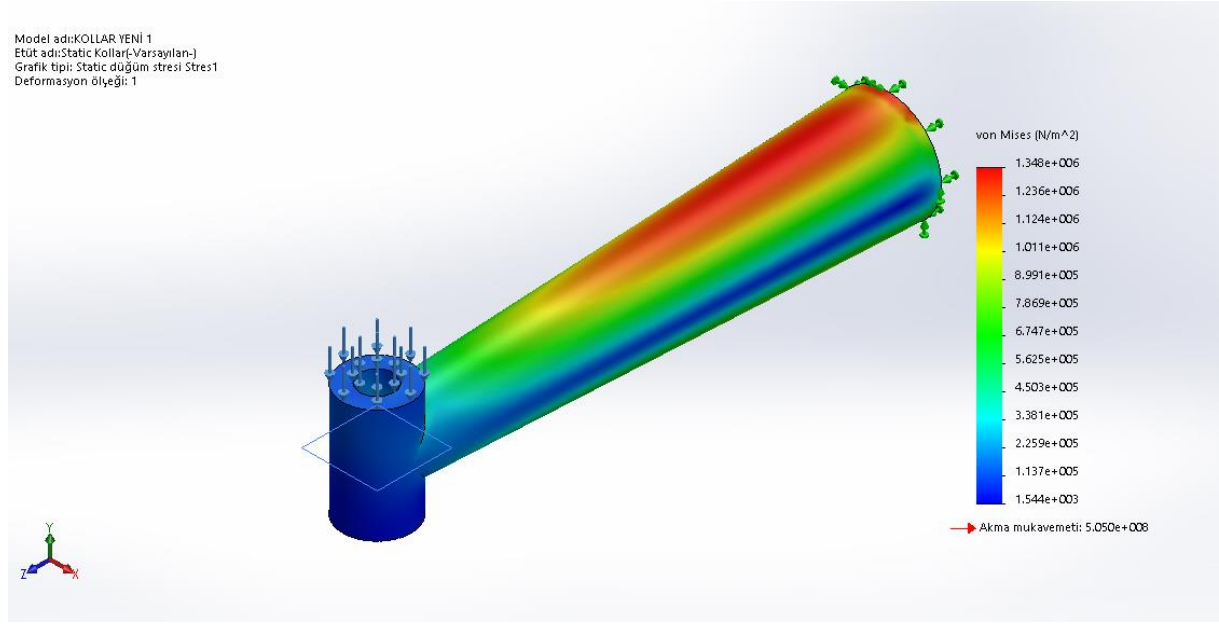
Malzeme Özellikleri:

Malzeme Adı:	7075-T6 (SN)
Model tipi:	İzotropik Doğrusal Elastik Analizi
Varsayılan hata kriteri:	Maks. von Mises Gerilimi
Akma mukavemeti:	5.05e+008 N/m ²
Gerilme mukavemeti:	5.7e+008 N/m ²
Elastik modül:	7.2e+010 N/m ²
Poisson oranı:	0.33
Kütle yoğunluğu:	2810 kg/m ³
Yırtılma modülü:	2.69e+010 N/m ²
Termal genleşme katsayısı:	2.36e-005 /Kelvin



Şekil 3.30. Pervane Kolunun Meshi

Gerilme Analizi Sonuçları:



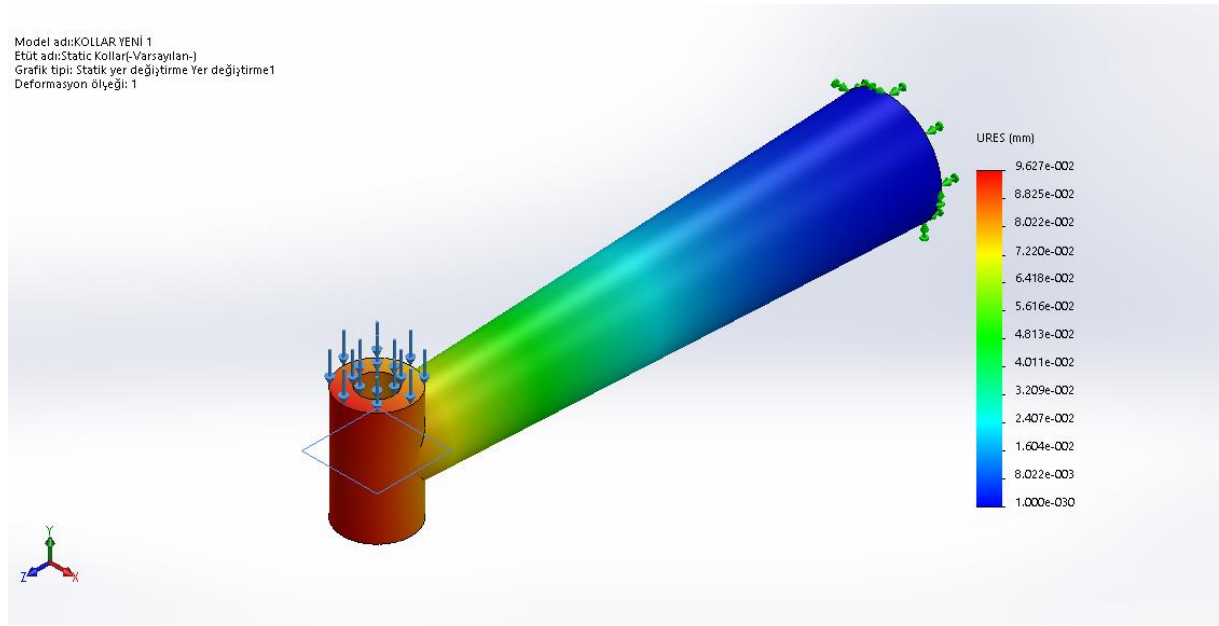
Şekil 3.31. Pervane Kolunun Gerilme Analizi Sonucu

Tablo 3.13. Pervane kolunun gerilme değerleri tablosu

Ad	Tip	Min	Maks.
Stres	VON: von Mises Stresi	1.544e+003N/m ²	1.348e+006N/m ²
		Düğüm: 1112	Düğüm: 59525

Analiz sonuçlarına bakıldığında pervane kollarının orta ve uç kısımlarında oluşan stresin diğer kısımlardan fazla olduğu fakat yine de minimum düzeylerde olduğu saptanmıştır. Uygulanan kuvvetler altında pervanenin kollarının akma mukavemet değeri $1.348 \cdot 10^6 \text{ N/mm}^2$ çıkarken seçtiğimiz malzeme ile birlikte pervane kollarının akma mukavemet değeri $5.050 \cdot 10^8 \text{ N/m}^2$ 'dir. Bu nedenle pervane kollarının kalıcı bir şekil değişimine uğramayacağı gözlemlenmektedir.

Yer Değişirme Sonuçları:



Şekil 3.32. Pervane Kolunun Yer Değişirme Analizi Sonucu

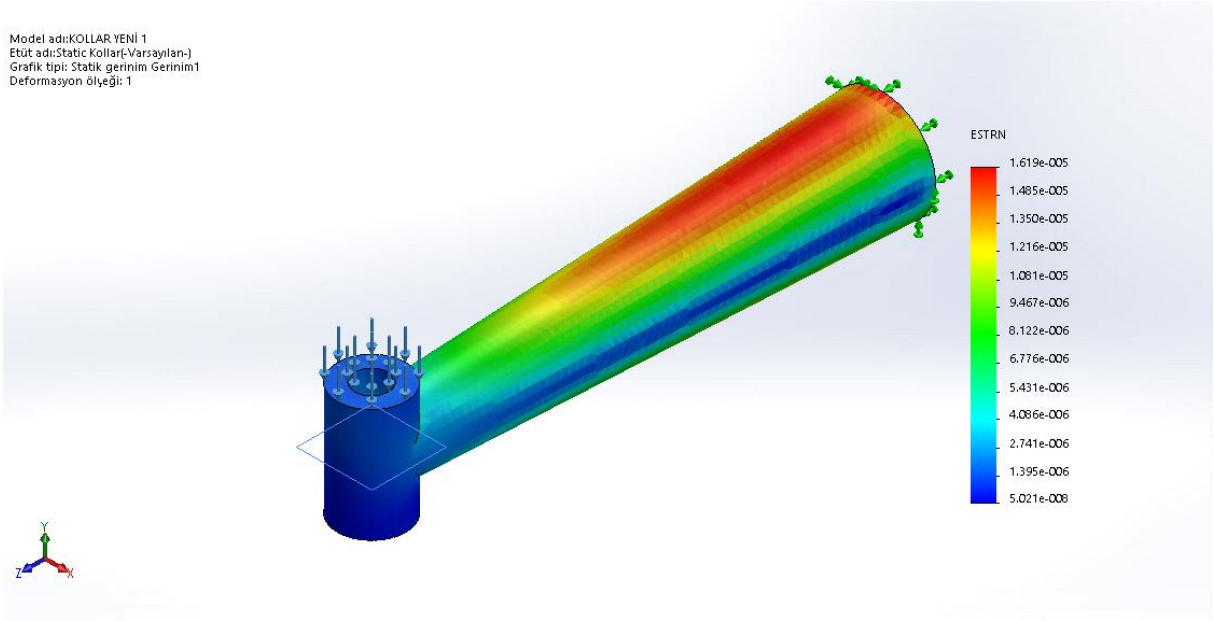
Tablo 3.14. Pervane kolunun yer değiştirme değerleri tablosu

Ad	Tip	Min	Maks.
Yer değiştirme	URES: Sonuç Yer Değişirmesi	0.000e+000mm Düğüm: 266	9.627e-002mm Düğüm: 1917

Analiz sonuçlara bakıldığında pervane kollarında oluşan yer değiştirmenin motorun ve milin bağlantı bölgelerinde olduğu görülmektedir. Bu sebebin motorun titreşim etkisinden kaynaklandığı varsayılmıştır. Pervane kolunun toplam uzunluğu düşünüldüğünde $9.627 \cdot 10^{-2}$ mmlik değerde bir yer değiştirmenin önemli bir şekil değişimine neden olmadığı öngörülmektedir. Üretilen milin toleransı bu değerler ışığında ele alınırsa pervane kollarında yer değiştirmenin ihmal edilebilir boyutta olduğu düşünülmektedir.

Gerinim Analizi Sonuçları:

Model adı: KOLLAR YENİ 1
Etüt adı: Static Kollar(-Varsayılan-)
Grafik tipi: Statik gerinim Gerinim1
Deformasyon ölçeği: 1



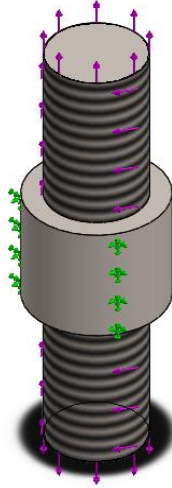
Şekil 3.33. Pervane Kolunun Gerinim Analizi Sonucu

Tablo 3.15. Pervane kolunun gerinim değerleri tablosu

Ad	Tip	Min	Maks.
Gerinim	ESTRN: Eşdeğer Gerilme	5.021e-008	1.619e-005
		Eleman: 35608	Eleman: 34614

3.2.6. Milin Mukavemet Analizi

Alaşım elikler ; elik, demir, karbon, az miktarda fosfor, silikon, sülfür ve % 1.5'u geçmeyecek oranda manganez içerir. Bu tip çeliklere "sade karbonlu çelikler" denilir. "Alaşım elikler" ise % 1'den az karbon içeren çelikler olup, çeliğin özelliklerini değiştirmek için diğer metallerden yeterli miktarlarda çeliğe ilave edilir. Mil malzemesi olarak alaşım elik seçilmiştir.



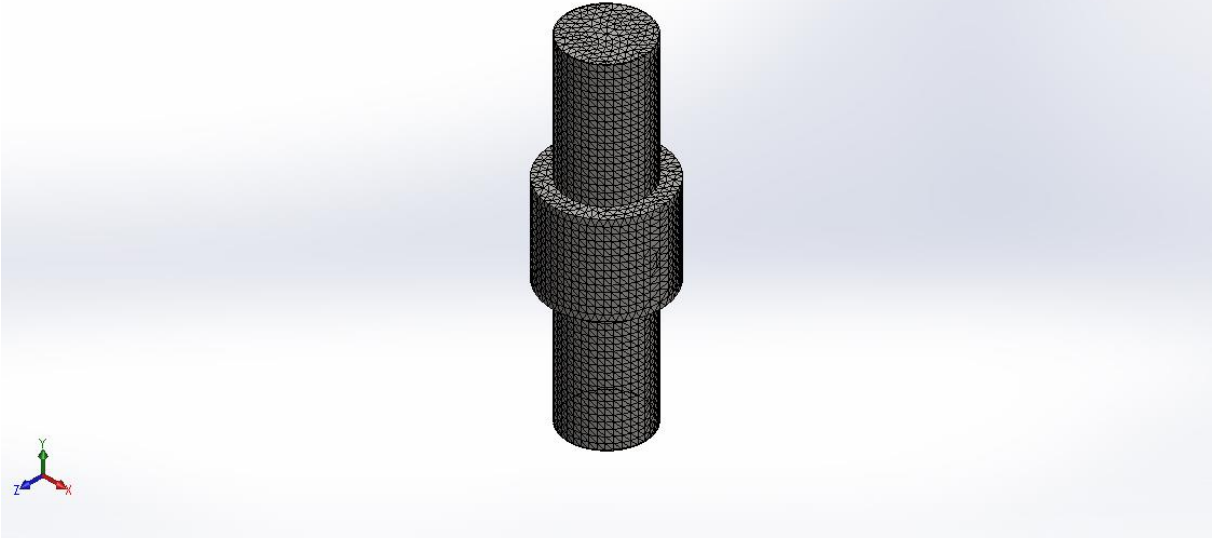
şekil 3.34. Mile Uygulanan Tork ve Kuvvetler



Malzeme zellikleri:

Malzeme Adı:	Alaşım elik
Model tipi:	İzotropik Doğrusal Elastik Analizi
Varsayılan hata kriteri:	Maks. von Mises Gerilimi
Akma mukavemeti:	6.20422e+008 N/m ²
Gerilme mukavemeti:	7.23826e+008 N/m ²
Elastik modül:	2.1e+011 N/m ²
Poisson oranı:	0.28
Kütle yoğunluğu:	7700 kg/m ³
Yırtılma modülü:	7.9e+010 N/m ²
Termal genleşme katsayısı:	1.3e-005 /Kelvin

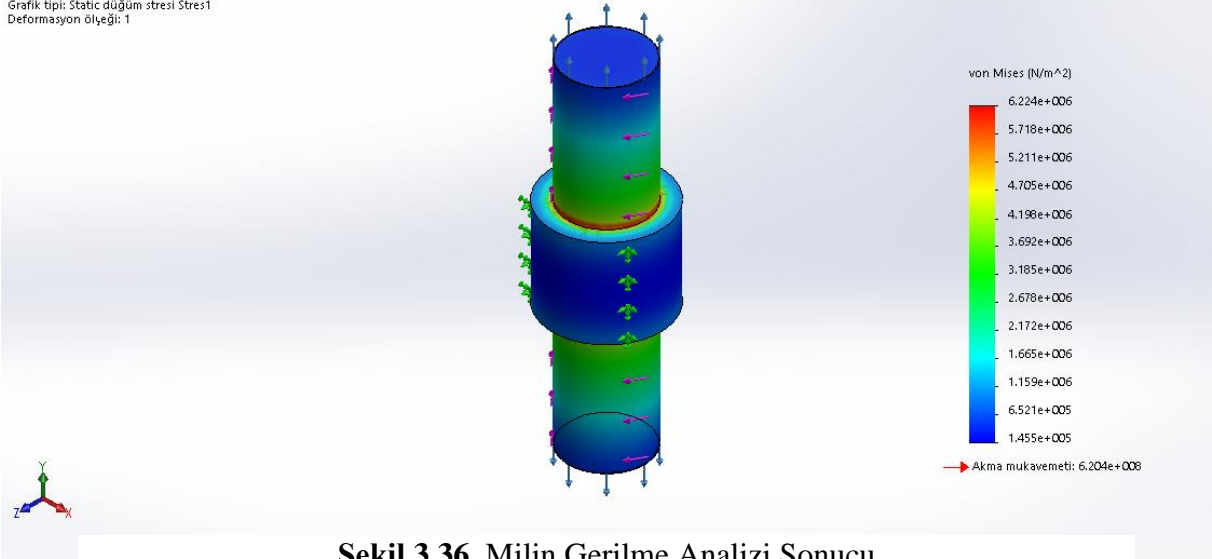
Model adı:Mil_1
Etüt adı:Static Mil(-Varsayılan-)
Mesh tipi: Kati Mesh



Şekil 3.35. Milin Meshi

Gerilme Analizi Sonuçları:

Model adı:Mil_1
Etüt adı:Static Mil(-Varsayılan-)
Grafik tipi: Static düğüm stresi Stres1
Deformasyon ölçeği: 1



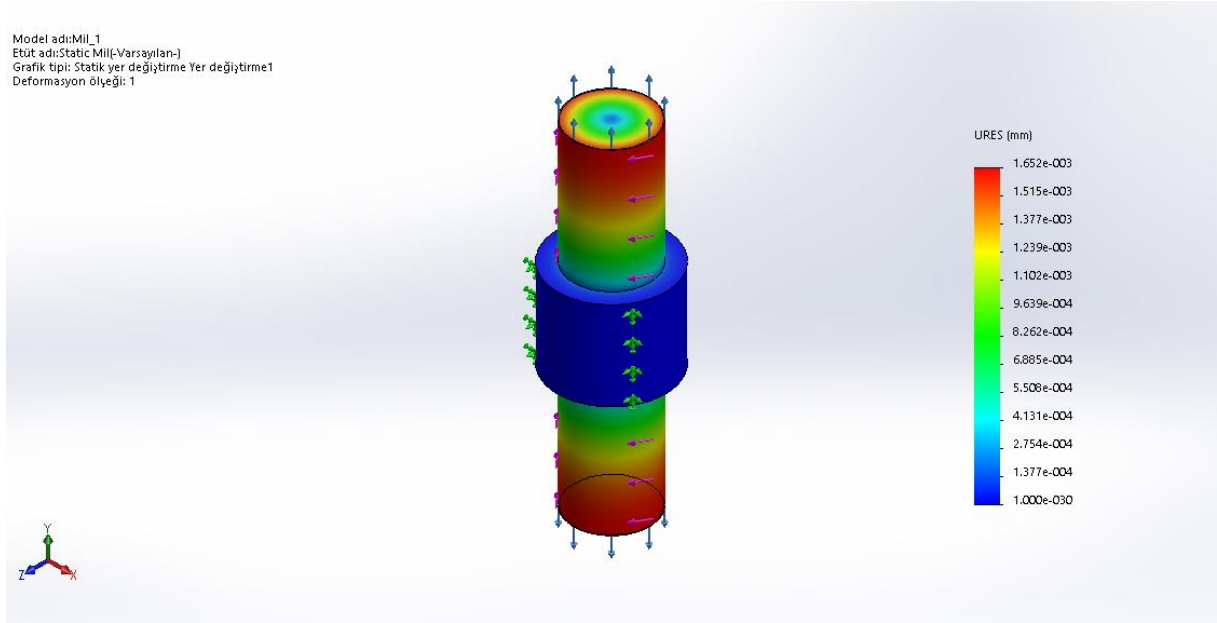
Şekil 3.36. Milin Gerilme Analizi Sonucu

Tablo 3.16. Milin gerilme değerleri tablosu

Ad	Tip	Min	Maks.
Stres	VON: von Mises Stresi	1.455e+005N/m ²	6.224e+006N/m ²
		Düğüm: 61095	Düğüm: 60691

Milde yukarıda belirtilen işlemler uygulandıktan sonra milin uygulanan tork ve kuvvetler altındaki maksimum akma mukavemet değeri $6.224 \cdot 10^6 \text{ N/m}^2$ olarak görülürken, milin seçilen malzeme ile birlikte kalıcı şekil değişimine uğramadan önceki akma mukavemeti değeri $6.204 \cdot 10^8 \text{ N/m}^2$ olarak görülmektedir. Bu sonuç, milin kalıcı şekil değişimine uğramadığını göstermektedir.

Yer Değişirme Analizi Sonuçları:



Şekil 3.37. Milin Yer Değişirme Analizi Sonucu

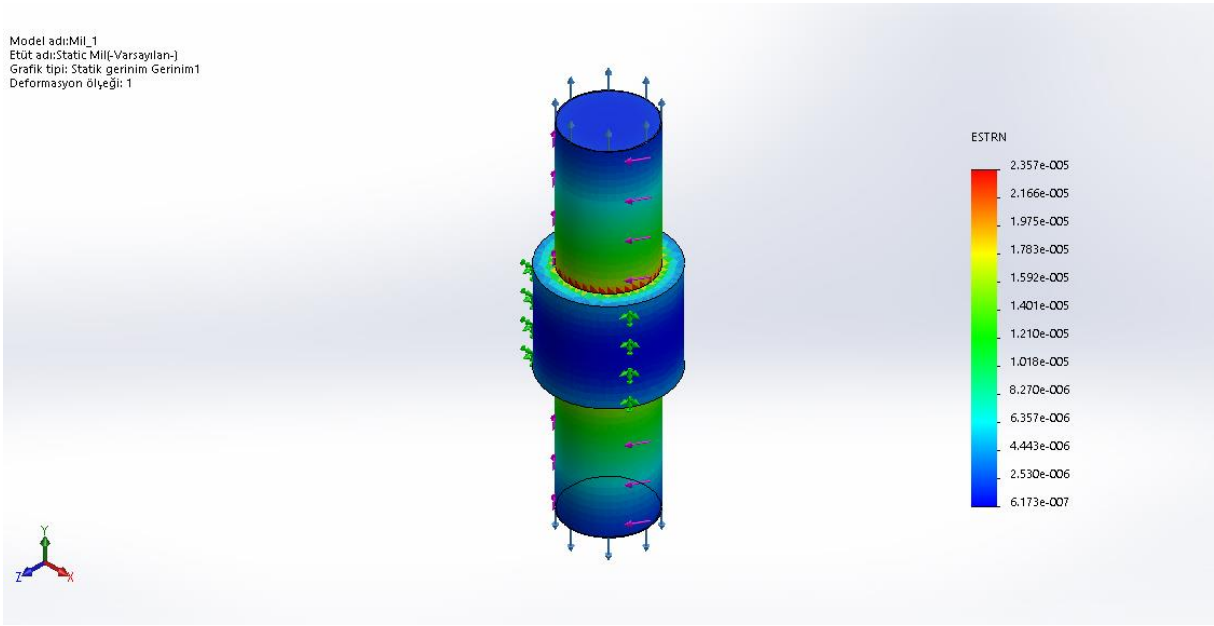
Tablo 3.17. Milin yer değiştirme değerleri tablosu

Ad	Tip	Min	Maks.
Yer değiştirme	URES: Sonuç Yer Değişirmesi	0.000e+000mm	1.652e-003mm
		Düğüm: 1	Düğüm: 1432

Milin yer değiştirme değeri, uygulanan tork ve kuvvetler altında $1.652 \cdot 10^{-3} \text{ mm}$ olduğu görülmektedir. Milde yer değiştirmenin en çok olduğu bölgelerin 1000 N'luk kuvvete maruz kaldığı kısımlar olduğu gözlemlenmektedir. Bu sonuçta beklenen sonuçlar arasında yer almaktadır. Yer değiştirme mm cinsinden çok düşük değerler aldığı için milde önemli bir şekil değişiminin oluşmadığı gözlenmektedir.

Gerinim Analizi Sonuçları:

Model adı:Mil_1
Etüt adı:Static Mil(-Varsayılan-)
Grafik tipi: Statik gerinim Gerinim1
Deformasyon ölçeği: 1



Şekil 3.38. Milin Gerinim Analizi Sonucu

Tablo 3.18. Milin gerilme değerleri tablosu

Ad	Tip	Min	Maks.
Gerinim	ESTRN: Eşdeğer Gerilme	6.173e-007	2.357e-005
		Eleman: 24543	Eleman: 3820

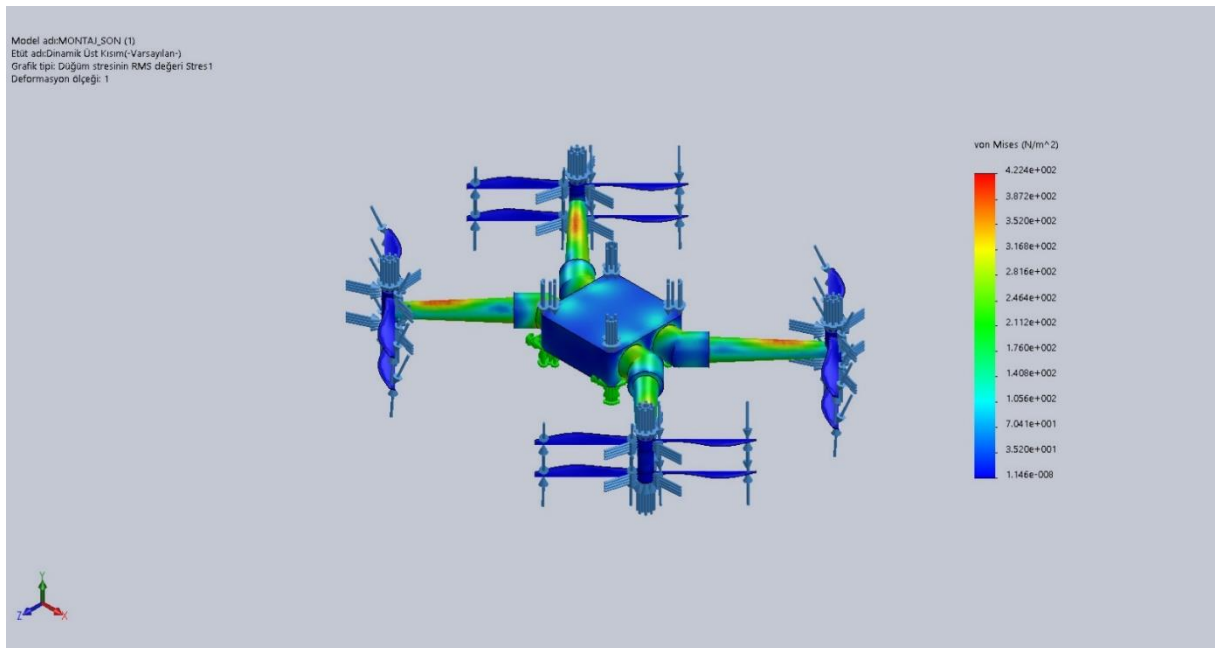
3.3. Hava Aracının Dinamik Analizi

Dinamik analiz, zamana bağılı çözüm istenildiği durumlarda, yani hareketli sistemlerin analizlerinde kullanılan bir analiz türüdür. Hareketli anda yapının üzerine gelen yüklerin oluşturduğu gerilme ve gerinim değerlerini, aynı zamanda hareket analizlerinde gerçekleştirildiği analiz türüdür. Dinamik analiz bir frekans etüdünü yürüttükten sonra kütle katılım oranlarını, toplam kütleyle göre normalize edilmiş x, y ve z yönlerinde listelemesi şeklinde yürütülmektedir. Dinamik analizde kullanılan kütle katılım oranı, belirli bir modun dinamik davranışa ne kadar katkıda bulunduğunu göstermektedir. Dinamik analizlerde sistemin davranışını belirleyebilmek için bu frekans aralığında bulunan modlar incelenmiştir. Aşağıda yeteri kadar modla sistemi temsil ederek bu durumlar ele alınmıştır.

SolidWorks üzerinden yürütülmüş olan dinamik analizde öncelikle araç donanımlarının katı modelleri oluşturularak montaj yapılmıştır. Ardından simülasyon eklentisinden doğrusal dinamik analiz etüdü seçilip parçalara malzeme ataması yapılarak devam edilmiştir. Fikstürler kısmından sabit geometri atanarak gerekli yerlere harici yükler uygulanmıştır. Modal sönümleme bilgileri girilerek mesh ataması yapılmış ve analiz etüdü yürütülmüştür.

3.3.1. Hava Aracının Üst Kısımının Dinamik Analizi

Gerilme Analizi:



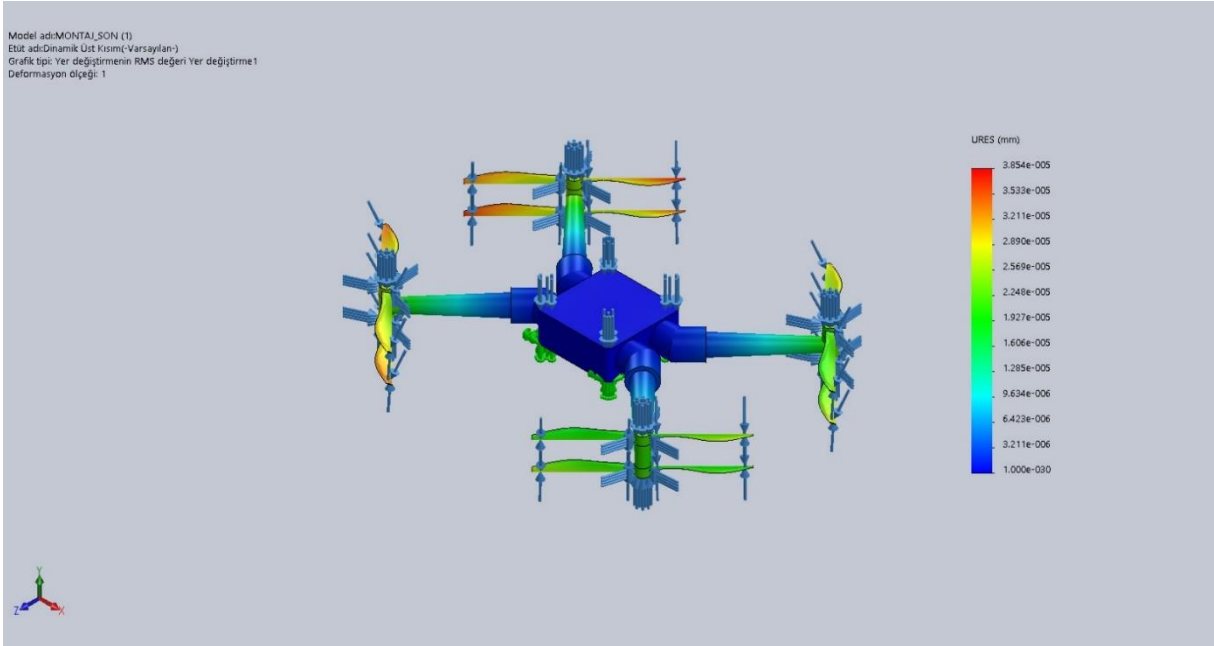
Şekil 3.39. Hava Aracının Üst Kısımının Gerilme Analizi Sonucu

Tablo 3.19. Hava aracının üst kısmının gerilme değerleri tablosu

Ad	Tip	Min	Maks.
Stres	VON: von Mises Stresi	1.146e-008N/m ² Düğüm: 7090	4.224e+002N/m ² Düğüm: 28067

Üst kısmın dinamik analizinin gerilme sonuçları ele alındığında dinamik yüklemeler altında gerilme yığılmalarının belirli bölgelerde olduğu görülmüştür. Oluşan bu gerilmeler pervane kolunun orta noktasına yakın bölgede oluşmuş olup donanımın diğer bölgelerde daha az gerilmeye maruz kalmaktadır. Donanıma uygulanan kuvvetlerin hatları keskin şekilde yön değiştirmediklerinden dolayı donanım genelinde gerilme minimal düzeydedir. Pervane kolunda oluşan gerilme değerinin de kabul edilebilir düzeyde olmasından dolayı hava aracının üst kısmının dinamik analizi beklentileri karşılamaktadır.

Yer Değiştirme Analizi:



Şekil 3.40. Hava Aracının Üst Kısımının Yer Değiştirme Analizi Sonucu

Tablo 3.20. Hava aracının üst kısmının yer değiştirme değerleri tablosu

Ad	Tip	Min	Maks.
Yer değiştirme	URES: Sonuç Yer Değiştirmesi	0.000e+000mm Düğüm: 39198	3.854e-005mm Düğüm: 11483

Kütle Katılımı (Normalize):

Tablo 3.21. Aracın üst kısmı için kütle katılımının eksenler ile değişim tablosu

Mod Sayısı	Frekans(Hertz)	X yönü	Y yönü	Z yönü
1	103.16	0.0023857	1.9133e-005	1.5354e-006
2	103.38	1.9411e-007	0.00026888	1.1484e-005
3	103.48	2.0664e-007	0.0010141	0.0033068
4	103.53	1.0106e-007	0.17396	1.8496e-005
5	104.46	0.076534	5.8106e-005	4.6341e-007
6	104.51	0.00086175	0.0035097	1.1666e-006
7	104.74	1.7992e-006	2.621e-007	5.0135e-005
8	104.92	1.3654e-007	8.7074e-008	0.094912
9	424.9	0.004556	3.5586e-006	7.2543e-007
10	427.18	1.6247e-006	2.984e-005	9.4875e-007
11	429.62	2.8185e-008	0.020676	0.0044566
12	429.74	5.8263e-008	0.10703	0.00089101
13	436.93	0.016727	1.1196e-007	2.6003e-006
14	437.65	1.3665e-005	0.0011671	4.5784e-006
15	437.84	4.2647e-006	2.1193e-006	1.5215e-005
		Toplam X = 0.10109	Toplam Y = 0.30774	Toplam Z = 0.10367

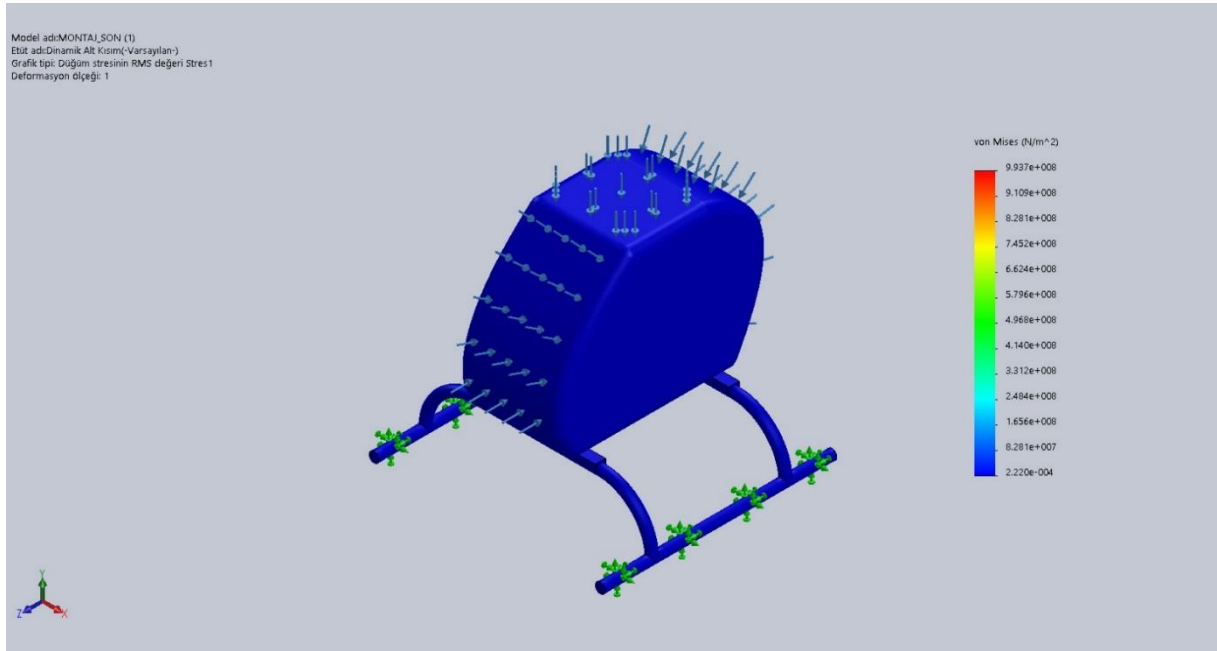
Yukarıda ilk 15 modu talep edilmiş bir sistemin kütle katılım oranları görülmektedir. Bu oranlar x-y-z öteleme ve dönmede davranışlarını temsil etmektedir. Sonuçlara bakacak olursak; Örneğin 12. mod için 429.74 Hertz frekansta x ve z yönünde 5.8263e-008 ve 0.00089101 gibi çok küçük oranlarda kütle katılımı varken y yönünde 0.10703 lik bir katılım söz konusudur. Bu da bu modda y yönünde bir davranışta eğilim olduğunun göstergesidir.

Bir sistemde %10'un üstünde bir katılım oranı sistem davranışının tespiti için önemlidir. Sistemin davranışını en iyi şekilde tespit etmek için öteleme ve dönmelerinde % 90'a varan katılım oranlarını hesaplatmamız gerekir. Yani bunları tespit edecek kadar mod istememiz gerekir. Ne kadar mod istersek o kadar serbestlik derecesi temsil edecek ve en sonunda kütle katılım oranı %100'e ulaşacaktır. Fakat özellikle çok kompleks sistemlerin dinamik analizlerinde çok fazla mod istemek ya da yeterince mod istememek sistemin dinamik davranışını yeterince temsil edemez.

Bu sebeple bu tarz analizlerde dikkate alınması gereken durum yükleme koşuludur. Kısaca biz bu sistemi yükleme ekseninde tahrik edersek, yüksek oranda katılım oranı ile iyi temsil ederken, diğer yönlerde bir tahrik söz konusu olduğunda sıfıra yakın bir modal kütle katılım oranı ile yeterince temsil edemeyiz. Bu sebeple yükleme yönünde olan modal kütle katılımı buna göre tespit edilmiştir.

3.3.2. Hava Aracının Alt Kısmının Dinamik Analizi

Gerilme Analizi:



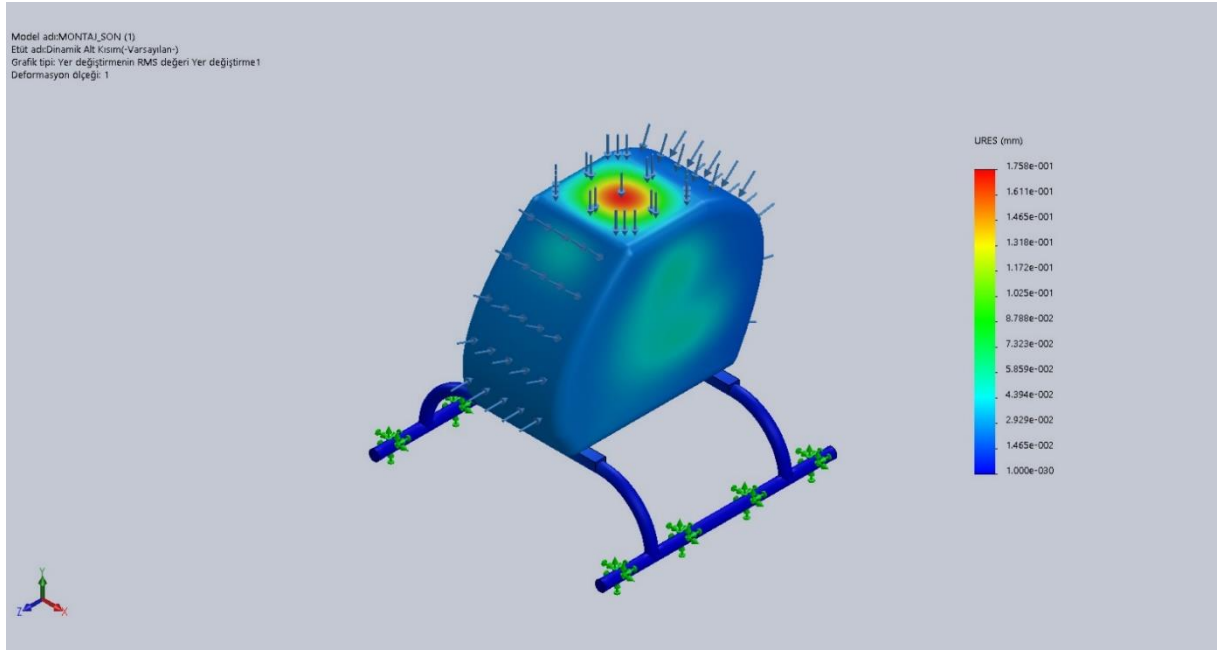
Şekil 3.41. Hava Aracının Alt Kısmının Gerilme Analizi Sonucu

Tablo 3.22. Hava aracının alt kısmının gerilme değerleri tablosu

Ad	Tip	Min	Maks.
Stres	VON: von Mises Stresi	2.220e-004N/m ² Düğüm: 3781	9.937e+008N/m ² Düğüm: 31303

Aracın alt kısmının dinamik gerilme analizine bakıldığında; aracın gövde kısmına uygulanan kuvvetlerin gövdedeki ve aracın belirli bölgelerindeki keskin hatlarda gerilme yığılması oluşturmaması için belirlenen kısımlara radyuslar oluşturulmuştur. Bu bölgelerde oluşturulan radyuslar aracın kuvvet etkisi altında kalan bölgelerinde oluşabilecek gerilme yığılmalarını önlemede etkili olmuştur. Oluşturulan radyusların kuvvet altında gerilme yığılmalarını önlemek için etkili bir yöntem olduğu analizler sonucunda anlaşılmaktadır.

Yer Değiştirme Analizi:



şekil 3.42. Hava Aracının Alt Kısımının Yer Değiştirme Analizi Sonucu

Tablo 3.23. Hava aracının alt kısmının yer değiştirme değerleri tablosu

Ad	Tip	Min	Maks.
Yer değiştirme	URES: Sonuç Yer Değiştirmesi	0.000e+000mm Düğüm: 152	1.758e-001mm Düğüm: 89520

Kütle Katılımı (Normalize):

Tablo 3.24. Aracının alt kısmı için kütle katılımının eksenler ile değişim tablosu

Mod Sayısı	Frekans(Hertz)	X yönü	Y yönü	Z yönü
1	32.609	0.12302	5.1948e-008	9.9167e-007
2	34.989	9.337e-007	0.00013636	0.019524
3	36.6	1.1391e-007	0.00043429	0.5142
4	57.591	0.019873	2.9774e-007	1.8046e-007
5	63.6	1.0562e-006	0.002177	0.00088718
6	64.151	0.0014733	6.4534e-007	2.511e-008
7	71.563	1.9898e-010	0.029544	5.6587e-006
8	75.957	8.6599e-007	0.052734	0.07101
9	80.388	0.012927	8.0517e-006	4.9251e-006
10	83.965	1.4748e-006	0.23097	0.0036371
11	89.269	1.7919e-007	0.13223	0.0019165
12	104.7	2.9983e-005	4.5903e-006	0.00015045
13	105.45	0.025785	1.1521e-007	1.9966e-007
14	110.03	1.4731e-008	0.055363	4.3679e-007
15	118.64	0.0015638	3.8907e-007	6.8512e-007
		Toplam X = 0.18468	Toplam Y = 0.5036	Toplam Z = 0.61134

İlk 15 modu yukarıda tablo halinde verilmiş olan sistemin kütle katılım oranları görülmektedir. Bu oranlar x,y,z düzlemlerindeki analiz ettiğimiz parçanın öteleme ve dönme durumlarındaki davranışlarını göstermektedir. Sonuçlar incelendiğinde, örnek olarak 1. mod için 32.609 Hertz frekans değeri görülmektedir. Bu frekans değerinde y ve z eksenlerinde e-008 ve e-007 gibi çok küçük oranlarda kütle katılımı varken x ekseninde 0.12302 değerinde bir katılım söz konusudur. Buda analiz ettiğimiz parçanın 1. modunda x yönünde bir davranış eğilimi olduğunun göstergesidir.

3.4. Maliyet Hesabı

Yaptığımız tasarımda araştırmalar ve hesaplamalar ile elde ettiğimiz sonuçlar incelendi ek olarak şuana kadar yapılmış olan çalışmalar göz önüne alındı. Bu koşullar çerçevesinde prototip tasarımının yapılabileceği gerçek boyutlarda bir eVTOL hava aracının çok yüksek maliyetleri olacağı kanısına varıldı. Bu yüzden yapılmış olan maliyet hesabı model hava aracı içindir.

Tasarım sürecinde teknik açıdan karşılanması gereken özellikler ön planda tutulduğundan, fiyatlar ikinci planda tutulmuştur.

Tablo 3.25. Maliyet Hesabı Tablosu

MALZEME	MİKTAR (Adet)	FİYAT (₺)
Fırçasız DC Motor	8	8x 300= 2400
ESC Ünitesi	8	8x 180= 1440
Karbon Fiber Pervane	8	8x 35= 280
Lipo Batarya	1	1050
2.4 GHz. Kumanda	1	620
Uçuş Kontrol Kartı	1	200
Güç Dağıtım Kartı	1	50
Karbon Fiber	-----	700
Epoksi Reçine	-----	100

3.5. Çevresel Etki Değerlendirmesi

Tasarlamış olduğumuz hava aracının çevresel etkilerinin değerlendirmesini yapmadan önce genel olarak çevre yapısını ele almamız gerekmektedir.

Çevre; insanların ve diğer canlıların yaşamları boyunca ilişkilerini sürdürdükleri ve karşılıklı olarak etkileşim içinde buldukları fiziki, biyolojik, sosyal, ekonomik ve kültürel ortamdır. Bir ilişkiler sistemi olan çevrenin bozulması ve çevre sorunlarının ortaya çıkması, genellikle insan kaynaklı etkenlerin doğal dengeleri bozmasıyla başlamıştır. İnsan kaynaklı bu etkenlerin başında Karbondioksit (CO₂), Karbon monoksit (CO), Azot oksitler (NO_x), Sülfür dioksit (SO₂), Hidrokarbon (HC) salınımları gelmektedir.

Giriş kısmında değinildiği üzere son yıllarda yaşanan nüfus artışı şehir içi ulaşımında trafik sıkışıklığı sorununu ortaya çıkartmıştır. Sadece trafik sıkışıklığı sorunu nedeniyle 2014 yılında yalnızca Amerika Birleşik Devletleri'nde 3,1 milyar galon ekstra yakıt yanmıştır. Bir bütün olarak ise ulaşım CO emisyonunun yaklaşık %33'ünden sorumludur. Ulaşım kaynaklı bu emisyonun %80'i ise karayollarında seyahat eden otomobiller ve kamyonlardan kaynaklanmaktadır. [24]

Fosil yakıtlı araçlar dünyadaki sera gazı emisyonlarından, dolaylı olarak küresel ısınmadan ve iklim değişikliğinden en az %20 oranında sorumludur. Şehirlerdeki sera gazı emisyonlarının ise yaklaşık olarak %40'ı fosil yakıtlı araçlardan kaynaklanmaktadır.

Yukarıda bahsedilen bu etkenler ele alındığında fosil yakıtlı enerji kaynaklarından dolayı oluşan çevre ve hava kirliliğinin önüne geçmek amacıyla yapmış olduğumuz tasarımda yenilenebilir bir enerji kaynağı olan elektrik enerjisini kullanan bir hava aracı tasarladık.

Tasarlamış olduğumuz araç elektrikle tahrik edildiği için sıfır emisyona sahip olarak çevreye bu açıdan olumsuz etki oluşturmamakla beraber karbon salınımı yapmadığı için küresel ısınmaya da herhangi bir etkisi bulunmamaktadır. Bahsedilen bu olumlu etki oldukça önemlidir.

Ekonomik bakımdan bu araç yenilenebilir enerji kaynaklarının tümünde olduğu gibi kısa vadede ekonomik olmasa da uzun vadede diğer araçlara göre daha ekonomiktir.

Günümüzde çevrenin önemli bir parçası olan insanın en büyük sorunlarından biri de zaman kaybıdır. Bu açıdan bakıldığında bahsedilen hava aracı sayesinde ulaşım ve taşımacılık için harcanan süre en aza indirgenerek çevre üzerine olumlu etki sağlanmış olur.

Artan araç sayısından dolayı oluşan park sorunu ve bu nedenle inşa edilen park yerleri doğaya büyük zararlar vermektedir. Yapmış olduğumuz tasarımda dikey iniş ve kalkış sistemi kullanıldığı için önümüzdeki yıllarda yaygınlaşması durumunda verilen bu çevresel zararı en aza indirmeye olanak sağlayabilir.

4. TARTIŞMA

Yaptığımız araştırmalar sonucunda hava aracı konseptlerinde dünya genelinde projemize öncülük edebilecek örnek sayısı az olmakla beraber, bu konu kapsamında yapılan hava araçlarının donanımsal elemanları ve aerodinamik analizleri hakkında bizlere yol gösterebilecek belgelerin azlığı projenin hayata geçirilmesi aşamasında bizlere en büyük sıkıntıyı yaratmaktadır. Bu konseptte üretilen araçların gelişen teknoloji ile birlikte önümüzdeki yıllarda farklı örneklerle daha fazla kaynak oluşturması beklenmektedir.

Projemizin maliyetinin yüksek olması sebebiyle en küçük parçalarda bile yapılacak maliyet iyileştirmeleri seri üretimde büyük ekonomik kar getirecektir. Yapılan araştırmalar sonucunda projenin belirli donanımlarının üretimi aşamasında, konusunda tecrübeli kişilerle çalışılmalıdır. Üretimin ilk aşamalarından itibaren tecrübeli kişilerin aktif şekilde çalışması hem zaman hem de ekonomik açıdan projenin hayata geçmesi için en önemli unsurlardandır.

Tasarımda yapılan hava aracının en büyük dezavantajlarından biri üretim maliyetinin yüksek olmasıdır. Bunun sebebi hava aracının yeni bir konsept olması ve donanım maliyetlerinin yüksek olmasıdır. Fakat araçta elektrik enerjisi kullanılacağı için fosil yakıt kullanılan araçlara oranla yakıt maliyetinin zamanla azalıp, kullanıcılara kar eldesi sağlamaktadır.

5. SONUÇLAR

Tasarımını yapmış olduğumuz şehir içi hava taşımacılığında kullanılacak hava aracının genel boyutları uluslararası alanda tasarlanan örnekler referans alınarak tasarlanmıştır.

“Şehir İçi Hava Taşımacılığında Kullanılacak Hava Aracı Tasarımı” adlı projemiz ile literatüre faydalı bir kaynak oluşturmak ve çalışan bir model ortaya çıkarmak hedeflenmiştir.

eVTOL hava aracı tasarımları gelişim süreci devam eden yeni bir sektör olduğundan dolayı henüz bu sektördeki hava araçları hakkında detaylı bilgi ve kaynak bulunamamaktadır. Bu yüzden yaptığımız hava aracı tasarımının daha verimli ve kullanılabilir olması için ayrıntılı bir şekilde aerodinamik konusu ele alınabileceği gibi gerekli titreşim ve akış analizleri de daha kapsamlı ve alanında uzman kişiler tarafından gerçekleştirilebilir.

Tasarlamış olduğumuz bu araçla kara trafiğini rahatlatarak havadan ulaşım ile farklı amaçlar doğrultusunda kullanıma imkan veren bir araç konsepti oluşturmuş olduk. Oluşturduğumuz bu araç konsepti için gerekli maliyetin yüksek olduğu kaçınılmaz bir gerçektir. Tasarım kapsamında yapmış olduğumuz maliyet analizi tasarlanan aracın prototipi içindir. Maliyet açısından daha güvenilir veriler elde etmek için gerçek boyutlarda ayrıntılı bir maliyet analizi yapılması gerekmektedir.

Her geçen gün değişen ve gelişen dünyamızda eVTOL konseptli araçlar her ne kadar yeni olsada farklı tiplerdeki malzemeler, aksesuarlar ve yazılımlar kullanılarak geleceğe entegre edilmesi mümkündür.

6. ÖNERİLER

Bitirme projesi oluşturulurken konu kapsamında uluslararası kaynaklar dahil sınırlı sayıda kaynak bulunmaktadır. Çalışmamızda olabildiğince fazla sayıda belge ve kaynak incelenmiştir. Ancak incelenen belgelerin çoğu yabancı kaynaklardan oluşmaktadır ve türkçe kaynak bulma konusunda çok ciddi sıkıntılar yaşanmaktadır. Yabancı kaynaklardan incelenen belgelerde çeviri sıkıntısı ve anlama güçlüğü yaşamamak için kesinlikle ingilizceye hakim olmak gerekmektedir.

Yapmış olduğumuz çalışma kapsamında sadece makine mühendisliği değil, mekatronik, elektrik-elektronik, bilgisayar ve yazılım mühendisliği gibi farklı mühendislik alanlarında bilgi ve deneyime sahip insanlara ihtiyaç duyulmaktadır. Bu nedenle, çalışma grubunun içine farklı bölümlerden mühendislerin dahil edilmesinin bu tür çalışmalara daha fazla katkı sağlayacağı kaçınılmazdır.

Hava aracı tasarımında, hesaplamalarında ve analizlerinde Ansys Workbench ve Solidworks gibi temel mühendislik programları kullanılmıştır. Bu tür projelerde yer alacak kişilerin en azından temel mühendislik programlarında yetkinliğinin olması gerekmektedir. Bu yetkinliği çeşitli kurslar ile, internetteki kaynaklardan araştırma yaparak veya ilgili öğretim üyelerinden yardım isteyerek kazanabilmeleri mümkündür.

Çalışmamızı birçok yönden geliştirmek amacıyla farklı donanım ve özellikler eklemek mümkündür. Örneğin hava aracı otonomlaştırılarak kullanım kolaylığı sağlanabilir veya iniş takımı yerine eklenecek tekerler sayesinde karada da ulaşım sağlayabilir. Ek olarak yapılan projede hava aracının belirli donanımlarının üretimlerinde ekstra hassasiyet gerekmektedir.

[18] <https://evtol.news/pal-v-international-liberty/>

[19] <https://evtol.news/opener-blackfly/>

[20] <https://iha.tubitak.gov.tr/assets/aerodinamik-hayri-acar.pdf>

[21] Coşkun TUNCA, Mehmet Şerif KAVSAOĞLU “V. ULUSAL HAVACILIK VE UZAY KONFERANSI ” 28-30 Eylül 2016, Kocaeli Üniversitesi

[22] M. Adil Yükselen , UCK 351 Aerodinamik Ders Notları , İstanbul Teknik Üniversitesi

[23]<https://avys.omu.edu.tr/storage/app/public/ozcanh/71141/B%C3%B6l%C3%BCm%206.Kanat%20ve%20Kanat%20Profili%20Geometrisi.pdf>

[24] Schrank, D., Eisele, B., Lomax, T., and Bak, J., “2015 Urban Mobility Scorecard,” 2015

8. EKLER

8.1. Rotasyon Matrisinin Tayini

Bir cismin hareketini tanımlamak için bir koordinat sistemini başka bir koordinat sistemine göre tanımlamalıyız. A atalet çerçevesi, B de gövde çerçevesi olduğunu kabul edersek, B koordinat çerçevesinin yönelimini A koordinat çerçevesine göre ifade ederken açı ve eksen ifadelerini içeren rotasyon matrisleri kullanmamız gerekir. B çerçevesi ve A çerçevesini başta çakışmış şekilde kabul ederek, B çerçevesini z eksenini etrafında α açısıyla döndürürsek, yeni birer x ve y eksenleri oluşur. B çerçevesini oluşan yeni y eksenini etrafında γ açısı kadar döndürüldüğünde ve yine yeni oluşan x eksenini etrafında β açısı kadar dönüş yaptırıldığında Rab (α, γ, β) şeklinde net bir yönelim oluşur. Rotasyonu göstermek için α, γ ve β olmak üzere üç açı kullanılır. (α, γ, β) açıları ZYX Euler açıları olarak ifade edilir. Bütün rotasyonlar hareket eden çerçevenin eksenleri etrafında gerçekleştiğinden dolayı x, y ve z eksenleri etrafındaki dönüşleri ayrı ayrı

$$R_x(\beta) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\beta & -\sin\beta \\ 0 & \sin\beta & \cos\beta \end{bmatrix} \quad (E.1)$$

$$R_y(\gamma) = \begin{bmatrix} \cos\gamma & 0 & \sin\gamma \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin\gamma & 0 & \cos\gamma \end{bmatrix} \quad (E.2)$$

ve

$$R_z(\alpha) = \begin{bmatrix} \cos\alpha & -\sin\alpha & 0 \\ \sin\alpha & \cos\alpha & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (E.3)$$

temel matrisleriyle ifade edebiliriz. B çerçevesinin son yönelimini elde etmek için bu üç rotasyon matrisi kullanılır.

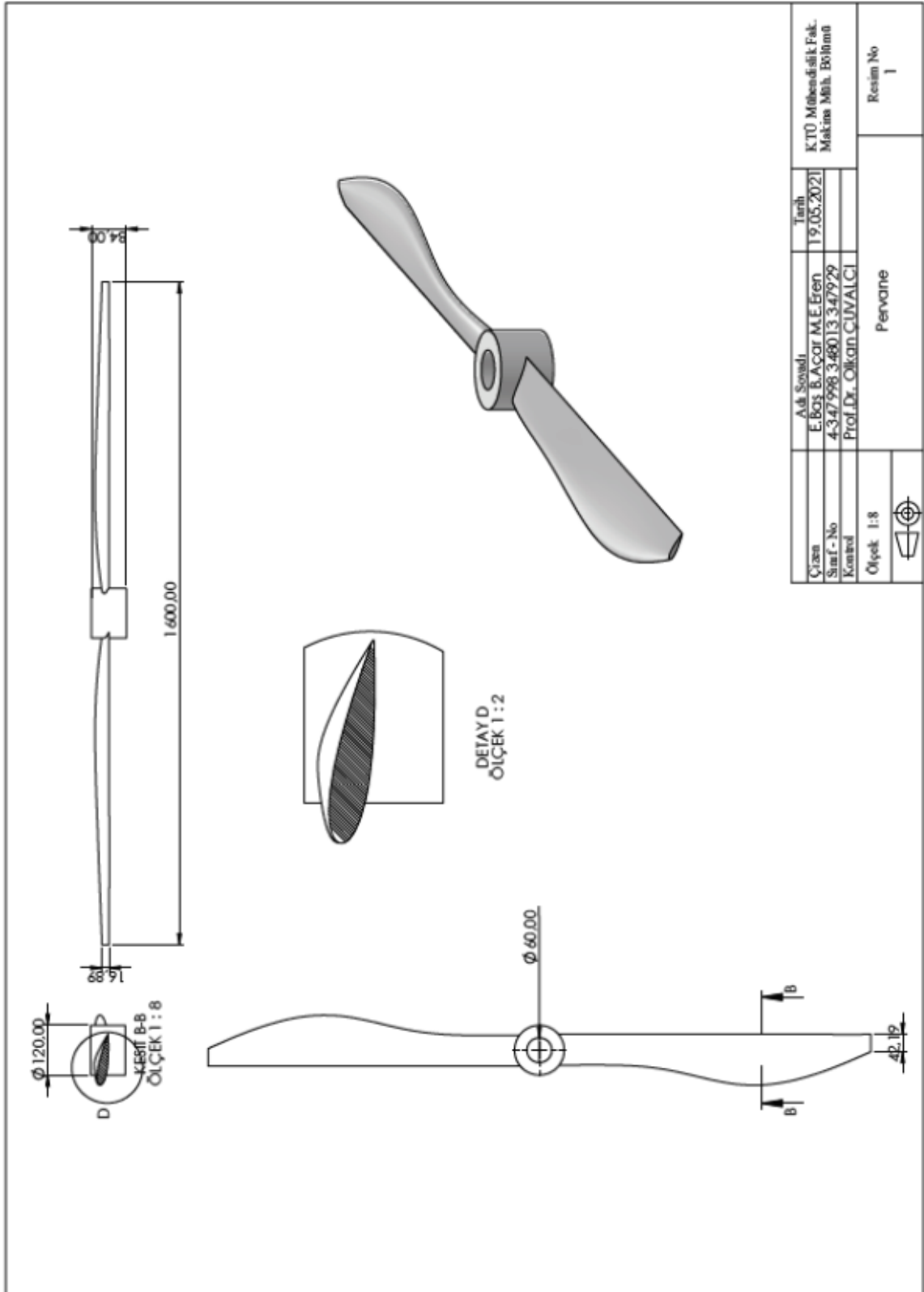
B'nin A'ya göre olan rotasyonu bu üç matrisin çarpımıyla elde edilir ve tek bir matris şeklinde ifade edilebilir.

$$R_{ab} = R_z(\alpha) R_y(\gamma) R_x(\beta) \quad (E.4)$$

(E.4) ifadesini açarsak rotasyon matrisi şu şekilde elde edilir,

$$R_{ab} = \begin{bmatrix} \cos\alpha \sin\gamma & \cos\alpha \sin\gamma \sin\beta - \sin\alpha \cos\beta & \cos\alpha \sin\gamma \cos\beta + \sin\alpha \sin\beta \\ \sin\alpha \sin\gamma & \sin\alpha \sin\gamma \sin\beta + \cos\alpha \cos\beta & \sin\alpha \sin\gamma \cos\beta - \cos\alpha \sin\beta \\ -\sin\gamma & \cos\gamma \sin\beta & \cos\gamma \cos\beta \end{bmatrix} \quad (E.5)$$

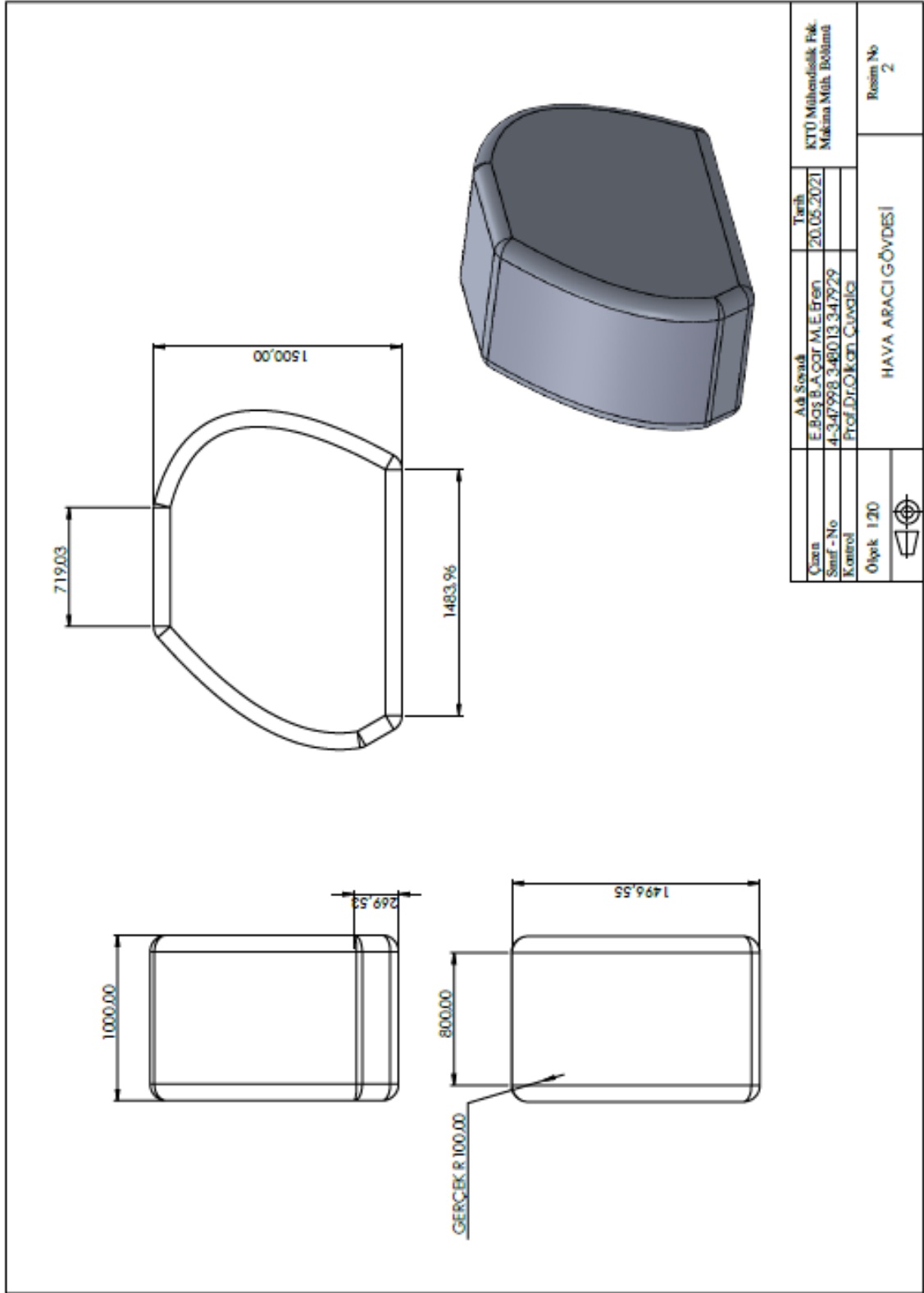
8.2. Hava Aracının Pervanesinin Teknik Resmi



SOLIDWORKS Eğitim Ortamı. Yalnızca Eğitim Amaçlı Kullanım İçindir.

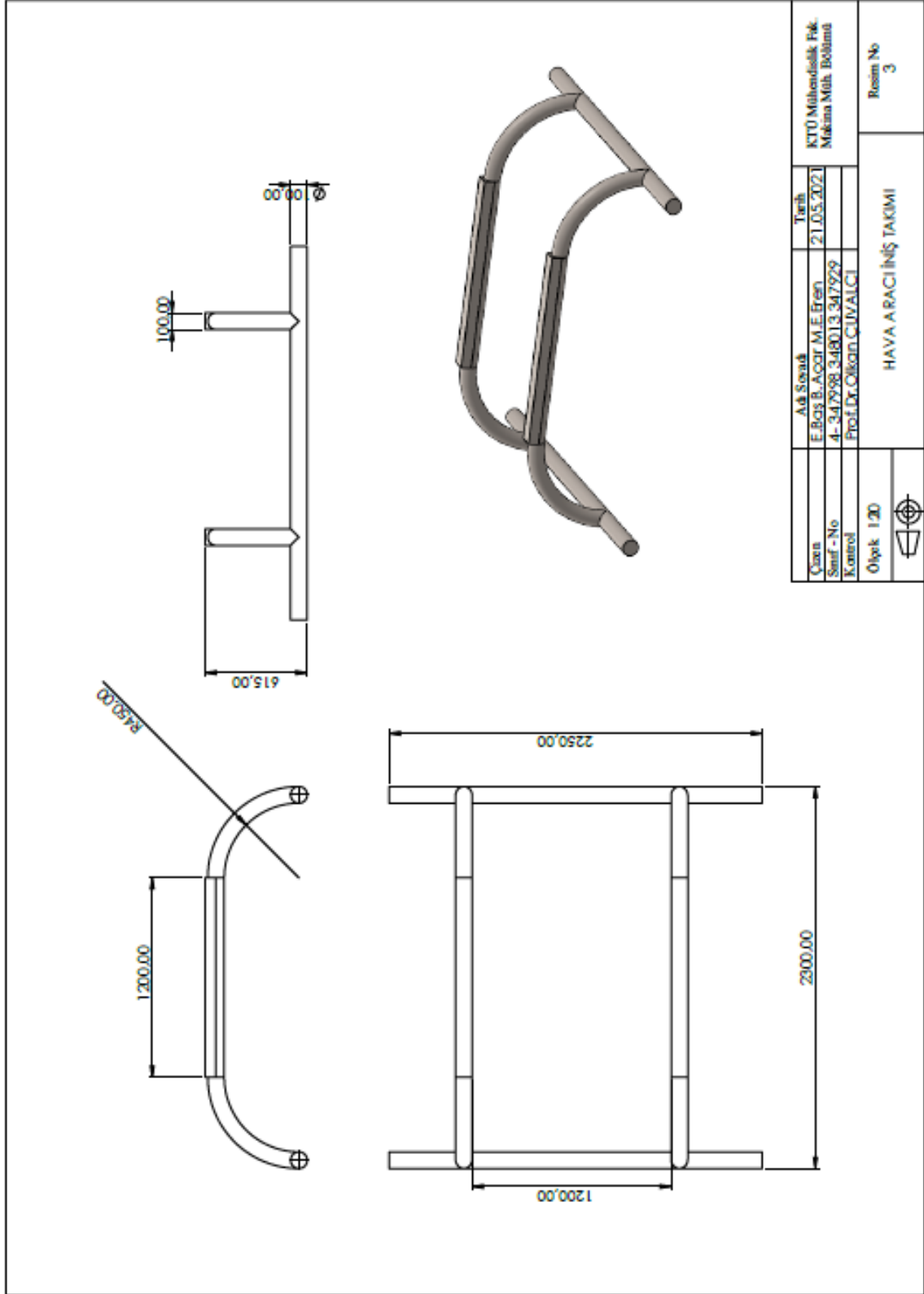
Şekil 8.1. Hava Aracının Pervanesinin Teknik Resmi

8.3. Hava Aracı Gövdesinin Teknik Resmi



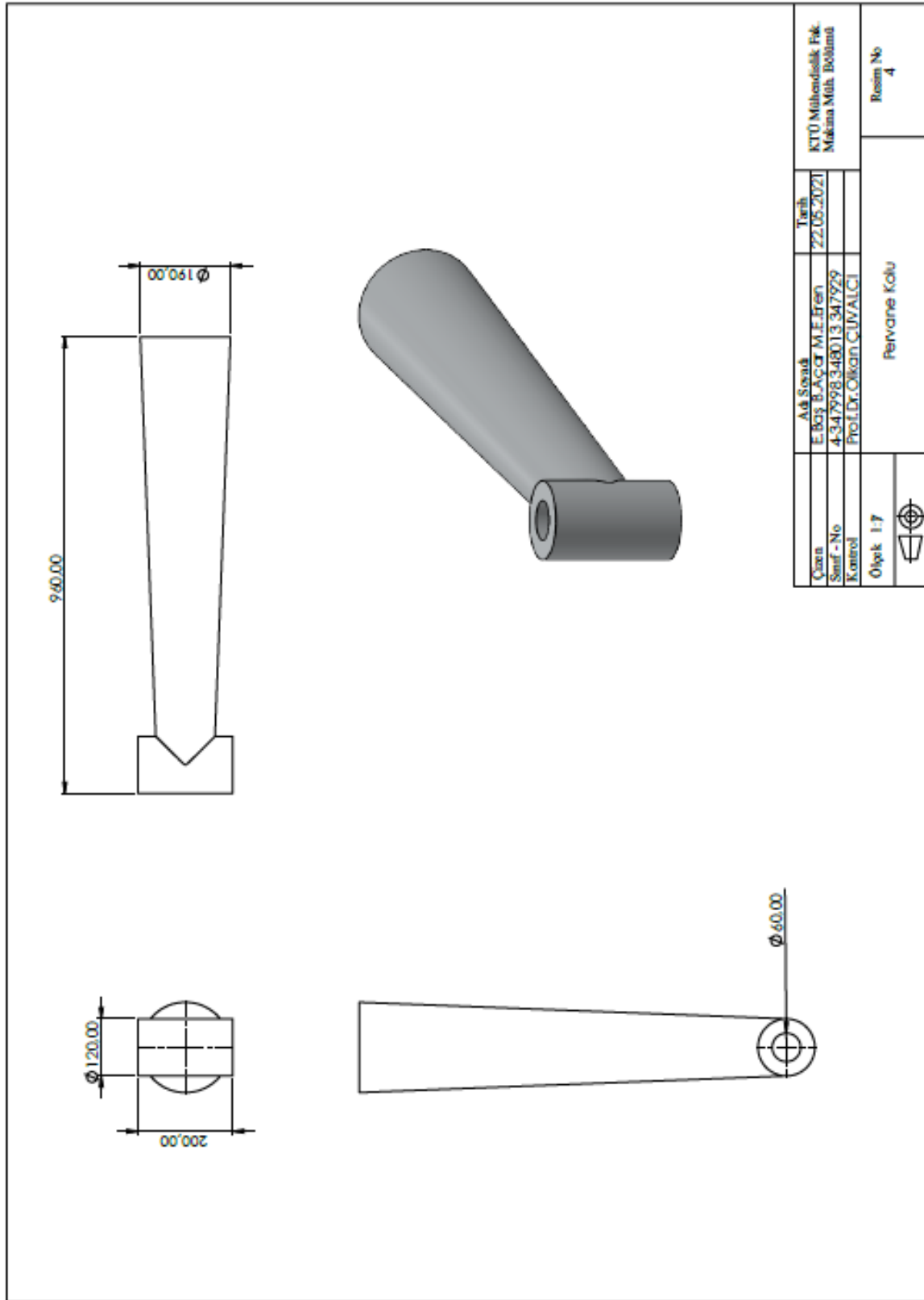
Şekil 8.2. Hava Aracı Gövdesinin Teknik Resmi

8.4. Hava Aracının İniş Takımının Teknik Resmi



Şekil 8.3. Hava Aracının İniş Takımının Teknik Resmi

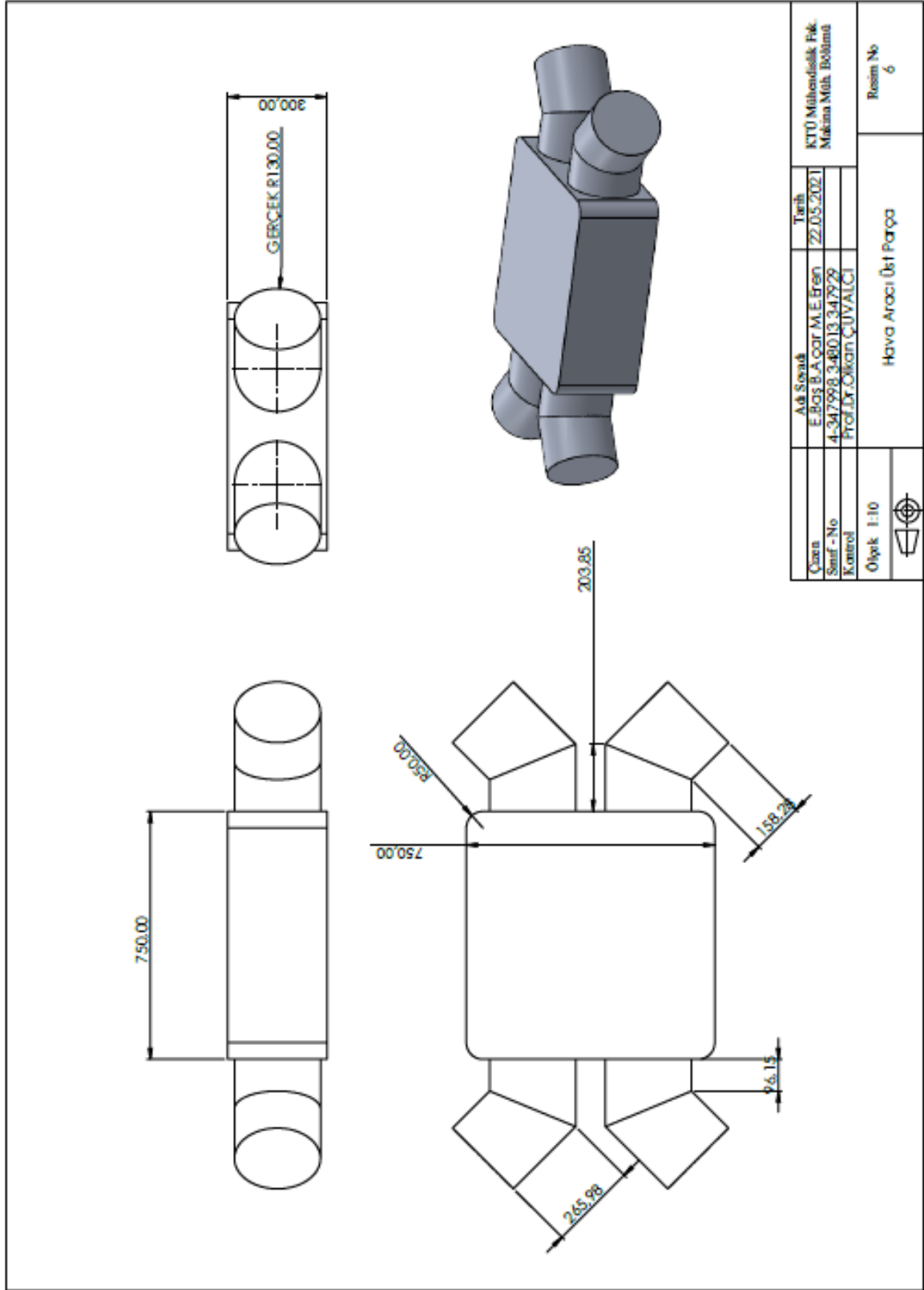
8.5. Hava Aracının Pervane Kolunun Teknik Resmi



SOLIDWORKS Eğitim Ürünü. Yalnızca Eğitim Amaçlı Kullanılm İçindir.

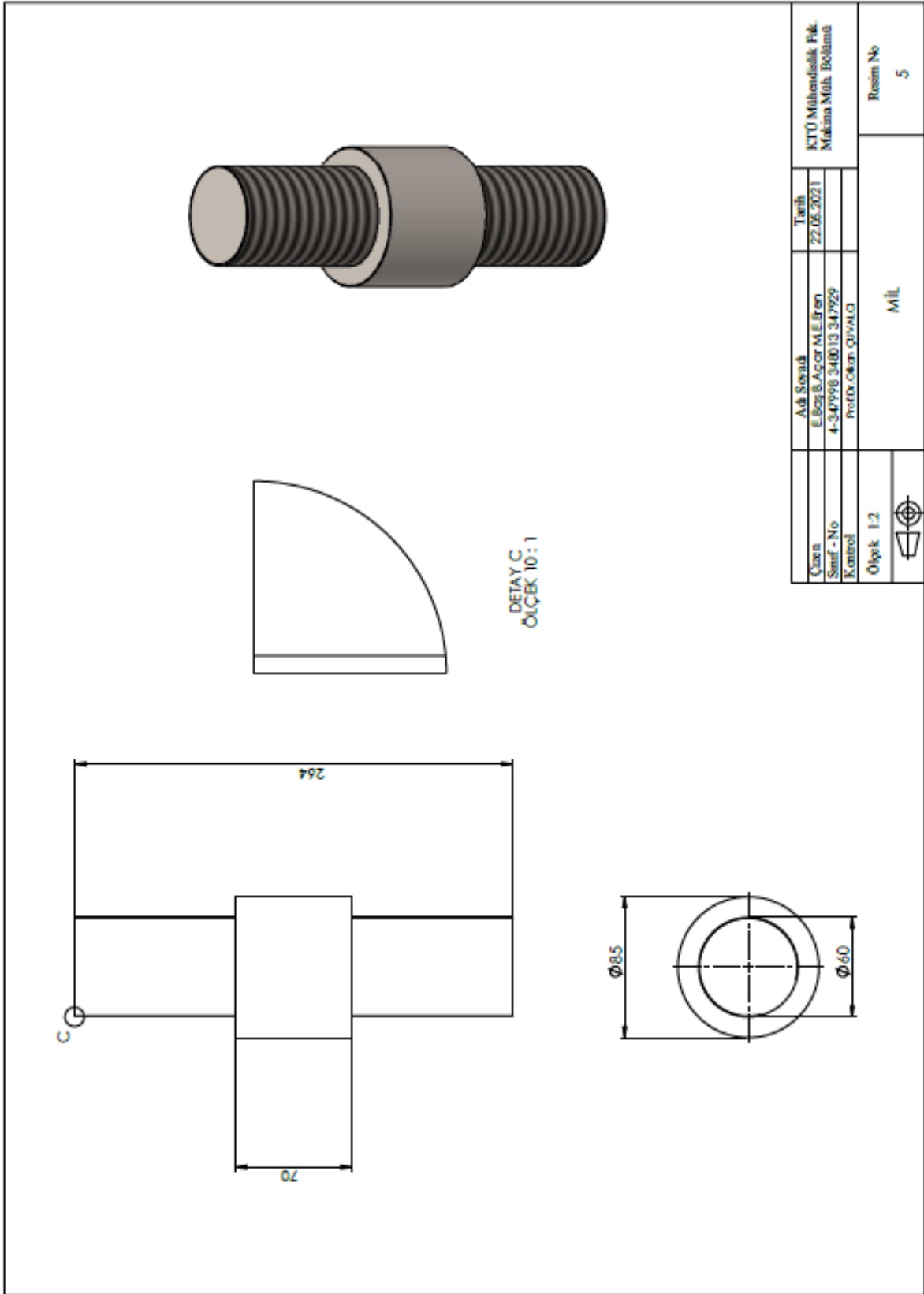
Şekil 8.4. Hava Aracının Pervane Kolunun Teknik Resmi

8.6. Hava Aracının Üst Parçasının Teknik Resmi



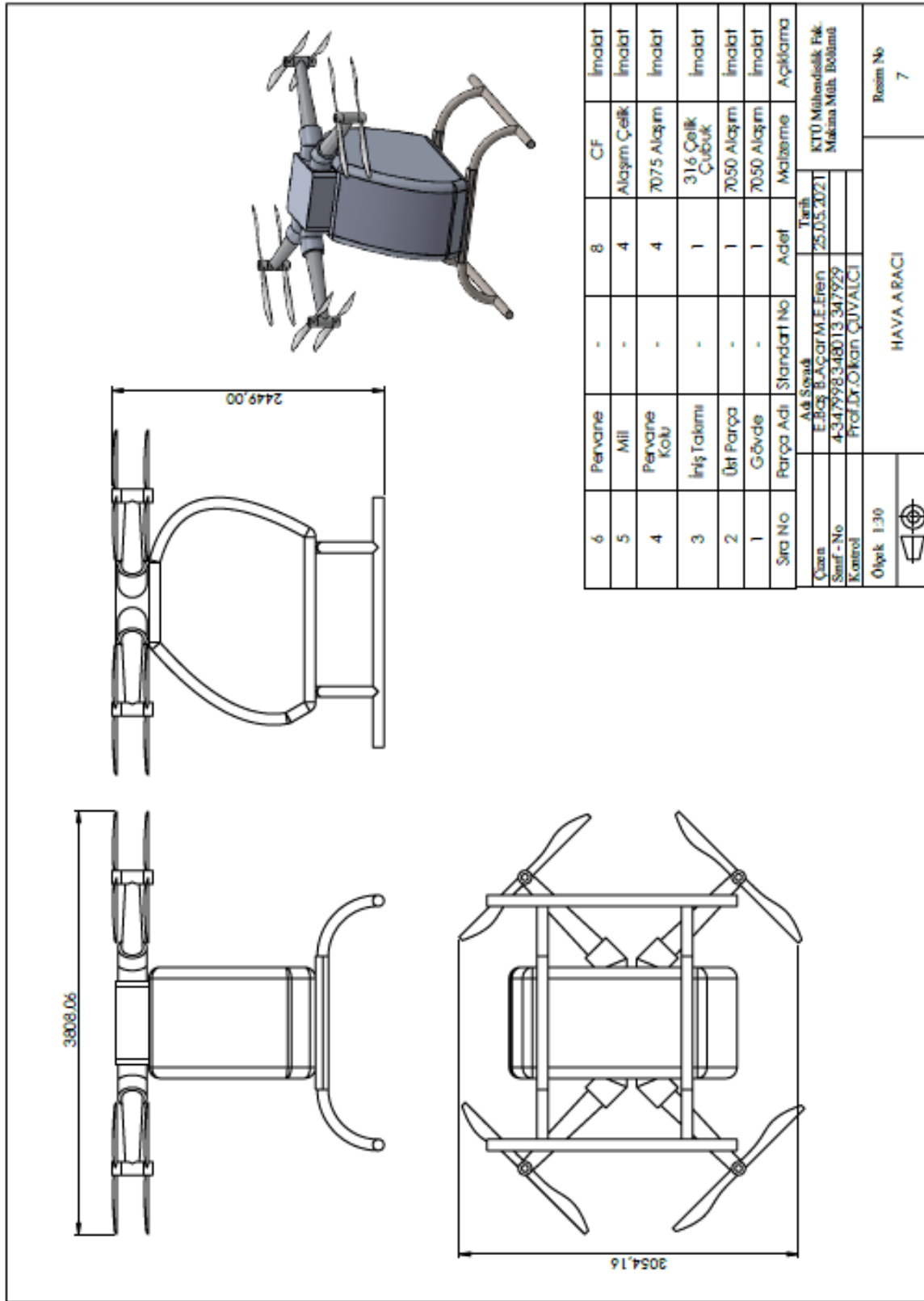
Şekil 8.5. Hava Aracının Üst Parçasının Teknik Resmi

8.7. Hava Aracında Kullanılacak Milin Teknik Resmi



Şekil 8.6. Hava Aracında Kullanılacak Milin Teknik Resmi

8.8. Hava Aracı Montajının Teknik Resmi



SOLIDWORKS Eğitim Ürettili. Yalnızca Eğitim Amaçlı Kullanım İçindir.

Şekil 8.7. Hava Aracı Montajının Teknik Resmi

8.9. Tasarlanan Hava Aracının Montajlı Hali



Şekil 8.8. Tasarlanan Hava Aracının Montajlı Hali

ÖZGEÇMİŞ



Muhammet Emin EREN

1998 yılında Kocaeli'nin İzmit ilçesinde doğdu. 2016 yılında Özel Gölcük Sınav Temel Lisesi'nden mezun oldu. 2016 yılında Karadeniz Teknik Üniversitesi Makine Mühendisliği bölümünde lisans eğitimine başladı. Karadeniz Teknik Üniversitesi İnovasyon Kulübü bünyesinde çeşitli görevlerde yer aldı. 2018 yılında staj kapsamında Sabancı Holding bünyesindeki Brisa Bridgestone Sabancı Lastik San. Tic. A.Ş Ar-Ge departmanında konteynerlarda kullanılan t-kızakların üretimi ve maliyet iyileştirmesi projesi üzerine çalışma sürdürdü. İyi seviyede İngilizce ve orta seviyede Almanca bilgisine sahiptir.



Batuhan AÇAR

1998 yılında Ankara'nın Altındağ ilçesinde doğdu. 2016 yılında Tuzluçayır Anadolu Lisesi'nden mezun oldu. 2016 yılında Karadeniz Teknik Üniversitesi Makine Mühendisliği bölümünde lisans eğitimine başladı. Karadeniz Teknik Üniversitesi İnovasyon Kulübü bünyesinde çeşitli görevlerde yer aldı. Orta seviyede İngilizce ve temel seviyede Almanca bilmektedir.



Efehan BAŞ

1998 yılında Ankara' nın Keçiören ilçesinde doğdu. 2016 yılında Özel Uğur Temel Lisesi'nden mezun oldu. 2016 yılında Karadeniz Teknik Üniversitesi Makine Mühendisliği bölümünde lisans eğitimine başladı. İyi seviyede İngilizce temel seviyede Almanca bilgisine sahiptir.