T. C.
İSTANBUL GELİŞİM ÜNİVERSİTESİ
LİSANSÜSTÜ EĞİTİM ENSTİTÜSÜ

Mekatronik Mühendisliği Anabilim Dalı

GRİPPER MEKANİZMALI HEXACOPTER YAPISINDAKİ DÖNER KANAT İNSANSIZ HAVA ARACININ TASARIMI ve İNCELENMESİ

Yüksek Lisans Tezi

Muhammet Aydın METİN

Danışman
Dr. Öğr. Üyesi Kenan ŞENTÜRK

İstanbul – 2024

TEZ TANITIM FORMU

Yazar Adı Soyadı : Muhammet Aydın METİN

Tezin Dili : Türkçe

Tezin Adı : Gripper Mekanizmalı Hexacopter Yapısındaki Döner Kanat İnsansız Hava Aracının Tasarımı ve İncelenmesi

Enstitü : İstanbul Gelişim Üniversitesi Lisansüstü Eğitim Enstitüsü

Anabilim Dalı : Mekatronik Mühendisliği

Tezin Türü : Yüksek Lisans

Tezin Tarihi : 22.05.2024

Sayfa Sayısı : 121

Tez Danışmanları : Dr. Öğr. Üyesi Kenan ŞENTÜRK

Dizin Terimleri : İnsansız hava araçları, özgün tasarım, karbon fiber malzeme, 3B yazıcı, statik analiz, gripper mekanizması

Türkçe Özet : Bu tez çalışması gripper mekanizmalı hexacopter yapısındaki döner kanat insansız hava aracının tasarımı, statik analizi, üretimi ve uçuş testleri insanlık yararına geliştirilen teknolojiye önemli bir katkıda bulunmak amacıyla yapılmıştır.

Dağıtım Listesi :
1. İstanbul Gelişim Üniversitesi Lisansüstü Eğitim Enstitüsüne
2. YÖK Ulusal Tez Merkezine

İmzası

Muhammet Aydın METİN

T. C.
İSTANBUL GELİŞİM ÜNİVERSİTESİ
LİSANSÜSTÜ EĞİTİM ENSTİTÜSÜ

Mekatronik Mühendisliği Anabilim Dalı

GRİPPER MEKANİZMALI HEXACOPTER YAPISINDAKİ DÖNER KANAT İNSANSIZ HAVA ARACININ TASARIMI ve İNCELENMESİ

Yüksek Lisans Tezi

Muhammet Aydın METİN

Danışman
Dr. Öğr. Üyesi Kenan ŞENTÜRK

İstanbul – 2024

BEYAN

Bu tezin hazırlanmasında bilimsel ahlak kurallarına uyulduğu, başkalarının eserlerinden yararlanılması durumunda bilimsel normlara uygun olarak atıfta bulunulduğu, kullanılan verilerde herhangi tahrifat yapılmadığını, tezin herhangi bir kısmının bu üniversite veya başka bir üniversitedeki başka bir tez olarak sunulmadığını beyan ederim.

Muhammet Aydın METİN

…/…/2024

İSTANBUL GELİŞİM ÜNİVERSİTESİ
LİSANSÜSTÜ EĞİTİM ENSTİTÜSÜ MÜDÜRLÜĞÜNE

Muhammet Aydın METİN'in Gripper Mekanizmalı Hexacopter Yapısındaki Döner Kanat İnsansız Hava Aracının Tasarımı ve İncelenmesi adlı tez çalışması, jürimiz tarafından Mekatronik Mühendisliği anabilim dalı, Mekatronik Mühendisliği bilim dalında YÜKSEK LİSANS tezi olarak kabul edilmiştir.

Başkan
Prof. Dr. Ercan Nurcan YILMAZ

Üye
Dr. Öğr. Üyesi Kenan ŞENTÜRK
(Danışman)

Üye
Dr. Öğr. Üyesi Serkan GÖNEN

ONAY
Yukarıdaki imzaların, adı geçen öğretim üyelerine ait olduğunu onaylarım.
.... / .... / 2024

İmzası
Prof. Dr. İzzet GÜMÜŞ
Enstitü Müdürü

ÖZET

İnsansız hava araçları günümüzde askeri, tarım ve zirai, kargolama, haritalama ve fotoğrafçılık gibi alanlarda kullanılmaktadır. Bu alanlarda kullanılan hava araçları kumandalı ya da otonom bir şekilde hareket etmektedir. Bu tez çalışmasında özgün bir tasarım yapılarak hexacopter yapısında döner kanat insansız hava aracı 3B CAD programı olan Solidworks üzerinde tasarlanmıştır. Tasarım bittikten sonra ANSYS programı kullanılarak statik analiz kısmında deformasyon analizi, gerilme ve gerinim analizleri yapılmıştır. Analizlerden ve gerçek uçuş testlerinden elde edilen sonuçlar çerçevesinde tasarım da revizyon yapılıp imalatına başlanmıştır. Hexacopterin mekanik montajı için gerekli olan kanat, gövde ve iniş sistemini oluşturan parçalar hafif, mukavemeti ve korozyon dayanımı yüksek olan karbon fiber plaka ile karbon fiber borulardan imal edilmiştir. Elektronik ekipmanların ve imal edilen parçaların birleştirilmesi için gerekli olan parçalar 3B yazıcıdan basılmıştır. Gövde yapısını oluşturan alt ve üst gövde parçalarının birleştirilmesi için taşıyıcı parça olarak 304 kalite paslanmaz çelik malzemeden imal edilen 6 adet mil kullanılmıştır. Mekanik parçalar ile paralel olarak elektronik parçaların da montajı yapılmıştır. Oluşturulan bu sistemlerin birleştirilmesinde ağırlık merkezi göz önünde bulundurularak hava aracının montajına özen gösterilmiştir. Bu bütünleşik sistemin uçabilmesi için uçuş kontrolcüsü olarak Pixhawk 2.4.8 kullanılmıştır.

Uçuş kontrolcüsü üzerinden motor, ESC (Electronic Speed Controller, Elektronik Hız Kontrolcüsü) kalibrasyonları, uçuş kontrolcüsünün kalibrasyonu ve GPS (Global Positioning System, Küresel Konumlama Sistemi) kalibrasyonu yapılmıştır. Uçuş kontrolcüsü üzerinden uçuş için gerekli modların ayarları yapılmıştır. Bu ayarların ardından uçuş testleri için gerekli hazırlıklar yapılıp uçuş testleri ve gerekli optimizasyonlar yapılmıştır.

Özgün olarak tasarlanmış olan hexacopter yapısındaki döner kanat insansız hava aracına entegre edilen tutucu sistem daha çok bilinen ismiyle gripper mekanizması hava aracına takılmadan önce dışarıda montajı yapılıp entegre edilmiştir. Bu işlemden sonra gripper mekanizması üzerindeki servo motorun pin kablosunun uçuş kontrolcüsüne bağlantısı yapılmıştır. Uçuş kontrolcüsü üzerinden kumanda üzerinde bulunan switchlerden birine ataması yapılarak gripper mekanizmasının kontrolü

kumanda ile sağlanmıştır. Gripper mekanizması entegre edildikten sonra da uçuş testleri yapılıp iyileştirmeler üzerinde de durulmuştur.

Anahtar Kelimeler: Özgün tasarım, Analiz, 3B yazıcı, Hexacopter, Gripper mekanizması, Karbon fiber, PLA

SUMMARY

Unmanned aerial vehicles are currently used in areas such as military, agriculture and agricultural, cargo, mapping and photography. Air vehicles used in these areas are controlled or autonomous. In this thesis, an original design was made and a hexacopter structure rotary wing unmanned aerial vehicle was designed on Solidworks, a 3D CAD programme. After the design was completed, deformation analysis, stress and strain analyses were performed in the static analysis section using ANSYS software. Within the framework of the results obtained from the analyses and real flight tests, revisions were made in the design and manufacturing was started. The parts of the wing, fuselage and landing system required for the mechanical assembly of the hexacopter were manufactured from carbon fibre plates and carbon fibre pipes with light weight, high strength and corrosion resistance. The parts required for the assembly of electronic equipment and manufactured parts were printed on a 3D printer. Six shafts made of 304 quality stainless steel material were used as carrier parts for joining the upper and lower body parts forming the body structure. Electronic parts were assembled in parallel with the mechanical parts. In the assembly of these systems, care was taken to assemble the aircraft by considering the centre of gravity. Pixhawk 2.4.8 was used as flight controller for this integrated system to fly.

Engine, ESC (Electronic Speed Controller) calibrations, flight controller calibration and GPS (Global Positioning System) calibration were performed via the flight controller. The settings of the modes required for flight were made on the flight controller. After these settings, necessary preparations were made for flight tests and flight tests and necessary optimisations were performed.

The gripper system, more commonly known as the gripper mechanism, which is integrated into the rotary wing unmanned aerial vehicle in the hexacopter structure, was assembled and integrated outside before being attached to the aircraft. After this process, the pin cable of the servo motor on the gripper mechanism was connected to the flight controller. The control of the gripper mechanism was provided with the control by assigning it to one of the switches on the controller via the flight controller.

After the gripper mechanism was integrated, flight tests were performed and improvements were also emphasised.

Keywords: Original design, Analysis, 3D printer, Hexacopter, Gripper mechanism, Carbon fibre, PLA

İÇİNDEKİLER

ÖZET ..... **i**
SUMMARY ..... **iii**
İÇİNDEKİLER ..... **v**
KISALTMALAR ..... **vii**
TABLOLAR LİSTESİ ..... **viii**
ŞEKİLLER LİSTESİ ..... **ix**
ÖNSÖZ ..... **xiii**
GİRİŞ **1**

BİRİNCİ BÖLÜM
İNSANSIZ HAVA ARAÇLARI VE TARİHÇESİ

1.1. İnsansız Hava Araçlarının Tarihçesi 5
1.2. Türkiye'de Üretilen İnsansız Hava Araçları 7
1.2.1. Bayraktar TB2 insansız hava aracı 8
1.2.2. AKINCI insansız hava aracı 9
1.2.3. AKSUNGUR insansız hava aracı 9
1.2.4. PUHU-C75 insansız hava aracı 10
1.2.5. SONGAR insansız hava aracı 11

İKİNCİ BÖLÜM
HEXACOPTER YAPISINDAKİ DÖNER KANAT İNSANSIZ HAVA ARACINI OLUŞTURAN EKİPMANLAR

2.1. Fırçasız DC Motor 12
2.1.1. Fırçasız DC motorun çalışma prensibi 12
2.1.1.1. Stator 13
2.1.1.2. Rotor 13
2.1.2. Hexacopterde Kullanılana Fırçasız DC Motor Modeli 14
2.1.3. Fırçasız DC Motorun Hexacoptere Bağlantısı 15
2.2. ESC (Elektronik Hız Kontrolcüsü) 18
2.2.1. Hexacopterde Kullanılan ESC (Elektronik Hız Kontrolcüsü) Modeli 19
2.3. Güç Dağıtım Kartı 20
2.4. LiPo Pil Batarya 21
2.4.1. Hexacopterde Kullanılan LiPo Pil 22
2.5. Uçuş Kontrolcüsü 23
2.5.1. Hexacopterde Kullanılan Pixhawk Uçuş Kontrolcüsü 23
2.6. Telemetri 24
2.6.1. Hexacopterde Kullanılan Telemetrinin Özellikleri 25
2.7. Buzzer 25

2.8. Pervane 26
2.8.1. Hexacopterde Kullanılan Pervane 27
2.9. GPS 27
2.10. Kumanda 28
2.11. Gövde Yapısı 29
2.11.1. Karbon Fiber Malzeme 29

ÜÇÜNCÜ BÖLÜM
MATERYAL VE YÖNTEM

3.1. Materyal 31
3.2. Yöntem 31
3.2.1. Hexacopteri Oluşturan Parçaların Tasarımı ve Teknik Ölçülendirilmesi . 31
3.2.1.1. Kanat yapısı 31
3.2.1.2. Gövde yapısı 38
3.2.1.3. İniş Sistemi 48
3.2.1.4. Gripper Mekanizması 54
3.2.2. Uçuş Kontrolcüsünün Programlanması 56
3.2.3. Hexacoptere sonlu elemanlar metoduyla yapılan statik analiz 65

SONUÇLAR VE ÖNERİLER 96
KAYNAKÇA 99

KISALTMALAR

3B	**:**	3 Boyut
C	**:**	Coulomb
CAD	**:**	Computer Aided Design
CAM	**:**	Computer Aided Manufacturing
CCW	**:**	Counterclockwise
CNC	**:**	Computer Numerical Control
CW	**:**	Clockwise
DC	**:**	Direct Current
EMI	**:**	Elektromagnetic Interference
EO/IR	**:**	Elektro-Optik/Infrared
ESC	**:**	Electronic Speed Controller
GPRS	**:**	General Packet Radio Service
GPS	**:**	Global Positioning System
GSM	**:**	Global System for Mobile Communications
İHA	**:**	İnsansız Hava Aracı
P	**:**	Paralel
PLA	**:**	Polylactic Acid
RAM	**:**	Random Access Memory
RF	**:**	Radyo Frekans
S	**:**	Seri
SAR	**:**	Sentetik Açıklıklı Radar
SIGINT	**:**	Signal Intelligence
UAV	**:**	Unmanned Aerial Vehicle

TABLOLAR LİSTESİ

Tablo 1. Kullanılan LiPo pilin özellikleri.....22
Tablo 2. Hexacopterde kullanılan karbon fiber malzemenin teknik özellikleri 66
Tablo 3. Hexacopterde kullanılan 304 kalite paslanmaz çelik malzemenin teknik özellikleri 66
Tablo 4. Hexacopter üzerine uygulanan 1. çalışma 1.seçenekteki toplam deformasyon analizinde oluşan değerler tablosu.....72
Tablo 5. Hexacopter üzerine uygulanan 1. çalışma 1.seçenekteki gerinim analizinde oluşan değerler tablosu.....74
Tablo 6. Hexacopter üzerine uygulanan 1. çalışma 1.seçenekteki gerilme analizinde oluşan değerler tablosu.....75
Tablo 7. Hexacopter üzerine uygulanan 1. çalışma 2.seçenekteki toplam deformasyon analizinde oluşan değerler tablosu.....78
Tablo 8. Hexacopter üzerine uygulanan 1. çalışma 2.seçenekteki gerinim analizinde oluşan değerler tablosu.....79
Tablo 9. Hexacopter üzerine uygulanan 1. çalışma 2.seçenekteki gerilme analizinde oluşan değerler tablosu.....81
Tablo 10. İniş takımlarının gövdeye bağlandığı yüzey sabitlendiğinde oluşan değerler.....81
Tablo 11. İniş takımlarının gövdeye bağlandığı yüzey ile gövde destek milleri sabitlendiğinde oluşan değerler.....81
Tablo 12. Hexacopter üzerine uygulanan 2. çalışma 1. seçenekteki toplam deformasyon analizindeki değerler tablosu 85
Tablo 13. Hexacopter üzerine uygulanan 2. çalışma 1. seçenekteki gerinim analizindeki değerler tablosu.....87
Tablo 14. Hexacopter üzerine uygulanan 2. çalışma 1. seçenekteki gerilme analizindeki değerler tablosu.....88
Tablo 15. Hexacopter üzerine uygulanan 2. çalışma 2. seçenekteki toplam deformasyon analizindeki değerler tablosu 91
Tablo 16. Hexacopter üzerine uygulanan 2. çalışma 2. seçenekteki gerinim analizindeki değerler tablosu.....93
Tablo 17. Hexacopter üzerine uygulanan 2. çalışma 2. seçenekteki gerilme analizindeki değerler tablosu.....94
Tablo 18. İniş takımlarının gövdeye bağlandığı yüzey sabitlendiğinde oluşan değerler.....95
Tablo 19. İniş takımlarının gövdeye bağlandığı yüzey ile gövde destek milleri sabitlendiğinde oluşan değerler.....95

ŞEKİLLER LİSTESİ

Şekil 1. (a) Jiroskoplu insansız uçak (“Sperry Uçan Bomba”,2023) (b) Kettering Bug (Kettering Böceği), (“Kettering Bug”,2023) 5
Şekil 2. Parrot AR dronu (“Drone Tarihine Yön Veren 10 Önemli Olay-Geçmişten Günümüze Drone”,2023) 6
Şekil 3. Amazon tarafından yapılmış dron (“Drone Tarihine Yön Veren 10 Önemli Olay-Geçmişten Günümüze Drone”,2023) 7
Şekil 4. DJI Phantom 4 (“Drone Tarihine Yön Veren 10 Önemli Olay-Geçmişten Günümüze Drone”,2023) 7
Şekil 5. Bayraktar TB2 İnsansız Hava Aracı (“Bayraktar TB2”,2023) 8
Şekil 6. AKINCI İnsansız Hava Aracı (“Bayraktar Akıncı”,2023) 9
Şekil 7. AKSUNGUR İnsansız Hava Aracı (“AKSUNGUR”,2023) 10
Şekil 8. PUHU-C75 İnsansız Hava Aracı (“PUHU-C75”,2023) 11
Şekil 9. SONGAR İnsansız Hava Aracı (“SONGAR Drone Sistemleri”,2023) 11
Şekil 10. Fırçasız DC Motorun Statoru (“Yedamale”, 2003) 13
Şekil 11. Rotor Mıknatısı Kesitleri (Yedamale, 2003) 14
Şekil 12. SunnySky X3515S fırçasız DC motor (“Sunnysky USA”, 2023) 15
Şekil 13. (a) Hexa X yapısı (b) Hexa + yapısı (“Hexacopter”, 2024) 15
Şekil 14. Yunuslama hareketi (Han ve Jin, 2015) 16
Şekil 15. Yalpalama hareketi (Han ve Jin, 2015) 17
Şekil 16. Dönme hareketi (Han ve Jin, 2015) 18
Şekil 17. Fırçalı ve Fırçasız ESC’lerin bağlantısı 19
Şekil 18. Skywalker 60A ESC 20
Şekil 19. Güç Dağıtım Kartı 21
Şekil 20. Hexacopterde kullanılan LiPo pil (“F1 Depo”, 2023) 22
Şekil 21. Pixhawk Uçuş Kontrolcüsü 24
Şekil 22. Telemetri 25
Şekil 23. Buzzer 26
Şekil 24. Hexacopterde kullanılan pervaneler 27
Şekil 25. GPS 28
Şekil 26. (a) Gövdeyi oluşturan üst parça (b) Gövdeyi oluşturan alt parça 29
Şekil 27. Kanat profilini oluşturmak için kullanılan karbon fiber boru 32
Şekil 28. Kanat profilinin Solidworks üzerinde montajlanmış hali 33
Şekil 29. Kanat profilinin patlatılmış montaj resmi 33
Şekil 30. Kanat profili montajının kesit görünüşü 34
Şekil 31. Kanat profiline parçaların monte edilmiş hali 34
Şekil 32. Kanat tutucu parça 35
Şekil 33. Motor bağlantı sacı 36
Şekil 34. Alt ve üst gövde bağlantı parçası 37

Şekil 35. Üst gövde parçasının teknik resmi 40
Şekil 36. Üst gövde parçasının imal edilmiş hali 40
Şekil 37. Alt gövde parçasının teknik resmi 41
Şekil 38. Alt gövde parçasının imal edilmiş hali 42
Şekil 39. Gövde destek mili 42
Şekil 40. İç mekanizma 43
Şekil 41. Üst gövde parçasının sabitlenmiş hali 44
Şekil 42. Uçuş kontrolcüsü bağlantı parçası 45
Şekil 43. Uzatma pimi 45
Şekil 44. Uzatma pimi ve uçuş kontrolcüsü bağlantı parçasının montaj resmi 46
Şekil 45. Uzatma pimi ve uçuş kontrolcüsü bağlantı parçasının üst gövdeye montajı 47
Şekil 46. Hexacopterin dengeye alınmış hali 47
Şekil 47. İniş sistemi için yapılan ilk tasarım 48
Şekil 48. İniş sistemi montaj resmi 49
Şekil 49. İniş destek parçası 50
Şekil 50. İniş destek mili dikey 51
Şekil 51. İniş destek mili (yatay) 51
Şekil 52. Destek parçası 52
Şekil 53. T destek 53
Şekil 54. T destek ara boru 54
Şekil 55. Solidworks üzerinde katı modeli oluşturulan gripper mekanizması 55
Şekil 56. Solidworks üzerinde katı modeli oluşturulan gripper mekanizmasının patlatılmış görünümü 55
Şekil 57. Copter v4.4.4 official ürün yazılımının Mission Planner'e tanımlanması 56
Şekil 58. Hexacopter'in form türünün seçilmesi 57
Şekil 59. Kalibrasyon ayarlamalarının yapılması 57
Şekil 60. Uçuş kontrolcüsünün kalibrasyonu esnasında dengenin ayarlanması 58
Şekil 61. Pusula kalibrasyonunun yapılması 58
Şekil 62. Hexacopterin eksenler etrafında döndürülmesi 59
Şekil 63. Uçuş kontrol kartının kumanda ile haberleşmesindeki kumanda kanallarının tanımlanması ve çalışma aralıklarının kalibrasyonunun yapılması 59
Şekil 64. Uçuş kontrol kartına ESC değerlerinin tanımlanması 60
Şekil 65. Uçuş modlarının uçuş kontrol kartına tanımlanması 61
Şekil 66. Motorlara güç verilip dönüş yönlerinin ayarlandığı kısım 61
Şekil 67. Motor kalibrasyonlarının yapıldığı kısım 62
Şekil 68. Gripper mekanizması kalibrasyon ayarlaması 62
Şekil 69. Uçus testinde gripper mekanizmasının açık hali 63
Şekil 70. Uçus testinde gripper mekanizmasının kapalı hali 64
Şekil 71. Gripper mekanizmasına yük bağlanarak yapılan uçuş testi 64
Şekil 72. Gripper mekanizmasına bağlanan yükün bırakılması 65
Şekil 73. Hexacoptere ait şasenin Solidworks CAD programında montajlanmış hali 67
Şekil 74. ANSYS analiz programına aktarılan şase 67

Şekil 75. Hexacoptere uygulanan tetrahedrons metoduna göre oluşan mesh yapısı 68
Şekil 76. Hexacoptere uygulanan tetrahedrons metoduna göre kanat çifti profilleri ve üst gövde parçasında oluşan mesh yapısı 68
Şekil 77. Hexacoptere uygulanan tetrahedrons metoduna göre kanat çifti profilleri ve alt gövde parçasında oluşan mesh yapısı.....68
Şekil 78. Hexacoptere uygulanan tetrahedrons metoduna göre iniş sisteminde oluşan mesh yapısı 69
Şekil 79. Hexacoptere etki eden toplam kuvvetin yönü 69
Şekil 80. 1. çalışmada 1. seçenek için sabitlenmiş yüzeyler.....70
Şekil 81. Hexacopter üzerine uygulanan 1. çalışma 1. seçenekteki toplam deformasyon analizinin 1 ve 4 numaralı kanat çifti profilleri görülecek şekildeki analiz sonucu 70
Şekil 82. Hexacopter üzerine uygulanan 1. çalışma 1. seçenekteki toplam deformasyon analizinin 2 ve 5 numaralı kanat çifti profilleri görülecek şekildeki analiz sonucu 71
Şekil 83. Hexacopter üzerine uygulanan 1. çalışma 1. seçenekteki toplam deformasyon analizinin 3 ve 6 numaralı kanat çifti profilleri görülecek şekildeki analiz sonucu 71
Şekil 84. Hexacopter üzerine uygulanan 1. çalışma 1.seçenekteki toplam deformasyon analizinin alt gövde ve iniş sistemi görülecek şekildeki analiz sonucu 72
Şekil 85. Hexacopter üzerine uygulanan 1. çalışma 1.seçenekteki gerinim analizinin kanat profilleri ve üst gövde parçası görülecek şekildeki analiz sonucu 73
Şekil 86. Hexacopter üzerine uygulanan 1. çalışma 1.seçenekteki gerinim analizinin alt gövde ve iniş sistemi görülecek şekildeki analiz sonucu 73
Şekil 87. Hexacopter üzerine uygulanan 1. çalışma 1.seçenekteki gerilme analizinin kanat profilleri ve üst gövde parçası görülecek şekildeki analiz sonucu 74
Şekil 88. Hexacopter üzerine uygulanan 1. çalışma 1.seçenekteki gerilme analizinin alt gövde ve iniş sistemi görülecek şekildeki analiz sonucu 75
Şekil 89. 1. çalışmada 2. seçenek için sabitlenmiş yüzeyler.....76
Şekil 90. Hexacopter üzerine uygulanan 1. çalışma 2. seçenekteki toplam deformasyon analizinin 1 ve 4 numaralı kanat çifti profilleri görülecek şekildeki analiz sonucu 76
Şekil 91. Hexacopter üzerine uygulanan 1. çalışma 2. seçenekteki toplam deformasyon analizinin 2 ve 5 numaralı kanat çifti profilleri görülecek şekildeki analiz sonucu 77
Şekil 92. Hexacopter üzerine uygulanan 1. çalışma 2. seçenekteki toplam deformasyon analizinin 3 ve 6 numaralı kanat çifti profilleri görülecek şekildeki analiz sonucu 77
Şekil 93. Hexacopter üzerine uygulanan 1. çalışma 2.seçenekteki toplam deformasyon analizinin alt gövde ve iniş sistemi görülecek şekildeki analiz sonucu 78
Şekil 94. Hexacopter üzerine uygulanan 1. çalışma 2.seçenekteki gerinim analizinin kanat profilleri ve üst gövde parçası görülecek şekildeki analiz sonucu 79
Şekil 95. Hexacopter üzerine uygulanan 1. çalışma 2.seçenekteki gerinim analizinin alt gövde ve iniş sistemi görülecek şekildeki analiz sonucu 79
Şekil 96. Hexacopter üzerine uygulanan 1. çalışma 2.seçenekteki gerilme analizinin kanat profilleri ve üst gövde parçası görülecek şekildeki analiz sonucu 80
Şekil 97. Hexacopter üzerine uygulanan 1. çalışma 2.seçenekteki gerilme analizinin alt gövde ve iniş sistemi görülecek şekildeki analiz sonucu 80

Şekil 98. 2. Çalışmada hexacoptere etki eden kuvvetlerin yönleri 82
Şekil 99. 2. çalışmada 1. seçenek için sabitlenmiş yüzeyler.....83
Şekil 100. Hexacopter üzerine uygulanan 2. çalışma 1. seçenekteki toplam deformasyon analizinin 1 ve 4 numaralı kanat çifti profilleri görülecek şekildeki analiz sonucu 83
Şekil 101. Hexacopter üzerine uygulanan 2. çalışma 1. seçenekteki toplam deformasyon analizinin 2 ve 5 numaralı kanat çifti profilleri görülecek şekildeki analiz sonucu 84
Şekil 102. Hexacopter üzerine uygulanan 2. çalışma 1. seçenekteki toplam deformasyon analizinin 3 ve 6 numaralı kanat çifti profilleri görülecek şekildeki analiz sonucu 84
Şekil 103. Hexacopter üzerine uygulanan 2. çalışma 1. seçenekteki toplam deformasyon analizinin alt gövde ve iniş sistemi görülecek şekildeki analiz sonucu 85
Şekil 104. Hexacopter üzerine uygulanan 2. çalışma 1.seçenekteki gerinim analizinin kanat profilleri ve üst gövde parçası görülecek şekildeki analiz sonucu 86
Şekil 105. Hexacopter üzerine uygulanan 2. çalışma 1.seçenekteki gerinim analizinin alt gövde ve iniş sistemi görülecek şekildeki analiz sonucu.....86
Şekil 106. Hexacopter üzerine uygulanan 2. çalışma 1.seçenekteki gerilme analizinin kanat profilleri ve üst gövde parçası görülecek şekildeki analiz sonucu 87
Şekil 107. Hexacopter üzerine uygulanan 2. çalışma 1.seçenekteki gerilme analizinin alt gövde ve iniş sistemi görülecek şekildeki analiz sonucu.....88
Şekil 108. 2. çalışmada 2. seçenek için sabitlenmiş yüzeyler 89
Şekil 109. Hexacopter üzerine uygulanan 2. çalışma 2. seçenekteki toplam deformasyon analizinin 1 ve 4 numaralı kanat çifti profilleri görülecek şekildeki analiz sonucu 89
Şekil 110. Hexacopter üzerine uygulanan 2. çalışma 2. seçenekteki toplam deformasyon analizinin 2 ve 5 numaralı kanat çifti profilleri görülecek şekildeki analiz sonucu 90
Şekil 111. Hexacopter üzerine uygulanan 2. çalışma 2. seçenekteki toplam deformasyon analizinin 3 ve 6 numaralı kanat çifti profilleri görülecek şekildeki analiz sonucu 90
Şekil 112. Hexacopter üzerine uygulanan 2. çalışma 2. seçenekteki toplam deformasyon analizinin alt gövde ve iniş sistemi görülecek şekildeki analiz sonucu 91
Şekil 113. Hexacopter üzerine uygulanan 2. çalışma 2.seçenekteki gerinim analizinin kanat profilleri ve üst gövde parçası görülecek şekildeki analiz sonucu 92
Şekil 114. Hexacopter üzerine uygulanan 2. çalışma 2.seçenekteki gerinim analizinin alt gövde ve iniş sistemi görülecek şekildeki analiz sonucu.....92
Şekil 115. Hexacopter üzerine uygulanan 2. çalışma 2. seçenekteki gerilme analizinin kanat profilleri ve üst gövde parçası görülecek şekildeki analiz sonucu 93
Şekil 116. Hexacopter üzerine uygulanan 2. çalışma 2.seçenekteki gerilme analizinin alt gövde ve iniş sistemi görülecek şekildeki analiz sonucu.....94

ÖNSÖZ

Lisansüstü eğitimim ve tez çalışmam boyunca gerek akademik bilgisini ve desteğini benden hiçbir zaman esirgemeyen kıymetli danışmanım Dr. Öğr. Üyesi Kenan ŞENTÜRK hocama şükranlarımı sunarım.

Lisansüstü ders dönemi ve tez dönemi boyunca akademik olarak bana destek olan ve her zaman tecrübelerini paylaşan BAP Koordinatörü Dr. Öğr. Üyesi Serap YEŞİLKIR BAYDAR hocama, Dr. Öğr. Üyesi Cansu NOBERİ hocama ve Mekatronik Mühendisliği Bölümünün değerli akademisyenlerine teşekkür ederim.

Tez projesinin yapımında her türlü kolaylığı sağlayan ve sürekli destek olan Teknoloji Transfer Ofisi Müdürü Yahya Kemal KIRAN hocama, projemin yapımında bana destek olan kıymetli meslektaşım Mekatronik Mühendisi Ahmet Faruk GÖRMÜŞ' e ve Mekatronik Yüksek Mühendisi Öğr. Gör. Kübra ERDOĞAN'a teşekkür ederim.

Eğitim hayatım boyunca maddi ve manevi olarak desteklerini esirgemeyen verdiğim her karara destek olan canım anneme, babama ve gelecekte birçok insanın hayatını kurtaracak olan kız kardeşlerime minnettarım.

Akademisyen olma fikrini benimsemem de yazmış olduğu kitaplar düzenlemiş olduğu konferanslar ve en önemlisi yaptığı çalışmalarla ilham kaynağım olan "Türkiye Cumhuriyeti Profesörü" Prof. Dr. Oktay SİNANOĞLU hocama sonsuz rahmet ve teşekkürü bir borç bilirim.

GİRİŞ

İnsansız hava araçları, günümüzde otonom veya uzaktan kumandalı olarak çeşitli görevlerde kullanılmaktadır. Bu araçlar, keşif, gözetleme, askeri operasyonlar, yangın söndürme gibi farklı alanlarda görev yapma yeteneğine sahiptir. Özellikle teknolojik gelişmelerle birlikte, insansız hava araçları küresel düzeyde büyük bir öneme sahip olmuştur (Sundararaj, Dharsan, Ganeshraman, Rajarajeswari, 2021). Bu araçlar genellikle sabit kanatlı ve döner kanatlı olarak sınıflandırılmaktadır. Sabit kanatlı modeller genellikle askeri ve keşif alanlarında tercih edilirken, döner kanatlı modellerin kullanım alanları daha geniştir.

Döner kanatlı insansız hava araçları, keşif, gözetleme, tarımsal ilaçlama, görüntüleme, askeri operasyonlar, kargolama, su altı araştırmaları ve fotoğrafçılık gibi çeşitli alanlarda kullanılabilmektedir. Bu araçlar, kullanılan rotor sayısına göre adlandırılmaktadır. Örneğin, 4 rotorlu modellere "quadcopter," 6 rotorlu modellere "hexacopter," ve 8 rotorlu modellere "octocopter" denilmektedir.

Quadcopterler pervane sayısı az olduğundan hafif yüklerin taşınmasında kullanılır. Sınırlı bir kaldırma gücü ve sınırlı bir stabiliteye sahiptir. Hobi amaçlı, gözetleme ve fotoğrafçılık alanlarında kullanılmaktadır. Düşük maliyetlidir. Hexacopterler quadcopterlere göre ağır yüklerin taşınmasında kullanılır. Kaldırma gücü iyi olduğundan manevra yapılmasına da olanak tanımaktadır. Tarımsal ilaçlama, fotoğrafçılık, kargolama ve askeri operasyonlarda kullanımaktadır. Maliyetlidir. Octocopterler, quadcopterlere ve hexacopterlere göre yük taşıma kapasitesi yüksektir. Manevra kabiliyeti quadcopter ve hexacopterlere göre oldukça iyidir. Haritalama, kargolama ve askeri operasyonlarda kullanılmaktadır. Oldukça maliyetli olup, bakımı zordur. Döner kanatlı insansız hava araçlarının şaselerinde genellikle tercih edilen malzeme karbon fiberdir. Bu tercihin nedeni, karbon fiberin istenilen ağırlık, mukavemet ve sertlik özelliklerini sağlamasıdır.

Döner kanatlı insansız hava araçlarının şaselerinde genellikle tercih edilen malzeme karbon fiberdir. Bu tercihin nedeni, karbon fiberin istenilen ağırlık, mukavemet ve sertlik özelliklerini sağlamasıdır.

İnsansız hava araçları uçuş menzilleri ve irtifa parametrelerine göre de sınıflandırılmaktadır. Mikro UAV (Unmanned Aerial Vehicle) 1 km menzile ve yaklaşık 500 m irtifaya sahiptir. Mini UAV ortalama 10 km menzil ve yaklaşık 800 m irtifaya sahiptir. Kısa menzilli UAV ortalama 50 km menzil ve yaklaşık 1000 m irtifaya sahiptir. Taktiksel UAV ortalama 160 km menzil ve 5500 m irtifaya sahiptir. Orta irtifa uzun havada kalış UAV 2500 km menzil ve 9000 m irtifaya sahiptir. Ortalama 5000 km menzile ve 10000 m üzeri irtifaya sahip ise yüksek irtifa uzun havada kalış UAV denir (Türkseven, Kızmaz, Tekin, Urkan, Serim).

Hava aracının gövdesinde genellikle batarya, güç dağıtım kartı, uçuş kontrolcüsü, kumanda alıcısı, GPS ve telemetri bulunurken, kullanım amacına bağlı olarak kamera ve diğer yazılım kartları gibi ek bileşenler de entegre edilebilmektedir. Bu nedenle, hava aracının ağırlık merkezi, şase üzerindeki ağırlık ve ek bileşenlerin merkez noktasından ne kadar uzaklaştığı, uçuş kalitesini önemli ölçüde etkileyen kritik faktörlerden biridir.

Günümüzde, geleneksel taşıma araçlarıyla kıyaslandığında, döner kanat insansız hava aracı (dron) teknolojisinin sunduğu çeşitli avantajlar, ulaşım sektöründe önemli bir değişimi beraberinde getirmiştir. Geleneksel taşıma araçları, genellikle statik tek yönlü yollar üzerinde hareket etme eğilimindedir. Bunun aksine, dronlar üç boyutta hareket edebilme esnekliğine sahiptir. Bu özellikleri, iki nokta arasında kısa mesafe ve süre avantajları sağlayarak, çeşitli avantajlar sunmaktadır. Dronlar, geleneksel araçlar gibi trafik kalabalığına takılmadan ve engellerle karşılaşmadan, genellikle sabit bir hızda ve duraksamadan hareket edebilme yeteneğiyle öne çıkmaktadır. Bu durum, özellikle kapalı veya yoğun trafikli bölgelerde ve zor ulaşılabilir alanlarda diğer ulaşım yöntemlerinin zorluk yaşadığı durumlarda erişim kolaylığı sağlamaktadır. Geleneksel araçlarla karşılaştırıldığında, dronların enerji verimliliği ve işletme maliyetleri açısından avantajlı olduğu gözlemlenmektedir. Ayrıca, dronların çizelgeleme konusundaki esnekliği, ulaşım süreçlerinin daha etkili ve verimli bir şekilde yönetilmesine olanak tanımaktadır (Nakıboğlu, 2020).

Dronlar esnek hareket kabiliyetinin sağlamış olduğu faydadan dolayı özellikle tarım alanında bitki türlerinin belirlenip aynı zamanda sınıflandırılmasında, verimliliğin tahmin edilmesinde üzerinde bulunan kamera sayesinde fotoğraf elde edip bu

fotoğraflar ile bitkiler üzerinde oluşabilecek olumsuz durumlara karşın müdahale edilebilmesini sağlamaktadır (Akkamış, Çalışkan, 2020).

Günümüzde dron teknolojisinin gelişmesiyle birlikte insansız hava araçları askeri alanlar, doğal afet yönetimi, yeryüzü haritalanması, 3 boyutlu modelleme ile jeolojik ve meteorolojik araştırmalar gibi alanlarda kullanılmaktadır (Akgül, Yurtseven, Demir, Akay, Gülci, Öztürk, 2016).

Sağlık alanında dron teknolojisi defibrilatörler, aşılar, kan örnekler ve ilaçların kara yolu ağı ile ulaştırılması zor olan yerlere otonom olarak GPS ve gerekli sensörler kullanılarak ulaştırılmasını sağlamaktadır (E. Scott, H. Scott, 2017).

Dron teknolojisinin hızla gelişmesi, özellikle algılama ve kaçınma yeteneklerindeki ilerlemelerle dikkat çekmektedir. Çağımızın ulaşım ihtiyaçlarına hizmet eden bu teknoloji, özellikle çok alçak irtifalarda serbestçe uçabilme kapasitesine sahip olma avantajını beraberinde getirmektedir. Dronların etkili bir şekilde engelleri algılayabilmesi için, çevre algılama ve otonom kontrol sistemleri kullanılmaktadır. Engellerin tespit edilmesini takiben, bu sistemler gerçek zamanlı olarak yeni uçuş yörüngelerini belirleyerek çarpışmalardan kaçınma stratejilerini otomatik olarak devreye sokmaktadır. Bu süreç, dronların uçuş sırasında anlık çevresel değişikliklere hızlı bir şekilde tepki vermesini sağlamaktadır. Bu teknolojik ilerlemelerin geniş bir çerçevesinde, yapay zekâ temelli sistemlerin rolü önemli bir yer tutmaktadır. Birden fazla dronun aynı anda uçarken çarpışmalardan kaçınabilmesi, karmaşık bir yapay zekâ algoritması ile mümkün kılınmaktadır. Bu algoritmalar, çeşitli sensör verilerini kullanarak çevresel koşulları değerlendirir ve dronların güvenli bir şekilde seyir yapabilmesi için uygun yörüngeleri belirlemektedir (Nonami, 2016).

Geliştirilen gripper mekanizmalı hexacopter yapısındaki döner kanat insansız hava aracı, kendi ağırlığı ile birlikte 15 kg'a kadar yük taşıyabilme kapasitesine sahiptir. Dron, özellikle acil durum ve afet yönetiminde büyük önem taşımakta olup, hayati öneme sahip ekipmanların güvenli bir şekilde taşınabilmesini sağlamaktadır. Dron, 2 km menzil ve 20 dakika uçuş süresi ile operasyon alanı içinde etkin bir şekilde görev yapabilmektedir. Bu özellikler, acil müdahale gerektiren durumlarda hızlı ve verimli bir çözüm sunmaktadır. Dronun tasarımı, piyasadaki mevcut dronlardan farklı olarak tamamen özgün olarak geliştirilmiş ve belirli ihtiyaçlara yönelik optimize edilmiştir.

Bu özgün tasarım, benzer projelerden alınan geri bildirimler doğrultusunda sürekli olarak iyileştirilmiş ve optimize edilmiştir. Bu bağlamda dronun ana bileşenini oluşturan gövde yapısında karbon fiber malzemeden imal edilen parçalar kullanılmıştır. Karbon fiber, yüksek mukavemet/ağırlık oranı ve dayanıklılığı ile bilinen bir malzeme olduğundan tercih edilmiştir. Su jeti ile kesme teknolojisi kullanılarak, yüksek hassasiyetli ve verimli bir üretim süreci sağlayıp, karbon fiber kompozit parçaların ekonomik bir şekilde üretilmesine olanak tanımaktadır. Su jeti ile kesme, bilgisayar kontrollü sistemler aracılığıyla doğrudan tasarım verilerine dayalı olarak yapılabilmektedir, bu sayede kalıp üretim sürecini elimine eder. Böylece, özel kalıpların tasarımı ve üretimi için gereken maliyetler ortadan kalkar. Dronun bağlantı parçaları ise eklemeli imalat (3B yazıcı) yöntemleri kullanılarak üretilmiştir. Eklemeli imalat yöntemi, üretim maliyetlerini önemli ölçüde düşürmekte ve parça üretiminde esneklik sağlamaktadır. Bu yöntem, karmaşık geometrik şekillere sahip parçaların kolayca üretilmesine olanak tanır ve tasarım değişikliklerinin hızlı bir şekilde uygulanabilmesini sağlamaktadır. Eklemeli imalat, malzeme israfını minimize eder ve üretim sürecinde yüksek hassasiyet ve tekrarlanabilirlik sunmaktadır. Bu yöntemlerin kullanılması, dronun üretim maliyetlerini düşürerek ekonomik bir çözüm sunmaktadır.

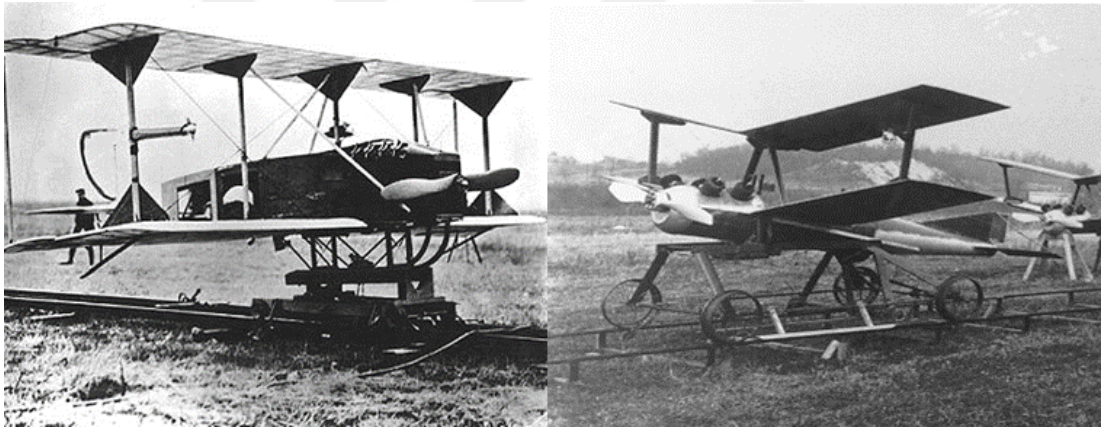
Dron, acil durum müdahaleleri için optimize edilmiştir. İlk yardım çantası, medikal malzemeler veya diğer acil durum ekipmanlarının taşınması için ideal bir çözüm sunmaktadır. Bu özellikleri ile dron, afet yönetimi ve sağlık hizmetleri gibi çeşitli alanlarda kullanılabilmektedir. Acil durumlarda hızlı ve güvenilir bir şekilde malzeme taşıma kapasitesi, dronun kritik müdahale görevlerinde etkin bir araç olarak kullanılmasını sağlamaktadır. Karbon fiber malzemelerin su jeti ile işlenmesi ve eklemeli imalat yöntemlerinin kullanılması, üretim maliyetlerini düşürmekte ve üretim sürecinde esneklik sağlamaktadır. Bu teknolojik yenilikler, dronun geniş çapta üretim ve kullanım için uygun hale gelmesini sağlamaktadır.

BİRİNCİ BÖLÜM

İNSANSIZ HAVA ARAÇLARI VE TARİHÇESİ

1.1. İnsansız Hava Araçlarının Tarihçesi

İnsansız hava araçları içinde pilot ya da insan olmayan, istenilen hedefe uygun faydalı yük taşıyan kumandalı ya da otonom olarak hareket eden hava araçlarıdır. J.E. Johnson'a göre, ilk insansız hava aracı Avusturya-Macaristan İmparatorluğu tarafından 1849 yılında gerçekleşen savaşta kullanılmıştır. Bu savaşta, 200 kadar insansız sıcak hava balonu kullanılarak Venedik şehri bombalanmıştır. 1911 yılında Elmor Sperry tarafından geliştirilen jiroskoplu insansız bir uçak (Şekil 1a) denenmiştir. 1918 yılında Charles Kattering tarafından geliştirilen "Kattering Böceği" adı verilen "Uçan Bomba" (Şekil 1b) proje başarılı olamamıştır. 1936 yılında pilotların atış eğitiminde kullanılan hava araçlarını tanımlamak üzere ilk defa "Dron" tabiri kullanılmaya başlanmıştır (Kıllıoğlu, 2021).



Şekil 1. (a) Jiroskoplu insansız uçak ("Sperry Uçan Bomba",2023) (b) Kettering Bug (Kettering Böceği), ("Kettering Bug",2023)

Dron, Amerika ordusunun resmi sözlüğünde, uzaktan veya otomatik olarak kontrol edilen kara, deniz veya hava aracı olarak tanımlanmaktadır. Özellikle, kontrolünü kokpitte bir insanın gerçekleştirmediği uçakları ifade eden bu tanım, drone teknolojisinin evrimini ve kullanım alanlarını geniş bir perspektiften ele almaktadır. Dron teknolojisinin kökenleri, Wright Kardeşler'in ilk uçuşunun öncesine dayanmaktadır. 1800'lerin ortalarında, buharla çalışan insansız helikopterlerin birkaç başarılı uçuş denemesi yapılmıştır. II. Dünya Savaşı öncesinde ve savaş sırasında,

askeri uçaklar özellikle eğitim tatbikatlarında uzaktan kumandalı bir şekilde uçuş gerçekleştirmiştir. 20. yüzyılın ikinci yarısında, ABD, Sovyetler Birliği ve daha sonra Rusya, Fransa, Japonya gibi birçok ülke, insansız hava araçları (İHA) teknolojisinin askeri keşif uygulamaları için geliştirilmesine odaklanmıştır (Turgut, Sancı, 2023).

Gelişen teknolojinin etkisiyle de insansız hava araçları alanında da gelişmeler olmuştur. Kore Savaşında ilk döner kanat insansız hava aracı olan QH-50 ortaya çıkmış ve kullanılmıştır. Vietnam Savaşı insansız hava araçlarının önemini arttırmış, bu araçlar keşif ve bilgi toplamak amacıyla da kullanılmaya başlanmıştır. ABD askeri kayıplarını azaltmak amacıyla Ryan Model 147/ Lightining Bug insansız hava aracını kullanmış ve bu hava aracını diğer hava araçlarından ayıran en önemli özellik ise yerden kontrol edilebilir olmasıdır (Kıllıoğlu, 2021).

2010 yılında Fransız drone firması Parrot tarafından akıllı telefon ile Wi-Fi üzerinden kontrol edilebilen "Parrot AR" dronu (Şekil 2) piyasaya sürüldü. ("Drone Tarihine Yön Veren 10 Önemli Olay-Geçmişten Günümüze Drone",2023)



Şekil 2. Parrot AR dronu ("Drone Tarihine Yön Veren 10 Önemli Olay-Geçmişten Günümüze Drone",2023)

2013 yılında Amazon'unun kurucusu Jeff Bezos tarafından ortaya atılan dron (Şekil 3) ile kargo teslimatı projesinin 5 yıl içerisinde gerçekleşeceğini söylemiş ve dron ile teslimata hazır olduğunu ancak kanunen bu uygulamanın yapılamayacağını söylemiştir. ("Drone Tarihine Yön Veren 10 Önemli Olay-Geçmişten Günümüze Drone",2023)



Şekil 3. Amazon tarafından yapılmış dron (“Drone Tarihine Yön Veren 10 Önemli Olay-Geçmişten Günümüze Drone”,2023)

2016 yılında ilk akıllı drone DJI Phantom 4 üretilmiş ve bu dronun en önemli özellikleri sensörleri, engellerden kaçması, insanları ya da diğer canlıları ve nesneleri akıllıca takip etmesi olmuştur. (“Drone Tarihine Yön Veren 10 Önemli Olay-Geçmişten Günümüze Drone”,2023)



Şekil 4. DJI Phantom 4 (“Drone Tarihine Yön Veren 10 Önemli Olay-Geçmişten Günümüze Drone”,2023)

1.2. Türkiye’de Üretilen İnsansız Hava Araçları

Teknolojide ki gelişmeler askeri alanda da etkili olmuştur. Günümüzde insansız hava araçları daha çok askeri alanda kullanılmaktadır. Türkiye de ilk insansız hava aracı Meggit firması tarafından üretilmiş olan insansız hedef uçağı olarak kullanılan Banshee sistemidir. Türkiye’nin ilk yerli insansız hava aracı üretimine 1990 yılında geliştirilmeye başlanmıştır. Türkiye ABD’den ithal ettiği insansız hava araçları 1994-1998 yılında aktif olarak kullanılmıştır. Türkiye insansız hava araçları ithal etmesine rağmen yerli insansız hava aracı üretimi için çalışmalara başlamış ve bu amaçla Türk Havacılık ve Uzay Sanayisi tarafından Turna hedef uçak sistemi üretilmiştir.

Türkiye ihtiyaçları doğrultusunda gerekli durumlarda İsrail'den insansız hava araçları kiralamış gerekse insansız hava araçları satın almıştır. Bu süreçte gelişen çeşitli sebepler Türkiye'nin kendi insansız hava araçlarını üretmesi ve geliştirmesi için önemli bir etken olmuştur (Göktürk Çetinkaya, Koç, 2023). Bu doğrultuda üretilen insansız hava araçlarından bazıları şu şekildedir:

1.2.1. Bayraktar TB2 insansız hava aracı

Bayraktar TB2, etkileyici bir uçuş deneyimine sahiptir, 500.000 saatten fazla uçuş deneyimine ulaşarak güvenilirlik ve performansını kanıtlamıştır. İHA, tam otomatik taksi ve park özelliğine sahiptir. Bu özellik, operasyonel esneklik sağlarken insan müdahalesi olmadan görevleri başarıyla gerçekleştirebilmesini sağlamaktadır. Bayraktar TB2, yarı otonom uçuş modlarına destek vererek operatöre farklı kontrol seçenekleri sunarak çeşitlilik sağlamaktadır. Bu modlar, farklı görev gereksinimlerine uyum sağlamak için optimize edilmiştir. İHA, çapraz yedekli yer kontrol istasyonu sistemi ile entegre bir şekilde çalışmaktadır. Bayraktar TB2, 27 saat 3 dakika boyunca havada kalabilme özelliğine sahiptir. Bu özellik uzun menzilli görev kabiliyeti, çeşitli görevlerin etkili bir şekilde yerine getirilmesini sağlamaktadır. İHA maksimum 120 knot (222,24 km/s) hıza ulaşabilmektedir. Özgün yedekli lityum tabanlı bataryalar, İHA'nın enerji verimliliğini arttırarak uzun süreli uçuşları destekler. Bayraktar TB2 (Şekil 5), yer veri ve uzak görüntü terminali ile entegre olarak çalışabilen bütünleşik ağ tabanlı bir sistem mimarisine sahiptir. Bu entegrasyon, operatörlerin hızlı ve etkili bir şekilde veri alışverişi yapmasını sağlamaktadır. ("Bayraktar TB2", 2023).



Şekil 5. Bayraktar TB2 İnsansız Hava Aracı ("Bayraktar TB2",2023)

1.2.2. AKINCI insansız hava aracı

AKINCI, savaş uçaklarına ait çeşitli görevleri yerine getirebilme yeteneğine sahiptir. Bunlar hava-hava görevleri, bombardıman operasyonları ve engel tespiti gibi çeşitli görevleri kapsamaktadır. Uydu haberleşme sistemleri ile donatılması sayesinde uzun menzilli ve güvenli iletişim sağlamaktadır. AKINCI, hava-hava radarları ve engel tespit radarı gibi gelişmiş radar sistemlerinin entegre edilmesiyle olumsuz hava koşullarında da etkili bir görev yapma kabiliyetini arttırmaktadır. AKINCI, havadan bombardıman özelliklerine sahiptir, bu da stratejik hedeflere yönelik operasyonlarda etkili bir rol oynamasını sağlamaktadır.

AKINCI, maksimum 150-195 knots (277,8-361,15 km/s) hıza ulaşabilmektedir. Ayrıca, 30000- 40000 feet irtifaya çıkabilme özelliğine sahiptir. AKINCI'nın 24 saat sürekli olarak havada kalabilme kapasitesine sahip olması, uzun süreli görevlerde etkili ve sürekli gözetim sağlamayı kolaylaştırmıştır.

AKINCI, sensör füzyonu özelliği ile çeşitli veri kaynaklarından gelen bilgileri entegre edebilir. Ayrıca, gelişmiş seyrüsefer yeteneklerine sahiptir. AKINCI'nın 20 metre kanat açıklığı, stabilite ve manevra kabiliyetini arttırarak çeşitli görev koşullarına uygunluk sağlamaktadır. AKINCI, 2019 yılında ilk uçuşunu gerçekleştirmiştir ("Bayraktar Akıncı",2023).



Şekil 6. AKINCI İnsansız Hava Aracı ("Bayraktar Akıncı",2023)

1.2.3. AKSUNGUR insansız hava aracı

Türkiye Havacılık ve Uzay Sanayisi tarafından üretilen AKSUNGUR İHA (Şekil 7), gündüz ve gece koşullarında geniş görevleri yerine getirebilen, yüksek faydalı yük kapasitesi ve uzun süreli operasyon yetenekleri ile öne çıkan bir insansız

hava aracıdır. AKSUNGUR, istihbarat, gözetleme, keşif ve taarruz görevlerini başarıyla yerine getirebilme yeteneğine sahiptir. İHA, EO/IR (Elektro-Optik/Infrared), SAR (Sentetik Açıklıklı Radar) ve SIGINT (Sinyal İstihbaratı) gibi faydalı yükleri entegre edebilmektedir. AKSUNGUR, 25000 feet'e kadar olan irtifada uzun süreli operasyonlara olanak tanımaktadır. Bu da geniş bir operasyon sahasında etkin bir görev yapma kabiliyetini ifade etmektedir. AKSUNGUR, iki adet çift turboşarjlı dizel motora sahiptir. Bu motorlar, güçlü bir itki sağlamaktadır. İHA, gündüz ve gece koşullarında etkin bir şekilde istihbarat toplama ve gözetleme kabiliyetine sahiptir. AKSUNGUR, farklı operasyonel gereksinimlere uygun olarak çeşitli mühimmatları entegre edebilmektedir (“AKSUNGUR”,2023).



Şekil 7. AKSUNGUR İnsansız Hava Aracı (“AKSUNGUR”,2023)

1.2.4. PUHU-C75 insansız hava aracı

PUHU-C75, güçlü tasarımı sayesinde zorlu görev koşullarında etkili bir performans sergilemektedir. PUHU-C75, çeşitli faydalı yüklerin entegrasyonunu kolaylaştırarak hem sivil hem de askeri operasyonlarda çoklu görevlere uyum sağlamaktadır. Maksimum taşıma kapasitesi 75 kg, maksimum operasyonel menzil 10 km ve maksimum uçuş süresi 40 dk’dir. Yangın topu ve yangın söndürücü ekipmanlar ile donatılarak çıkan yangınlara hızlı müdahale sağlayabilmektedir. PUHU-C75 (Şekil 8), çok yönlü özellikleri ile tek bir platformda birden fazla görevi yerine getirebilme yeteneğine sahiptir. Bu, bakım ve onarım alanında verimlilik ve tasarruf sağlamaktadır (“PUHU-C75”,2023).



Şekil 8. PUHU-C75 İnsansız Hava Aracı (“PUHU-C75”,2023)

1.2.5. SONGAR insansız hava aracı

SONGAR insansız hava aracı sistemi, tek seferde altı adede kadar bombanın entegre edilmiş bombaatar sistemi ile etkili bir şekilde ateşlenmesini sağlar. Bu, çeşitli hedeflere yönelik etkili saldırı yeteneği sunmaktadır. SONGAR (Şekil 9), askeri ve güvenlik operasyonları için geliştirilmiştir. Gündüz ve gece şartlarında etkin bir şekilde kullanılabildiği gibi, çeşitli görev senaryolarına uyum sağlamaktadır. Sistem, 3 km yarıçaplı bir menzil içinde görev icra edebilme ve 3000 metre irtifaya çıkabilme özelliklerine sahiptir. SONGAR, görev rotası planlama ve rota değişikliği yapabilme özelliklerine sahiptir. Yer Kontrol İstasyonu'na gerçek zamanlı görüntü ve telemetri verilerini aktarmaktadır. Operatörler, uçuş sırasında SONGAR konumunu izleyebilir, telemetri verilerini kaydedebilir ve uçuş sonrası analizler yapabilmektedir (“SONGAR Drone Sistemleri”,2023).



Şekil 9. SONGAR İnsansız Hava Aracı (“SONGAR Drone Sistemleri”,2023)

İKİNCİ BÖLÜM

HEXACOPTER YAPISINDAKİ DÖNER KANAT İNSANSIZ HAVA ARACINI OLUŞTURAN EKİPMANLAR

2.1. Fırçasız DC Motor

Fırçasız Doğru Akım motorları, günümüzde hızla popülerlik kazanan bir motor türüdür. Bu motorlar, ev aletleri, otomotiv, havacılık, medikal cihazlar ve endüstriyel otomasyon ekipmanları gibi çeşitli endüstri alanlarında yaygın olarak kullanılmaktadır. Fırçasız Doğru Akım motorları, bobin iletkenlerinden geçen akımın yön değiştirme işlemi için fırça kullanmazlar; bunun yerine elektronik bir şekilde kontrol edilirler. Fırçasız DC motorların, fırçalı DC motorlara ve asenkron motorlara göre avantajları bulunmaktadır. Bu avantajlar şunlardır:

- Tork özelliklerine göre daha iyi hız kontrolü
- Yüksek dinamik tepki
- Yüksek verimlilik
- Uzun çalışma ömrü
- Gürültüsüz çalışma
- Daha geniş hız aralıkları

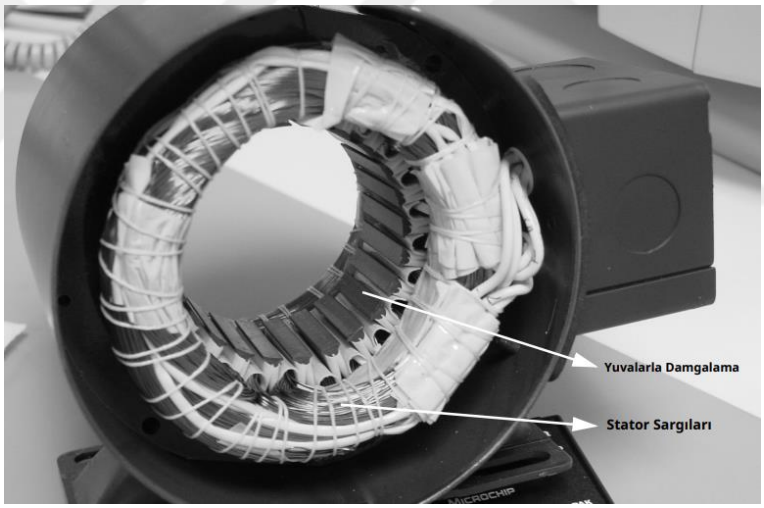
Ayrıca, iletilen torkun motor boyutuna oranı daha yüksektir. Bu özellik, özellikle alan ve ağırlığın kritik faktörler olduğu uygulamalarda DC motorları avantajlı kılmaktadır (“Yedamale”, 2003).

2.1.1. Fırçasız DC motorun çalışma prensibi

Fırçasız Doğru Akım motorları, bir tür senkron motordur. Bu, motorun stator tarafından üretilen manyetik alan ile rotor tarafından üretilen manyetik alanın aynı frekansta döndüğü anlamına gelmektedir. Fırçasız Doğru Akım motorları, tek fazlı, 2 fazlı ve 3 fazlı konfigürasyonlara sahiptir. Bu motorlar, stator tipine bağlı olarak aynı sayıda sargıya sahiptir. Senkron olarak çalışması, bu motorların hız kontrolü, verimlilik ve düşük enerji kaybı gibi avantajlar sunmaktadır (“Yedamale”, 2003).

2.1.1.1. Stator

Fırçasız Doğru Akım motorların temel yapı taşı olan stator, iç çevre boyunca eksenel olarak kesilmiş yuvalara yerleştirilmiş sargılardan ve istiflenmiş çelik laminasyonlardan oluşmaktadır. Geleneksel bir asenkron motorun stator yapısına benzerlik gösterse de, fırçasız DC motorların statorunda farklı bir sargı düzenlemesi vardır. Fırçasız DC motorlarının statoru (Şekil 10) genellikle üç adet yıldız şeklinde bağlanmış stator sargısı içermektedir. Bu sargılar, birbirine bağlanan çok sayıda bobinden oluşur ve her biri bir sarımı temsil eder. Yuvalara bir veya daha fazla bobin yerleştirilir ve bu bobinler birbirine bağlanarak bir sarım oluşturmaktadır. Her bir sargı, stator çevresine çift sayıda kutup oluşturacak şekilde dengeli bir şekilde dağıtılmaktadır. Fırçasız DC motorlarının stator yapısı, motorun istenilen performansı elde etmesine ve özellikle yüksek verimlilik, düşük enerji kaybı ve hız kontrolü sağlamasına katkıda bulunmaktadır ("Yedamale", 2003).

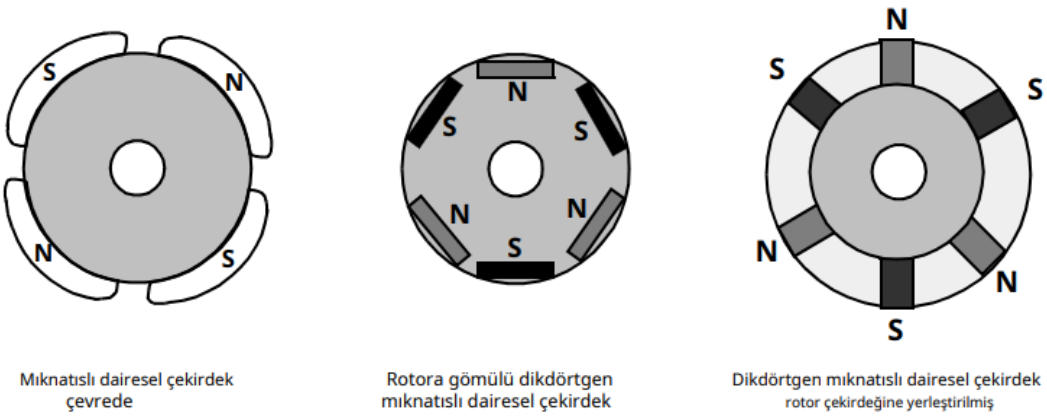


Şekil 10. Fırçasız DC Motorun Statoru ("Yedamale", 2003)

2.1.1.2. Rotor

Fırçasız DC motorların rotorları (Şekil 11) genellikle kalıcı mıknatıslardan yapılmıştır. kuzey ve güney kutupları, iki ya da sekiz kutup çifti arasında değişebilen bir düzenlemeyle alternatif olarak konumlandırılabilmektedir. Rotordaki manyetik alan yoğunluğuna bağlı olarak, uygun malzeme seçimi rotorun oluşturulmasında kritiktir. Ferrit mıknatıslar, geleneksel olarak kalıcı mıknatısların yapımında kullanılan bir malzemedir. Ancak, teknolojinin ilerlemesiyle birlikte nadir toprak alaşımlı mıknatıslar giderek daha popüler hale gelmektedir.

Ferrit mıknatıslar genellikle düşük maliyetlidir, ancak belirli bir hacim için düşük akı yoğunluğu dezavantajına sahiptirler. Bu da daha büyük boyutlarda mıknatıs kullanılmasını gerektirebilir. Diğer yandan, nadir toprak alaşımlı mıknatıslar, yüksek manyetik yoğunluğa sahip oldukları için daha küçük boyutlarda aynı manyetik performansı sağlayabilirler. Bu avantajlar, özellikle yer sınırlamaları olan uygulamalarda tercih edilebilir hale getirir ("Yedamale", 2003).



Şekil 11. Rotor Mıknatısı Kesitleri (Yedamale, 2003)

2.1.2. Hexacopterde Kullanılana Fırçasız DC Motor Modeli

Yapılan tez çalışmasında SunnySky X3515S fırçasız DC motor (Şekil 12) kullanılmıştır. Bu motor dıştan dönmekte ve motor üzerine bağlanan pervanelerin yaratmış olduğu hava akımı sayesinde dron uçmaktadır. Kullanılan fırçasız DC motor da CW (saat yönünde) ve CCW (saat yönünün tersinde) olarak ayrılmamıştır. Motor-ESC (elektronik hız kontrolcüsü) bağlantıları yapılırken saat yönünde dönen motor için 1. 2. ve 3. faz kabloları ESC'lerin 1. 2. ve 3. faz kablolarına erkek-dişi konnektörler vasıtasıyla geçmeli bir şekilde bağlanılarak saat yönünde dönecek olan motor olarak ayarlanmıştır. Saat yöününün tersinde dönecek olan motor için de sadece motorun 1. ve 3. faz kabloları yer değiştirilerek saat yönünün tersinde dönecek motor ayarlanmıştır.

Kullanılan fırçasız DC motorun çapı 41,9 mm olup 6S LiPo pil tarafından enerji sağlanmaktadır. Tek bir motorun kaldıracağı ağırlık kullanılan pervane ve kullanılan LiPo pil parametrelerine bağlıdır. Kullanılan pervane 15x5*5, kullanılan LiPo pil ise 22.2 v 5200 mAh olup tek bir motorun kaldıracağı ağırlık ise 17.8 A'da 2400 g'dir.

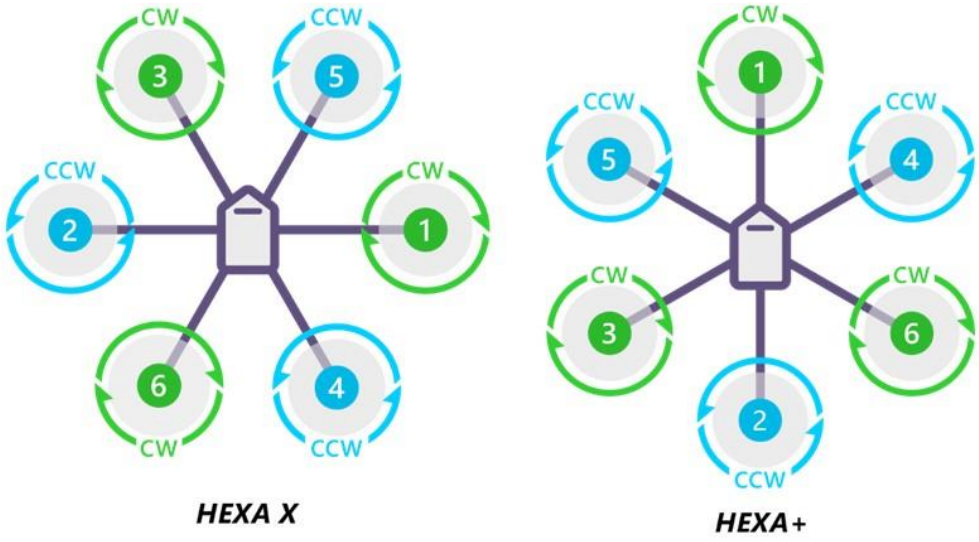
Altı adet kullanıldığından dolayı hexacopterin kaldıracağı toplam ağırlık 14.400 g'dir ("Sunnysky USA", 2023).



Şekil 12. SunnySky X3515S fırçasız DC motor ("Sunnysky USA", 2023)

2.1.3. Fırçasız DC Motorun Hexacoptere Bağlantısı

Hexacopter yapısındaki döner kanat insansız hava aracı altı adet motordan oluşmaktadır. Hexacopterde motorlar Hexa X veya Hexa + (Şekil 13) yapısına göre yerleştirilmektedir. (Elouarouar, Medromı 2022).

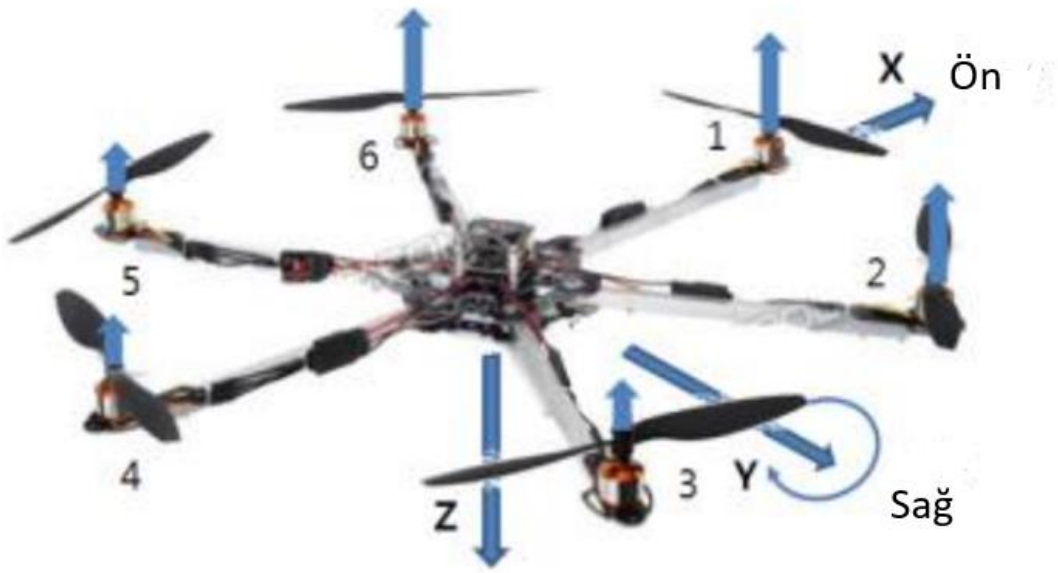


Şekil 13. (a) Hexa X yapısı (b) Hexa + yapısı ("Hexacopter", 2024)

Saat yönünde dönen (CW) ve saat yönünün tersinde dönen (CCW) motorlar kanat kollarına Hexa X yapısına göre yerleştirilmiştir.

Motorlar çalıştığında kaldırma kuvvetinin etkisiyle hava aracı dönme (yaw), yunuslama (pitch) ve yalpalama (roll) hareketleri yapmaktadır.

Yunuslama hareketi (Şekil 14), döner kanadın y ekseni etrafında dönme hareketiyle meydana gelmektedir. Hava aracında döner kanadın sol ve sağ rotorları arasındaki hız sabit tutulup, arka rotorun hızı arttırılırken ön rotorun hızı azaltılıyorsa, araç ön tarafa doğru yalpalama hareketi yapar. Diğer durumda ise, ön rotorun hızı arttırılıp arka rotorun hızı azaltılırsa, araç arka tarafa doğru yalpalama hareketi yapar. Yunuslama hareketi hava aracının ön veya arka kısmının yüksekliğindeki değişikliklerle meydana gelmektedir (Avşar, Yalçın, Boran ve Ay, 2021).



Şekil 14. Yunuslama hareketi (Han ve Jin, 2015)

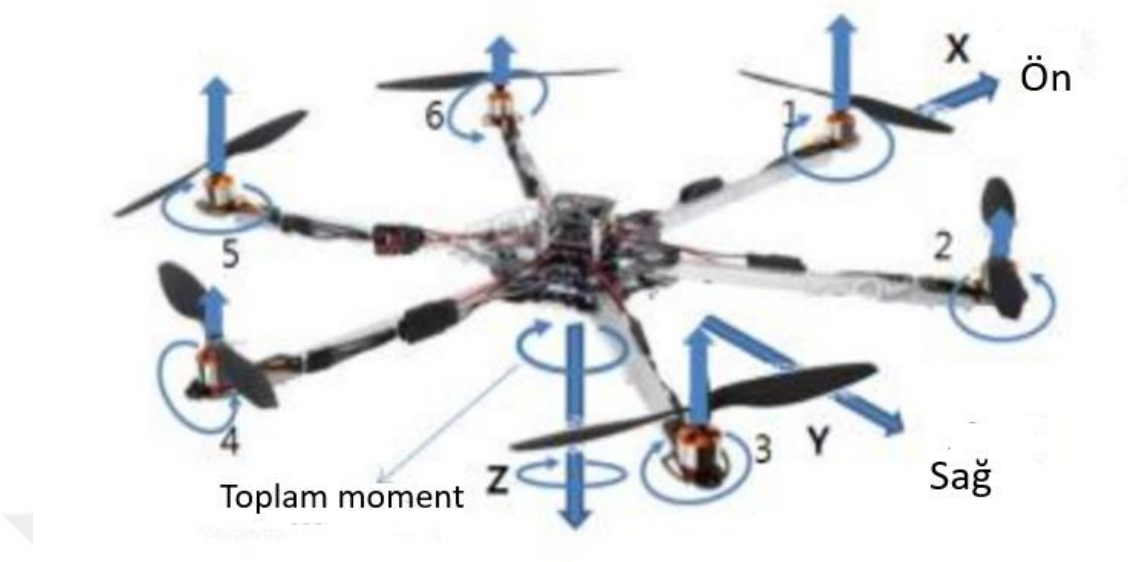
Yalpalama hareketi (Şekil 15), döner kanadın x ekseni etrafında dönme hareketi yalpalama hareketini meydana getirir. Hava aracında döner kanadın ön ve arka rotorları arasındaki hız sabit tutulup, sol rotorun hızı arttırılırken sağ rotorun hızı azaltılıyorsa, araç sağ tarafa doğru yalpalama hareketi yapar. Diğer bir durumda ise, sağ rotorun hızı arttırılırken sol rotorun hızı azaltılırsa, araç sola doğru yalpalama

hareketi yapar. Yalpalama hareketi hava aracının sağa veya sola eğilmesindeki değişikliklerle meydana gelmektedir (Avşar, Yalçın, Boran ve Ay, 2021).



Şekil 15. Yalpalama hareketi (Han ve Jin, 2015)

Dönme hareketi (Şekil 16), döner kanatlı bir hava aracında döner kanadın sol ve sağ rotorlarının hızlarının sistemin havada asılı kalma hızını arttırmak için arka ile ön rotorlarının hızlarının azaltılması durumunda, hava aracı saat yönünün tersine doğru dönme hareketi gerçekleştirir. Hava aracının saat yönünde dönme hareketi yapmak için ise arka ile ön rotorlarının hızının arttırılması ve sol ile sağ rotorların hızlarının azaltılması gerekmektedir (Avşar, Yalçın, Boran ve Ay, 2021).



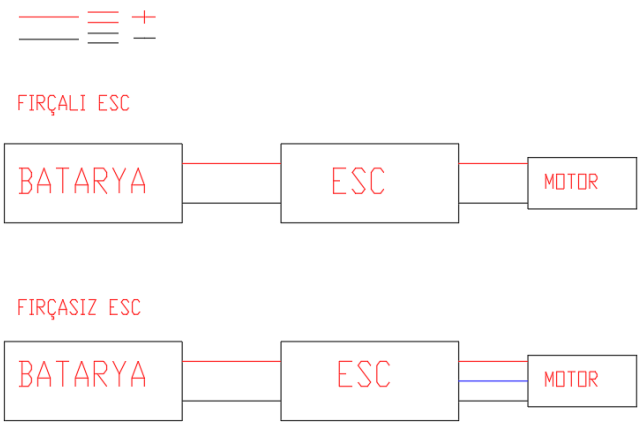
Şekil 16. Dönme hareketi (Han ve Jin, 2015)

2.2. ESC (Elektronik Hız Kontrolcüsü)

ESC' ler fırçasız DC motorları kontrol etmek amacı ile devrede ya da sistemde kullanılan devre elemanıdır. ESC' ler, motor akım yükseltme devresi ve geri bildirim devresi motorlarda meydana gelen EMI (Elektromagnetic Interference)' yı ölçen devrelerden oluşur. ESC'ler elektrikli bisikletlerde, helikopterlerde, teknelerde, multikopterlerde, elektrikli uçaklarda ve arabalarda kullanılmaktadır. ESC'ler fırçalı ve fırçasız ESC olmak üzere 2 tiptir.

Fırçalı (Brushed) ESC motorun hızını belirlemek için voltajda aç-kapa yöntemi kullanır. Aç-kapa yöntemi saniyeler içinde birçok kez yapılır. Motorun hızını yavaşlatmak için ESC'den gelen voltaj uzun süre kapatılır, hızı arttırmak için ise tam tersi yapılır ("ESC'lerin Çalışma Prensibi ve ESC'lerde Bulunan Sensörler", 2023).

Fırçasız (Brushless) ESC, fırçalı ESC'ye göre biraz daha maliyetlidir. Fırçasız bir motora bağlandığında, fırçalı ESC'lere oranla daha fazla güç, daha yüksek performans gösterir. Yüksek anlık değerlerine daha fazla süre maruz kalabilir ("ESC'lerin Çalışma Prensibi ve ESC'lerde Bulunan Sensörler", 2023).



Şekil 17. Fırçalı ve Fırçasız ESC'lerin bağlantısı

ESC'ler, üç kablosu motora 2 kablosu güç dağıtım kartına ve faz kablolarının bulunduğu pin kablosu güç dağıtım kartına ya da uçuş kontrolcüsüne bağlanabilen bir yapıya sahiptir. Motorun yüksek güce sahip olması durumunda, ESC'nin düşük güç kapasitesi nedeniyle cihazın aşırı ısınması ve hatta yanması riski bulunmaktadır (Köz, 2019).

Motorun gücü ile ESC'nin gücü arasındaki denge kritiktir. Eğer motor yüksek güçte çalışırken, ESC düşük güçte ise, ESC'nin aşırı ısınması ve yanması riski vardır. Diğer bir durumda, motorun gücü düşük, ancak ESC'nin gücü yüksekse, lityum polimer pilden gelen akım doğru bir şekilde iletilmez ve pilin şişmesine neden olabilir. Bu durumun önüne geçebilmek için, kullanılan pilin yeterli bir kapasiteye sahip olması önemlidir (Köz, 2019).

2.2.1. Hexacopterde Kullanılan ESC (Elektronik Hız Kontrolcüsü) Modeli

Yapılan tez çalışmasında SunnySky X3515S fırçasız DC motora komutların iletilmesi için Skywalker 60 A ESC (Şekil 18) kullanılmıştır. Kullanılan ESC sürekli 60 A akım çekmektedir. ESC 2-6S'lik LiPo pil ile uyumlu bir şeklide çalışabilmektedir. Kumandadan verilen sinyallerin motora ulaştırarak motorun dönmesini sağlamaktadır. Bunun için de öncelikle ESC motor kalibrasyonu gereklidir.



Şekil 18. Skywalker 60A ESC

2.3. Güç Dağıtım Kartı

Hexacopter içerisindeki altı adet ESC'nin tek bir yerden beslenebilmesi için gerekli olan karttır. Bu yapılan hava araçlarına göre değişiklik göstermektedir. Kullanılan ESC'lerden bir tanesi 60 A akım çekmektedir. Altı adet için 360 A akımı dağıtacak güç dağıtım kartı gerekmektedir. Bu durumda minimum 400 A' ya dayanabilen bir güç dağıtım kartı tercih edilmiştir. Tez çalışmasında maksimum 480 A' ya kadar dayanabilen kütlesi 200 g olan bir güç dağıtım kartı tercih edilmiştir. Bu kart ayrıca quadcopter için de uygundur. Güç dağıtım kartı üzerine 2 adet LiPo pil bağlantısı da yapılabilmektedir ("ARRISHOBBY", 2024).



Şekil 19. Güç Dağıtım Kartı

2.4. LiPo Pil Batarya

Sıvı elektrolitin yerine polimer elektrolitin kullanıldığı ve tekrar kullanım için şarj edilebilen bir pildir. Çalıştığında yüksek güç sağlayabilmesi ve enerji kayıplarının az olması kullanım açısından avantaj sağlamaktadır.

LiPo pillerde elektrolit polimerler kullanılmakta ve plastik bir film üzerine kaplanarak üst üste yığılmış bir tabaka oluştururlar. Elektrotların birbirine direkt temas etmemesi için elektrotların değil, yalnızca iyonların bir tarafa yönelmesine izin veren gözenekli bir ayırıcı bulunur.

LiPo piller hücrelerden oluşmakta ve hücreler boş iken 3V, dolu iken 4.2V' tur. LiPo piller seri ve paralel bağlı hücrelerden oluşabilir. 3 hücre seri bağlı durumdaysa 3S, 4 hücre paralel bağlıysa 4P, 5 hücre seri 2 hücre paralel bağlıysa 5S2P olarak isimlendirilmektedir. LiPo pilin kapasitenin artması pilin ebatlarının ve ağılığının artmasına sebep olacaktır.

LiPo piller özel bakım gerektirdiği gibi şarj edilebilmesi içinde LiPo pil ile uyumlu bir şarj cihazı kullanılmalıdır ("LiPo Piller ve Özellikleri", 2023).

2.4.1. Hexacopterde Kullanılan LiPo Pil

Hexacopter de kullanılan LiPo pilin özellikleri Tablo 1' de gösterilmiştir.

Tablo 1. Kullanılan LiPo pilin özellikleri

Özellik	Değer
Voltaj	22.2 V
Kapasite	5200 mAh, 40 C
Hücre	6S
Ağırlık	735 g
Boyut	163x50x43 mm

Kaynak: https://www.f1depo.com/urun/22-2v-5200mah-40c-lipo-batarya-6s-pil

Hexacopter için Tablo 1'de gösterildiği gibi 2 adet LiPo pil kullanılacaktır. LiPo piller birbirlerine seri bağlandığında voltaj (V) değeri 44.4 V'ye çıkmaktadır. Kapasite değeri 5200 mAh 40 C olarak kalmaktadır. Lipo piller birbirlerine paralel bağlandığında V değeri 22.2 V'de kalmaktadır. Kapasite değeri 2 adet LiPo pil için 10400 mAh çıkmakta ve 40 C sabit kalmaktadır. Seri ve paralel bağlantılar karşılaştırıldığında seri bağlantı da Voltaj (V) değerinin arttığı ancak 200 A kadar akım verebildiği hesaplanmıştır. Paralel bağlantı da ise kapasite değeri artmaktadır ve 400 A'ya kadar akım verebildiği hesaplanmıştır. Yapılan bu hesaplamalar sonucunda uçuş süresi artacağından dolayı paralel bağlama yöntemi seçilmiştir.



Şekil 20. Hexacopterde kullanılan LiPo pil ("F1 Depo", 2023)

2.5. Uçuş Kontrolcüsü

Uçuş kontrolcüsü insansız hava aracı sisteminin işleyişi ve yönetimi için temel bir donanım kartıdır. Bu kart, motorları kontrol eder, dahili veya harici sensörlerle arayüz oluşturur, tutum tahminini ve kontrol yasasını uygular, yer kontrolü veya diğer İHA'larla iletişim kurar. Performans büyük ölçüde kullanılan gömülü birim tarafından belirlenir. Uçuş kontrol cihazlarının üretiminde genellikle ARM, Atmel, Arduino gibi birimler kullanılmaktadır. Çoğu uçuş kontrol cihazı 32-bit işlemci içerirken, bazıları 8-bit işlemciye sahiptir. Uçuş kontrolcüsü konum olarak hava araçlarının tam merkezinde bulunmaktadır (Ebeid, Skriver, Jin, 2017).

2.5.1. Hexacopterde Kullanılan Pixhawk Uçuş Kontrolcüsü

Pixhawk uçuş kontrolcüsü (Şekil 21), gelişmiş 32-bit yüksek performanslı işlemciye sahip olup, gerçek zamanlı işletim sistemini etkili bir şekilde çalıştırabilmektedir. Sistemin 14 adet servo çıkışı bulunmakta olup, veriyolu arayüzü üzerinden iletişim sağlayabilir.

Sistem, otomatik ve manuel modları desteklerken, 32-bit STM32F427 Cortex M4 işlemci ile 32-bit STM32F103 arıza dayanıklı ortak işlemciye sahiptir. İşlemci hızı 168 MHz olarak belirlenmiş olup, sistemde 128 kb RAM ve 2 mb flash bellek bulunmaktadır.

Bu uçuş kontrolcüsü 16 bit jiroskop, 14 bit ivmeölçer ve 3 eksenli jiroskop gibi sensörleri içermektedir. Ayrıca, uçuş kontrolcüsü içerisinde yer alan barometre bu sistemde yer alarak yüksek hassasiyetli yükseklik ölçümleri gerçekleştirmektedir (“Pixhawk Overview” , 2024).



Şekil 21. Pixhawk Uçuş Kontrolcüsü

2.6. Telemetri

Telemetri (Şekil 22), bir sistem veya tesisin uzaktan kablo veya kablosuz olarak izlenmesi ve kontrol edilmesi işlemidir. Bu genellikle kablosuz iletişimi içerir ve RF modem cihazları, GSM, GPRS, GPS sistemleri gibi teknolojileri kapsamaktadır.

Kablosuz telemetri sistemleri, genellikle RF modem cihazları, GSM, GPRS, GPS sistemleri gibi teknolojileri içermektedir. Bu sistemlerin en yoğun kullanılanları arasında RF modem cihazları, GSM, GPRS ve GPS sistemleri bulunmaktadır. Bu teknolojiler, uzaktan kablo veya kablosuz olarak izleme ve kontrol etme işlemlerini sağlamak üzere kullanılmaktadır.

Kablosuz telemetri sistemlerinin kullanıldığı yerlerde arazi düz olmak zorunda değildir. Yönlendirici özellikli RF modemler, antenler arasındaki engelleri aşmak için kullanılır ve haberleşme noktaları arasındaki uzaklıklar kilometrelerce olabilir. Günümüzde RF modem sistemleri, yüzlerce kilometre mesafeler arasında iletişim kurma imkânı sunmaktadır.

GSM ve GPRS sistemleri, çevrimiçi işlem yapmak için değil, telemetri cihazındaki veri toplama cihazındaki bilgileri iletmek için kullanılır. Bu sistemler,

işletme maliyeti ve afet durumlarında kısa zaman aralığında kullanım yoğunluğu nedeniyle aksaklıklara yol açabilir. Ancak, önemli olaylar veya çok sayıda kişiyi ilgilendiren durumlarla ilgili uyarıları aynı anda GSM ve GPRS ile çalışan elektronik cihazlara gönderme gibi avantajlara da sahiptir (Manır, 2019).

2.6.1. Hexacopterde Kullanılan Telemetrinin Özellikleri

Bu tez çalışmasında tasarlanan hexacopterde kullanılan telemetri 500 mW maksimum gönderme gücüyle 2000 metrelik bir aktarım mesafesine sahiptir. Bu özellik, uzaktaki cihazlar arasında güvenilir veri iletimini desteklemektedir. Bu telemetri kullanıcının tercihine bağlı olarak 433 MHz veya 915 MHz frekanslarında çalışabilir ve düşük güç tüketimi ile optimize edilmiş 25 mA alma akımına sahiptir. Bu durum da enerji verimliliği açısından önemlidir. Antensiz olarak 49x25x13 mm boyutlarındaki telemetri, hafif ve kompakt bir tasarıma sahiptir, bu özelliği ile taşıma ve entegrasyon açısından avantaj sağlamaktadır. Kütlesi ise 22.5 g'dir.



Şekil 22. Telemetri

2.7. Buzzer

Buzzer (Şekil 23), ses üreten bir sinyal cihazdır. Endüstriyel ortamlarda, bu cihazlar genellikle bip sesi üretmek amacıyla kullanılmaktadır. Buzzer cihazları, acil

durum sinyalleri, uyarılar, alarm sistemleri ve proses kontrolü gibi çeşitli sistemlerde kullanılmaktadır.



Şekil 23. Buzzer

2.8. Pervane

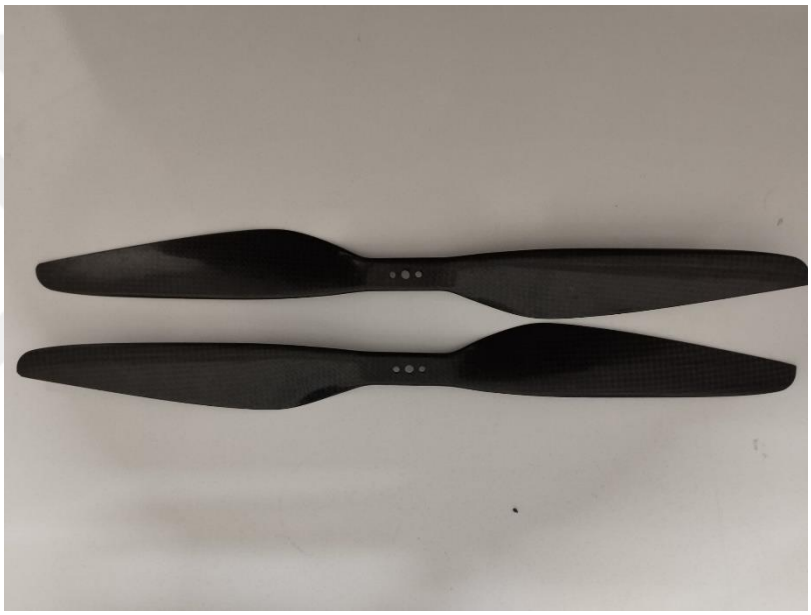
Döner kanat insansız hava araçlarında pervane önem arz etmektedir. Pervanenin hafif ve sağlam olması gerekmektedir. Bu sebeple en çok tercih edilen karbonfiber pervanelerdir. Karbonfiber pervane için ağırlık dönüş hızı ters orantılı olup bu özellik yüksek manevra kabiliyeti sağlamaktadır. Karbon fiber pervane diğer pervane çeşitlerine göre uzun ömürlü olup dayanımı yüksektir. Karbonfiber pervane alüminyum malzemeli pervanelere göre 3 kat daha hafif olması sebebiyle daha düşük yoğunluğa sahiptir. Bu da karbonfiber pervanenin daha az enerji tüketerek daha yüksek hızlara ulaşıp yüksek performans göstermesine sebep olmaktadır.

Döner kanat insansız hava araçlarında kullanılan pervaneler iki tiptir. Kullanılan motorlara göre pervaneler de saat yönünde dönen (CW) ve saat yönünün tersinde dönen (CCW) olarak isimlendirilir. Kullanılan pervanelerin boyutu tasarımı yapılan döner kanat insansız hava araçlarının boyutuna göre değişiklik göstermektedir. Pervanelerin malzeme özelliği kadar boyutu da önem arz etmektedir. Pervane sayıları

quadcopterlerde 4, hexacopterlerde 6, octocopterlerde ise 8 adettir. Pervaneler şekil bakımından kare şekilli, dolu kanat ve yarım kanat olabilmektedir. Karbonfiber pervanelerin dezavantajı ise üretim maliyetinin yüksek olması sebebiyle fiyatının yüksek olmasıdır.

2.8.1. Hexacopterde Kullanılan Pervane

Bu çalışmada tasarlanan hexacopter yapısındaki döner kanat insansız hava aracı için Şekil 24'de gösterilen T-Motor 15x5 dron pervanesi kullanılmıştır. Karbon fiber malzeme olması sebebiyle yüksek mukavemetli ve hafif olduğu için bu pervane tercih edilmiştir.



Şekil 24. Hexacopterde kullanılan pervaneler

2.9. GPS

Dünya üzerindeki 24 uyduyu kullanarak, yüksek doğrulukta, konum, hız ve zaman bilgilerini sağlayabilen konum belirleme sistemi, Global Positioning System (GPS)'dir. GPS (Şekil 25), yeryüzündeki herhangi bir konumu yüksek doğrulukta belirleme olanağı sunan alıcıları aracılığıyla, dünya etrafında dönen uyduları anlık sabit referans noktaları gibi kullanarak mutlak konum belirleme tekniğiyle öne çıkmaktadır.

GPS, dünyanın dört bir yanında kurulan alıcılar aracılığıyla yüksek doğruluk değerleriyle zaman bilgisi sağlama yeteneği ile önem kazanmaktadır. GPS alıcıları,

coğrafi bilgi sistemleri için toplanacak doğru verilerin üretiminde, özellikle bilgisayarla entegre olarak kullanılabilmektedir. GPS, uzaktan algılama uygulamalarında da yer doğrulama verileri ile birlikte konumsal verilerin elde edilmesinde etkili bir rol oynamaktadır. GPS, konum belirleme teknolojilerindeki ilerlemelerle birlikte, coğrafi veri toplama ve uzaktan algılama alanlarında önemli bir araç haline gelmiştir. Bu sistem, dünya genelindeki yerel bilgi ihtiyaçlarını karşılamak ve çeşitli uygulamalarda kullanılabilir hale getirmek için sürekli olarak geliştirilmektedir (Çorumluoğlu, Kalaycıl ve Ceran, 2007).



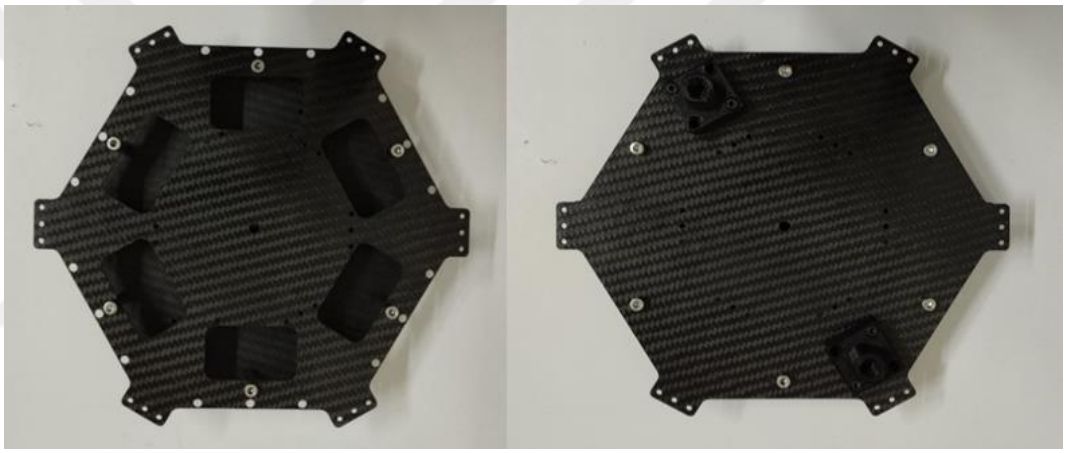
Şekil 25. GPS

2.10. Kumanda

İnsansız hava araçlarında kumanda istenilen komutların uygulanmasında kullanılır. Kumanda üzerindeki joystikler sayesinde hız arttırılıp azaltılabilmektedir. Kumanda yön hareketleri olarak sağa ve sola doğru hareketleri de yaptırabilmektedir.

2.11. Gövde Yapısı

Döner kanat insansız hava araçlarında gövde yapısı quadcopter, hexacopter ve octocopterlerde farklılık gösterebilmektedir. Bu farklılığın temel sebebi kullanılan motorların gücü ve eklenen faydalı yükün kaplayacağı alandır. Bu doğrultuda hazır kitler kullanılmakta ya da özgün bir tasarım yapılarak gövde yapısını oluşturan parçalar imal edilmektedir. Hexacopter yapısında tasarlanan döner kanat insansız hava aracı özgün bir şekilde tasarlanıp imal edilmiştir. Gövde yapısı başta olmak üzere kanat profili ve iniş takımları karbon fiber malzemeden imal edilmiştir. Gövde ve kanat profilleri 3B yazıcıdan basılan parçalar ile birleştirilmiştir. Ayrıca gövdeyi oluşturan alt ve üst gövde parçaları (Şekil 26) ise 304 kalite paslanmaz çelikten imal edilen miller ile birleştirilmiştir.



Şekil 26. (a) Gövdeyi oluşturan üst parça (b) Gövdeyi oluşturan alt parça

2.11.1. Karbon Fiber Malzeme

Karbon fiberler, normalde gevrek özellik gösteren polimer, metal ve seramik materyallerin dayanım özelliklerini artırmak için etkili bir takviye elemanı olarak kullanılmaktadır. Elektriksel ve termal iletken özelliklere sahip karbon fiberler, iletken olmayan polimer matrislerle birleştirildiğinde, elde edilen kompozitin elektriksel ve termal iletkenliğini arttırmaktadır. Karbon fiberlerin termal genleşme katsayısının sıfıra yakın olması, malzemenin termal genleşmesini düşürüp boyut kararlılığı sağlamaktadır. Karbon fiber esaslı polimerik matrisli kompozitler, geniş bir uygulama alanına sahiptir. Uzay araçları, otomobil endüstrisi, inşaat ve biyomedikal endüstrisinde yaygın olarak kullanılmaktadır. Bu çeşitlilik, kompozit malzemelerin elektronikte ısı uygulamalarında ve uzay araçlarında boyut kararlılığı gerektiren

alanlarda etkin bir şekilde kullanılmasını mümkün kılmaktadır. Karbon fiberin uzay araçlarından otomotiv sektörüne kadar endüstrinin farklı alanlarında malzeme performansını iyileştirmek için araştırma ve geliştirmeye yönelik büyük bir kullanım potansiyeli bulunmaktadır (Dokur, 2009).

Karbon fiber genellikle yolcu ve savaş uçaklarında sıkça kullanılan malzemedir. Karbon fiberin yüksek elastisite modülüne sahip olan çeşitleri genellikle yolcu ve savaş uçaklarında tercih edilmektedir. Yüksek elastisite özelliğine sahip olan karbon fiber malzemelere örnek olarak IM8, T800 ve T1000 verilebilir (Simion, Mihailescu, Enache, Ionita).

Karbon fiberler,

- Diğer malzemelere kıyasla daha hafiftir.
- Oksitlenme ve korozyona karşı dayanım direnci yüksektir.
- Yüksek mukavemet özelliğine sahiptir.
- Termal iletkenliği yüksektir.
- Mükemmel gerilme özelliğine sahiptir.
- Sürekli yük altında deformasyon direnci göstermektedir.

Karbon fiberler, mekanik özelliklerine göre genellikle ultra yüksek modüllü, yüksek modüllü, orta modüllü, düşük modüllü ve yüksek mukavemetli olarak sınıflandırılmaktadır.

Ultra yüksek modüllü karbon fiberler, modül değeri genellikle 500 GPa'nın üzerindedir. Bu karbon fiberler, mükemmel rijitlik ve yüksek mukavemet özelliklerine sahiptir. Yüksek modüllü karbon fiberler, modül değeri genellikle 300 GPa'nın üzerindedir. Orta modüllü karbon fiberler, modül değeri genellikle 200 GPa'nın üzerindedir. Bu karbon fiberler, dayanım ve rijitlik özelliklerini dengeli bir şekilde sunmaktadır. Düşük modüllü karbon fiberler, modül değeri genellikle 100 GPa'nın üzerindedir. Bu karbon fiberler, özellikle esneklik ve mukavemet özellikleriyle karşımıza çıkmaktadır. Yüksek mukavemetli karbon fiberler, dayanımı genellikle 4 GPa'nın üzerindedir (Huang, 2009).

ÜÇÜNCÜ BÖLÜM

MATERYAL VE YÖNTEM

3.1. Materyal

Tez çalışmasında tez konusuna uygun hexacopter yapısındaki döner kanat insansız hava araçları ve tasarımları incelenmiş olup bu doğrultuda özgün bir tasarım yapılmıştır. Özgün olarak tasarlanan bu dron için 3 boyutlu ortamda montajı yapılarak imalatına geçilmiştir. Bu tez çalışmasında ütretilen dronda kullanılan malzemelerin ve parçaların ayrıntıları, teknik ölçüleri vb. tezin farklı bölümlerinde ayrıntılı olarak verilmiştir. Yapılan bu çalışmanın montajı ve uçuş testleri T.C. İstanbul Gelişim Üniversitesi Teknoloji Transfer Ofisinde yapılmıştır.

3.2. Yöntem

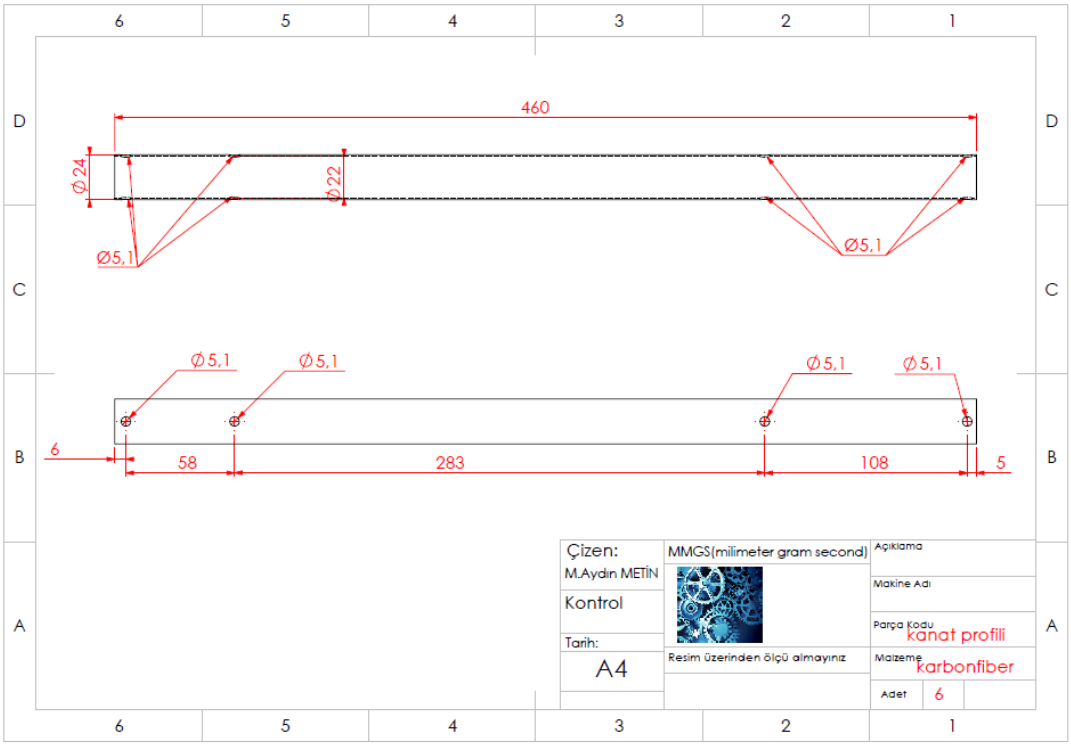
Tez çalışması esnasında kullanılan yöntemler, tasarım örneklerinin incelenmesi, özgün bir tasarımın ve statik analizin yapılmasından sonra üretiminin gerçekleştirilmesini kapsamaktadır. Analizler sonucunda üretime geçilmiş uçuş kontrolcüsünün programlanmasıyla gripper mekanizmalı/mekanizmasız uçuş testleri yapılmıştır.

3.2.1. Hexacopteri Oluşturan Parçaların Tasarımı ve Teknik Ölçülendirilmesi

Endüstriyel olarak tasarlanan hexacopter için öncelikle kullanılacak olan ekipmanlar belirlendikten sonra gövde, kanat ve iniş sistemi tasarlanmıştır.

3.2.1.1. Kanat yapısı

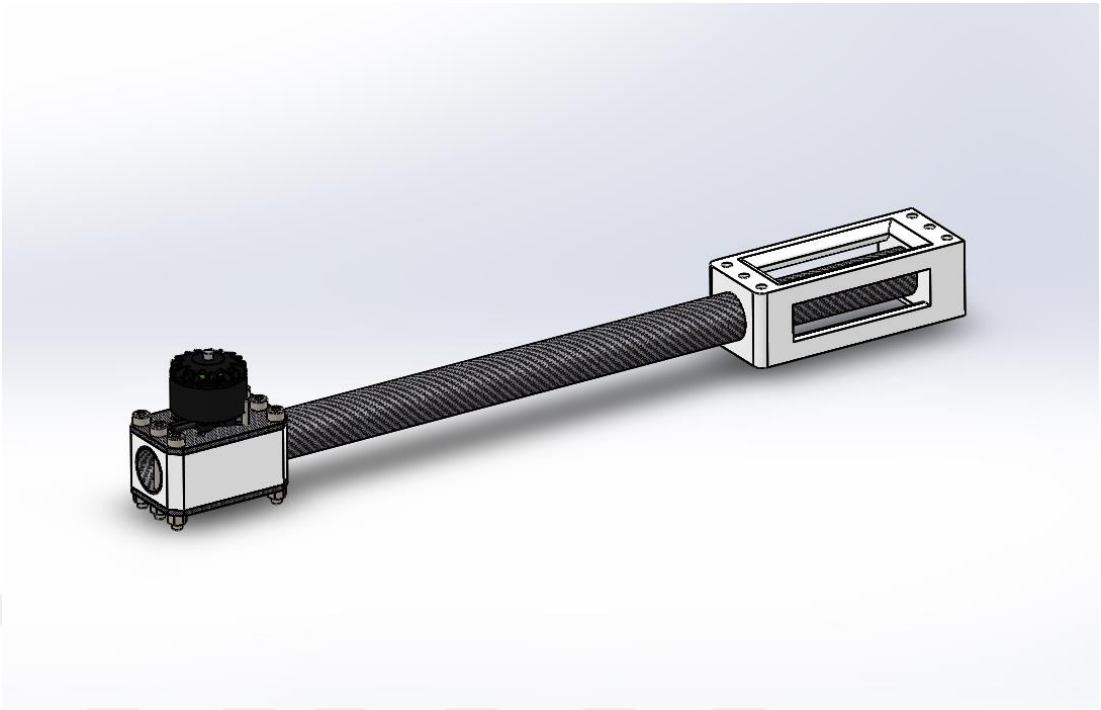
Kanat profilini oluşturmak için dış çapı 24 mm, iç çapı 22 mm olan Şekil 27'de gösterilen karbon fiber boru kullanılmıştır. Bu borular 1 m olarak satılmaktadır. Tasarlanan borunun ölçüsü 460 mm olduğundan borular manuel torna da istenilen boya getirilmiştir. Tornada istenilen boya getirilmesinin sebebi ise testerede kesildiğinde et kalınlığı çapta 1 mm olduğundan testerenin mengenesini sıktıkça malzemenin formu bozulacak olması ve kesim esnasında hem malzemeye hem de testereye zarar verme ihtimali göz önünde bulundurulduğundan böyle bir yol izlenmiştir.



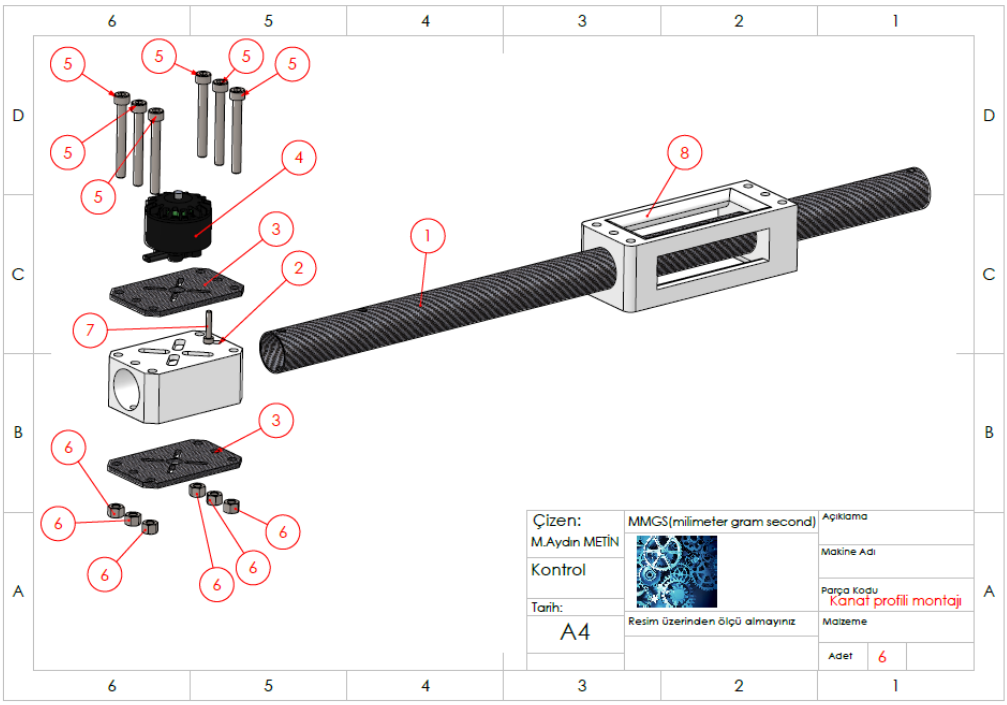
Şekil 27. Kanat profilini oluşturmak için kullanılan karbon fiber boru

Karbon fiber boru tornada istenilen boya getirildikten sonra boru üzerinde bulunan Ø5.1 mm'lik delikler ise manuel frezede delinmiştir. Karbon fiber boru üzerinde Ø5.1 mm'lik deliklerin olmasının sebebi ise montajda kullanılacak cıvata somun bağlantısı için gerekli olmalarındandır.

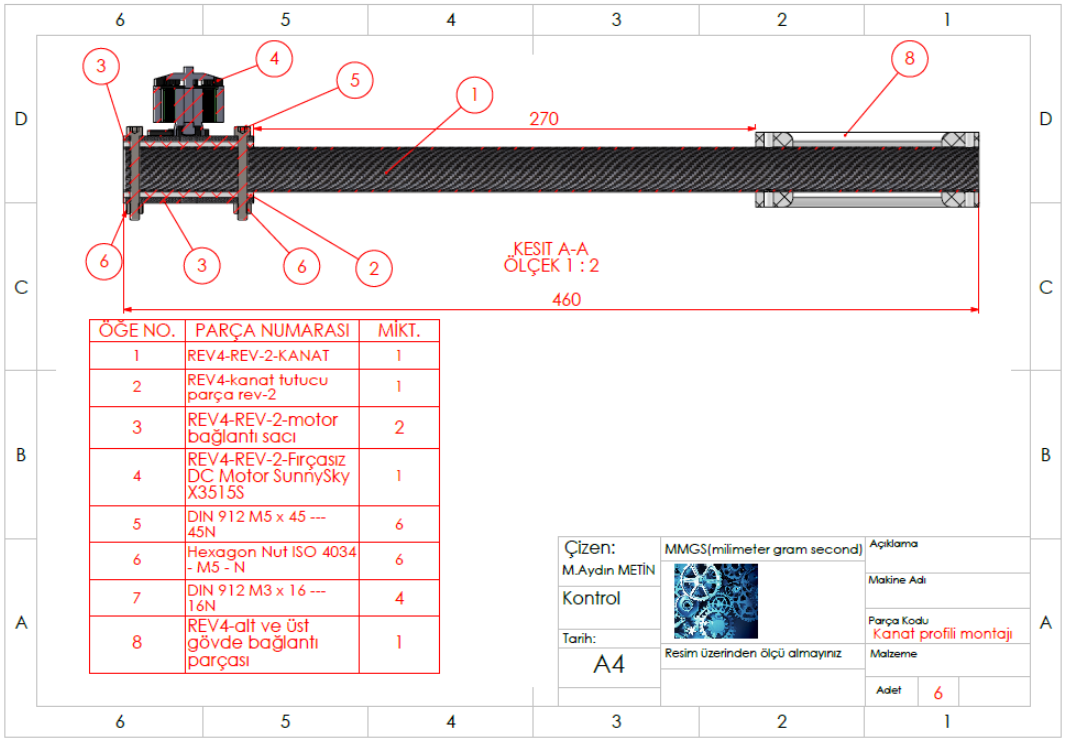
Kanat profilini oluşturacak olan karbon fiber borunun imalatı bittikten sonra kanat profilinde kullanılacak olan parçaların da eş zamanlı olarak imalatına başlanılmış olup parçaların imalatı bittikten sonra montajı yapılmıştır. Kanat profilinin Solidworks üzerinde montajlanmış hali Şekil 28'de, patlatılmış montaj resmi Şekil 29'da Şekil 30' da gösterilen kesit görünüşündeki gibi gerçekte montajı yapılmıştır. Şekil 31' de ise kanat profiline parçaların monte edilmiş hali gösterilmiştir.



Şekil 28. Kanat profilinin Solidworks üzerinde montajlanmış hali



Şekil 29. Kanat profilinin patlatılmış montaj resmi

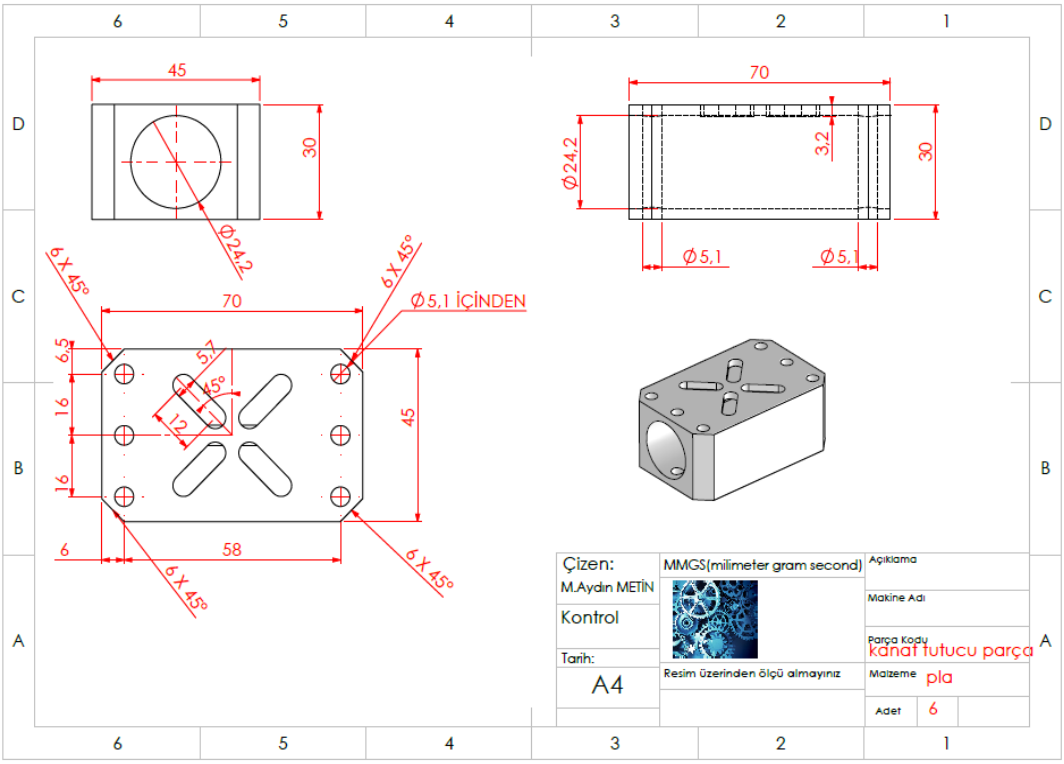


Şekil 30. Kanat profili montajının kesit görünüşü



Şekil 31. Kanat profiline parçaların monte edilmiş hali

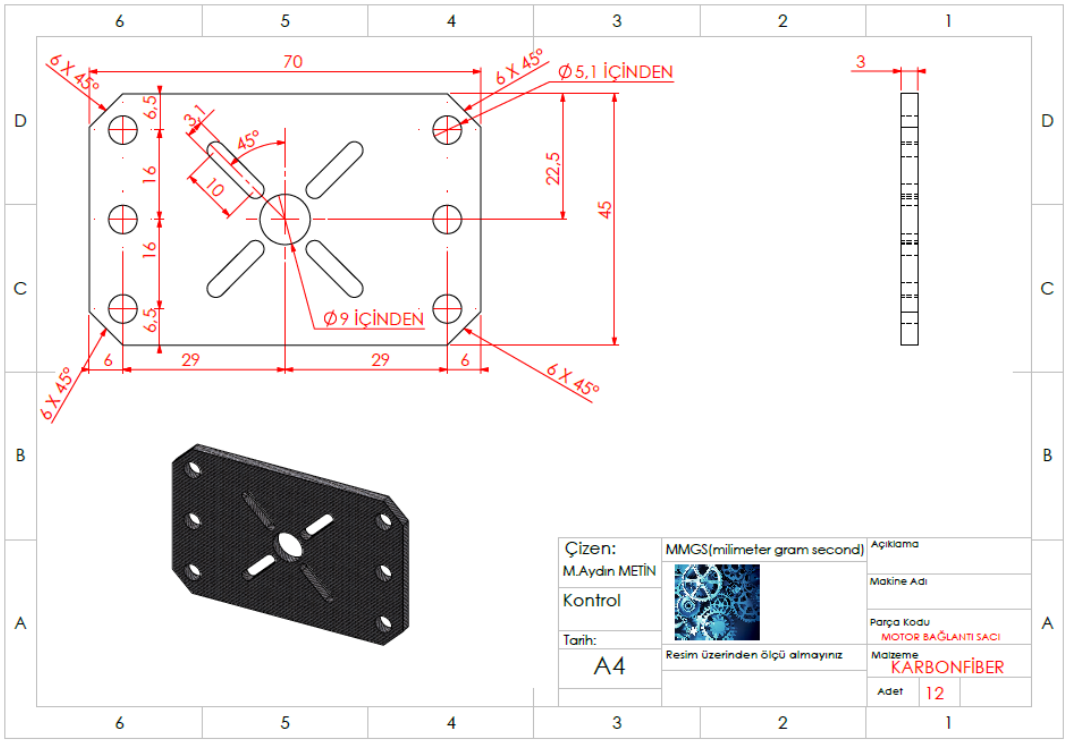
Kanat profilini oluşturan parçalardan olan kanat tutucu parça Şekil 32'de, motor bağlantı sacı Şekil 33'te ve alt-üst gövde bağlantı parçası Şekil 34'te gösterilmiştir.



Şekil 32. Kanat tutucu parça

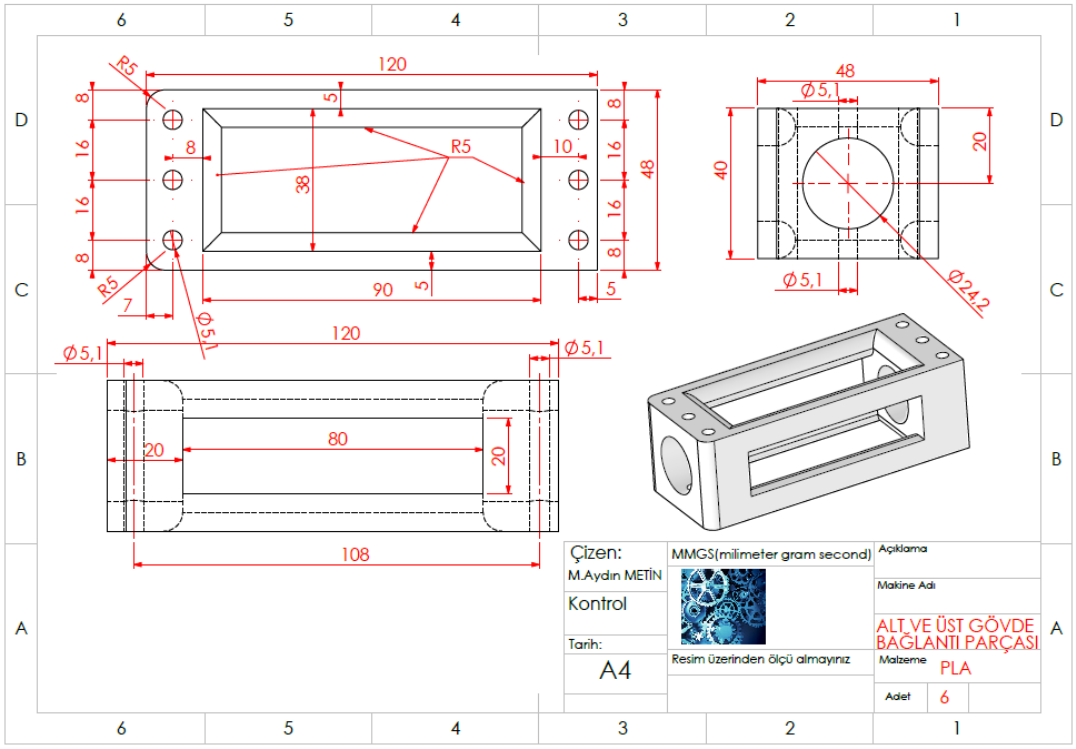
Kanat tutucu parça kanat profilini oluşturan karbon fiber borunun dışarıda kalan kısmında yer almaktadır. Bu parça PLA (Polylactic Acid) filament kullanılarak 3B yazıcıdan basılmıştır. Parçanın ölçüleri 45x30x70 mm'dir. Parça üzerinde 24.2 mm çapında 70 mm uzunluğunda (boydan boya) karbon fiber borunun geçeceği delik bulunmaktadır. Bu parça karbon fiber boruya sıkı geçme olacak şekilde montajlanmıştır.

Hava aracı hareket ettiğinde ortaya çıkacak olan titreşim sonucunda kanat tutucu parçanın oynamaması için karbon fiber boru ve kanat tutucu parça üzerine açılan 5.1 mm çapında cıvata delikleri sayesinde cıvata somun bağlantısıyla parçaların montajı yapılmıştır. Bu parça üzerine motorun cıvata bağlantısı yapılıp cıvatanın alyan başlı kısmının oturması için slot yuvaları da mevcuttur. Ayrıca titreşim sonucunda somunların gevşememesi için fiber somun kullanılmıştır.



Şekil 33. Motor bağlantı sacı

Motor bağlantı sacı 70x45x3 mm ölçülerindedir. Karbon fiber plakadan projede kullanılmak üzere Şekil 33'de gösterildiği gibi 12 adet kesilmiştir. Bu parça üzerine motor bağlanmaktadır. Motor ve motor bağlantı sacının bağlantısı yapıldıktan sonra kanat tutucu parçaya bağlantısı yapılmaktadır. Bu parçadan kanat tutucu parçanın hem üstüne hem altına bağlanmaktadır. Bu parçanın karbon fiberden yapılmasının sebebi ise motorun hareket esansındaki ortaya çıkardığı ısıyı kanat tutucu parçaya iletilmemesini sağlamaktır. Kanat tutucu parça hafiflik, dayanıklılık ve maliyet göz önünde bulundurularak 3B yazıcıdan PLA filamentten imal edilmiş ve plastik malzemedir. Isı sonucunda bir deformasyon olmaması için kanat tutucu ve motorların arasına karbon fiber malzemeden imal edilen bu parça kullanılmıştır.



Şekil 34. Alt ve üst gövde bağlantı parçası

Alt ve üst gövde bağlantı parçası kanat profilini oluşturan karbon fiber borunun gövdeye bağlanan kısmını oluşturmaktadır. Bu parça PLA filament kullanılarak 3B yazıcıdan basılmıştır. Parçanın ölçüleri 120x48x40 mm'dir. Parça üzerinde 24.2 mm çapında 120 mm uzunluğunda (boydan boya) karbon fiber borunun geçeceği delik bulunmaktadır. Bu parça karbon fiber boruya sıkı geçme olacak şekilde montajlanmıştır. Ayrıca karbon fiber borunun montajı sırasında kanat tutucu parça ile alt ve üst gövde bağlantı parçasının aynı doğrultuda olmasını ayarlamak için alt ve üst gövde parça üzerine dikdörtgen boşluklar açılmış doğrultuların ayarlanamadığı durumda karbon fiber boruyu ekipmanlar vasıtasıyla çevirip doğrultusunun ayarlanması planlanmıştır. Alt ve üst gövdeye bağlanabilmesi için 5.1 mm'lik cıvata delikleri açılmış ve cıvata bağlantısı fiber somunlar vasıtasıyla sağlanmıştır.

3.2.1.2. Gövde yapısı

Hexacopteri oluşturan gövde yapısının teknik resmi Şekil 35'de imal edilmiş hali Şekil 36'da gösterilen üst gövde parçası ile teknik resmi Şekil 37'de ve imal edilmiş hali Şekil 38'de gösterilen alt gövde parçası olmak üzere 2 parçadan oluşmaktadır. Bu parçalar 2 tane 450x500x3 mm karbon fiber plakadan su jeti ile kesilmiştir. Karbon fiber plakaların su jetinde kesilmesinin sebebi ise talaşlı imalattan daha az maliyetli ve işçiliğin daha az olmasıdır. Talaşlı imalat ile işlenecek olan karbon fiber plakalar boyutları ve kalınlığından dolayı mengeneye bağlanılmamaktadır, aparatta işlenmesi gerekmektedir. Alınmış olan karbon fiber plakaların boyutları ise 450x500x3 mm'dir. Talaşlı imalat ile işlendiğinde oluşacak süreç şu şekildedir:

- Plakalar için aparat tasarımının yapılması,
- Tasarlanan aparatın CAM programının oluşturulup işlenmesi,
- Aparatın CNC freze tezgahına çektirilmesi,
- Karbon fiber plakalardan işlenecek olan parçaların CAM programının yapılması,
- Karbon fiber plakaların aparata çektirilmesi için şablon oluşturulup plakalara delik delinmesi
- Karbon fiber plakaların aparata çektirilerek CNC freze de işlenmesi

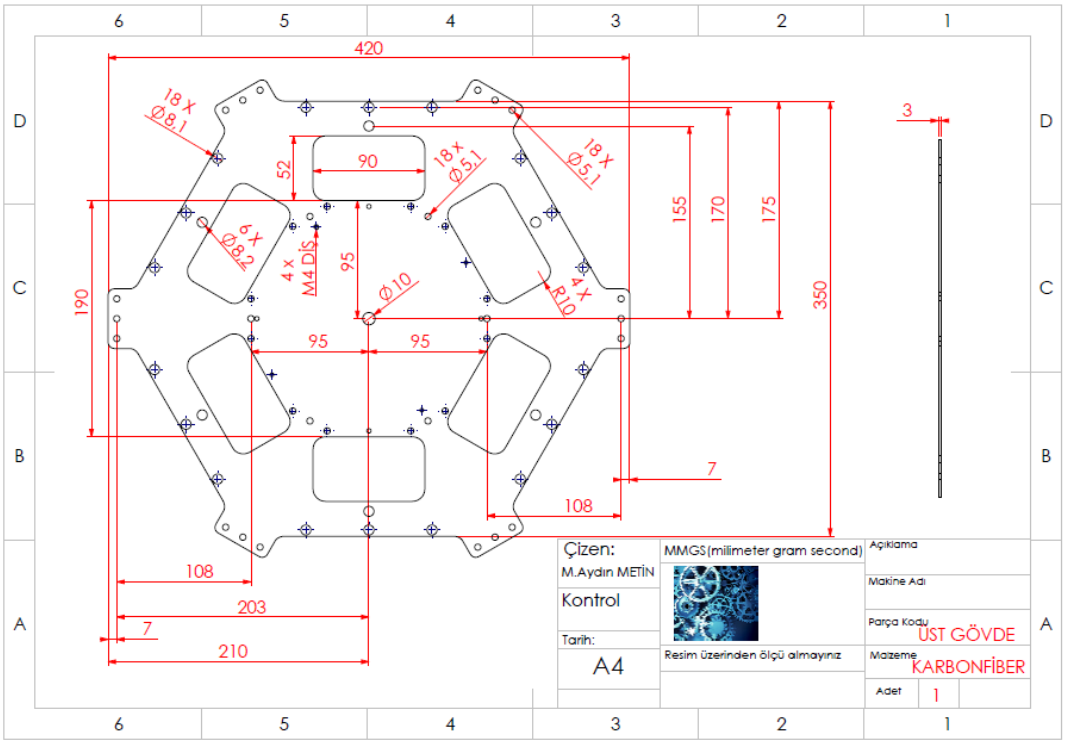
Proses uygulamaya geçildiğinde ise kullanılan takımların karbon fiber işlemeye yönelik tavsiye edilmediği fakat sertleştirilmiş takımla işleneceği bu durumda ise oluşabilecek takım deformasyonu, parça deformasyonu ya da tezgâha gelecek olan zararda imalatı yapan kişinin sorumlu olmayacağı gerçeği göz önünde bulundurularak hem maliyet hem süreç hem de prosesin uzun olmasının getirmiş olduğu dezavantajlar sonucunda karbon fiber plakaların işlenmesi için su jeti ile işlenmesi tercih edilmiştir.

Su jeti ile kesim kesme işlemlerinde hiç aşınma göstermeyen, köşelerde çapak bırakmayan ve malzeme üzerinde deformasyon oluşturmayan, sıcaklığın etkisine karşı dirençli yapısal bozulma, kararma, çarpılma, erime, damlama ve yanma gibi sorunları tamamen ortadan kaldırmaktadır. Bu özellikleri sahip olduğundan, su en karmaşık bileşenleri dahi yüksek hassasiyetle ve temiz kesim yüzey kenarlarıyla elde edilebilir.

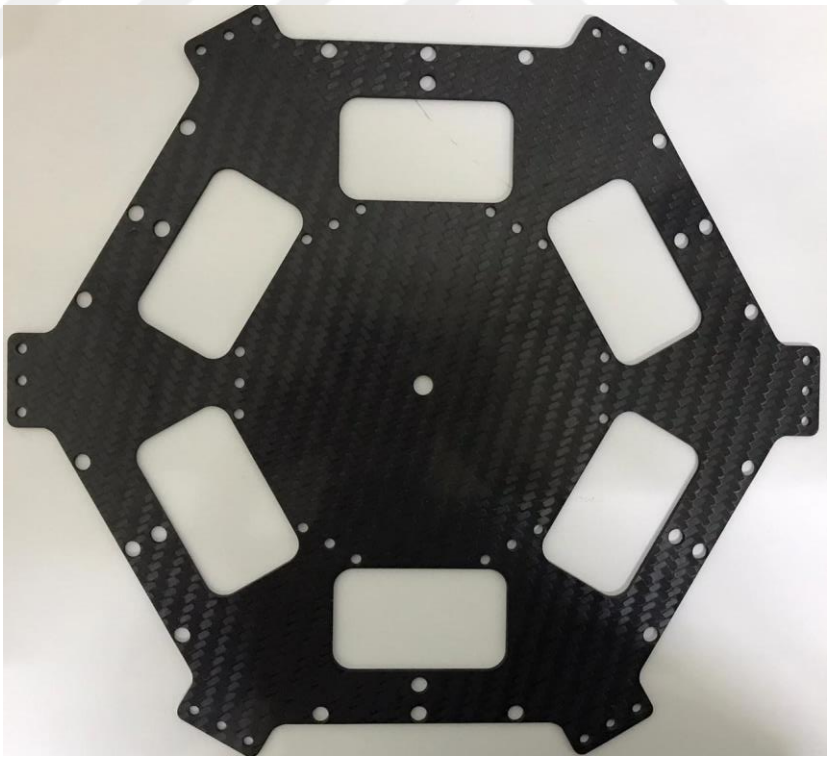
Kesim sırasında zehirli gazlar, toz, talaş veya kimyasal kirlilik ortaya çıkarmamaktadır (Akkurt, 2004).

Saf su jeti ile kesme de genellikle suyun 4000 bar ya da 4000 bardan daha yüksek basınçlarda sıkıştırılarak 0.1-0.6 mm çapa sahip bir nozuldan geçirilerek yapılmaktadır. Nozul uçlarında seramik ya da elmas gibi sert malzemeler kullanılmaktadır. Saf su jetleri, sabit basınç altında işlenebilen yumuşak malzemeler için kullanılırken, suyun ilettiği basınç nedeniyle mikro düzeyde kırıklar oluşan gevrek malzemelerin işlenmesinde de kullanılmaktadır. Kesilecek malzemeye suyun temasının olumsuz etkileri söz konusuysa, su yerine bitkisel yağ veya alkol gibi diğer kesme sıvıları kullanılabilir (Akkurt, 2004).

Aşındırıcılı su jeti ile kesme yöntemi ise özellikle sert malzemelerin kesilmesinde kullanılan bir yöntemdir. Bu yöntemde, bir pompa düzeneği yardımıyla su basıncı 4000 bar'a çıkarılıp yüksek basınçlı su kesme başlığına iletilmektedir. Kesme başlığında, yüksek basınçlı su akışı, bir orifise odaklanmak üzere karıştırma odasına yönlendirilip, önceden belirlenmiş miktardaki aşındırıcı parçacıklar, odaklanmış su akışına ilave edilmektedir. Karıştırma odasından çıkarken, 0.8-1.2 mm arasında bir uçtan geçirilen bu karışım, iş parçasına odaklanarak aşınma ve kırılmalar yoluyla istenen işlemi gerçekleştirmektedir (Akkurt, 2004).

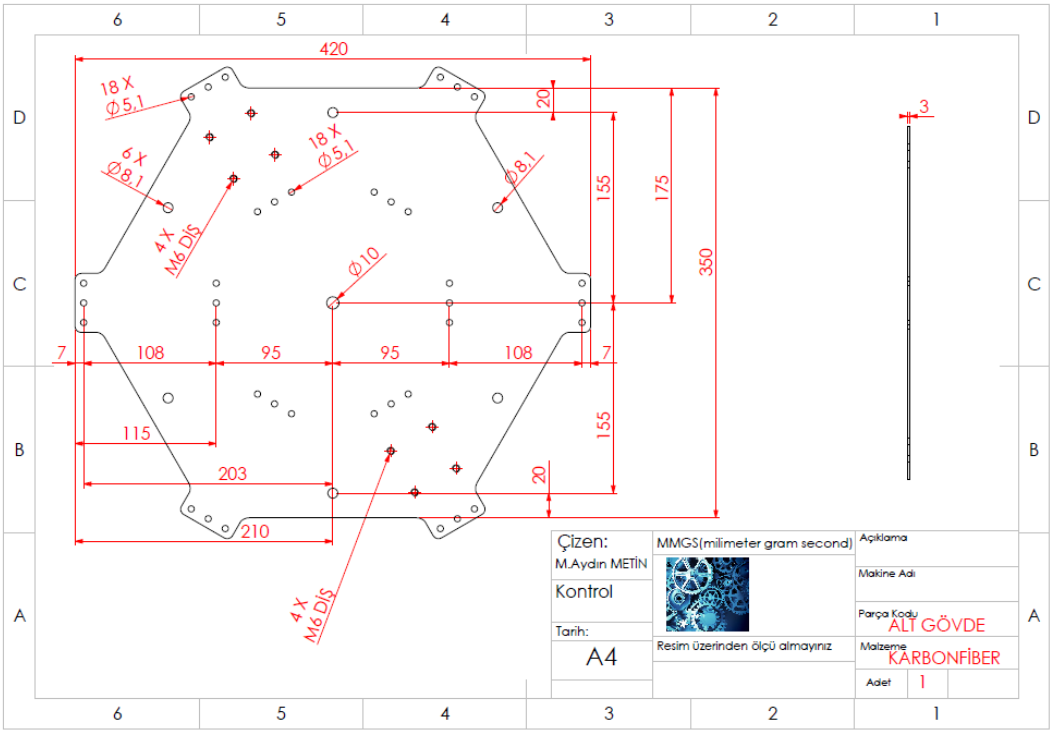


Şekil 35. Üst gövde parçasının teknik resmi

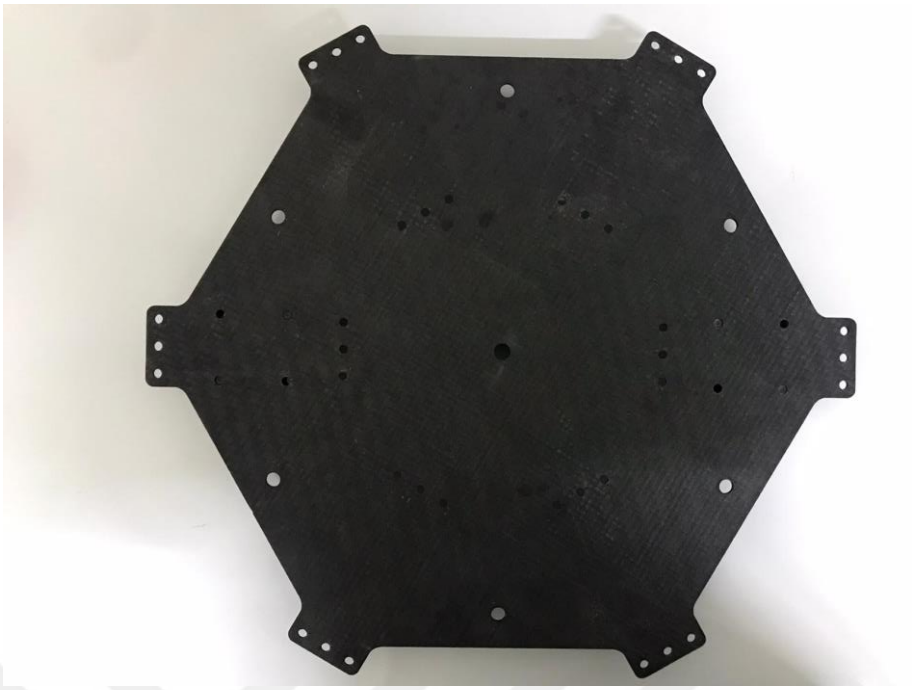


Şekil 36. Üst gövde parçasının imal edilmiş hali

Hexacopterin gövdesini oluşturan üst parça 420x420x3 mm ölçülerindedir. Üst gövde parçası üzerine iki adet LiPo pil, uçuş kontrol kartı ile uçuş kontrol kartı üzerine bağlanan ekipmanların sabitlendiği mekanizma bağlanılacak şekilde tasarlanmıştır. Ayrıca üst gövde üzerinde kanat profilinin, alt ve üst gövdeyi birbirine bağlayacak pimlerin ve üst gövdenin üzerindeki ekipmanları muhafaza edecek kapağın bağlanması için cıvata delikleri bulunmaktadır. Üst gövde üzerindeki 90x52 mm ölçülerinde açılmış olan dikdörtgen kanallar sayesinde kablo montajları daha rahat, aktarım olmadan yapılmıştır.

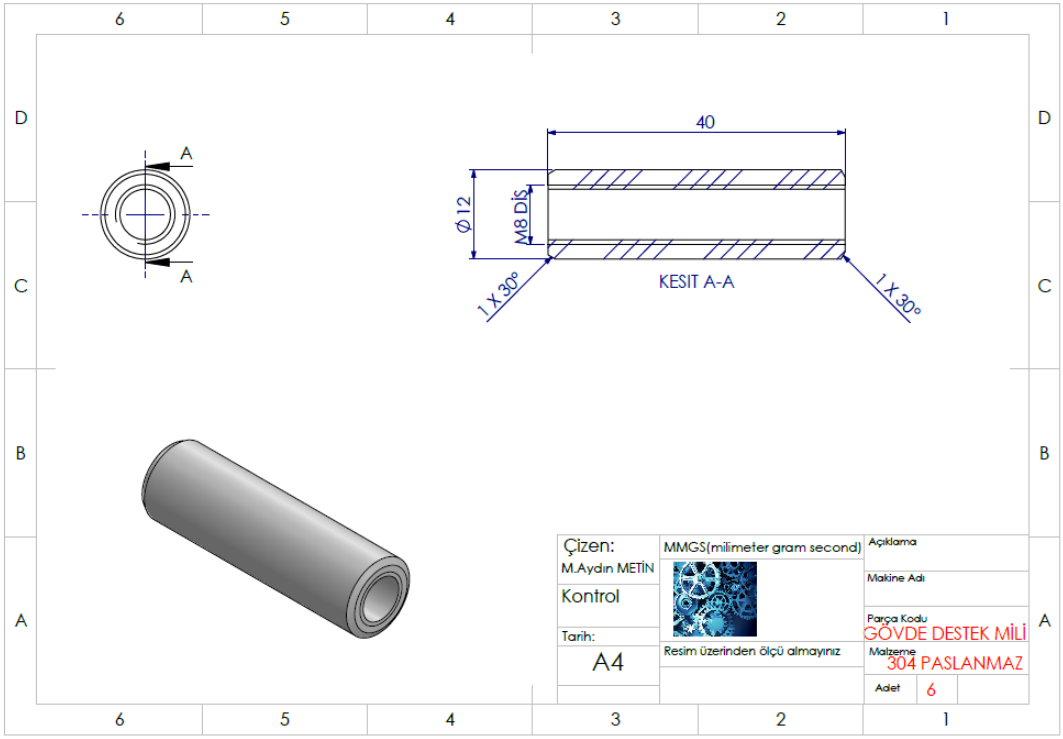


Şekil 37. Alt gövde parçasının teknik resmi



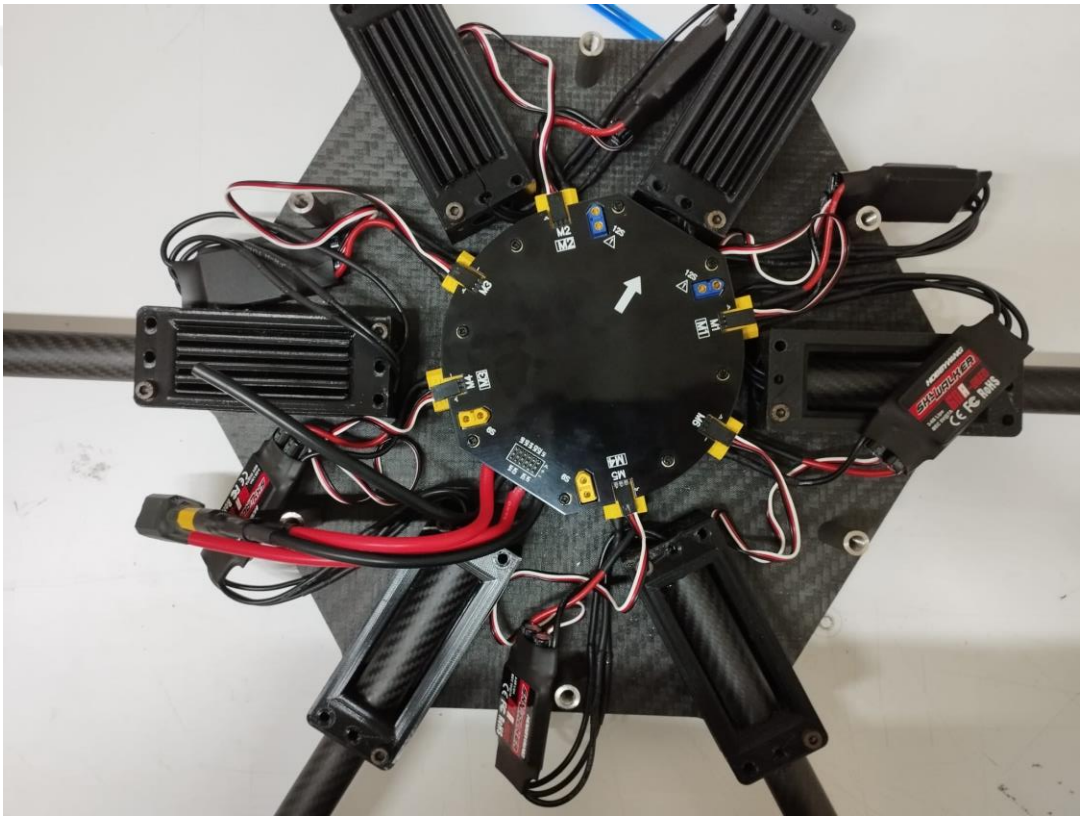
Şekil 38. Alt gövde parçasının imal edilmiş hali

Üst gövde parçası ile alt gövde parçası 12 mm çapında 40 mm uzunluğunda boydan boya metrik 8 diş olan 304 kalite paslanmaz çelikten imal edilen Şekil 39'da gösterilen gövde destek mili ile birleştirilmiştir.



Şekil 39. Gövde destek mili

Üst ve alt gövde parçaları ile gövde destek milleri hazırlandıktan sonra ilk olarak montajı yapılan kanat profilleri alt gövde parçasına entegre edilerek geçici olarak sabitlenmiştir. Kanat profili üzerinde bulunan motorların ESC bağlantıları CW ve CCW olarak yapılmıştır. Ardından ESC'leri güç dağıtım kartına bağlamak için güç dağıtım kartı üzerinde bulunan XT90 dişi konnektörlere bağlanmak üzere ESC'nin artı ve eksi kablolarına XT90 erkek konnektör lehimleyip güç dağıtım kartına bağlanmıştır. Şekil 40'ta gösterilen iç mekanizmada güç dağıtım kartı alt gövdeye sabitlendikten sonra gövde destek milleri alt gövdeye bağlanmıştır. Ayrıca motor ESC bağlantısının testi yapılarak motorlara tek tek güç verip motorların çalıştığı görüldükten sonra ESC'ler gövde destek miline sabitlenmiştir.



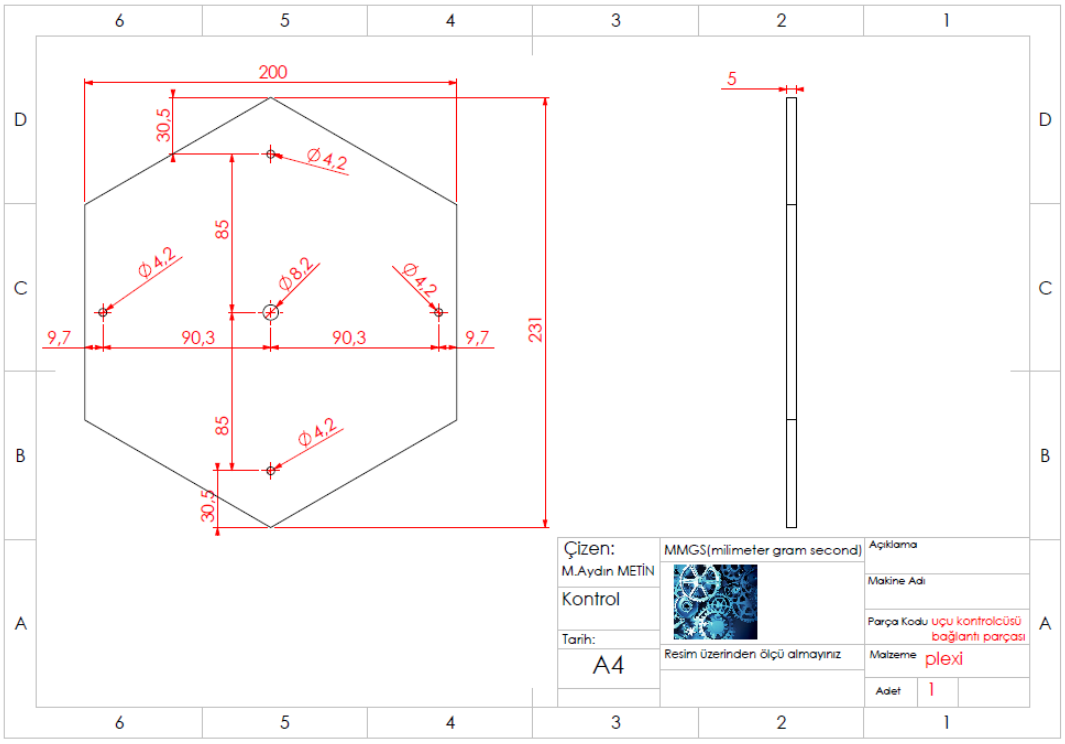
Şekil 40. İç mekanizma

Şekil 41’ de gösterildiği gibi iç mekanizmada gerekli bağlantılar yapıldıktan sonra üst gövde parçası gövde destek mili ile alt ve üst gövde bağlantı parçasına sabitlenmiştir.

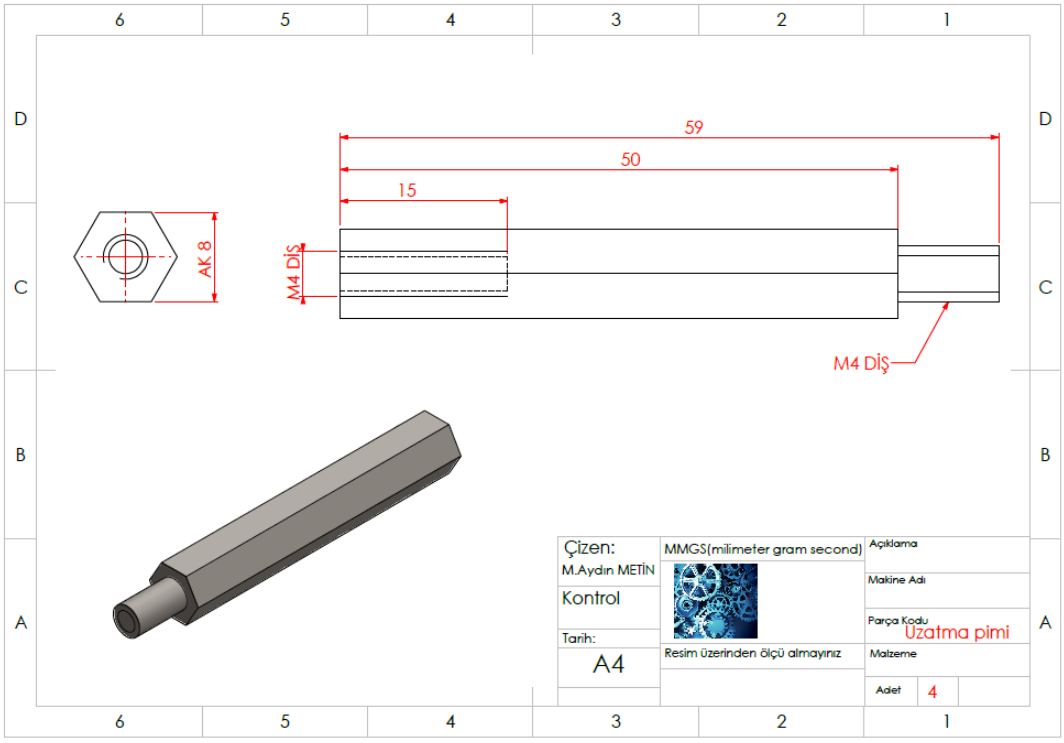


Şekil 41. Üst gövde parçasının sabitlenmiş hali

Ardından LiPo piller hava aracının ağırlık merkezine yerleştirilmiştir. Gövde üzerine entegre edilecek parçaların mümkün olduğunca ağırlık merkezinde olabilmesi için uçuş kontrolcüsü ve uçuş kontrolcüsü üzerine bağlanacak olan buzzer, GPS, telemetri için Şekil 42’de gösterilen pleksiglastan kesilen uçuş kontrolcüsü bağlantı parçası ve Şekil 43’te gösterilen uzatma pimi kullanılmıştır.

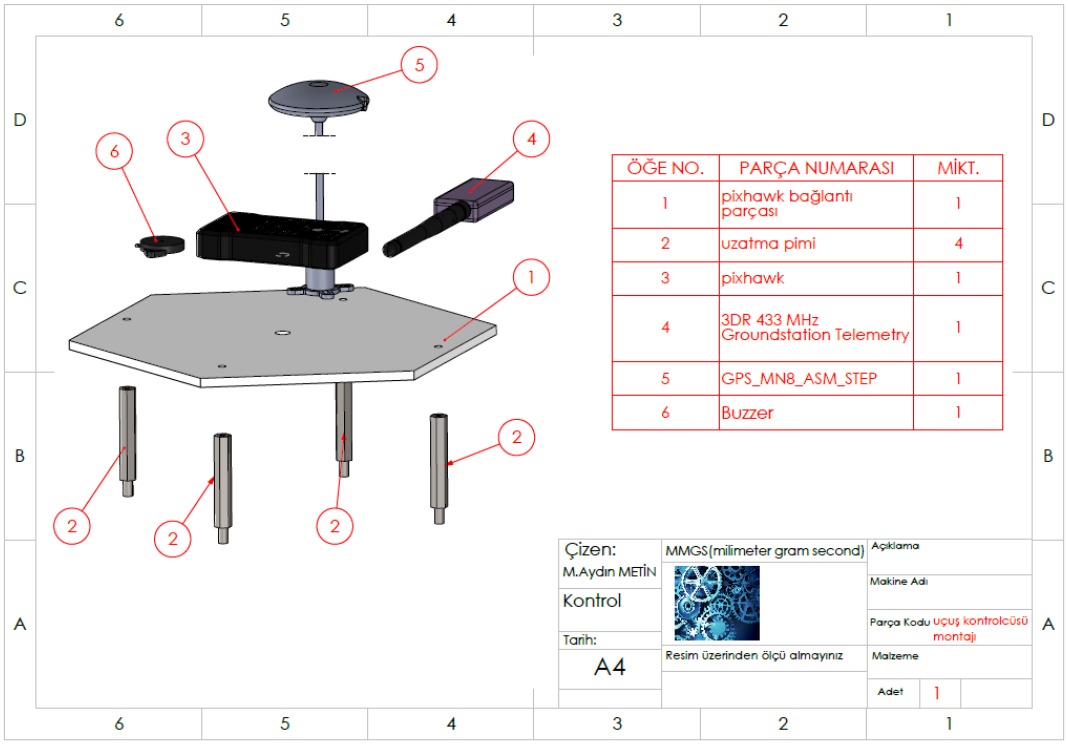


Şekil 42. Uçuş kontrolcüsü bağlantı parçası

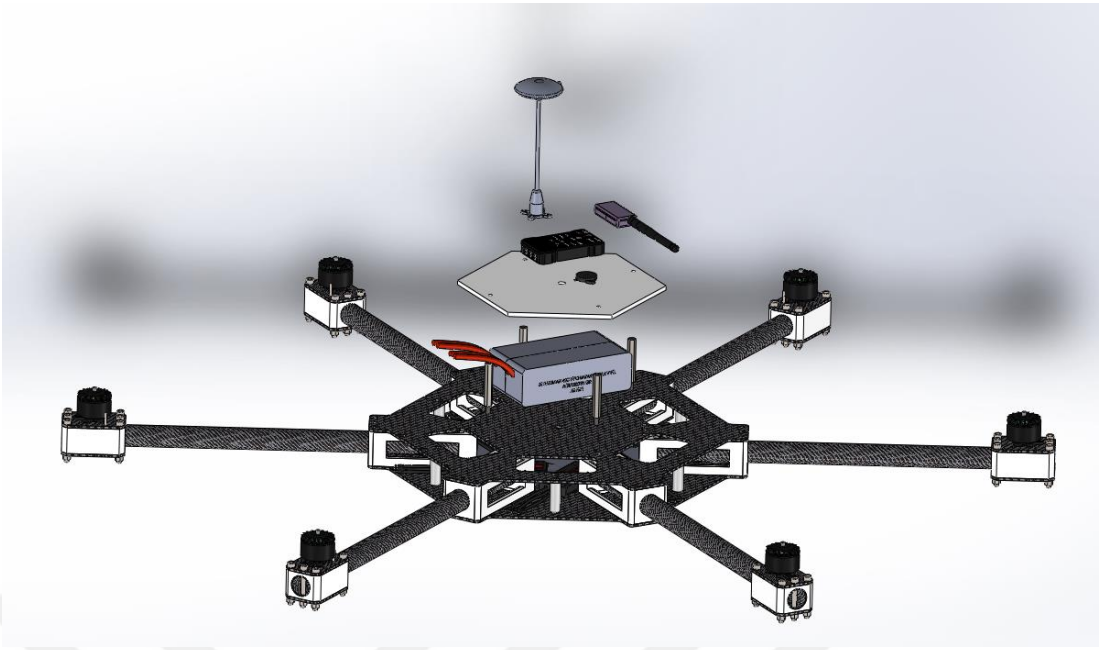


Şekil 43. Uzatma pimi

Uzatma pimleri üst gövdeyi oluşturan parçaya sabitlendikten sonra pleksiglastan kesilen uçuş kontrolcüsü bağlantı parçası Şekil 44 ve Şekil 45'te gösterildiği gibi uzatma pimlerinin üzerine yerleştirilerek cıvata bağlantısı yapılmıştır. Bağlantı sonrasında uçuş kontrolcüsü, bağlantı parçasına yerleştirilmeden Şekil 46' da gösterildiği gibi uçuş kontrolcüsü bağlantı parçasının ortasına açılan deliğe mapa takılarak dengesi ayarlandıktan sonra uçuş kontrolcüsü, buzzer ve GPS uçuş kontrolcüsü bağlantı parçası üzerine yerleştirilmiştir.



Şekil 44. Uzatma pimi ve uçuş kontrolcüsü bağlantı parçasının montaj resmi



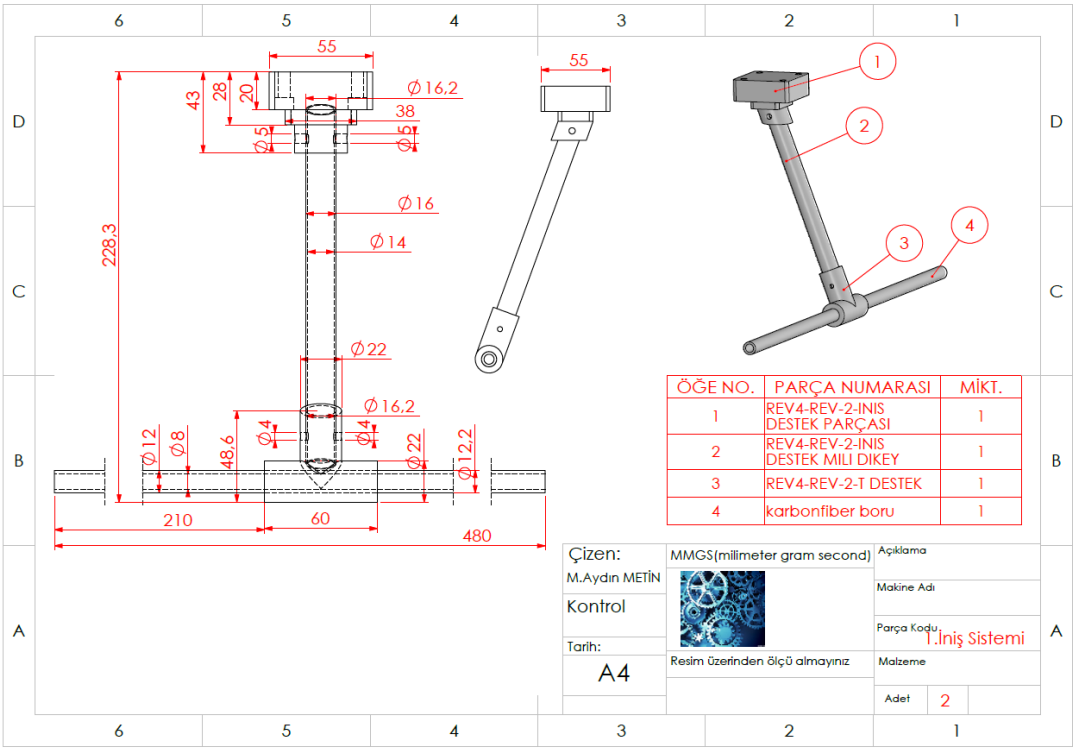
Şekil 45. Uzatma pimi ve uçuş kontrolcüsü bağlantı parçasının üst gövdeye montajı



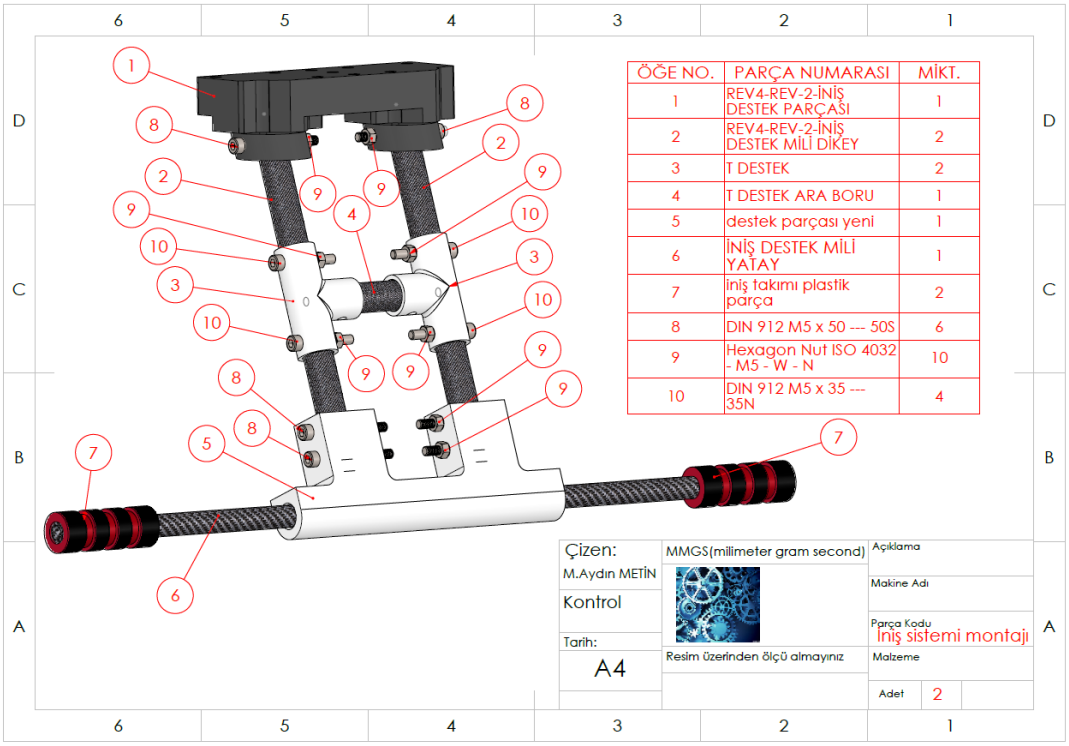
Şekil 46. Hexacopterin dengeye alınmış hali

3.2.1.3. İniş Sistemi

İniş sistemi için başlangıçta Şekil 47'de gösterildiği gibi bir tasarım yapılmıştır. Uçuş testlerinde iniş sisteminin daha kompakt ve farklı olması gerektiği görülmüş olup Şekil 48'deki yeni sistem tasarlanmış ve montaj resminde gösterildiği gibi bu sistem 8 parçadan oluşmuştur.

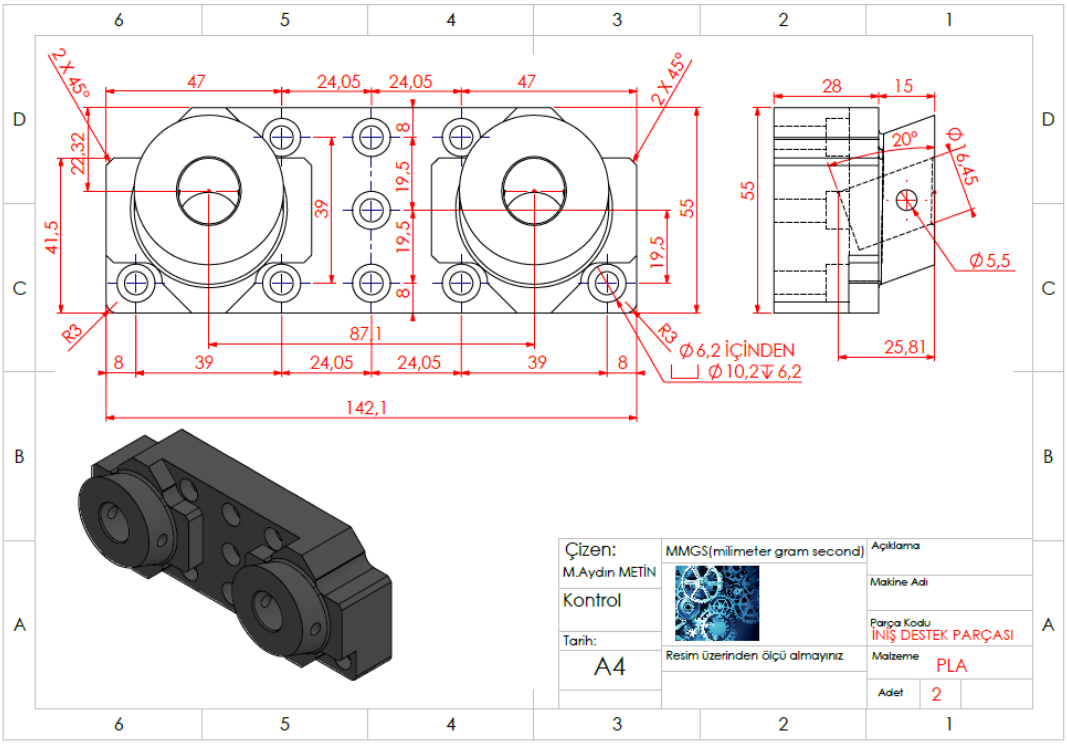


Şekil 47. İniş sistemi için yapılan ilk tasarım



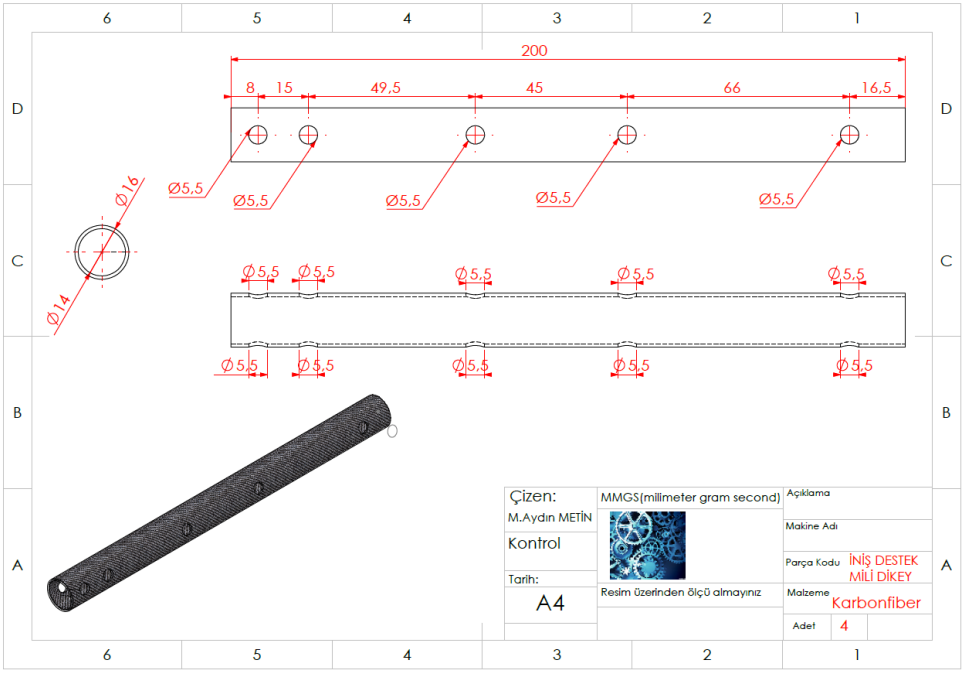
Şekil 48. İniş sistemi montaj resmi

Bu sistem de gövdeye bağlamak için Şekil 49'da gösterilen iniş destek parçası alt gövdeyi oluşturan parça üzerine sabitlenerek alt gövdeyi oluşturan parçaya bağlamak için gerekli olan delikler montaj ortamında delinmiştir. Şekil 50 ve Şekil 51' de gösterilen dikey ve yatay olarak kullanılan iniş destek milleri ile dikey ve yatay iniş destek milleri arasında bağlantı sağlamak için Şekil 52'de gösterilen destek parçası, iniş sisteminde kullanılan dikey milleri birbirine bağlamak için kullanılan T destek ile T destek ara boru Şekil 53 ve Şekil 54'te sırasıyla gösterilmiştir.



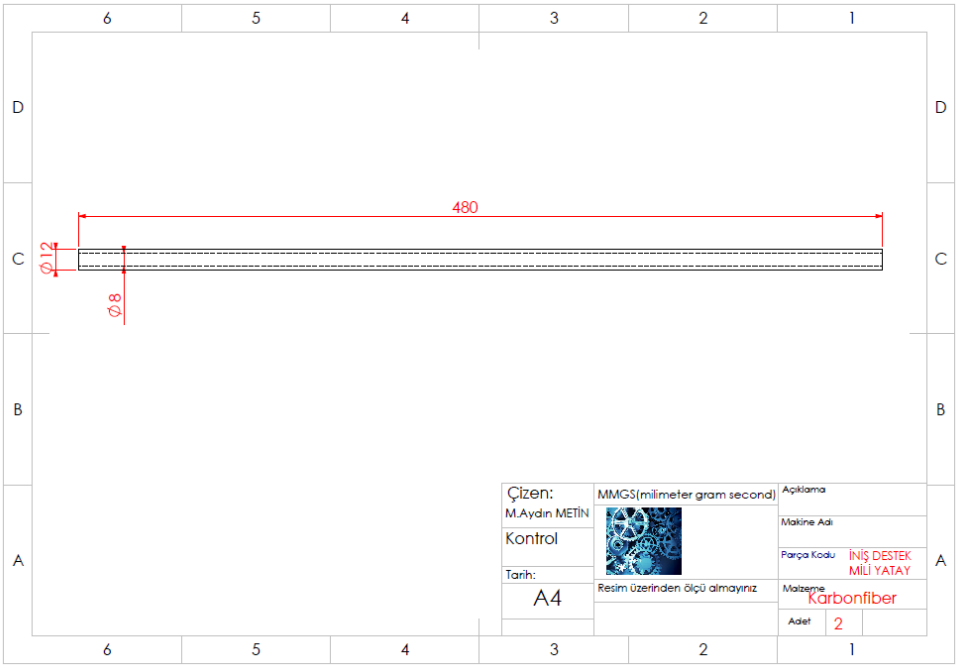
Şekil 49. İniş destek parçası

İniş destek parçası iniş sistemini gövdeye bağlamak amacıyla tasarlanmıştır. Bu parça PLA filament kullanılarak 3B yazıcıdan basılmıştır. Parçanın ölçüleri 142.1x55x43 mm'dir. Parça üzerinde 2 adet 16.45 mm çapında 20°'lik açıyla 25.81 mm uzunluğunda dikey iniş destek milinin geçeceği delik bulunmaktadır. Bu parça karbon fiber boruya sıkı geçme olacak şekilde montajlanmış ve her ihtimale karşı cıvata somun bağlantısı yapılarak sağlamlaştırılmıştır. Gövdeye bağlamak için de imbus cıvata delikleri bulunmaktadır.

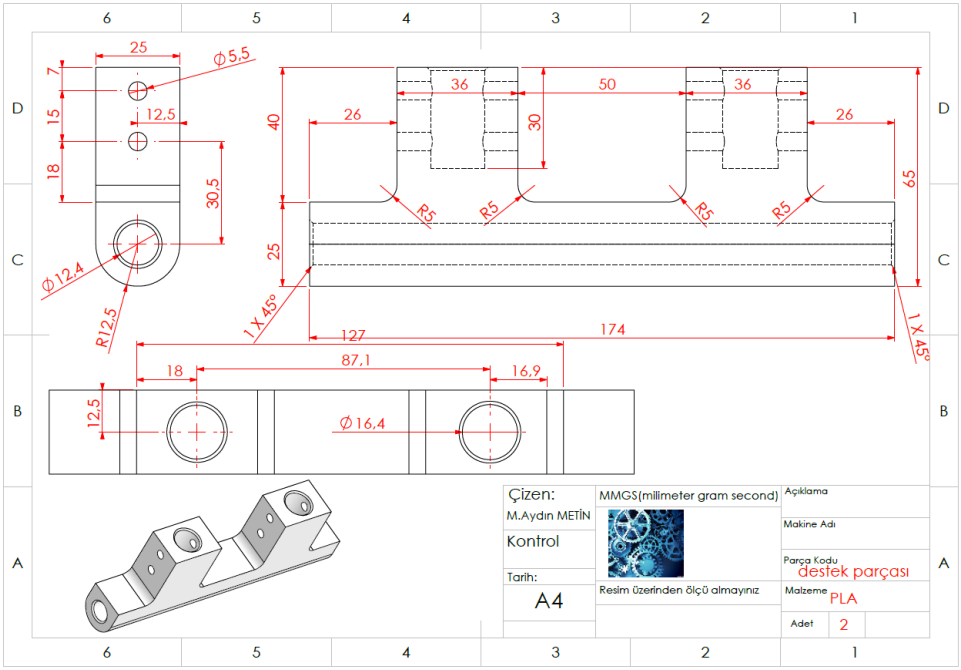


Şekil 50. İniş destek mili dikey

Karbon fiber boru tornada istenilen boya getirildikten sonra boru üzerinde bulunan Ø5.5 mm delikler montaj esnasında matkap ile delinmiştir. Karbon fiber boru üzerinde Ø5.5 mm deliklerin olmasının sebebi ise montajda kullanılacak cıvata somun bağlantısı için gerekli olan deliklerdir.

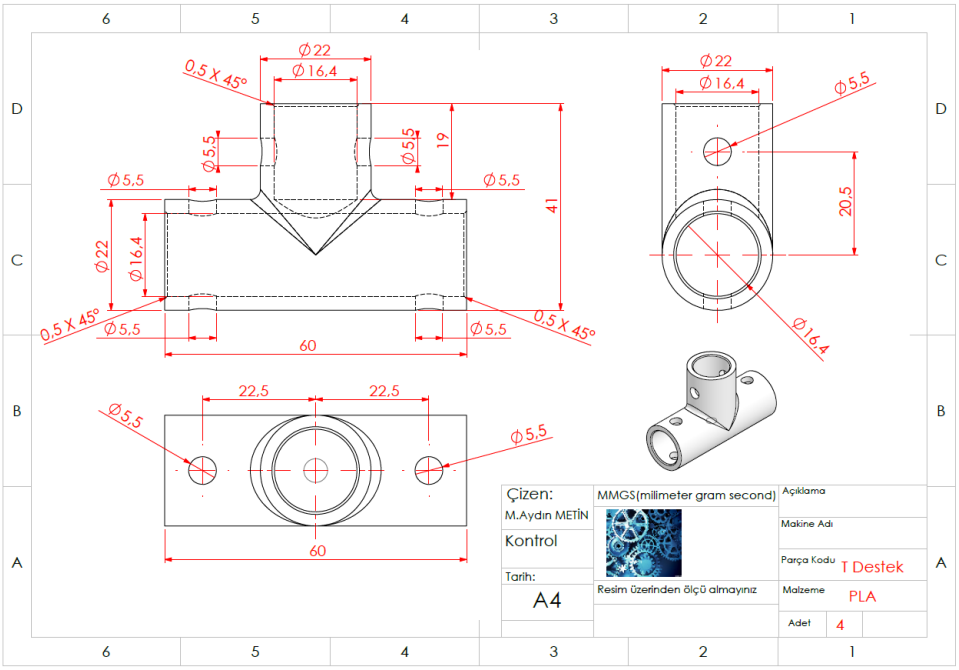


Şekil 51. İniş destek mili (yatay)



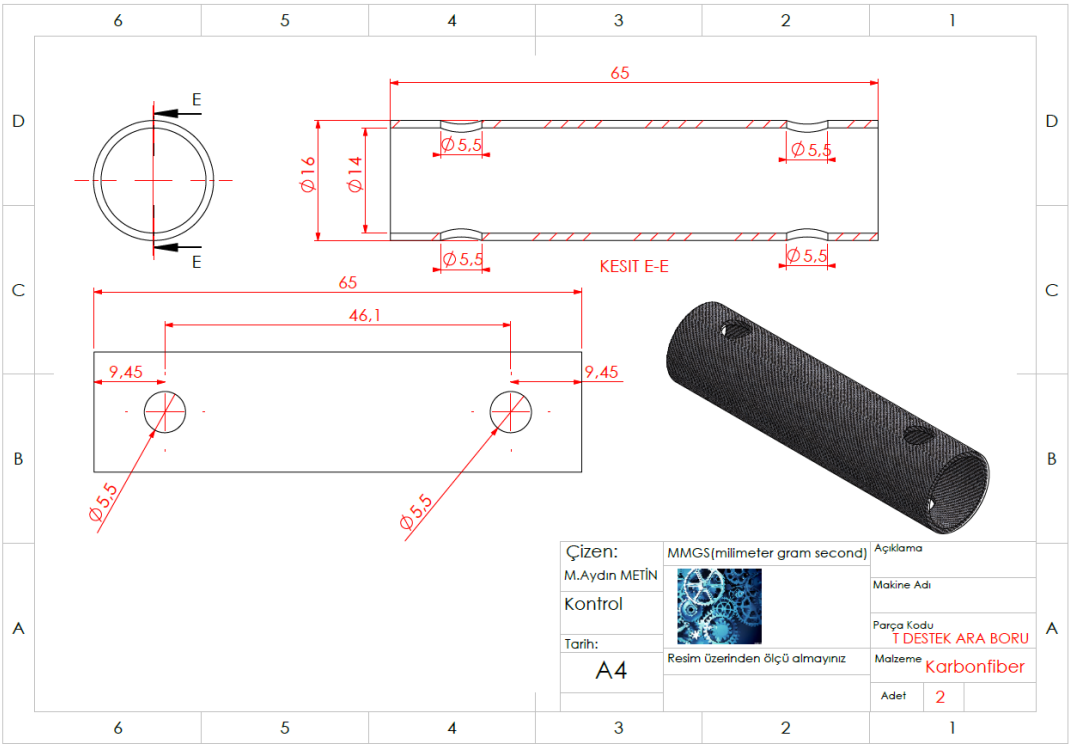
Şekil 52. Destek parçası

Destek parçası iniş destek yatay ve dikey millerinin birbirine bağlamak amacıyla kullanılmıştır. Parça PLA filament kullanılarak 3B yazıcıda basılmıştır. Parça üzerinde Ø16.4 mm ölçüsünde dikey iniş destek milinin bağlanması için ve yatay destek milinin bağlanması için Ø12,4 mm ölçüsünde delik bulunmaktadır. Dikey iniş destek milinin bu parçaya bağlanabilmesi için Ø5.5 cıvata delikleri mevcuttur. Dikey iniş destek mili bu parçaya cıvata somun bağlantısı yapılarak sabitlenmiştir.



Şekil 53. T destek

T destek parçası iniş sisteminde kullanılan dikey millerin birbirine bağlanması için kullanılmıştır. Bu parça 3B yazıcıdan PLA filament kullanılarak üretilmiştir. Parça üzerinde Ø16.4 mm delik bulunmaktadır. Bu deliklerden iniş sisteminde kullanılacak olan Ø16 mm karbon fiber boru geçecektir. Deliğin karbon fiber borunun dış çapından 0.4 mm büyük olmasının sebebi ise karbon fiber boruların rahat bir şekilde geçmesini sağlamaktır. Parça üzerinde dikey millere bağlanması için Ø5.5 mm cıvata delikleri bulunmaktadır.

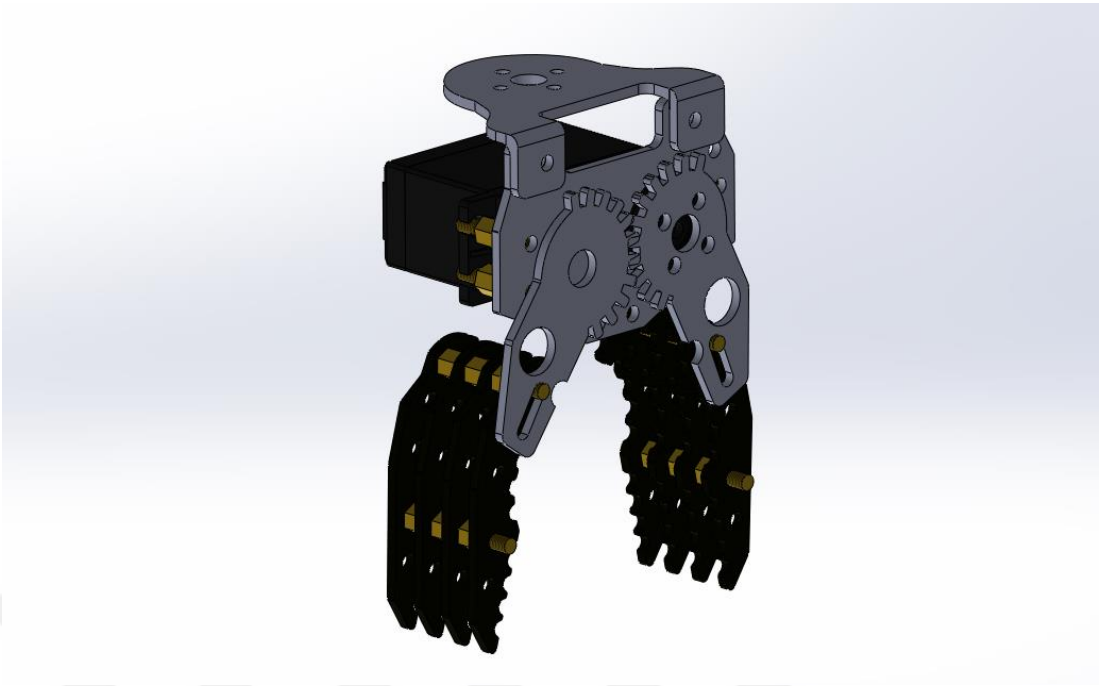


Şekil 54. T destek ara boru

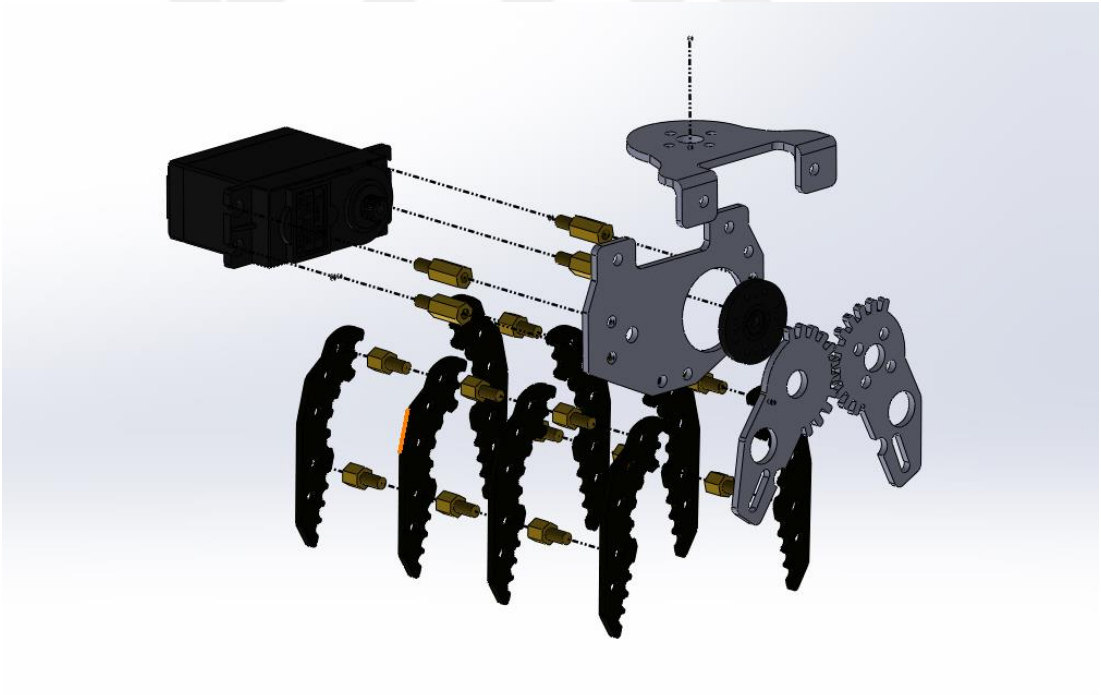
Bu parça dikey millere bağlanan T destek parçalarını birbirine bağlamak için tasarlanmıştır. Üzerinde gerek görülüğü takdirde kullanılmak üzere Ø5.5 mm cıvata delikleri bulunmaktadır.

3.2.1.4. Gripper Mekanizması

Gripper mekanizması, döner kanat hava aracının gövdeyi oluşturan alt parçasına entegre edilerek 7 kg'ye kadar yük taşıma işlevini yerine getirmektedir. Gripper mekanizması hazır olarak alınıp hava aracına entegre edilmiştir. Hazır alınan gripper mekanizması Şekil 55 ve Şekil 56'da gösterildiği gibi Solidworks üzerinde katı modeli oluşturulup 3 boyutlu ortamda montajı yapılmıştır.



Şekil 55. Solidworks üzerinde katı modeli oluşturulan gripper mekanizması



Şekil 56. Solidworks üzerinde katı modeli oluşturulan gripper mekanizmasının patlatılmış görünümü

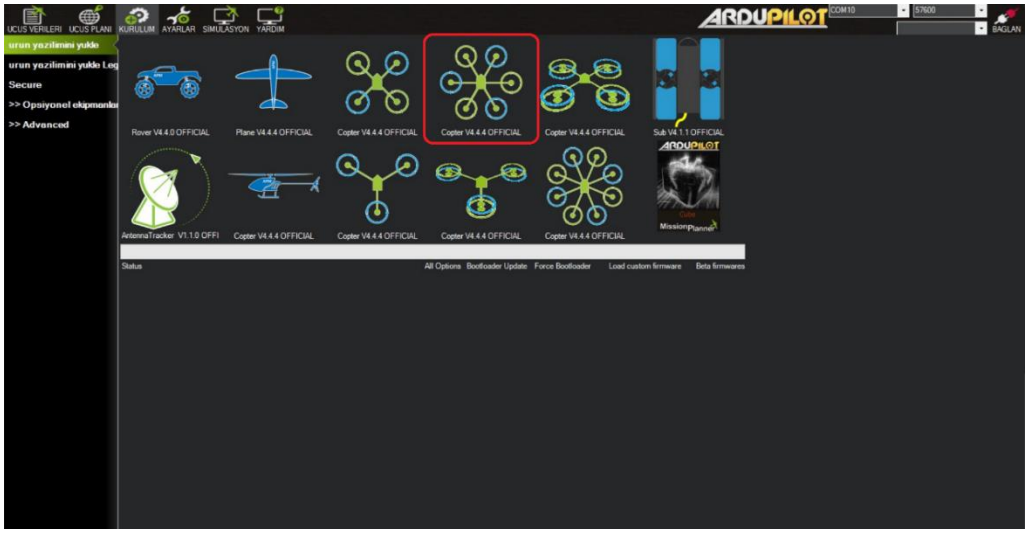
Gripper mekanizmasının özellikleri şunlardır:

- Alüminyum malzemeden imal edilmiştir
- Kütlesi 95 g'dir.
- Pençeleri kapalı olduğu durumda toplam uzunluk 83 mm'dir.
- Pençeleri açıkken maksimum genişlik 150 mm'dir.
- Pençeleri kapalıyken maksimum genişlik 55 mm'dir.
- Kaldıracağı yük gerilim 4.8 V'de 9.4 kg/cm iken gerilim 6 V'de 11 kg/cm'dir ("AliExpress", 2024).

3.2.2. Uçuş Kontrolcüsünün Programlanması

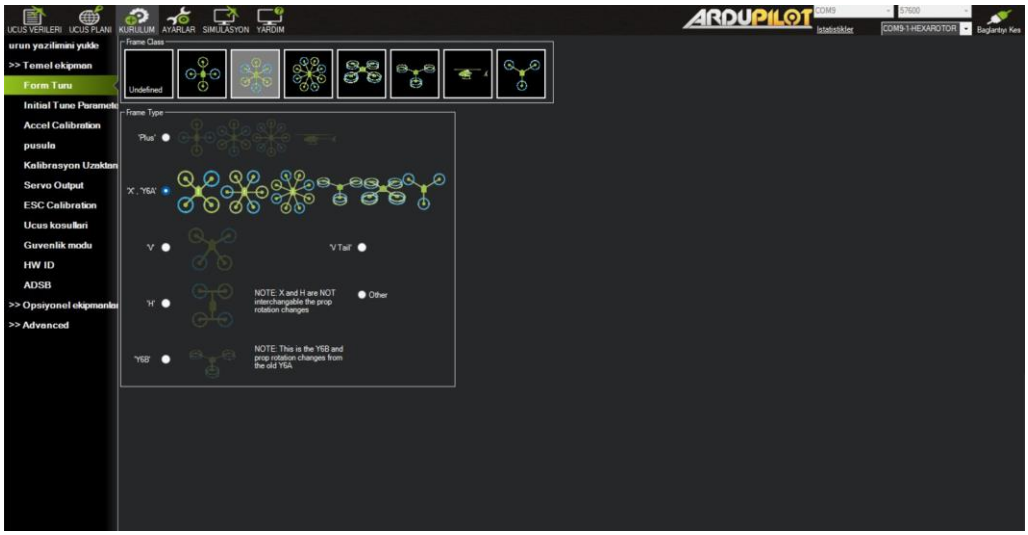
Gripper mekanizmalı hexacopter yapısındaki döner kanat insansız hava aracı için pixhawk 2.4.8 uçuş kontrol kartı kullanılmıştır. Uçuş kontrol kartı görsel bir ara yüz olan mission planner uygulaması üzerinden programlanmıştır. Uçuş kontrol kartının programlanması aşağıdaki adımlar takip edilerek yapılmıştır:

Uçuş kontrol kartı bilgisayara bağlanmadan gerekli olan copter v4.4.4 official ürün yazılımı Şekil 57'de gösterildiği gibi Mission Planner'e tanımlanmıştır.



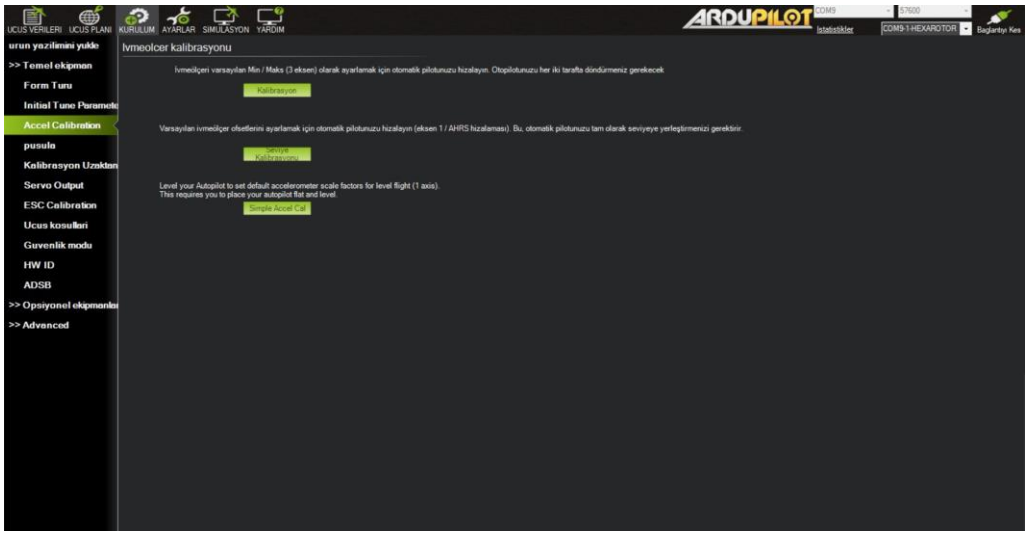
Şekil 57. Copter v4.4.4 official ürün yazılımının Mission Planner'e tanımlanması

Uçuş kontrol kartı bilgisayara bağlandıktan sonra tanımlanan uçuş yazılımı karta yüklemiş ve Şekil 58'de gösterildiği gibi ürün yazılımı yükle bölümüne girilerek hexacoptere göre form türü "Form Turu" menüsü kullanılarak seçilmiştir.

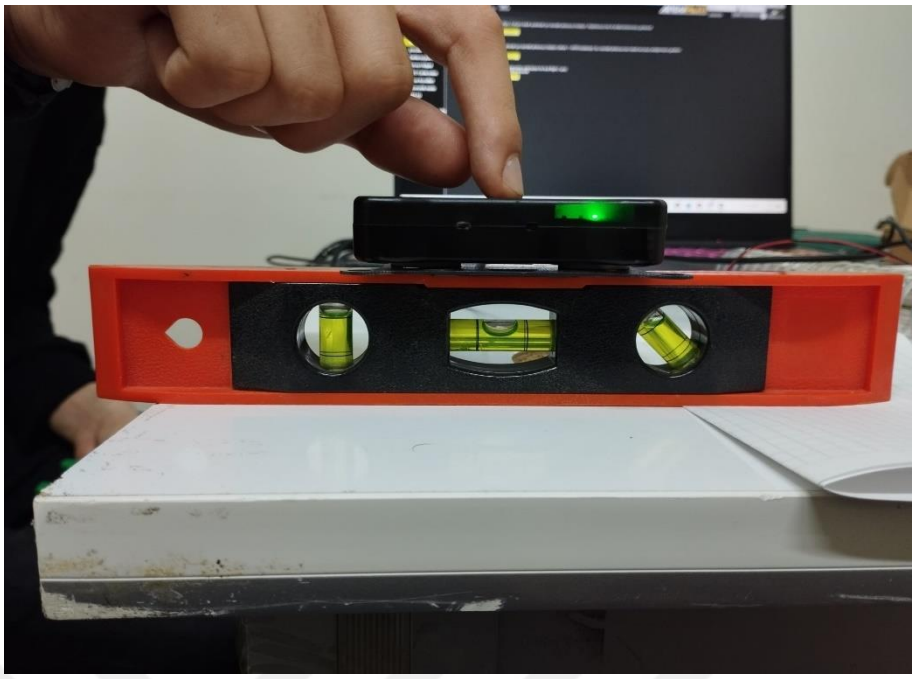


Şekil 58. Hexacopter'in form türünün seçilmesi

Form türü seçilen uçuş kontrol kartı Şekil 59'da gösterilen temel ekipman bölümünün içerisinde bulunan "Accel Calibration" kısmına girilerek kalibrasyon ayarlamaları yapılmaktadır. Kalibrasyon ayarlamaları su terazisi ile kontrol edilmiş düz bir zeminde Şekil 60'da gösterildiği gibi hassas bir şekilde yapılmıştır. Bunun nedeni ise hexacopterin uçuş esnasında bu kalibrasyona dayanarak dengeyi ayarlamasıdır. Uçuşun daha düzgün bir şekilde olabilmesi için kalibrasyon önem arz etmektedir.

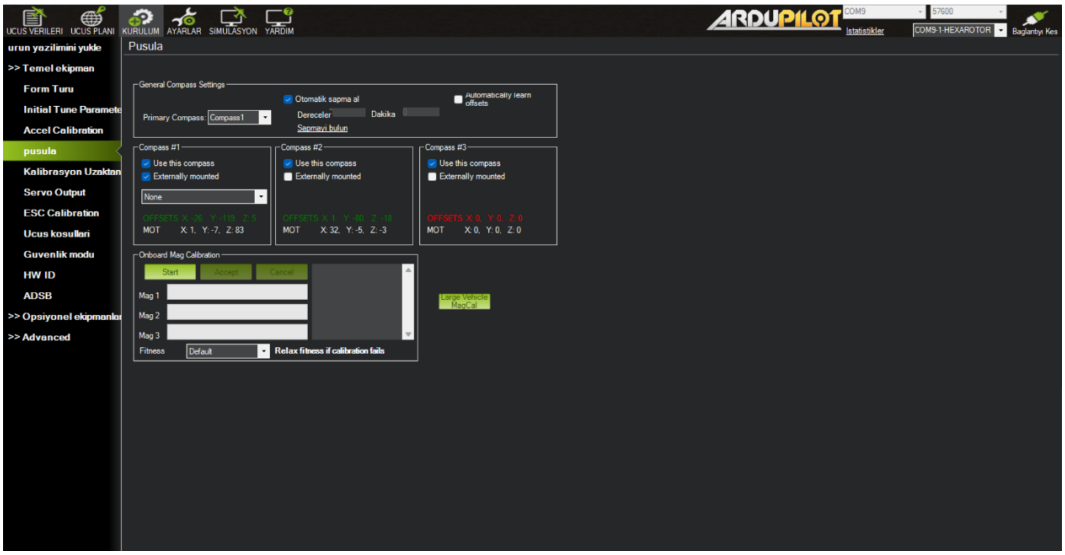


Şekil 59. Kalibrasyon ayarlamalarının yapılması



Şekil 60. Uçuş kontrolcüsünün kalibrasyonu esnasında dengenin ayarlanması

Uçuş kontrol kartının kalibrasyon ayarlaması yapıldıktan sonra hexacoptere montajı yapılarak bütün ekipmanlar (telemetri, buzzer, GPS, safety switch, ESC sinyal bağlantı kabloları, kumanda alıcı kablosu) uçuş kontrol kartına takılmıştır. GPS'nin uyduya bağlandığı açık bir alanda pusula kalibrasyonu Şekil 61'deki gibi başlatılmıştır. Pusula kalibrasyonu Şekil 62'deki gibi hexacopterin eksenler etrafında döndürülerek uydu ile bağlantısı ve kalibrasyonu yapılmıştır.



Şekil 61. Pusula kalibrasyonunun yapılması



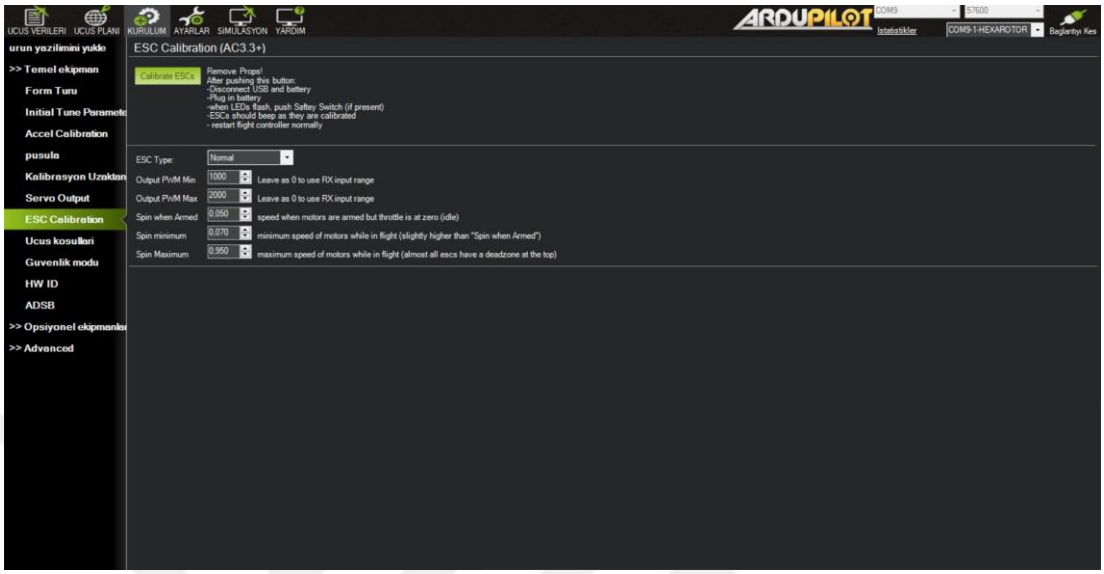
Şekil 62. Hexacopterin eksenler etrafında döndürülmesi

Uçuş kontrol kartının kumanda ile haberleşmesindeki kumanda kanallarının tanımlanması ve çalışma aralıklarının kalibrasyonu Şekil 63'te gösterilen temel ekipman bölümünün içerisinde bulunan "Kalibrasyon Uzaktan" seçeneğinden yapılmıştır.



Şekil 63. Uçuş kontrol kartının kumanda ile haberleşmesindeki kumanda kanallarının tanımlanması ve çalışma aralıklarının kalibrasyonunun yapılması

Uçuş kontrol kartına bağlı olan ESC'lerin motorlara gerekli olan akımın gönderilebilmesi için uçuş kontrol kartına ESC'lerin değerlerinin tanımlanması yapılmıştır. Bu tanımlama aşamaları Şekil 64'te gösterildiği gibi şu şekildedir:



Şekil 64. Uçuş kontrol kartına ESC değerlerinin tanımlanması

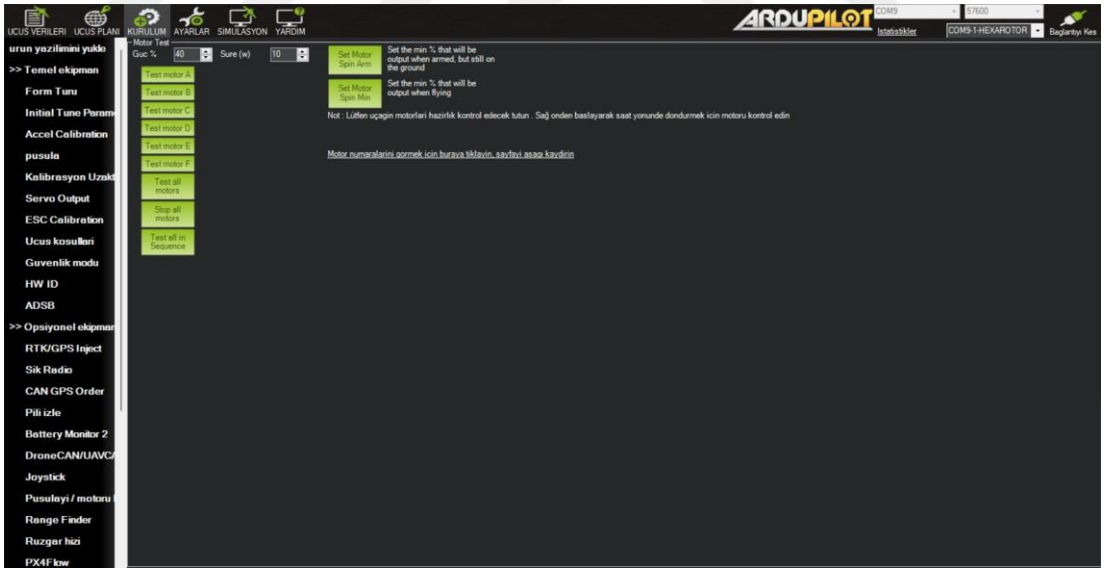
- ESC kalibrasyonu başlatılır.
- Pil çıkarılır.
- Pil tekrar takılır.
- Uçuş kontrolcüsündeki ledler yanıp söndüğünde Safety Switch butonuna basılır.
- ESC'ler kalibre edildiğinde buzzerdan bip sesi çıkmalıdır.
- Uçuş kontrol yazılımı tekrardan başlatılır.

Uçuş modlarının uçuş kontrol kartına temel ekipman bölümünün içerisinde bulunan uçuş koşulları seçeneğinde tanımlanmıştır. Uçuş modlarının tanımlama işlemi Şekil 65'te gösterilmiştir. Hexacopter için üç tane uçuş modu tanımlanmıştır. Stabilize modu, althold modu ve loiter modu uçuş kontrolcüsünün tanımlandığı kumanda üzerinde de switch'e atanmıştır.



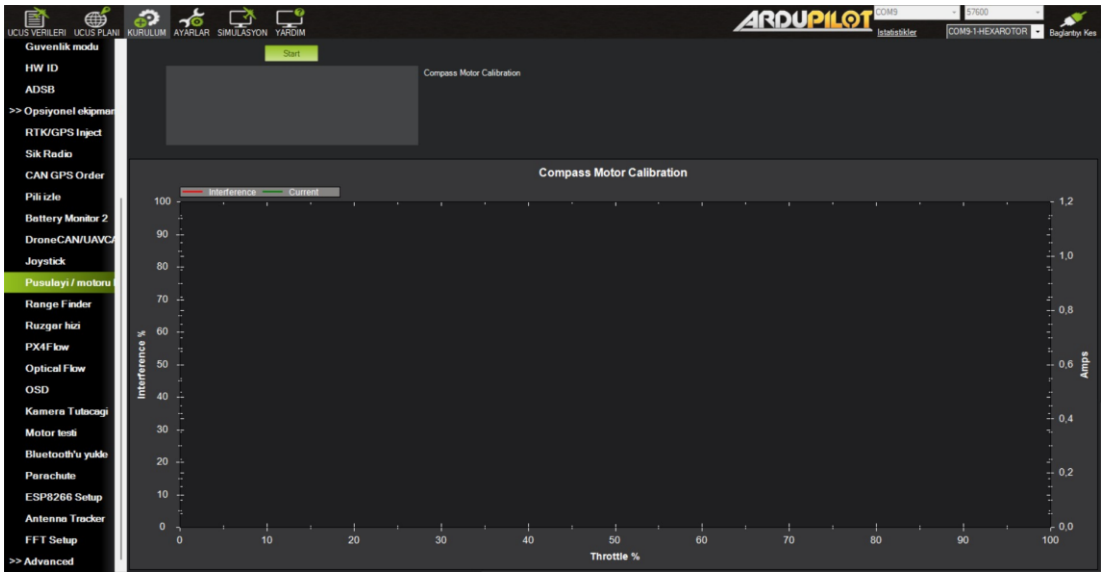
Şekil 65. Uçuş modlarının uçuş kontrol kartına tanımlanması

Test amacıyla uçuş kontrol yazılımından, Şekil 66'da gösterildiği gibi %40 oranında 10 saniyelik olarak motorlara güç verilip motorların çalışma ve dönüş yönleri kontrol edilmiştir. Bu aşamada motorlar test edilirken güvenlik sebebiyle pervaneler motorlara takılmamıştır.



Şekil 66. Motorlara güç verilip dönüş yönlerinin ayarlandığı kısım

Motor kalibrasyonu için kumandadan gerekli ayarlamalar yapıldıktan sonra motorlara tam güç verilerek motor kalibrasyonu yapılmaktadır. Şekil 67'de gösterildiği gibi motor kalibrasyonu tamamlanmıştır.



Şekil 67. Motor kalibrasyonlarının yapıldığı kısım

Bu aşamalardan sonra pervanelerin montajı dönüş yönlerine göre yapılarak çalışır hale getirilip hexacopterin gripper mekanizmasız uçuş testleri yapılmıştır. Ardından gripper mekanizmasının kumanda üzerinden kontrol edilebilmesi için ayarlar sekmesinden “Standart Ayarlar” bölümüne girilerek Şekil 68’de görüldüğü gibi uçuş kontrolcüsüne gripper mekanizmasının ataması yapılmıştır.

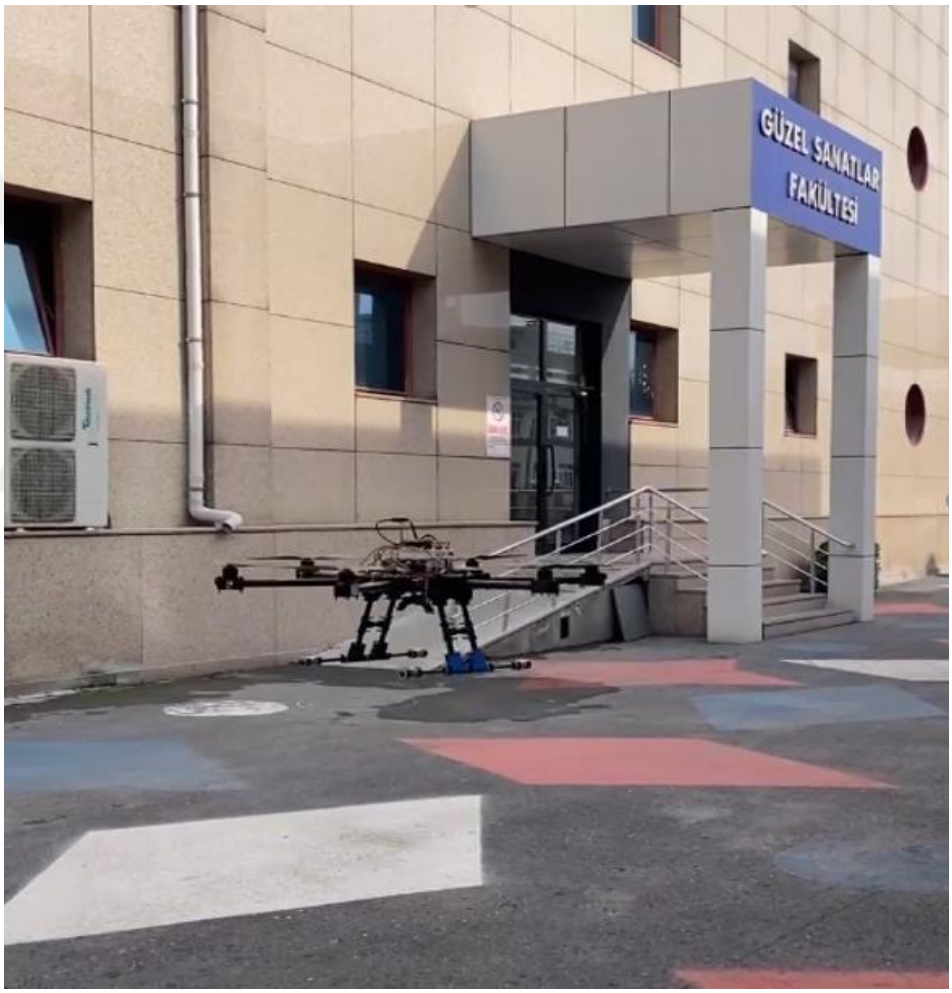


Şekil 68. Gripper mekanizması kalibrasyon ayarlaması

Gripper mekanizmasının yazılım ataması yapılmadan önce kumandanın kullanılmayan 7. kanalının kalibrasyonu yapılmıştır. Bununla birlikte standart ayarlardan SERVO7_FUNCTION parametresindeki disabled seçeneği RCIN7

seçeneğine çevrilerek uçuş kontrol kartından gripper mekanizmasına yazılımsal sinyal bağlantısı yapılmıştır.

Bu işlemlerin ardından gripper mekanizmalı bir şekilde uçuş testleri yapılmıştır. Şekil 69 ve Şekil 70'te gösterilen görsellerde hexacopter üzerindeki gripper mekanizmasına taşıyabileceği bir yük bağlanmadan uçuş testleri yapılmıştır. Şekil 69 ve Şekil 70'teki uçuş testlerinde gripper mekanizmasının uçuş esnasında aç-kapa komutları test edilmiştir. Bu testten sonra Şekil 71 ve Şekil 72'de gösterildiği gibi gripper mekanizmasına yük bağlanarak uçuş testi yapılmıştır.



Şekil 69. Uçus testinde gripper mekanizmasının açık hali



Şekil 70. Uçus testinde gripper mekanizmasının kapalı hali



Şekil 71. Gripper mekanizmasına yük bağlanarak yapılan uçuş testi



Şekil 72. Gripper mekanizmasına bağlanan yükün bırakılması

3.2.3. Hexacoptere sonlu elemanlar metoduyla yapılan statik analiz

Sonlu elemanlar metodu 1956 senesinde Turner ile arkadaşları tarafından yük, sıcaklık ve basınç gibi sınır şartlarına sahip mühendislikte karşılaşılan sorunların çözümlenmesinde kullanılmaya başlanmıştır. Sonlu elemanlar metodu kullanılarak yapılan analizlerde amaç tasarlanan bir parçanın ya da bütünleşik bir sistemin sınır koşulları içerisinde (malzeme tanımlanarak) görevi yerine getirip getiremeyeceği hakkında sonuçları elde etmektir. (Koçak, Korkut, 2023).

ANSYS analiz programıyla 3B analizler yapılabilmektedir. Tasarımı yapılmış olan parçaların 3B modellerinin ANSYS programına aktarılması ve ANSYS ortamında kullanılması bu analiz programının yaygınlaşmasını sağlamıştır. ANSYS analiz programında basit geometrilerin yanı sıra karmaşık ve bütünleşik sistemlerin de analizleri yapılabilmektedir. Bu işlemler özellikle bütünleşik sistemlerde zorlayıcı olup işlem süresi olarak zaman alabilmektedir (İrsel, 2020).

ANSYS analiz programı, tasarımı yapılmış olan parçaların ya da bütünleşik sistemlerin üretimi ve prototipleme işlemi yapılmadan sanal ortamda test imkânı sağlamaktadır. Prototipin ya da parçanın imal edilmesi analiz ve simülasyon işlemlerine göre maliyetli olmasından dolayı bu analiz tercih edilmektedir (Terzi, Özgüven, Altaş, 2021).

Sonlu elemanlar metoduyla yapılan statik analizde hexacopter yapısındaki döner kanat insansız hava aracına etki eden kuvvetler göz önüne alınarak toplam deformasyon, gerinim ve gerilme analizleri yapılarak tasarlanan Hexacopter üzerindeki değişimler incelenmiştir. Hexacopteri oluşturan kanat profili, gövde yapısı ve iniş sisteminde kullanılan 3B yazıcıdan basılan PLA malzemeli parçalar, karbon fiber malzemeden imal edilen parçalar ve 304 kalite paslanmaz çelik malzemeden imal edilen gövde destek millerini kapsayan CAD ortamında montajlanan hexacoptere ANSYS analiz programı kullanılarak analiz yapılmıştır. Kullanılan karbon fiber malzemeye ait özellikler Tablo 2' de kullanılan 304 kalite paslanmaz çelik malzemeye ait özellikler ise Tablo 3'te gösterilmiştir.

Tablo 2. Hexacopterde kullanılan karbon fiber malzemenin teknik özellikleri

Özellik	Değer
Kalınlık	3 mm
Fabric	Carbon Fiber
Reçine	Epoxy
Cam Geçişi - Ti,g	96.7
Doğrusal Ağırlık – g/m2	4237
Gerilme Direnci – Mpa	4200
Gerilme Modülü – Gpa	240
Gerinim	%1.8
Model	2x2 Twill Weave

Tablo 3. Hexacopterde kullanılan 304 kalite paslanmaz çelik malzemenin teknik özellikleri

Özellik	Değer
Sertlik-HB	215
Akma Dayanımı N/mm2	190
Çekme Dayanımı Rm N/mm2	500-700
Elastiklik Modülü kN/mm2	200
Yoğunluk g/cm3	7,9
Özgül Isı Kapasitesi J/kg K	500

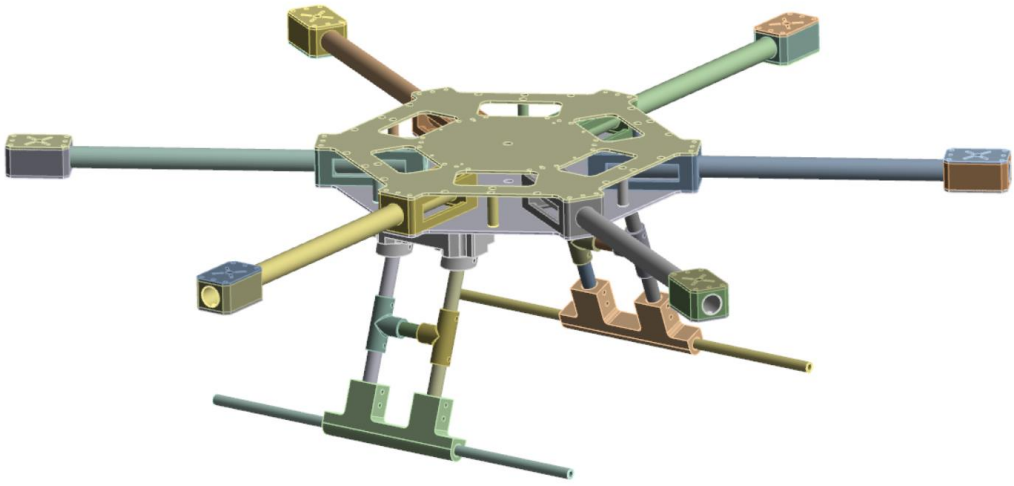
Kaynak: https://www.erametalurji.com.tr/urunler/paslanmaz-celikler/304-14301

Öncelikle Solidworks CAD programında hexacoptere ait şasenin 3 boyutlu ortamda montajı yapılıp parasolid formatında kaydedilerek ANSYS analiz programına

aktarılmıştır. Solidworks CAD programında montajı yapılan hexacoptere ait şase Şekil 73'te gösterilmiştir. ANSYS analiz programına aktarılan hexacoptere ait şase Şekil 74'te gösterilmiştir.

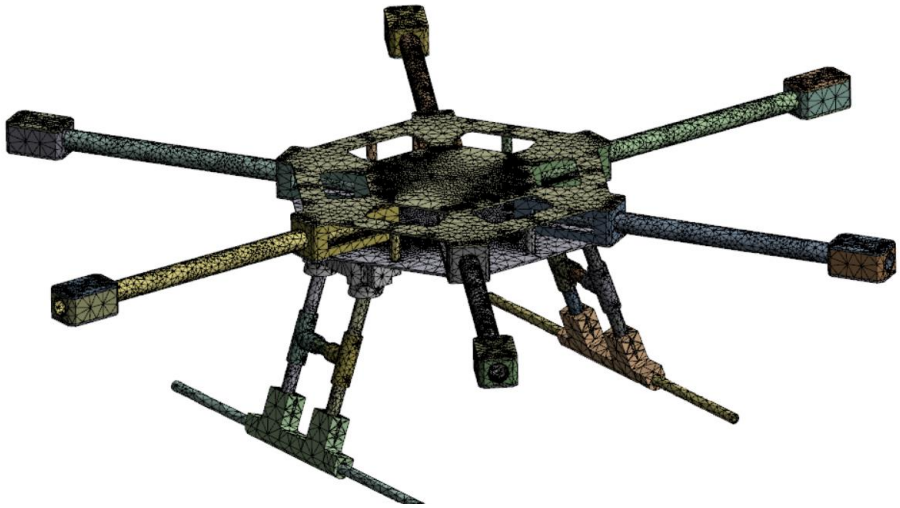


Şekil 73. Hexacoptere ait şasenin Solidworks CAD programında montajlanmış hali

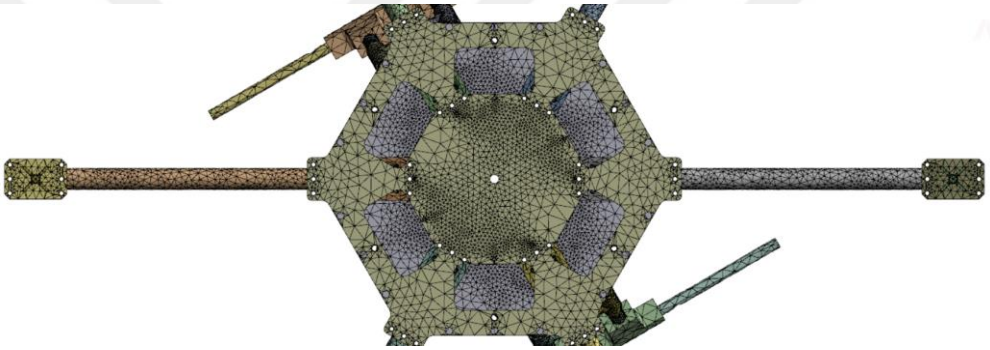


Şekil 74. ANSYS analiz programına aktarılan şase

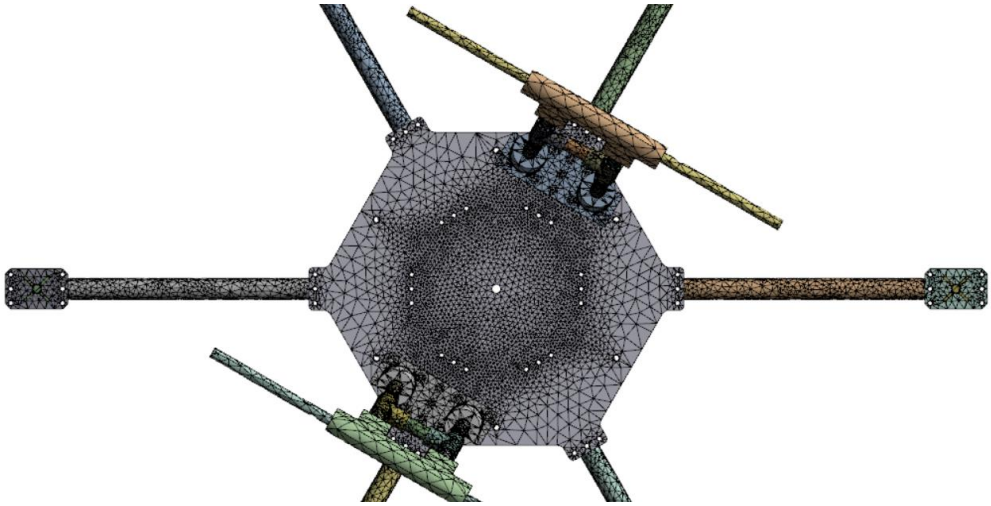
Ardından şaseyi oluşturan kanat profili, gövde yapısı ve iniş sistemini oluşturan parçalara ait malzemeler tanımlandıktan sonra mesh yapısı ayarlanmıştır. Mesh yapısı oluşturulurken mesh metodu olarak tetrahedrons mesh yapısı seçilmiştir. Bu mesh yapısı sonucunda hexacoptere ait 312080 düğüm, 151547 element oluşmuştur. Oluşan mesh yapısı Şekil 75, Şekil 76, Şekil 77 ve Şekil 78'te gösterilmiştir.



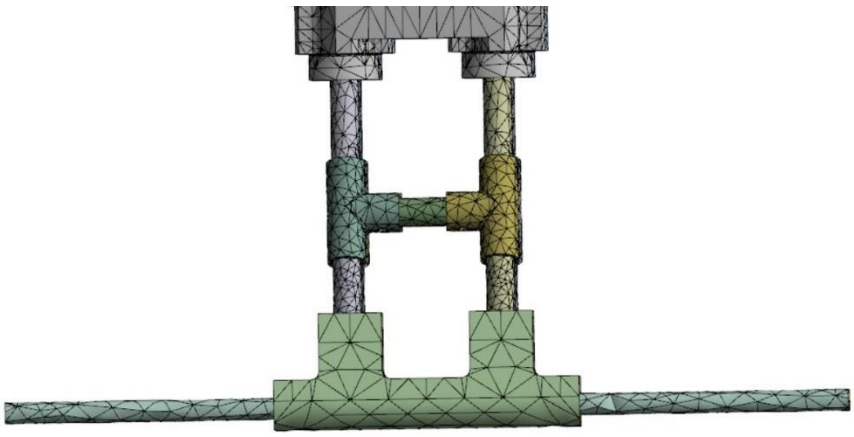
Şekil 75. Hexacoptere uygulanan tetrahedrons metoduna göre oluşan mesh yapısı



Şekil 76. Hexacoptere uygulanan tetrahedrons metoduna göre kanat çifti profilleri ve üst gövde parçasında oluşan mesh yapısı



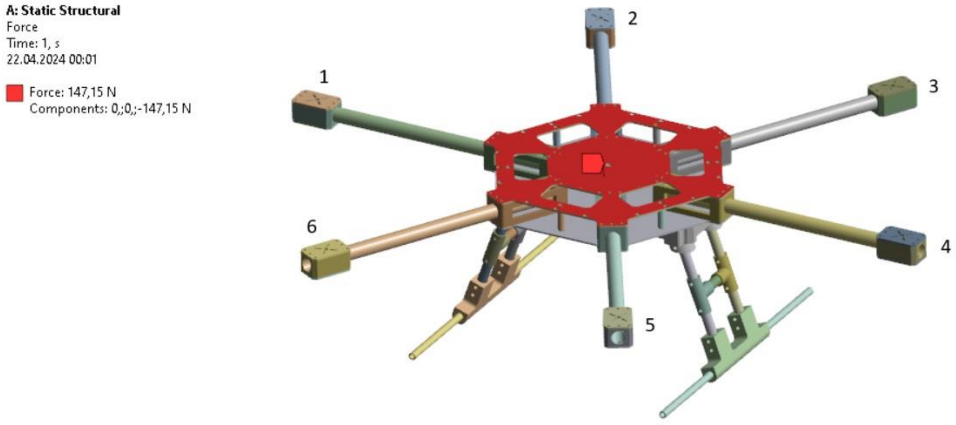
Şekil 77. Hexacoptere uygulanan tetrahedrons metoduna göre kanat çifti profilleri ve alt gövde parçasında oluşan mesh yapısı



Şekil 78. Hexacoptere uygulanan tetrahedrons metoduna göre iniş sisteminde oluşan mesh yapısı

Hexacopterin şasesine ait toplam deformasyon, gerilme ve gerinim analizlerinin yapılabilmesi için etki edecek kuvvetin belirlenmesi gerekmektedir. Bu doğrultuda 2 farklı çalışma yapılmıştır. 1. çalışmada hexacoptere etki eden 147.15 N'lik bir yer çekimi kuvveti kullanılmıştır. 2. çalışmada ise 6 adet motorun itki kuvveti ile hexacoptere etki eden yer çekimi kuvveti göz önüne alınmıştır.

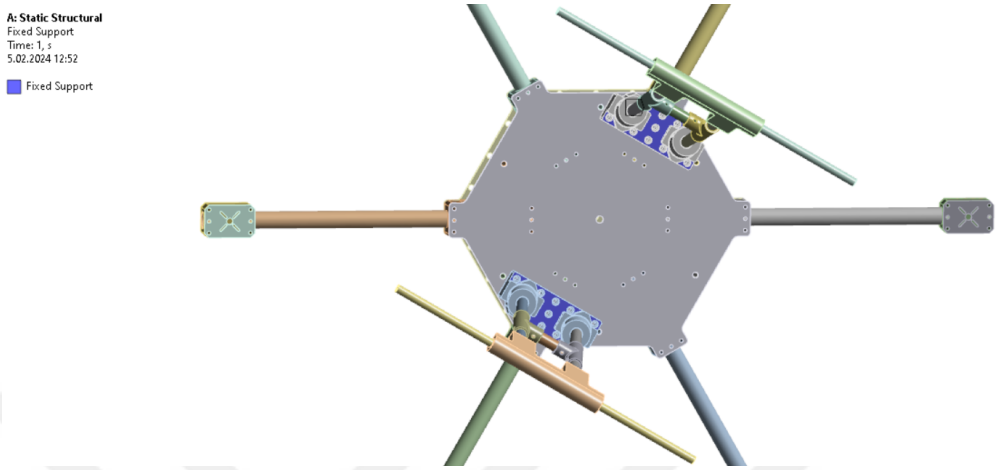
Hexacoptere etki edecek toplam kuvvetin yönü Şekil 79'da gösterilmiştir.



Şekil 79. Hexacoptere etki eden toplam kuvvetin yönü

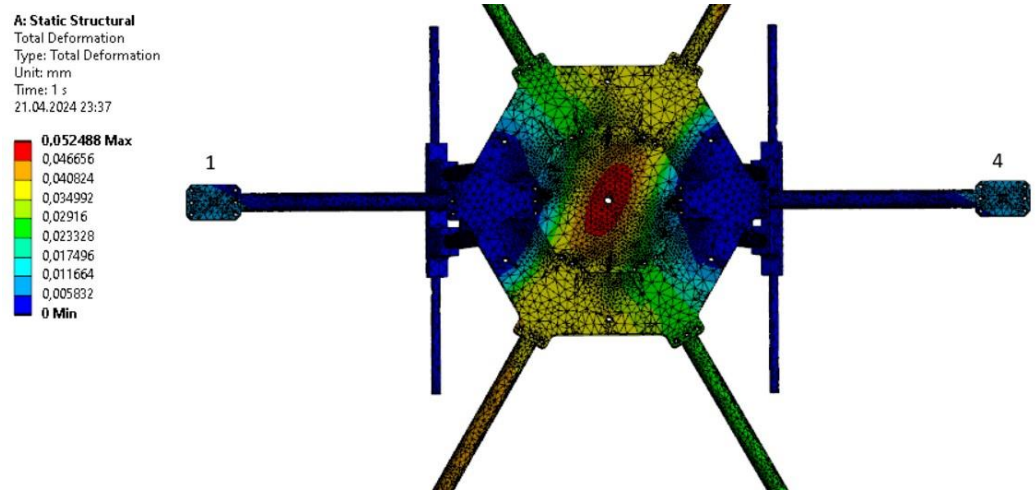
Statik analizde kuvvet değerinin etki edeceği yön belirlendikten sonra Hexacopter üzerinde sabitlenmiş yüzeyin belirlenmesi gerekmektedir. Sabitlenmiş

yüzey olarak 2 farklı seçenek üzerinden hareket edilmiştir. 1. çalışmada 1. seçenek olarak iniş sisteminin alt gövdeye cıvata bağlantısı ile bağlandığı yüzeyler Şekil 80'de gösterildiği gibi sabitlenmiş yüzey olarak seçilmiştir.

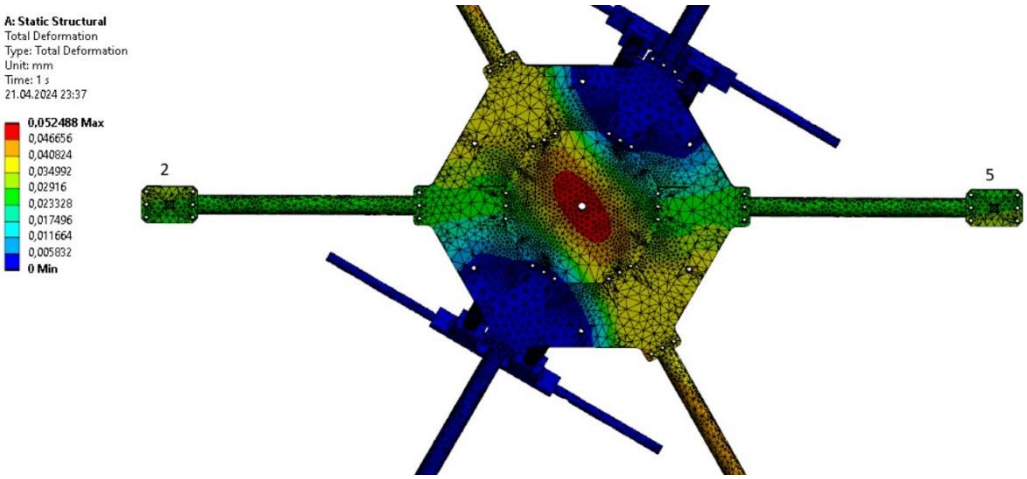


Şekil 80. 1. çalışmada 1. seçenek için sabitlenmiş yüzeyler

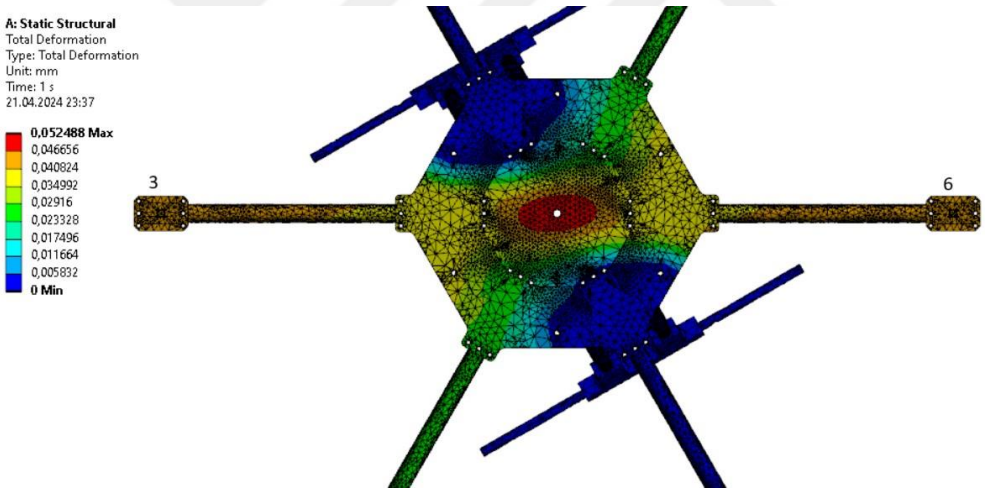
Bu şekilde yapılan analizler de toplam deformasyon sonuçları Şekil 81, Şekil 82, Şekil 83, Şekil 84'te, gerinim analizinin sonuçları Şekil 85, Şekil 86' da ve gerilme analizine ait sonuçlar Şekil 87 ve Şekil 88'de gösterilmiştir. Toplam deformasyon analizindeki değerler Tablo 4'te, gerinim analizindeki değerler Tablo 5'te ve gerilme analizindeki değerler Tablo 6'da gösterilmiştir.



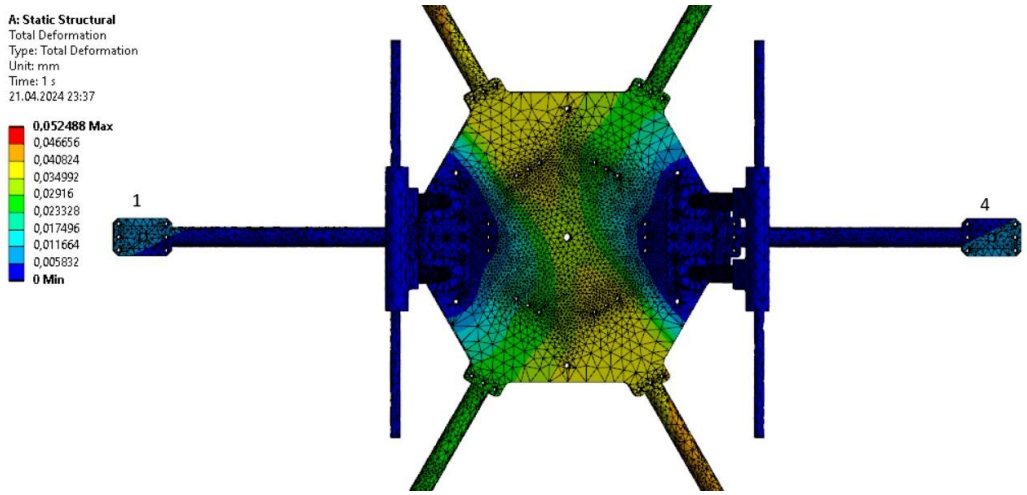
Şekil 81. Hexacopter üzerine uygulanan 1. çalışma 1. seçenekteki toplam deformasyon analizinin 1 ve 4 numaralı kanat çifti profilleri görülecek şekildeki analiz sonucu



Şekil 82. Hexacopter üzerine uygulanan 1. çalışma 1. seçenekteki toplam deformasyon analizinin 2 ve 5 numaralı kanat çifti profilleri görülecek şekildeki analiz sonucu



Şekil 83. Hexacopter üzerine uygulanan 1. çalışma 1. seçenekteki toplam deformasyon analizinin 3 ve 6 numaralı kanat çifti profilleri görülecek şekildeki analiz sonucu

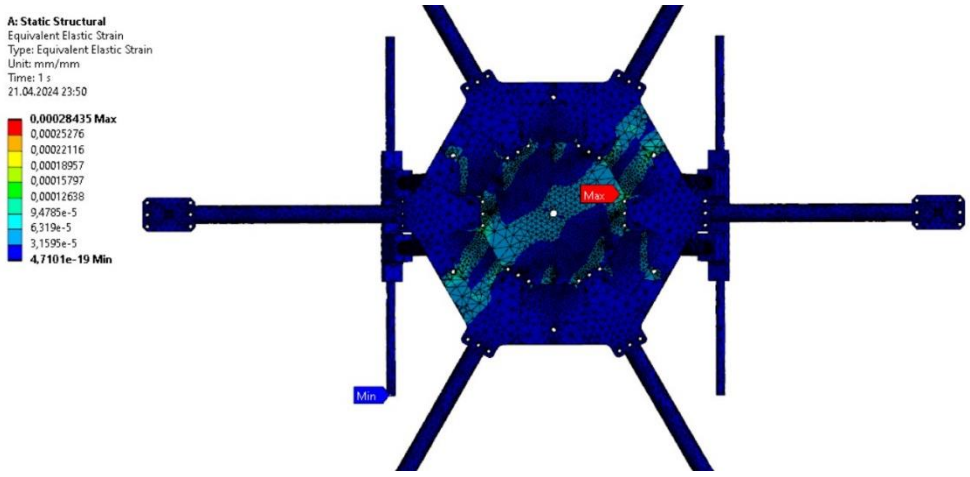


Şekil 84. Hexacopter üzerine uygulanan 1. çalışma 1.seçenekteki toplam deformasyon analizinin alt gövde ve iniş sistemi görülecek şekildeki analiz sonucu

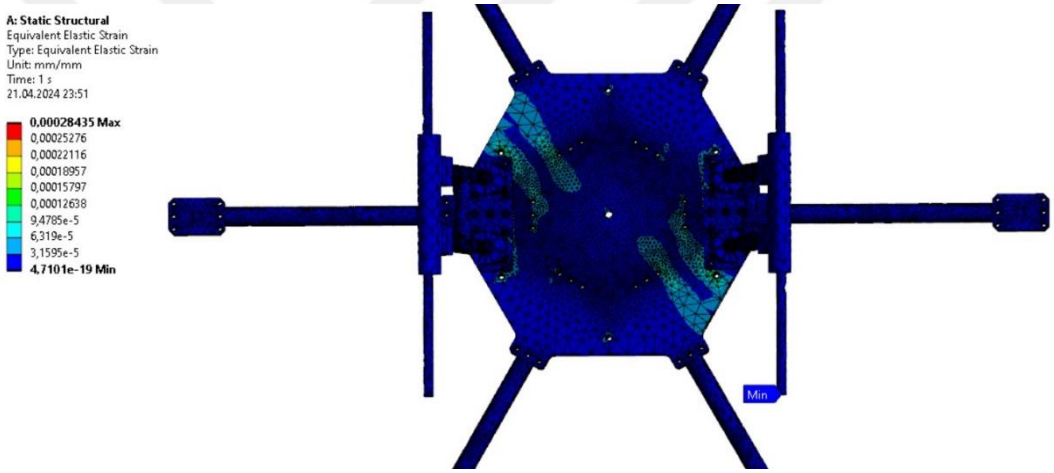
Tablo 4. Hexacopter üzerine uygulanan 1. çalışma 1.seçenekteki toplam deformasyon analizinde oluşan değerler tablosu

Değerler (mm)
0.052488- Maksimum
0.046656
0.040824
0.034992
0.02916
0.023328
0.017496
0.011664
0.005832
0- Minimum

Hexacoptere etki eden kuvvetin meydana getirdiği toplam deformasyonda en fazla deformasyon olan bölge kırmızı renkte gösterilmiş gövdenin orta kısmında olup en az deformasyonda iniş sisteminin bağlı olduğu kanat profillerinin olduğu kısımda görülmektedir. En fazla deformasyon olan bölge gövdenin orta kısmında olup 0.052488 mm maksimum deformasyon görülmektedir.



Şekil 85. Hexacopter üzerine uygulanan 1. çalışma 1.seçenekteki gerinim analizinin kanat profilleri ve üst gövde parçası görülecek şekildeki analiz sonucu

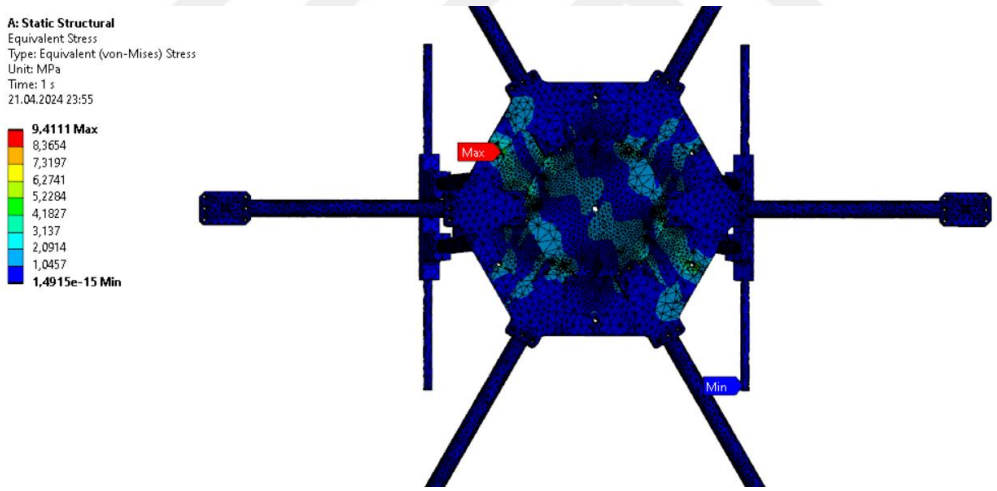


Şekil 86. Hexacopter üzerine uygulanan 1. çalışma 1.seçenekteki gerinim analizinin alt gövde ve iniş sistemi görülecek şekildeki analiz sonucu

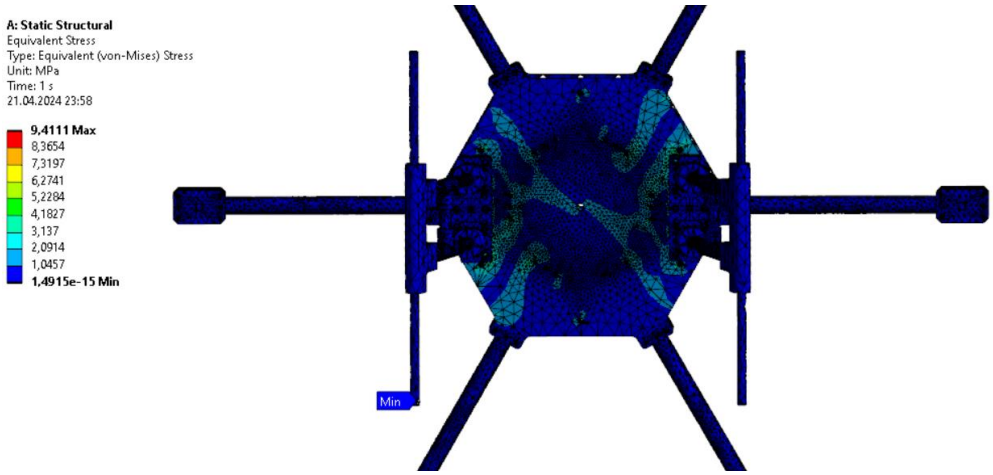
Tablo 5. Hexacopter üzerine uygulanan 1. çalışma 1.seçenekteki gerinim analizinde oluşan değerler tablosu

Değerler (mm/mm)
0.00028435- Maksimum
0.00025276
0.00022116
0.00018957
0.00015797
0.00012638
9.4785 e-5
6.319 e-5
3.1595 e-5
4.7101 e-19- Minimum

Hexacoptere etki eden kuvvetin meydana getirdiği gerinim değerinin maksimum olduğu bölge gövde üzerine kabloların geçmesi için açılan kanala yakın yerde görülmektedir. Gerinim için maksimum değer de 0.00028435 mm/mm olarak bulunmuştur. Gerinimin minimum olduğu bölge ise iniş sistemindeki yatay milde görülmektedir. Gerinim için minimum değer 4.7101 e-19 mm/mm olarak bulunmuştur.



Şekil 87. Hexacopter üzerine uygulanan 1. çalışma 1.seçenekteki gerilme analizinin kanat profilleri ve üst gövde parçası görülecek şekildeki analiz sonucu



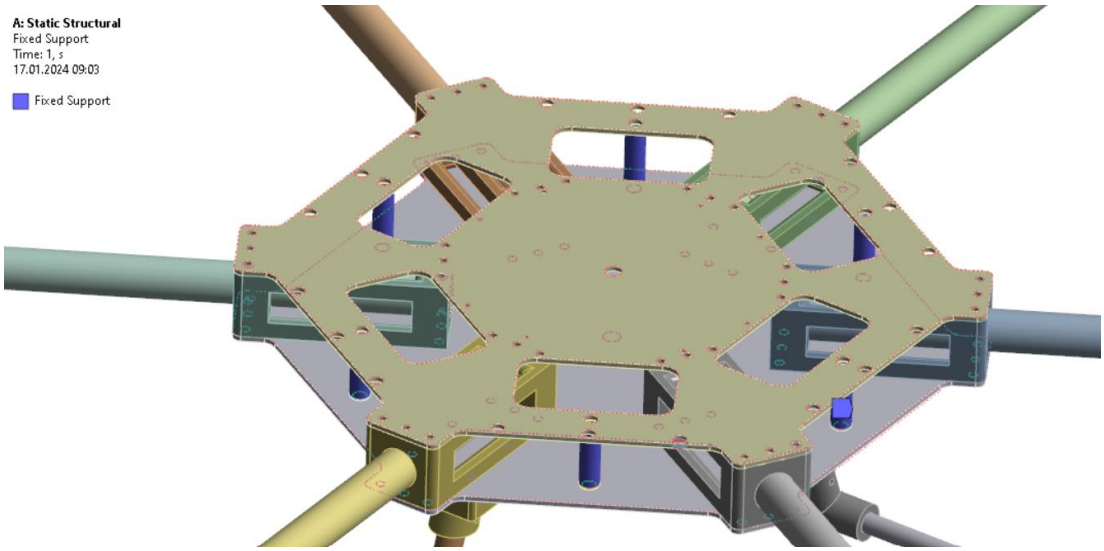
Şekil 88. Hexacopter üzerine uygulanan 1. çalışma 1.seçenekteki gerilme analizinin alt gövde ve iniş sistemi görülecek şekildeki analiz sonucu

Tablo 6. Hexacopter üzerine uygulanan 1. çalışma 1.seçenekteki gerilme analizinde oluşan değerler tablosu

Değerler (MPa)
9.4111- Maksimum
8.3654
7.3197
6.2741
5.2284
4.1827
3.137
2.0914
1.0457
1.4915 e-15- Minimum

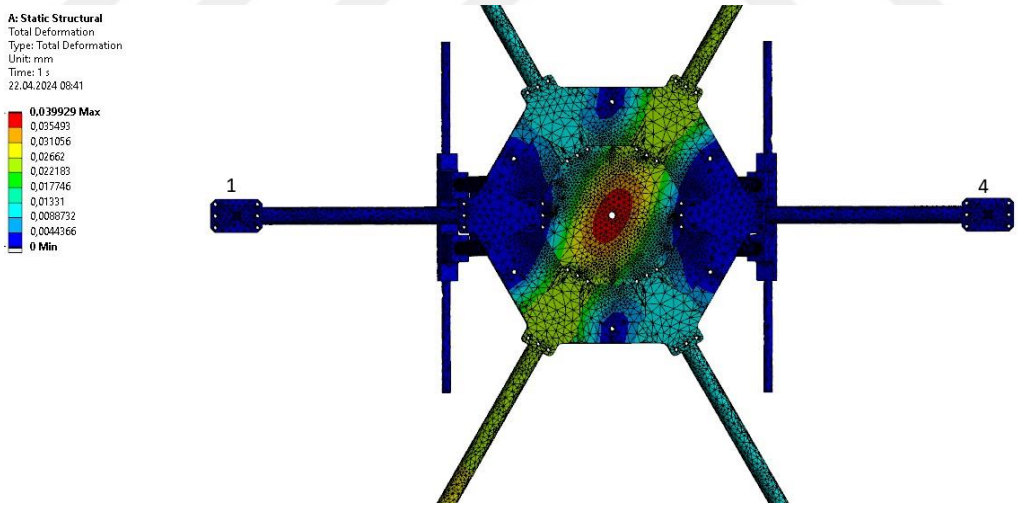
Hexacoptere etki eden kuvvetin meydana getirdiği gerilme değerinin maksimum olduğu bölge gövde üzerine kabloların geçmesi için açılan kanala yakın yerde görülmektedir. Gerilme için maksimum değer 9.4111 MPa bulunmuştur. Gerilmenin minimum olduğu bölge ise iniş sistemindeki yatay milde görülmektedir. Gerilme için minimum değer 1.4915 e-15 MPa olarak bulunmuştur.

1.çalışmada 2. seçenek olarak iniş sisteminin alt gövdeye cıvata bağlantısı ile bağlandığı yüzeylere ilaveten alt ve üst gövde parçalarının bağlantısının yapıldığı 6 adet gövde destek milleri Şekil 89’ da gösterildiği gibi sabit olacak şekilde seçilmiştir.

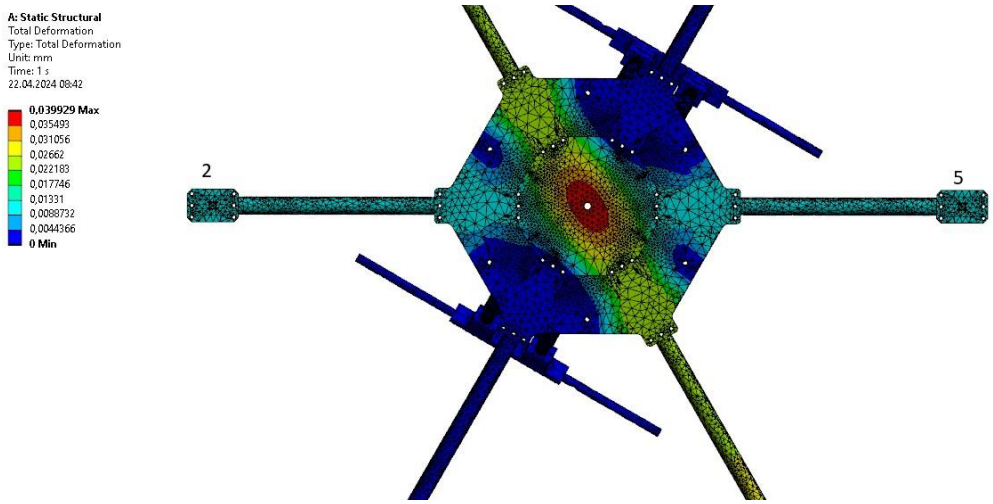


Şekil 89. 1. çalışmada 2. seçenek için sabitlenmiş yüzeyler

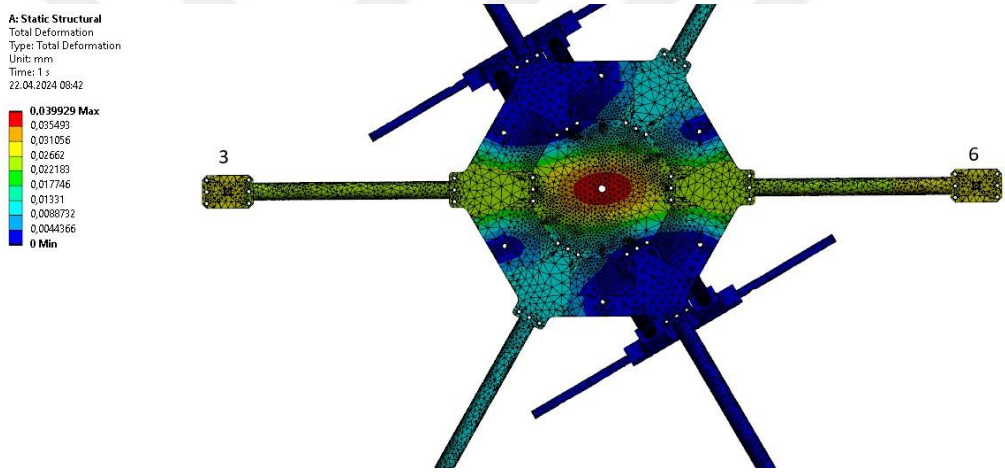
Bu şekilde yapılan analizler de toplam deformasyon analizinin sonuçları Şekil 90, Şekil 91, Şekil 92, Şekil 93'te, gerinim analizinin sonuçları Şekil 94 ile Şekil 95'de ve gerilme analizine ait sonuçlar Şekil 96 ve Şekil 97'de gösterilmiştir. Toplam deformasyon analizindeki değerler Tablo 7'de, gerinim analizindeki değerler Tablo 8'de ve gerilme analizindeki değerler Tablo 9'da gösterilmiştir.



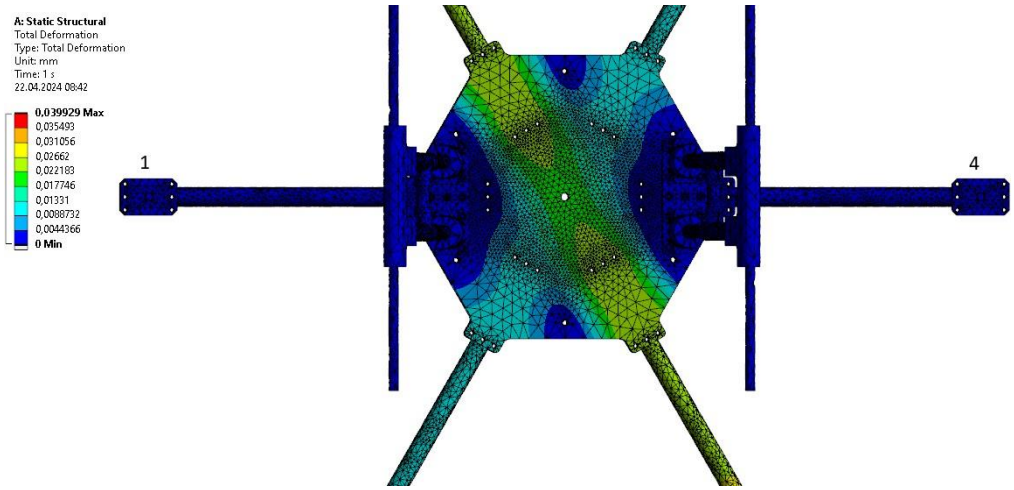
Şekil 90. Hexacopter üzerine uygulanan 1. çalışma 2. seçenekteki toplam deformasyon analizinin 1 ve 4 numaralı kanat çifti profilleri görülecek şekildeki analiz sonucu



Şekil 91. Hexacopter üzerine uygulanan 1. çalışma 2. seçenekteki toplam deformasyon analizinin 2 ve 5 numaralı kanat çifti profilleri görülecek şekildeki analiz sonucu



Şekil 92. Hexacopter üzerine uygulanan 1. çalışma 2. seçenekteki toplam deformasyon analizinin 3 ve 6 numaralı kanat çifti profilleri görülecek şekildeki analiz sonucu

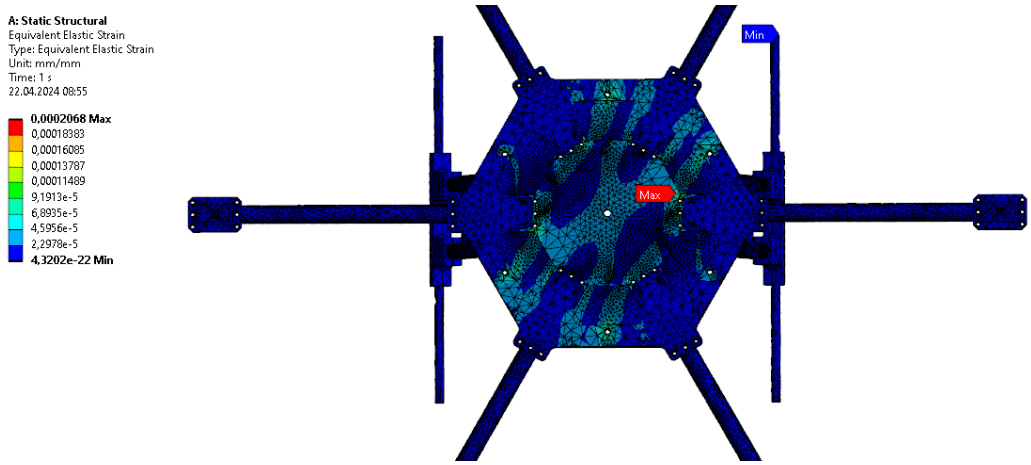


Şekil 93. Hexacopter üzerine uygulanan 1. çalışma 2.seçenekteki toplam deformasyon analizinin alt gövde ve iniş sistemi görülecek şekildeki analiz sonucu

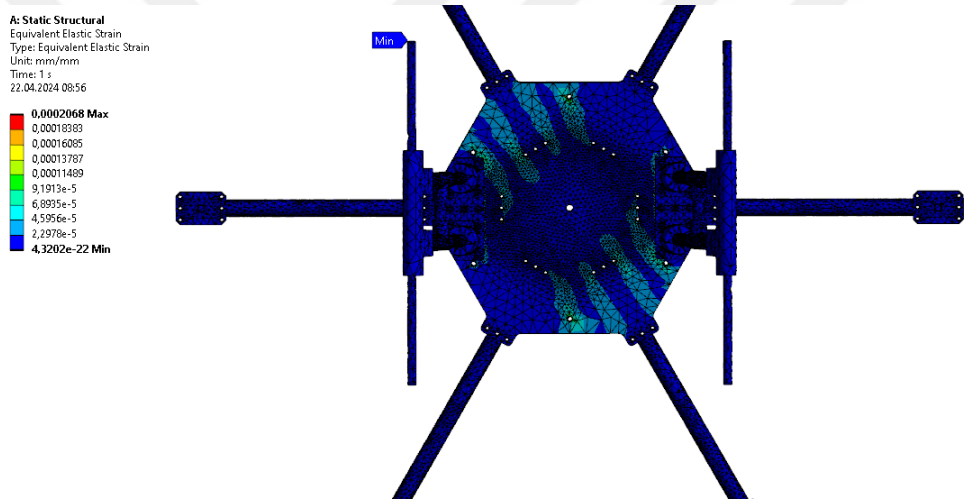
Tablo 7. Hexacopter üzerine uygulanan 1. çalışma 2.seçenekteki toplam deformasyon analizinde oluşan değerler tablosu

Değerler (mm)
0.039929- Maksimum
0.035493
0.031056
0.02662
0.022183
0.017746
0.01331
0.0088732
0.0044366
0- Minimum

Hexacoptere etki eden kuvvetin meydana getirdiği toplam deformasyonda en fazla deformasyon olan bölge kırmızı renkte gösterilmiş gövdenin orta kısmında olup en az deformasyonda iniş sisteminin bağlı olduğu kanat profillerinin olduğu kısımda görülmektedir. En fazla deformasyon olan bölge gövdenin orta kısmında olup burada 0.039929 mm maksimum deformasyon görülmektedir.



Şekil 94. Hexacopter üzerine uygulanan 1. çalışma 2.seçenekteki gerinim analizinin kanat profilleri ve üst gövde parçası görülecek şekildeki analiz sonucu

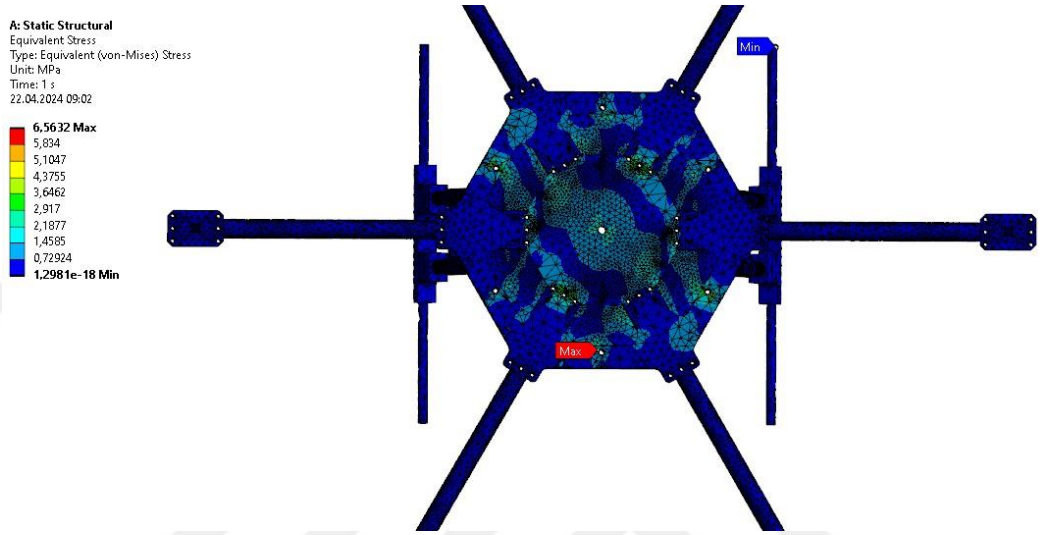


Şekil 95. Hexacopter üzerine uygulanan 1. çalışma 2.seçenekteki gerinim analizinin alt gövde ve iniş sistemi görülecek şekildeki analiz sonucu

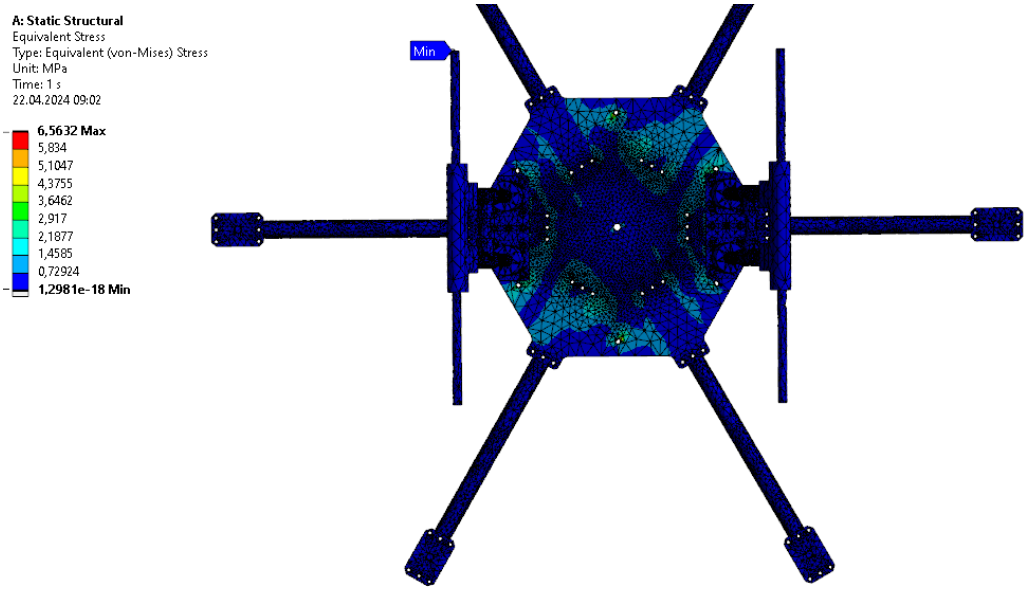
Tablo 8. Hexacopter üzerine uygulanan 1. çalışma 2.seçenekteki gerinim analizinde oluşan değerler tablosu

Değerler (mm/mm)
0.0002068 Maksimum
0.00018383
0.00016085
0.00013787
0.00011489
9.1913 e-5
6.8935 e-5
4.5956 e-5
2.2978 e-5
4.3202 e-22 Minimum

Hexacoptere etki eden kuvvetin meydana getirdiği gerinim değerinin maksimum olduğu bölge gövde üzerine kabloların geçmesi için açılan kanala yakın yerde görülmektedir. Değeri de 0.0002068 mm/mm olarak bulunmuştur. Gerinimin minimum olduğu bölge ise iniş sistemindeki yatay milde görülmektedir. Gerinim için minimum değer 4.3202 e-22 mm/mm olarak bulunmuştur.



Şekil 96. Hexacopter üzerine uygulanan 1. çalışma 2.seçenekteki gerilme analizinin kanat profilleri ve üst gövde parçası görülecek şekildeki analiz sonucu



Şekil 97. Hexacopter üzerine uygulanan 1. çalışma 2.seçenekteki gerilme analizinin alt gövde ve iniş sistemi görülecek şekildeki analiz sonucu

Tablo 9. Hexacopter üzerine uygulanan 1. çalışma 2.seçenekteki gerilme analizinde oluşan değerler tablosu

Değerler (MPa)
6.5632 Maksimum
5.834
5.1047
4.3755
3.6462
2.917
2.1877
1.4585
0.72924
1.2981 e-18 Minimum

Hexacoptere etki eden kuvvetin meydana getirdiği gerilme değerinin maksimum olduğu bölge gövde üzerine kabloların geçmesi için açılan kanala yakın yer de görülmektedir. Gerilme için maksimumum değer 6.5632 MPa olarak bulunmuştur. Gerilmenin minimum olduğu bölge ise iniş sistemindeki yatay mil de görülmektedir. Gerilme için minimum değer 1.2981 e-18 MPa olarak bulunmuştur.

Hexacoptere yapılan 1. çalışmadaki 2 farklı statik analizde, ilk olarak sadece iniş takımlarının gövdeye bağlandığı yüzeyler sabitlenip toplam deformasyon, gerinim ve gerilme analizleri yapılmıştır. İkinci olarak da iniş takımlarına ilave olarak 6 adet gövde destek milleri sabitlenmiş olarak seçilmiştir. Bu analiz sonuçlarına ait değerler Tablo 10 ve Tablo 11'de gösterilmiştir.

Tablo 10. İniş takımlarının gövdeye bağlandığı yüzey sabitlendiğinde oluşan değerler

Değer	Toplam deformasyon (mm)	Gerinim (mm/mm)	Gerilme (MPa)
Maksimum değer	0.052488	0.00028435	9.4111
Minimum değer	0	4.7101 e-19	1.4915 e-15

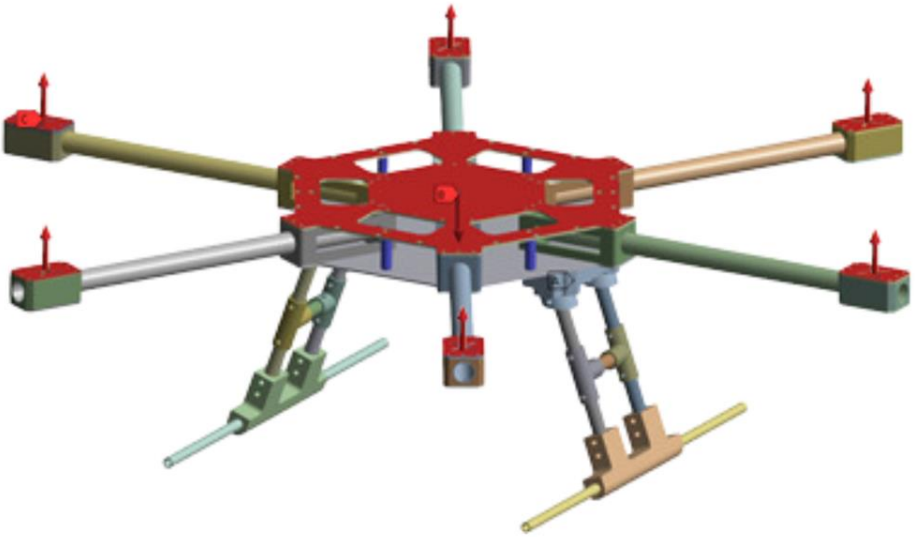
Tablo 11. İniş takımlarının gövdeye bağlandığı yüzey ile gövde destek milleri sabitlendiğinde oluşan değerler

Değer	Toplam deformasyon (mm)	Gerinim (mm/mm)	Gerilme (MPa)
Maksimum değer	0.039929	0.0002068	6.5632
Minimum değer	0	4.3202 e-22	1.2981 e-18

Bu sonuçlara göre gövde destek milleri olmadan yapılan analizlerde hexacopter üzerindeki toplam deformasyon, gerinim ve gerilme değerleri yüksek çıkmış ve hexacopterin deforme olma ihtimali görülmüştür. Gövde destek milleri olduğunda

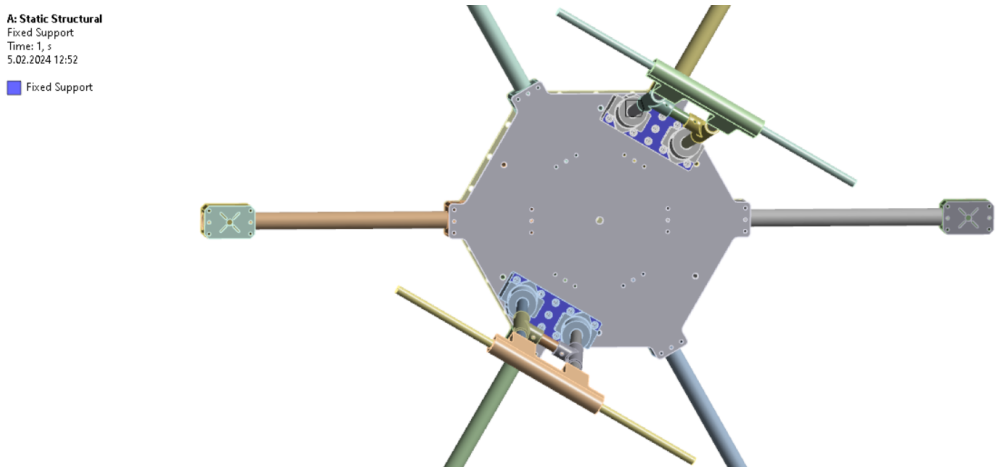
yapılan analizde ise toplam deformasyon, gerinim ve gerilme değerlerinde azalma meydana gelmiş ve deformasyon değerlerinde bir azalma görülmüştür.

2.çalışmada 6 adet motorun itki kuvveti ile yer çekimi kuvveti göz önüne alınarak hexacoptere etki edecek kuvvetlerin yönü Şekil 98'de gösterilmiştir.



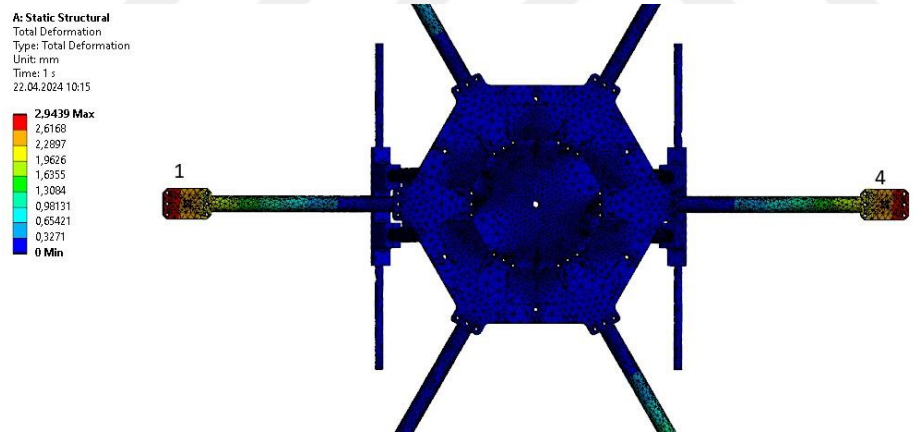
Şekil 98. 2. Çalışmada hexacoptere etki eden kuvvetlerin yönleri

Statik analizde kuvvet değerlerinin etki edeceği yön belirlendikten sonra hexacopter üzerinde sabitlenmiş yüzeyin belirlenmesi gerekmektedir. Sabitlenmiş yüzey olarak 1. çalışmadaki gibi 2 farklı seçenek üzerinden hareket edilmiştir. 2. çalışmada 1. seçenek olarak iniş sisteminin alt gövdeye cıvata bağlantısı ile bağlandığı sabit yüzeyler Şekil 99'da gösterildiği gibi seçilmiştir.

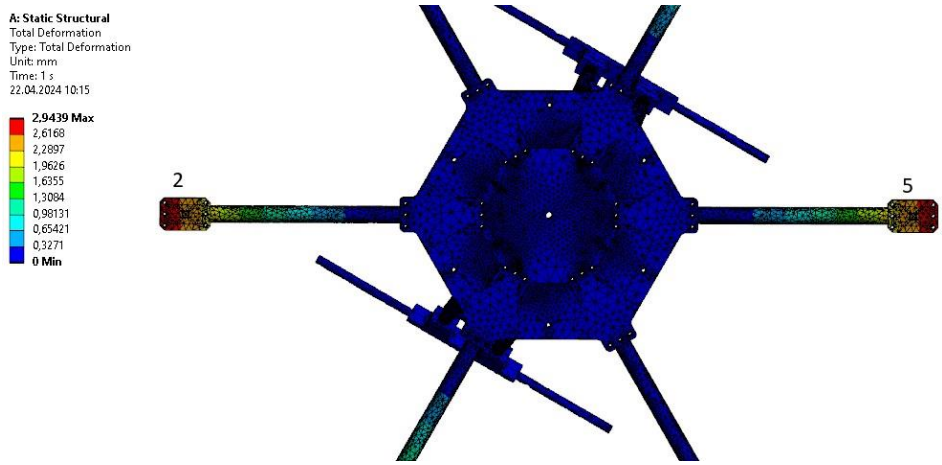


Şekil 99. 2. çalışmada 1. seçenek için sabitlenmiş yüzeyler

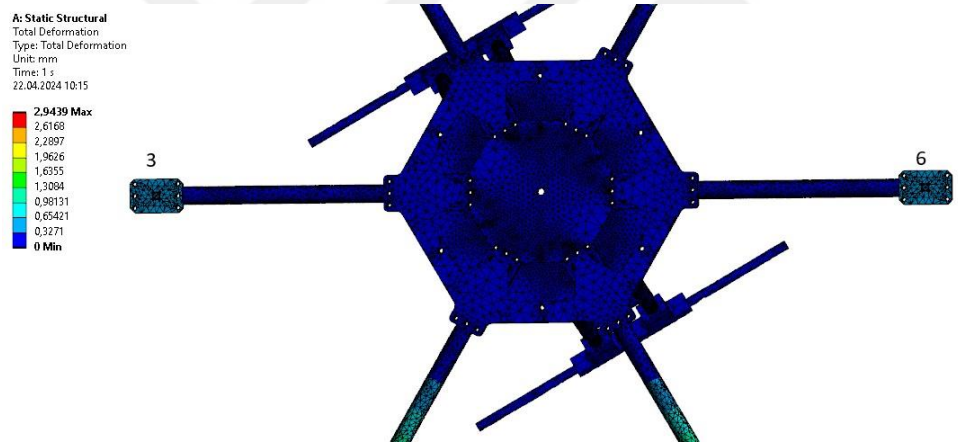
Bu şekilde yapılan analizlerde toplam deformasyon analizinin sonuçları Şekil 100, Şekil 101, Şekil 102, Şekil 103'te, gerinim analizinin sonuçları Şekil 104, Şekil 105' te ve gerilme analizinin sonuçları Şekil 106 ve Şekil 107'de gösterilmiştir. Toplam deformasyon analizindeki değerler Tablo 12'de, gerinim analizindeki değerler Tablo 13'te ve gerilme analizindeki değerler Tablo 14'te gösterilmiştir.



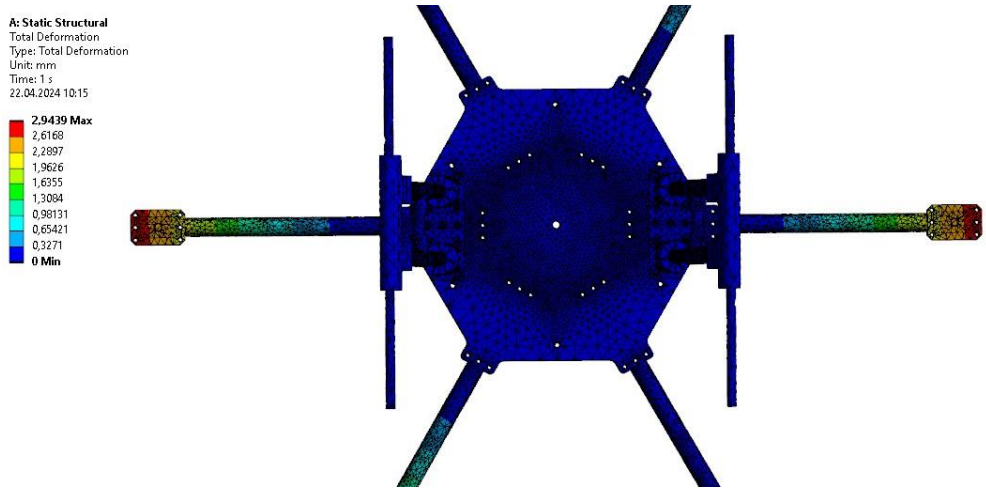
Şekil 100. Hexacopter üzerine uygulanan 2. çalışma 1. seçenekteki toplam deformasyon analizinin 1 ve 4 numaralı kanat çifti profilleri görülecek şekildeki analiz sonucu



Şekil 101. Hexacopter üzerine uygulanan 2. çalışma 1. seçenekteki toplam deformasyon analizinin 2 ve 5 numaralı kanat çifti profilleri görülecek şekildeki analiz sonucu



Şekil 102. Hexacopter üzerine uygulanan 2. çalışma 1. seçenekteki toplam deformasyon analizinin 3 ve 6 numaralı kanat çifti profilleri görülecek şekildeki analiz sonucu

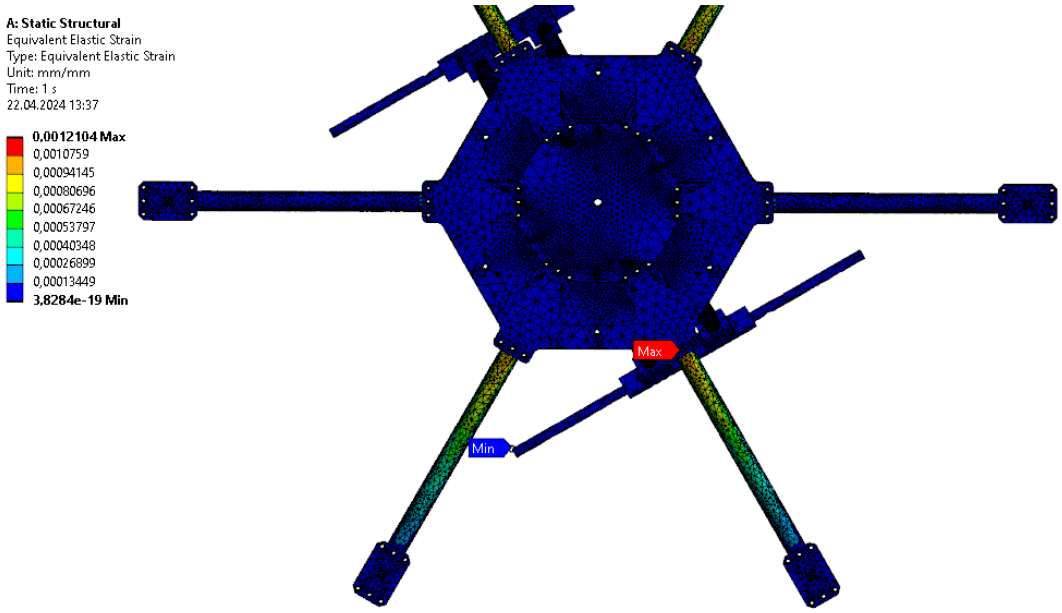


Şekil 103. Hexacopter üzerine uygulanan 2. çalışma 1. seçenekteki toplam deformasyon analizinin alt gövde ve iniş sistemi görülecek şekildeki analiz sonucu

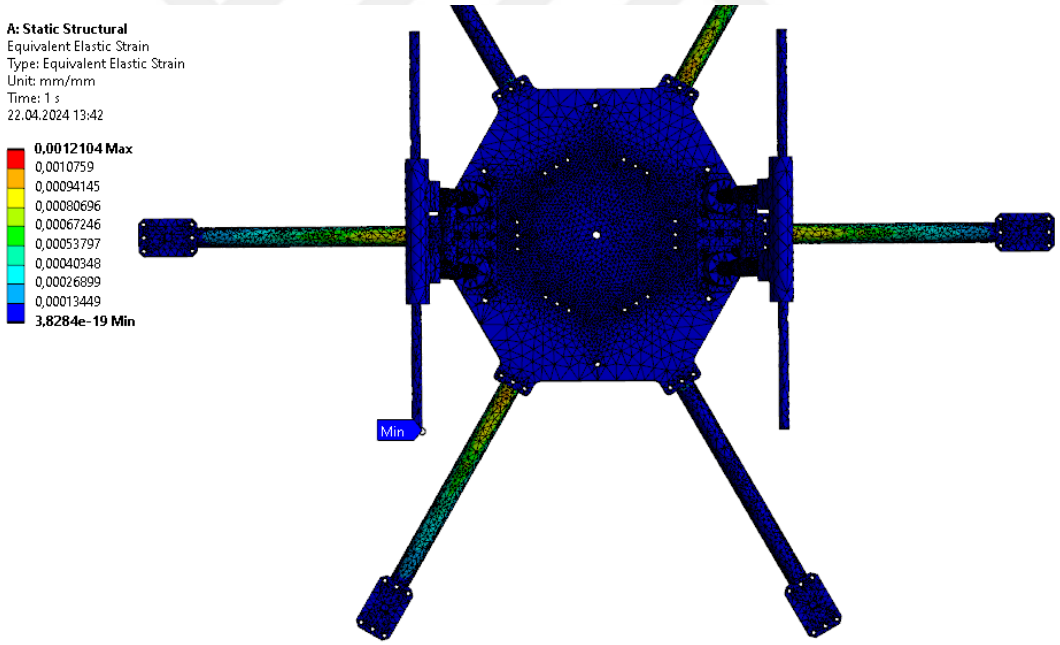
Tablo 12. Hexacopter üzerine uygulanan 2. çalışma 1. seçenekteki toplam deformasyon analizindeki değerler tablosu

Değerler (mm)
2.9439- Maksimum
2.6168
2.2897
1.9626
1.6355
1.3084
0.98131
0.65421
0.3271
0- Minimum

Hexacoptere etki eden kuvvetlerin meydana getirdiği toplam deformasyonda en fazla deformasyon olan bölge kırmızı renkte gösterilmiş kanat profilinin uç kısmında olup en az deformasyonda iniş destek parçasında olduğu görülmektedir. En fazla deformasyonun olduğu bölgede 2.9439 mm maksimum deformasyon görülmektedir.



Şekil 104. Hexacopter üzerine uygulanan 2. çalışma 1.seçenekteki gerinim analizinin kanat profilleri ve üst gövde parçası görülecek şekildeki analiz sonucu

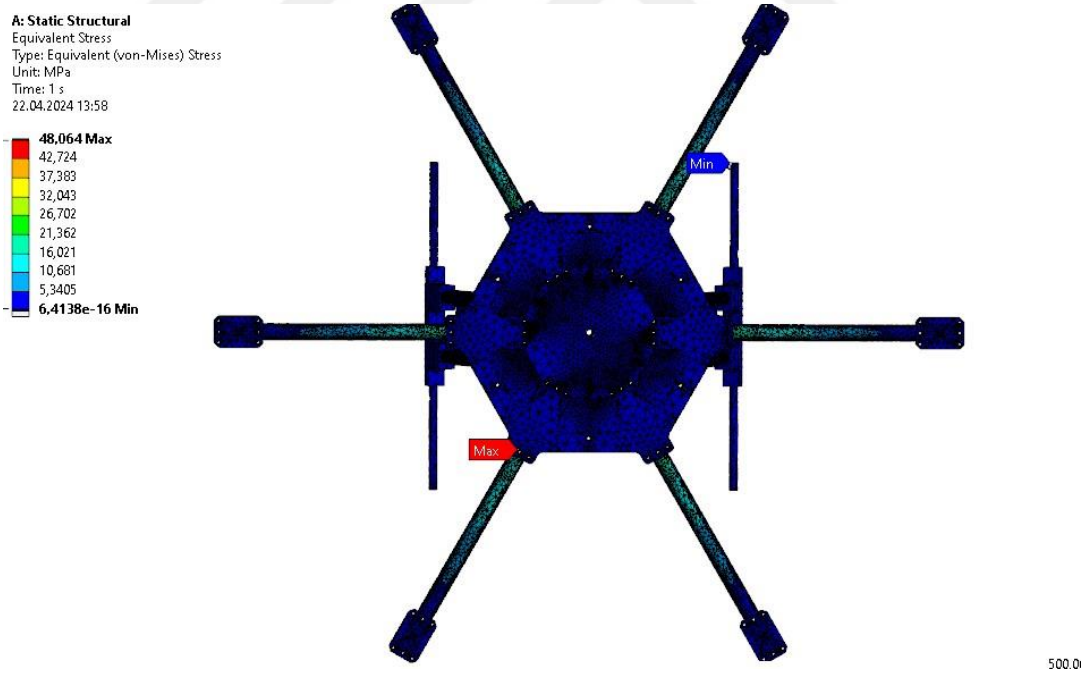


Şekil 105. Hexacopter üzerine uygulanan 2. çalışma 1.seçenekteki gerinim analizinin alt gövde ve iniş sistemi görülecek şekildeki analiz sonucu

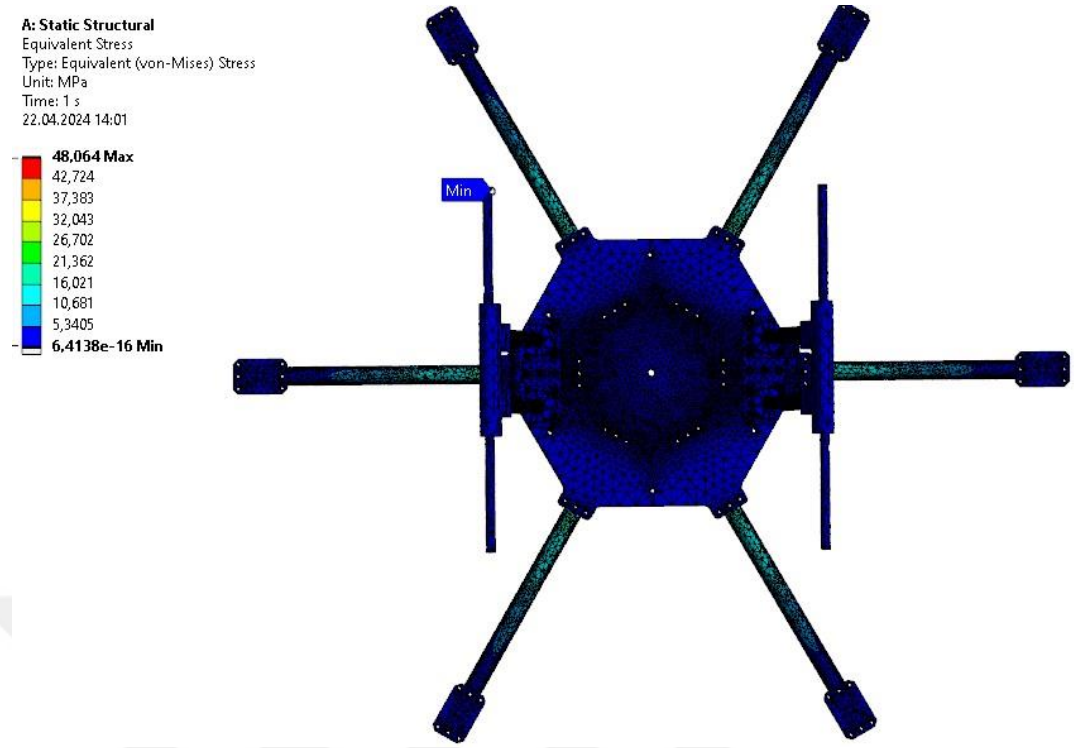
Tablo 13. Hexacopter üzerine uygulanan 2. çalışma 1. seçenekteki gerinim analizindeki değerler tablosu

Değerler (mm/mm)
0.0012104 Maksimum
0.0010759
0.00094145
0.00080696
0.00067246
0.00053797
0.00040348
0.00026899
0.00013449
3.8284 e-19 Minimum

Hexacoptere etki eden kuvvetin meydana getirdiği gerinim değerinin maksimum olduğu bölge alt ve üst gövde bağlantı parçasında görülmektedir. Gerinim için maksimum değer 0.0012104 mm/mm olarak bulunmuştur. Gerinimin minimum olduğu bölge ise iniş sistemindeki yatay milde görülmektedir. Gerinim için minimum değer 3.8284 e-19 mm/mm olarak bulunmuştur.



Şekil 106. Hexacopter üzerine uygulanan 2. çalışma 1.seçenekteki gerilme analizinin kanat profilleri ve üst gövde parçası görülecek şekildeki analiz sonucu



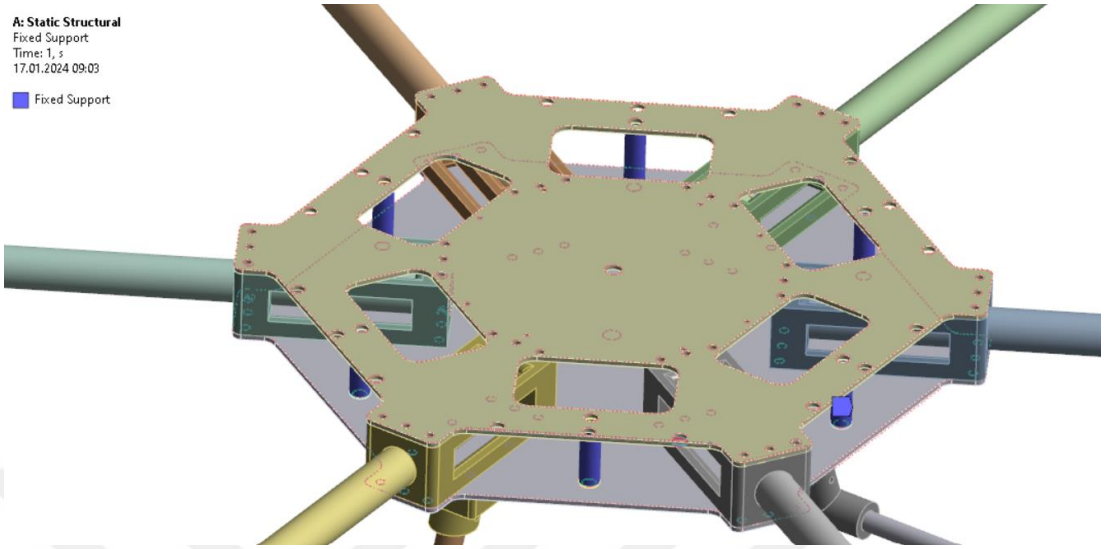
Şekil 107. Hexacopter üzerine uygulanan 2. çalışma 1.seçenekteki gerilme analizinin alt gövde ve iniş sistemi görülecek şekildeki analiz sonucu

Tablo 14. Hexacopter üzerine uygulanan 2. çalışma 1. seçenekteki gerilme analizindeki değerler tablosu

Değerler (MPa)
48.064 Maksimum
42.724
37.383
32.043
26.702
21.362
16.021
10.681
5.3405
6.4138 e-16 Minimum

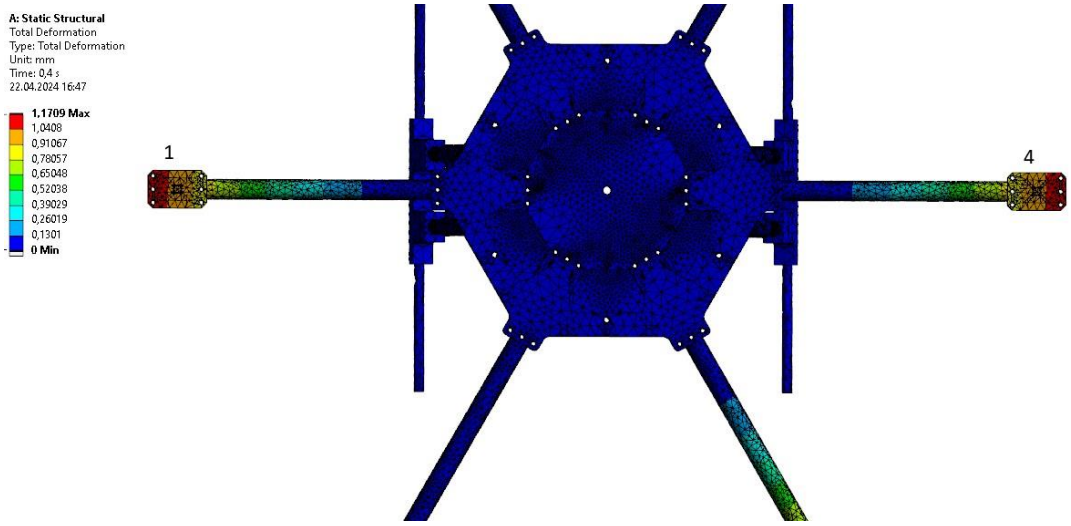
Hexacoptere etki eden kuvvetin meydana getirdiği gerilme değerinin maksimum olduğu bölge kanat profilinde kullanılan karbon fiber boruda görülmektedir. Gerilme için maksimum değer 48.064 MPa olarak bulunmuştur. Gerilmenin minimum olduğu bölge ise iniş sistemindeki yatay mil de görülmektedir. Gerilmenin minimum değeri 6.4138 e-16 MPa olarak bulunmuştur.

2. çalışmada 2. seçenek olarak iniş sisteminin alt gövdeye cıvata bağlantısı ile bağlandığı yüzeyler Şekil 108'de gösterildiği gibi sabit olacak şekilde seçilmiştir.

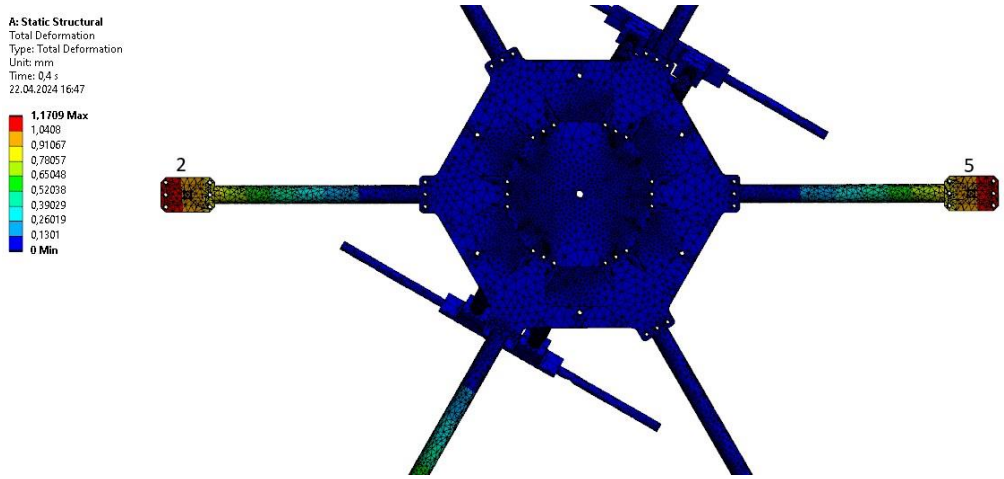


Şekil 108. 2. çalışmada 2. seçenek için sabitlenmiş yüzeyler

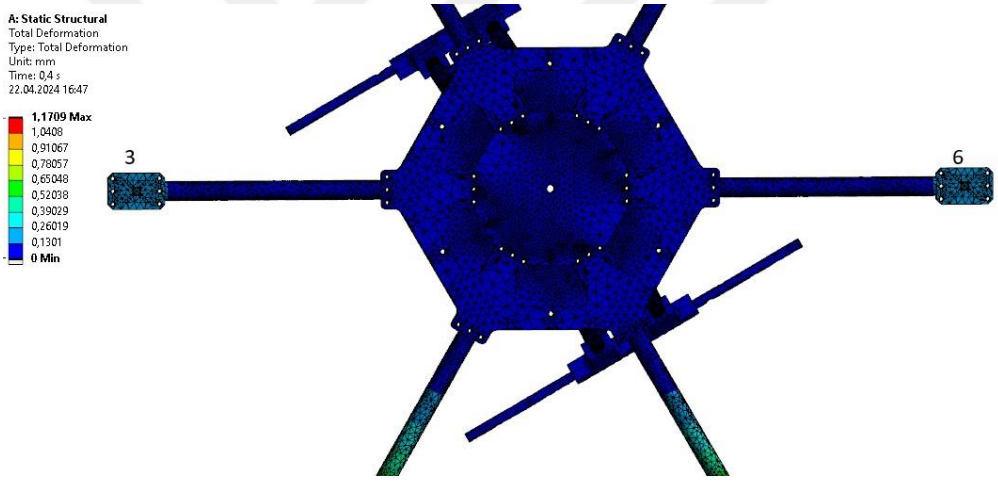
Bu şekilde yapılan analizler de toplam deformasyon analizinin sonuçları Şekil 109, Şekil 110, Şekil 111, Şekil 112'de, gerinim analizinin sonuçları Şekil 113, Şekil 114' te ve gerilme analizinin sonuçları Şekil 115 ve Şekil 116'da gösterilmiştir. Toplam deformasyon analizindeki değerler Tablo 15'de, gerinim analizindeki değerler Tablo 16'da ve gerilme analizindeki değerler Tablo 17'de gösterilmiştir.



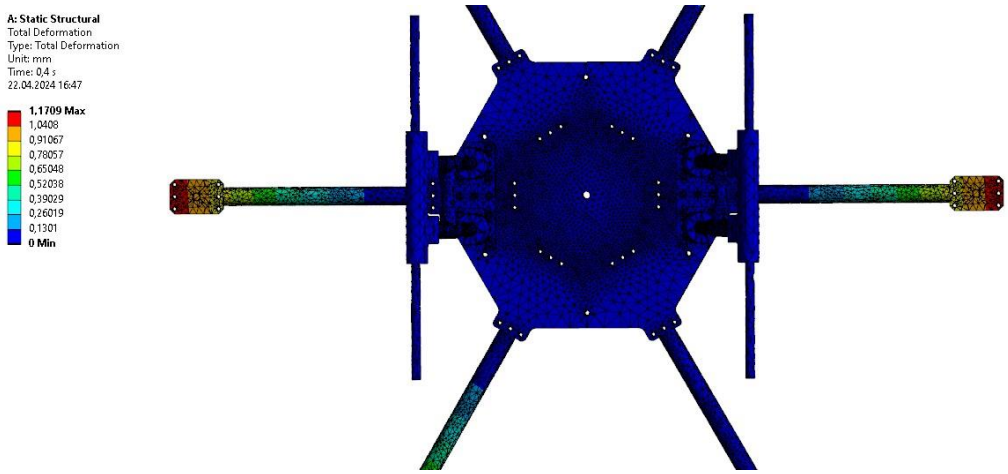
Şekil 109. Hexacopter üzerine uygulanan 2. çalışma 2. seçenekteki toplam deformasyon analizinin 1 ve 4 numaralı kanat çifti profilleri görülecek şekildeki analiz sonucu



Şekil 110. Hexacopter üzerine uygulanan 2. çalışma 2. seçenekteki toplam deformasyon analizinin 2 ve 5 numaralı kanat çifti profilleri görülecek şekildeki analiz sonucu



Şekil 111. Hexacopter üzerine uygulanan 2. çalışma 2. seçenekteki toplam deformasyon analizinin 3 ve 6 numaralı kanat çifti profilleri görülecek şekildeki analiz sonucu

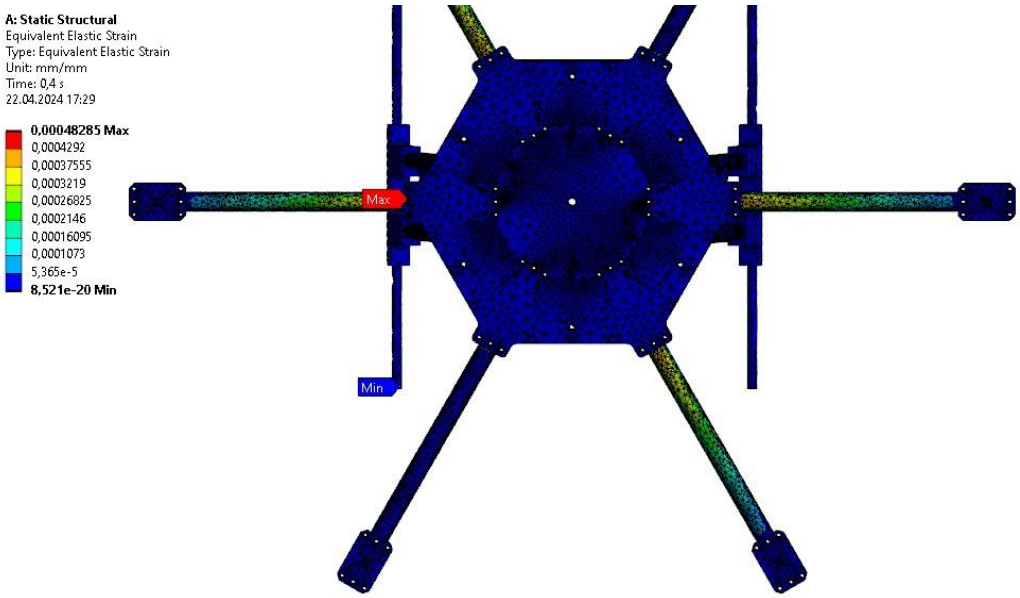


Şekil 112. Hexacopter üzerine uygulanan 2. çalışma 2. seçenekteki toplam deformasyon analizinin alt gövde ve iniş sistemi görülecek şekildeki analiz sonucu

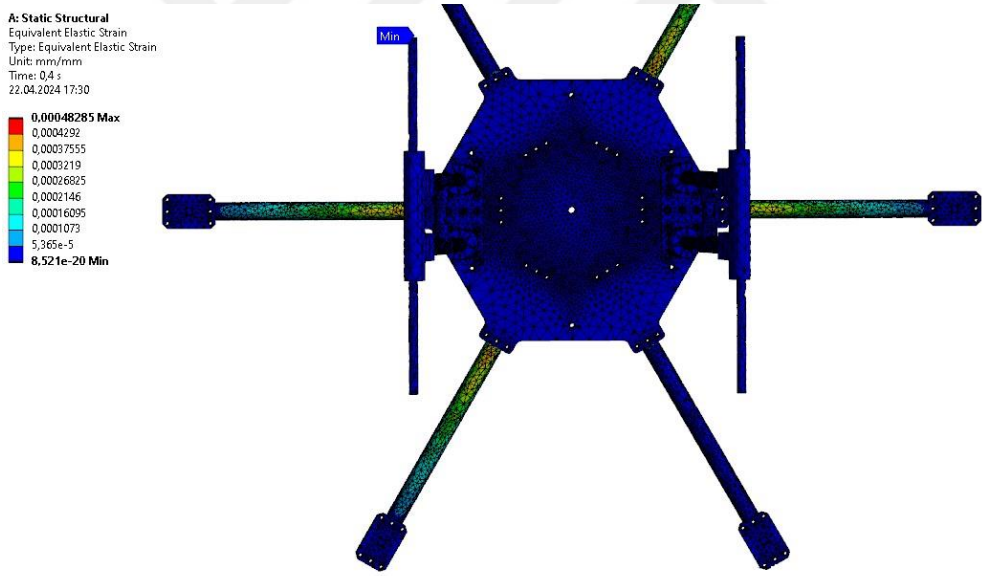
Tablo 15. Hexacopter üzerine uygulanan 2. çalışma 2. seçenekteki toplam deformasyon analizindeki değerler tablosu

Değerler (mm)
1.1709 Maksimum
1.0408
0.91067
0.78057
0.65048
0.52038
0.39029
0.26019
0.1301
0- Minimum

Hexacoptere etki eden kuvvetlerin meydana getirdiği toplam deformasyonda en fazla deformasyon olan bölge kırmızı renkte gösterilmiş kanat profilinin uç kısmında olup en az deformasyonda iniş destek parçasında olduğu görülmektedir. En fazla deformasyonun olduğu bölgede 1.1709 mm maksimum deformasyon görülmektedir.



Şekil 113. Hexacopter üzerine uygulanan 2. çalışma 2.seçenekteki gerinim analizinin kanat profilleri ve üst gövde parçası görülecek şekildeki analiz sonucu

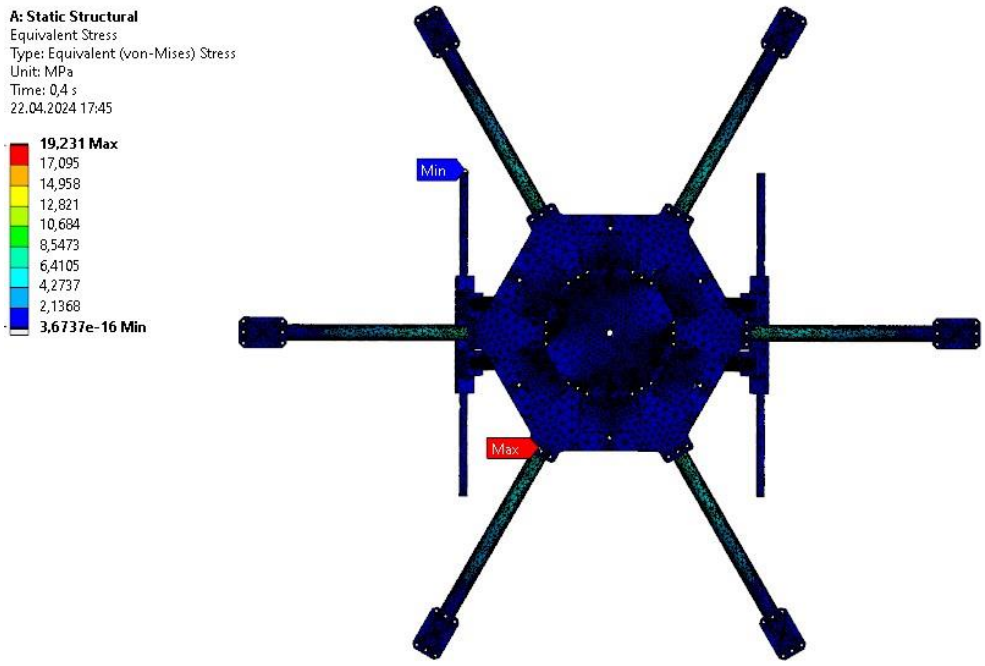


Şekil 114. Hexacopter üzerine uygulanan 2. çalışma 2.seçenekteki gerinim analizinin alt gövde ve iniş sistemi görülecek şekildeki analiz sonucu

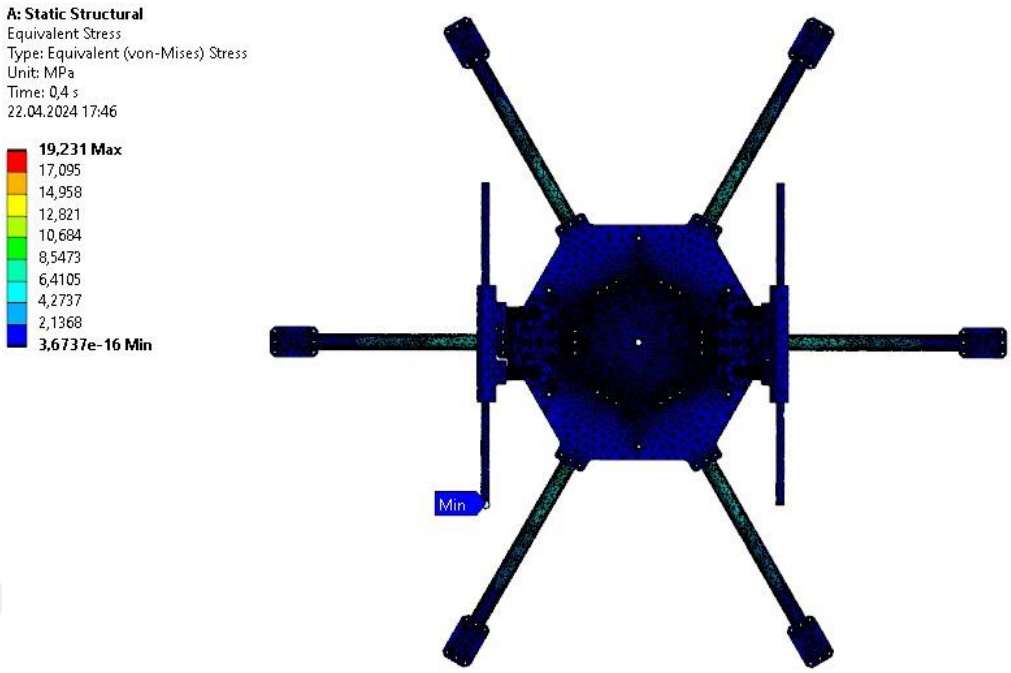
Tablo 16. Hexacopter üzerine uygulanan 2. çalışma 2. seçenekteki gerinim analizindeki değerler tablosu

Değerler (mm/mm)
0.00048285- Maksimum
0.0004292
0.00037555
0.0003219
0.00026825
0.0002146
0.00016095
0.0001073
5.365 e-5
8.521 e-20- Minimum

Hexacoptere etki eden kuvvetin meydana getirdiği gerinim değerinin maksimum olduğu bölge alt ve üst gövde bağlantı parçasında görülmektedir. Gerinim için maksimum değer 0.00048285 mm/mm olarak bulunmuştur. Gerinimin minimum olduğu bölge ise iniş sistemindeki yatay milde görülmektedir. Gerinim için minimum değer 8.521 e-20 mm/mm olarak bulunmuştur.



Şekil 115. Hexacopter üzerine uygulanan 2. çalışma 2. seçenekteki gerilme analizinin kanat profilleri ve üst gövde parçası görülecek şekildeki analiz sonucu



Şekil 116. Hexacopter üzerine uygulanan 2. çalışma 2.seçenekteki gerilme analizinin alt gövde ve iniş sistemi görülecek şekildeki analiz sonucu

Tablo 17. Hexacopter üzerine uygulanan 2. çalışma 2. seçenekteki gerilme analizindeki değerler tablosu

Değerler (MPa)
19.231 Maksimum
17.095
14.958
12.821
10.684
8.5473
6.4105
4.2737
2.1368
3.6737 e-16 Minimum

Hexacoptere etki eden kuvvetin meydana getirdiği gerilme değerinin maksimum olduğu bölge kanat profilinde kullanılan karbon fiber boruda görülmektedir. Gerilme için maksimum değer 19.231 MPa olarak bulunmuştur. Gerilmenin minimum olduğu bölge ise iniş sistemindeki yatay mil de görülmektedir. Gerilme için minimum değer 3.6737 e-16 MPa olarak bulunmuştur.

Hexacoptere yapılan 2. çalışmadaki 2 farklı statik analizde, ilk olarak sadece iniş takımlarının gövdeye bağlandığı yüzeyler sabitlenip toplam deformasyon, gerinim ve

gerilme analizleri yapılmıştır. İkinci olarak da iniş takımlarına ilave olarak 6 adet gövde destek milleri sabitlenmiş olarak seçilmiştir. Bu analiz sonuçlarına ait değerler Tablo 18 ve Tablo 19'da gösterilmiştir.

Tablo 18. İniş takımlarının gövdeye bağlandığı yüzey sabitlendiğinde oluşan değerler

Değer	Toplam deformasyon (mm)	Gerinim (mm/mm)	Gerilme (MPa)
Maksimum değer	2.9439	0.0012104	48.064
Minimum değer	0	3.8284 e-19	6.4138 e-16

Tablo 19. İniş takımlarının gövdeye bağlandığı yüzey ile gövde destek milleri sabitlendiğinde oluşan değerler

Değer	Toplam deformasyon (mm)	Gerinim (mm/mm)	Gerilme (MPa)
Maksimum değer	1.1709	0.00048285	19.231
Minimum değer	0	8.521 e-20	3.6737 e-16

Bu sonuçlara göre gövde destek milleri olmadan yapılan analizlerde hexacopter üzerindeki toplam deformasyon, gerinim ve gerilme değerleri yüksek çıkmış ve hexacopterin deforme olma ihtimali görülmüştür. Gövde destek milleri olduğunda yapılan analizde ise toplam deformasyon, gerinim ve gerilme değerlerinde azalma meydana gelmiş ve deformasyon değerlerinde bir azalma görülmüştür.

SONUÇLAR VE ÖNERİLER

Bu tez çalışmasında, sabit kanat ve döner kanatlı insansız hava araçları içim hem literatür hem de günümüzde kullanılan hava araçları incelenerek özgün bir hava aracı tasarımı yapılmıştır. Yapılan araştırmalar ve incelemeler sonucunda tasarım sürecinde hexacopter yapısında döner kanatlı hava aracı seçilmiştir çünkü bu tip hava araçları hızlı manevra kabiliyetine sahiptir, sabit kanatlı hava araçlarına göre daha kolay kontrol edilebilirler, üretim süreçleri daha basittir ve maliyetleri daha düşüktür. Tasarımın temel amacı, hava aracına takılacak olan gripper mekanizması ile ilk yardım çantası ya da acil durumlarda kullanılmak üzere gerekli olan müdahale ekipmanları taşınacağı için hava aracının dayanıklılığının, stabilitesinin ve mukavemetinin yüksek olmasıdır.

Tasarım aşamasında, kanat, gövde ve iniş sistemlerinin belirlenmesi, boyutlandırma işlemleri, motor-ESC bağlantıları, uçuş kontrolcüsü, GPS, telemetri, LiPo pil ve gripper mekanizmasının hava aracı üzerindeki yerleşimleri detaylı olarak ele alınmış ve montaj ortamında yerleştirilmiştir. Bu adımların ardından, uygun malzemelerin seçimine karar verilmiştir. Hava aracının gövde, kanat ve iniş sistemlerinde yüksek mukavemetli, düşük ağırlıklı ve korozyona karşı dayanıklı olması nedeniyle karbon fiber malzeme tercih edilmiştir. Karbon fiber malzemeler plaka ve boru şeklinde alınıp işleneceğinden, alt ve üst gövde parçalarını birbirine bağlayan parçaların 304 kalite paslanmaz çelik malzemeden imal edileceğinden ve bağlantı parçaları 3B yazıcıdan PLA filament kullanılarak imal edileceğinden dolayı tasarımı yapılan hava aracına sonlu elemanlar yöntemiyle toplam deformasyon, gerinim ve gerilme analizleri yapılmıştır. Ardından imalat ve montaj süreci başlamıştır. İmalat ve montaj sürecinde, kanat yapısı ve iniş sistemleri ayrı ayrı montajlanmış, daha sonra ise gövde üzerine önce kanat yapısı sonra iniş sistemi entegre edilmiştir. Entegre edilen sistemlerden sonra uçuş kontrolcüsünün programlanmasına başlanmıştır. Uçuş kontrolcüsü programlanırken en önemli parametre hava aracının ağırlık merkezinin tam denge de olması gerekmektedir. Uçuş kontrolcüsü monte edilmeden önce hava aracı dengeye alınmıştır. Ardından uçuş kontrolcüsü takılarak uçuş testleri yapılmıştır. Yapılan uçuş testlerinin ardından iniş sistemindeki bazı parçalarda deformasyonlar saptanmış ve gerektiği durumda yeniden üretilmiştir. Gripper mekanizmasının montajı yapıldıktan sonra hava aracına entegre

edilip gerekli bağlantılar ve uçuş kontrolcüsü üzerinde programlanması yapıldıktan sonra uçuş testi yapılıp gripper mekanizmasının uçuşta eş zamanlı olarak çalıştığı görülmüştür.

Bu tez çalışmasında, gripper mekanizmalı hexacopter yapısındaki döner kanat insansız hava aracı için tasarımı, üretimi statik analizler ve gerçek uçuş denemeleri çerçevesinde ele alınmıştır. Gelecekteki çalışmalarda, GPS ve kamera sistemlerinden elde edilen verilerle engelleri tespit edip kaçarak, hedefe otonom olarak ulaşabilen bir sistem geliştirilebilir. Bu sayede, özellikle acil durumlarda hızlı ve güvenilir bir ulaşım sağlanabilir. Yapay zeka algoritmaları kullanılarak, hexacopter'in görevleri ve güzergahları optimize etmesi sağlanabilir.

Hexacopter'in topladığı verilerin güvenliğini sağlamak için güçlü şifreleme algoritmaları kullanılabilir ve hem uçuş esnasında hem de veri aktarımı sırasında verilerin korunmasını sağlar. Dron'a yönelik olası siber saldırıları tespit etmek ve önlemek amacıyla çeşitli güvenlik protokolleri ve sistemleri geliştirilebilir. Özellikle, kontrol sinyallerine yönelik saldırılar ve GPS aldatmaları gibi tehditlere karşı koruma sağlamak önemlidir. Yazılım güncellemelerinin güvenli bir şekilde yapılması için, kriptografik imzalar ve doğrulama mekanizmaları kullanılarak kötü amaçlı yazılımların dron sistemine sızmasını engelleyebilir.

Hexacopter'in bileşenlerinin (motorlar, elektronik devreler, gripper mekanizması, vb.) yerli olarak üretilmesi ve tedarik edilmesi için çalışmalar yapılabilir. Bu, dışa bağımlılığı azaltırken, maliyetleri de düşürebilir. Kontrol yazılımları ve otonom uçuş algoritmalarının ülkemizdeki yazılımcılar tarafından geliştirilmesi teşvik edilebilir. Bu, ülkenin teknolojik bağımsızlığını artırır ve yerel bilgi birikimini güçlendirir. Ülkemizde bulunan üniversiteler ve araştırma merkezleri ile iş birliği yaparak, dron teknolojileri üzerinde ileri düzeyde araştırma ve geliştirme çalışmaları yapılabilir. Ülkemizde geliştirilen teknolojinin ilerlemesine katkıda bulunulabilir.

Bu çalışmalar, hexacopter'in güvenilirliğini, etkinliğini ve bağımsızlığını artırarak hem ulusal hem de uluslararası düzeyde rekabet gücünü yükseltecektir.

Sonuç olarak, bu tez çalışması gripper mekanizmalı hexacopter yapısındaki döner kanat insansız hava aracının tasarımı, statik analizi, üretimi ve uçuş testleri insanlık yararına geliştirilen teknolojiye önemli bir katkıda bulunmak amacıyla yapılmıştır.

KAYNAKÇA

Akgül, M., Yurtseven, H., Demir, M., Akay, A., Gülci S. ve Öztürk T. (2016). İnsansız hava araçları ile yüksek hassasiyette dijital çeşitlilik model üretimi ve ormancılıkta kullanım olanakları. İstanbul Üniversitesi Orman Fakültesi Dergisi, 66(1), 104-118. doi:10.17099/jffiu.23976

Akkamış, M. ve Çalışkan, S. (2020). İnsansız Hava Araçları ve Tarımsal Uygulamalarda Kullanımı. *Türkiye İnsansız Hava Araçları Dergisi*, 2(1), 8-16. Erişim adresi: https://dergipark.org.tr/tr/pub/tiha/issue/54200/707831

Avşar, E., Yalçın, M., Boran, N. ve Ay, Z. (2021). Döner kanatlı insansız hava aracı tasarımı (Bitime projesi, Karadeniz Teknik Üniversitesi). Erişim adresi: https://www.ktu.edu.tr/dosyalar/makina_c7435.pdf

Dokur, M. M. (2009). Karbon fiber esaslı polimerik matrisli kompozitlerin üretimi ve karakterizasyonu (Yüksek lisans tezi, Fen Bilimleri Enstitüsü, İstanbul Teknik Üniversitesi). Erişim adresi: https://polen.itu.edu.tr:8443/server/api/core/bitstreams/b2708236-e87c-4cdd-9d9c-4f7ba0f976da/content

Ebeid, E., Skriver, M. and Jin, J. (2017). A survey on open-source flight control platforms of unmanned aerial vehicle. In *2017 euromicro conference on digital system design (dsd)* (pp. 396-402). IEEE. Erişim adresi: https://ieeexplore.ieee.org/document/8049816

Elouarouar, S. and Medromi, H. (2022). Hexacopter Drones Overview. In *2022 2nd International Conference on Innovative Research in Applied Science, Engineering and Technology (IRASET)* (pp. 1-7). IEEE.

Göktürk Çetinkaya, S. ve Koç, M. (2023). Türkiye'nin İnsansız Hava Araçları Serüveni. *Anadolu Strateji Dergisi*, 5(1), 1-27. Erişim adresi: https://dergipark.org.tr/en/pub/anasamasd/issue/78661/1321177

Han, J.-G., & Jin, T. (2015). Dynamic modeling-based flight PD controller applied to an unmanned hexarotor helicopter. In *2015 IEEE International Conference on*

Advanced Intelligent Mechatronics (AIM), 1394-1397. Busan, Korea (South). doi:10.1109/AIM.2015.7222734

Huang, X. (2009). Fabrication and properties of carbon fibers. *Materials*, 2(4), 2369-2403.

İnternet; URL: https://ardupilot.org/copter/docs/common-pixhawk-overview.html

İnternet; URL: https://ardupilot.org/copter/docs/connect-escs-and-motors.html

İnternet; URL: https://baykartech.com/tr/uav/bayraktar-akinci/

İnternet; URL: https://baykartech.com/tr/uav/bayraktar-tb2/

İnternet; URL: https://dasal.com.tr/en/products/puhu-c75-en

İnternet; URL: https://en.wikipedia.org/wiki/Kettering_Bug

İnternet; URL: https://ru.wikipedia.org/wiki/Sperry_Flying_Bomb

İnternet; URL: https://tr.aliexpress.com/item/33046615687.html?spm=a2g0o.order_list.order_list_main.5.796e3d12MqLkJF&gatewayAdapt=glo2tur

İnternet; URL: https://www.arrishobby.com/12s-480a-high-current-pdb-power-distribution-board-for-6-axis-agriculture-drones-p1171.html?VariantsId=13316

İnternet; URL: https://www.asisguard.com.tr/urun/songar-silahli-gimballi/

İnternet; URL: https://www.drone.net.tr/blog/drone-tarihine-yon-veren-10-onemli-olay-gecmisten-gunumuze-drone-993.html

İnternet; URL: https://www.elektrikport.com/universite/lipo-piller-ve-ozellikleri/21430#ad-image-0

İnternet; URL: https://www.erametalurji.com.tr/urunler/paslanmaz-celikler/304-14301

İnternet; URL: https://www.f1depo.com/urun/22-2v-5200mah-40c-lipo-batarya-6s-pil-1

İnternet; URL: https://www.tusas.com/urunler/iha/yuksek-faydali-yuk-kapasitesi/aksungur

İrsel, G. (2020). Konik dişlilerin dayanım analizinde tredgold yaklaşımının ANSYS ile araştırılması. Dicle Üniversitesi Mühendislik Fakültesi Mühendislik Dergisi, 11(3), 1073-1080. doi: 10.24012/dumf.669831

Kıllıoğlu, M. E. (2021). İnsansız Hava Araçları'nın (İha) Gelişimi, Hukuki Statüleri ve Güvenlik Amaçlı Kullanımları. Ege Stratejik Araştırmalar Dergisi, 12(2), 88-101. doi:10.18354/esam.1008099

Koçak, M. R. ve Korkut, İ. (2023). İnsansız Hava Aracı Burun İniş Takımı Çatalı için Topoloji Optimizasyonu Uygulaması. Politeknik Dergisi, 26(4), 1393-1403. doi.org:10.2339/politeknik.1099868

Köz, S. (2019). Yangın topu kullanılarak yangın söndüren quadrocopter tasarımı ve prototip imalatı (Yüksek lisans tezi, Trakya Üniversitesi). Erişim adresi: https://dspace.trakya.edu.tr/xmlui/handle/trakya/4995

Nakiboğlu, G. (2020). Drone Taşımacılığı ve Son-Adım Teslimatta Kullanımı. *Çukurova Üniversitesi İktisadi ve İdari Bilimler Fakültesi Dergisi*, 24(2), 285-298.

Nonami, K. (2016). Drone Technology, Cutting-Edge Drone Business, and Future Prospects, J. Robot. Mechatron., 28(3), 262-272.

Scott, J. and Scott, C. (2017). *Drone delivery models for healthcare*. Proceedings of the 50th Hawaii International Conference on System Sciences, Hawaii. Erişim adresi: https://scholarspace.manoa.hawaii.edu/items/947f05d9-71f2-467a-8291-084642e402ad

Simion, I., Mihailescu, R., Enache, I. C. and Ionita, E. (2023). Composite Material Testing for UAV Development. Materiale Plastice, 60(3). doi: 10.37358/Mat.Plast.1964

Sundararaj, S., Dharsan, K., Ganeshraman, J. and Rajarajeswari, D. (2021). Structural and modal analysis of hybrid low altitude self-sustainable surveillance drone technology frame. Materials Today: Proceedings, 37, 409-418. doi: 10.1016/j.matpr.2020.05.397

Terzi, İ., Özgüven, M. M. ve ALTAŞ, Z. (2021). Tarımsal Uygulamalarda ANSYS Kullanımı: Tarım Arabası Aksı Modellenmesi ve Analizi Örneği. *Uluslararası Tarım ve Yaban Hayatı Bilimleri Dergisi*, 7(3), 503-514. doi: 10.24180/ijaws.933733

Turgut, A. ve Sancı, T. Drone Lojistiği. Sosyal Bilimlerde Güncel Gelişmeler, 14.

Türkseven, S., Kızmaz, M. Z., Tekin, A. B., Urkan, E. ve Serim, A. T. (2016). Tarımda Dijital Dönüşüm; İnsansız Hava Araçları Kullanımı. *Tarım Makinaları Bilimi Dergisi*, 12(4), 267-271. Erişim adresi: https://dergipark.org.tr/tr/pub/tarmak/issue/35304/408232

Yedamale, P. (2003). Brushless DC (BLDC) motor fundamentals. Microchip Technology Inc, 20(1), 3-15.