

T. C.

**İSTANBUL GELİŞİM ÜNİVERSİTESİ
LİSANSÜSTÜ EĞİTİM ENSTİTÜSÜ**

Uçak Mühendisliği Anabilim Dalı

**HİBRİT BİR İNSANSIZ HAVA ARACININ
MODELLENMESİ VE KONTROLÜ**

Yüksek Lisans Tezi

ABDULLAH CAN AL

Danışman

Prof. Dr. Osman Ergüven VATANDAŞ

Eş Danışman

Dr. Öğr. Üyesi Abdullah Ersan OĞUZ

İstanbul – 2023

TEZ TANITIM FORMU

Yazar Adı Soyadı : Abdullah Can AL

Tezin Dili : Türkçe

Tezin Adı : Hibrit Bir İnsansız Hava Aracının Modellenmesi ve Kontrolü

Enstitü : İstanbul Gelişim Üniversitesi Lisansüstü Eğitim Enstitüsü

Anabilim Dalı : Uçak Mühendisliği

Tezin Türü : Yüksek Lisans

Tezin Tarihi : 18.10.2023

Sayfa Sayısı : 134

Tez : 1. Prof. Dr. Osman Ergüven VATANDAŞ

Danışmanları : 2. Dr. Öğr. Üyesi. Dr. Abdullah Ersan OĞUZ

Dizin Terimleri : İHA, kontrol, Solidworks, Analiz, Hesaplamalar

Türkçe Özet : Hibrit bir insansız hava aracının tasarlanması ve üretimi

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

Abdullah Can AL

**T. C.
İSTANBUL GELİŞİM ÜNİVERSİTESİ
LİSANSÜSTÜ EĞİTİM ENSTİTÜSÜ**

Uçak Mühendisliği Anabilim Dalı

**HİBRİT BİR İNSANSIZ HAVA ARACININ
MODELLENMESİ VE KONTROLÜ**

Yüksek Lisans Tezi

ABDULLAH CAN AL

Danışman

Prof. Dr. Osman Ergüven VATANAŞ

Eş Danışman

Dr. Öğr. Üyesi. Abdullah Ersan OĞUZ

İstanbul – 2023

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.

Abdullah Can AL

..../...../2023

İSTANBUL GELİŞİM ÜNİVERSİTESİ
LİSANSÜSTÜ EĞİTİM ENSTİTÜSÜ MÜDÜRLÜĞÜNE

Abdullah Can AL'ın Hibrit Bir İnsansız Hava Aracının Modellenmesi ve Kontrolü adlı tez çalışması, jürimiz tarafından Uçak Mühendisliği anabilim dalı, Uçak Mühendisliği bilim dalında YÜKSEK LİSANS tezi olarak kabul edilmiştir.

İmza

Başkan

Prof. Dr. Mahmut Adil YÜKSELEN

İmza

Üye

Prof. Dr. Osman Ergüven

VATANDAŞ

(Danışman)

İmza

Üye

Doç. Dr. Özge ÖZDEMİR

İmza

Üye

Dr. Öğr. Üyesi Hayri ACAR

İmza

Üye

Dr. Öğr. Üyesi Abdullah Ersan

OĞUZ

(Eş Danışman)

ONAY

Yukarıdaki imzaların, adı geçen öğretim üyelerine ait olduğunu onaylarım.

... / ... / 20..

İmzası

Prof. Dr. İzzet GÜMÜŞ

Enstitü Müdürü

ÖZET

İsmi belirtilen test çalışmasında hibrit bir insansız hava tasarımı yapılmış olup bu tasarımın modellenmesi ve kontrol geliştirilmesi üzerine çalışılmıştır. Hem döner kanat formunda hem de sabit kanat formunda tasarlanan bu insansız hava aracı vtol iniş kalkış yapabilmesi sayesinde istenilen formda uçuş gerçekleştirebilmektedir. Yapılan analizler, mekanik testler ve aviyonik testler doğrultusunda çalışmanın ne doğrultuda sonuca ulaşacağı belirtilmiştir. Yapılan tasarımlar doğrultusunda gövdenin hafif ve dayanıklı olması kriterleri göz önüne alınarak balsadan yapılmasına karar verilmiştir. Kanatların ve kuyruğun ise ekonomik, hafif ve işlenme kolaylığı sebebiyle balsa malzemesinden yapılmasına karar verilmiştir. Mekanik kısımlar Solidworks programında çizilmiş olup Ansys programında analizleri yapılmıştır. Oluşturulan sistemde otonom uçuşun gerçekleştirilebilmesi için oto pilot modülü Pixhawk Cube Orange kullanılmıştır. Kullanılan bu modül sayesinde sistem içerisindeki DC motor kontrolleri, telemetri verilerinin okunması ve radyo kontrol sinyallerinin işlenmesi gerçekleştirilmiştir. Sistemde kullanılan telemetri modülü RFD900+ olup insansız hava aracının uçuş halindeki hız, irtifa, basınç, sıcaklık gibi parametrelerini yer istasyonuna anlık iletmektedir.

Anahtar Kelimeler: Pixhawk Cube Orange, Solidworks, Balsa, RFD900+, vtol, İnsansız Hava Aracı, Ansys, Otonom Uçuş

SUMMARY

In the test study, a hybrid unmanned aerial design was designed and the modeling and control development of this design was studied. Designed as both rotary wing and fixed wing, this unmanned aerial vehicle can fly in the desired form thanks to its vtol landing and take-off capability. In line with the analysis, mechanical tests and avionics tests, it is stated in which direction the study will reach the result. In line with the designs made, it was decided to make the body of balsa, taking into account the criteria of being light and durable. It was decided to make it from wing and tail balsa material due to its economic, light and workability. Mechanical parts were drawn in solidworks program and analyzed in ansys program. Autopilot module Pixhawk Cube Orange was used to perform autonomous flight in the created system. Thanks to this module used, DC motor controls in the system, reading of telemetry data and processing of radio control signals are carried out. The telemetry module used in the system is RFD900+, and it instantly transmits parameters such as speed, altitude, pressure, temperature of the unmanned aerial vehicle in flight to the ground station.

Keywords: Pixhawk Cube Orange, Solidworks, Balsa, RFD900+, vtol, Unmanned Aerial Vehicle, Ansys, autonomous flight

TEŞEKKÜR

Çalışmalarım sürecince her türlü bilgi ve kaynağı benden esirgemeyen bana her fırsatta yardımcı olan sayın danışmanlarım Prof. Dr. Osman Ergüven Vatandaş'a ve Dr. Öğr. Üyesi Abdullah Ersan Oğuz'a teşekkür ederim. Benim bugünlere gelmemde sonsuz katkısı ve bana güveni olan annem Vesile Arzu AL'a ve babam Hasan AL'a teşekkürü borç bilirim. En yoğun zamanlarımda arkamda olan beni her zaman destekleyen, en büyük yardımcım kardeşim Rabia Güzide AL'a teşekkür ederim. Lisans okurken havacılık üzerine ilgi duymamı sağlayıp beraber projeler yaptığım mekatronik mühendisi Ömer BOZKURT, mekatronik mühendisi Şahan Ahmet TÜMERDEM, mekatronik mühendisi Emirhan KARAKURT arkadaşlarıma teşekkürü borç bilirim. Yüksek lisans sürecince yaptığımız projelerde hep en büyük destekçilerim olan Ahmet Faruk GÖRMÜŞ, Taylan KARASOY ve Beyzanur Yılmaz'a teşekkür ederim. Mühendisliğe olan bakış açımı değiştiren, her zaman arkamda olan, zorlandığım konularda bana yardımcı olan, bana ağabey figürü olan ve aynı zamanda çalışma arkadaşım olan Sayın Arş. Gör. Ahmet Devlet ÖZÇELİK'e sonsuz teşekkür ederim. Mühendis olmamda sonsuz katkısı olan Trabzon Yomra Fen Lisesi öğretmenlerine teşekkür ederim. Lise yıllarımdan beri her zaman yanımda olan Buğra TURHAN, Berkay Rahmi KAYAOĞLU, Caner KUDU, Bekir Sıddık ERGİN ve Hasan Alperen KIRMIZI arkadaşlarıma teşekkürlerimi borç bilirim.

İÇİNDEKİLER

ÖZET.....	i
SUMMARY.....	ii
TEŞEKKÜR.....	iii
İÇİNDEKİLER.....	iv
ŞEKİLLER LİSTESİ.....	viii
RESİMLER LİSTESİ.....	x
GRAFİKLER LİSTESİ.....	xii
TABLolar LİSTESİ.....	xiii
SİMGELER VE KISALTMALAR.....	xiv
GİRİŞ.....	1

BİRİNCİ BÖLÜM

GENEL BİLGİLER VE LİTERATÜR ÇALIŞMASI

1.1. Sabit Kanatlı Hava Araçları.....	4
1.2. Döner Kanatlı Hava Araçları.....	4
1.3.Yapılacak Olan Hava Aracının Tanımı.....	5
1.4. Yapılacak Olan Araştırmanın Önemi.....	7

İKİNCİ BÖLÜM

TASARIM SÜREÇLERİ

2.1. Mekanik Tasarım Süreçleri.....	8
2.1.1. Gövde tasarım süreci.....	8
2.1.2. Kanat tasarım süreci.....	10
2.1.2.1. Kanat açıklığı(b).....	13
2.1.2.2. Kalınlık oranı(t).....	14
2.1.2.3. Stall karakteristiği.....	14
2.1.2.4. Tasarlanan Kanat Profiline Ait Analizler.....	14

2.1.3. Kuyruk tasarım süreçleri.....	24
2.1.4. Pervane tasarım süreçleri.....	26
2.1.5. İniş takımı tasarım süreçleri.....	27
2.2. İHA'nın Genel Mekaniksel Tasarım Süreci.....	31
2.2.1. İHA'nın yapımında seçilen malzemeler ve geometrik Ölçüleri.....	31
2.2.2. İHA'nın hareket mekanizmaları.....	32
2.2.3. İHA'nın kütle hesabı.....	33
2.2.4. İHA'nın havada kalma süresi	33
2.3. İHA'nın Matematiksel Performans Hesaplamaları.....	33
2.3.1. Reynolds sayısı.....	33
2.3.2. Stall hızı	35
2.3.3. Pervaneden elde edilecek itki.....	35
2.3.4. Taşıma performansı.....	36
2.3.5. Sürüklenme.....	37
2.3.6. Enerji hesabı.....	37
2.4. Elektronik Tasarım Süreçleri.....	39
2.4.1. Elektrik-Elektronik uçuş kontrol sistemi.....	39
2.4.2. Seçilen malzemeler.....	39
2.4.2.1. Motor seçimi.....	41
2.4.2.2. Elektronik hız kontrolcüsü (ESC) seçimi.....	44
2.4.2.3. Batarya seçimi.....	45
2.4.2.4. Uçuş kontrolcüsü seçimi.....	47
2.4.2.5. Telemetri seçimi	49
2.4.2.6. Güç dağıtım kartı seçimi	49
2.4.2.7. Servo motor seçimi.....	50
2.4.2.8. Uçuş kumandası seçimi	53
2.4.2.9. Geliştirici kit seçimi.....	54

2.4.2.10. Kamera seçimi.....	55
2.5. İHA'nın Çalışma Diyagramları.....	57
2.5.1. Devre şeması.....	57
2.5.2. Autopilot yer kontrol istasyonu ve iletişim diyagramı.....	59
2.5.3. Acil durum iniş diyagramı.....	60
2.6. Üretim Basamakları ve Üretim Aşamaları.....	61
2.6.1. Gövde üretimi.....	61
2.6.1.1. Gövde destek malzemeleri üretimi.....	61
2.6.2.2. Gövde parçaları üretimi.....	61
2.6.2.3. Gövde malzemelerinin montajı.....	62
2.6.2. Kanat üretimi.....	63
2.6.2.1. Kaburga üretimi.....	63
2.6.2.2. Kanat merkezi üretimi.....	63
2.6.2.3. Kanat destek malzemeleri üretimi.....	64
2.6.2.4. Aileron üretimi.....	65
2.6.2.5. Servo motor bağlantıları.....	66
2.6.3. Kuyruk üretimi.....	67
2.6.3.1. Kuyruk destek malzemeleri üretimi.....	67
2.6.3.2 Kuyruk malzemeleri üretimi.....	68
2.6.3.3 Servo motor bağlantıları.....	69
2.6.4 İniş takımı üretimi.....	69
2.6.5 Gövde montaj.....	70
2.6.6 Kanat montaj.....	71
2.6.6.1 Kanat kaplaması yapılması.....	71

2.6.7 Kuyruk montaj.....	72
2.6.8 İniş takımı montaj.....	72
2.6.9 Aviyonik sistem birleştirilmesi.....	73
2.6.9.1 Güç dağıtım kartı.....	73
2.6.9.2 ESC'ler.....	74
2.6.9.3 Motor bağlantıları.....	74
2.6.9.4 Kumanda alıcısı.....	75
2.6.9.5 Li-Po pil bağlantısı.....	76
2.6.10 Pixhawk cube orange bağlantıları.....	77
2.6.11 Aviyonik sistem montajı.....	78
2.6.12 Motor montajı.....	78

ÜÇÜNCÜ BÖLÜM

SONUÇLAR VE ÖNERİLER

3.1 Analiz Sonuçları ve Yorumlamaları.....	79
3.1.1. 13 M/S Hızı İçin Analizler.....	80
3.1.2. 17 M/S Hızı İçin Analizler.....	85
3.1.3. 20 M/S Hızı İçin Analizler.....	91
3.2 Değerlendirme.....	87
3.2.1 Tasarım değerlendirme.....	97
3.2.2 Mekanik değerlendirme.....	97
3.2.3 Aviyonik tasarım.....	97
KAYNAKLAR.....	98
EKLER.....	100
ÖZGEÇMİŞ.....	11

ŞEKİLLER LİSTESİ

Şekil 1. Ch-5 Sabit Kanat Hava Aracı	4
Şekil 2. Stm Kargu Hava Aracı	5
Şekil 3. Tasarlanan Hava Aracı Modeli.....	7
Şekil 4. Tasarlanan Hava Aracı Modeli.....	7
Şekil 5. Tasarlanan Hava Aracı Gövdesi.....	9
Şekil 6. Tasarlanan Hava Aracı Gövdesi.....	10
Şekil 7. Tasarlanan Hava Aracı Kanadı CAD çizimi.....	11
Şekil 8. Tasarlanan Hava Aracı Gövdesi Teknik Resim.....	13
Şekil 9. Kanat Açıklığı Hesaplaması.....	13
Şekil 10- Xfrl5 Kanat Profili Genel Görünüş.....	18
Şekil 11- Xfrl5 300000Reynolds Sayısı ve 0.05 Mach Sayısı Genel Analiz Değerleri	19
Şekil 12- Xfrl5 Kanat Yer Değiştirme Kalınlığı.....	19
Şekil 13- Xfrl5 Kanat Basınç Dağılım.....	20
Şekil 14- Xfrl5 Kanat Aktif Çalışma Noktası Aralığı.....	20
Şekil 15- Xfrl5 Kanat Batch Analizi.....	21
Şekil 16- XFRL5 Programıyla Hesaplanan Kanat Profili Ölçüleriyle Kanat Görüntüsü	22
Şekil 17- XFRL5 Tasarlanan Kanat Profili Sürüklenme ve Saldırma Grafikleri.....	22
Şekil 18- XFRL5 Hava Davranışı Sonucu Oluşan Vortekslerin Analizi	23
Şekil 19- XFRL5 Kanat Profili Kaldırma Kuvveti Analizi	23
Şekil 20- XFRL5 Kanat Profili Basınç Analizi.....	23
Şekil 21. Tasarlanan Hava Aracı Kuyruk CAD Çizimi.....	25
Şekil 22. Tasarlanan Hava Aracı Kuyruk CAD Çizimi.....	25
Şekil 23. Tasarlanan Hava Aracı Pervanesi CAD Çizimi.....	27

Şekil 24. Tasarlanan Hava Aracı Pervanesi CAD Çizimi.....	27
Şekil 25. Tasarlanan Hava Aracı İniş Takımı CAD Çizimi.....	29
Şekil 26. Tasarlanan Hava Aracı İniş Takımı CAD Çizimi.....	29
Şekil 27. Tasarlanan Hava Aracı İniş Takımı CAD Çizimi.....	30
Şekil 28. Tasarlanan Hava Aracı İniş Takımı CAD Çizimi.....	30
Şekil 29. Excel Tablosu Görüntüsü.....	38
Şekil 30. Tasarlanan Hava Aracı Motorunun Teknik Resmi.....	43
Şekil 31. Tasarlanan Hava Aracı Motorunun Resmi.....	43
Şekil 32. Tasarlanan Hava Aracı Elektronik Hız Sürücüsü Resmi.....	45
Şekil 33. Tasarlanan Hava Aracı Batarya Resmi.....	46
Şekil 34. Tasarlanan Hava Aracı Uçuş Bilgisayarı Resmi.....	48
Şekil 35. Tasarlanan Hava Aracı Uçuş Telemetri Modülü Resmi.....	49
Şekil 36. Tasarlanan Hava Aracı Güç Dağıtım Kartı Resmi.....	50
Şekil 37. Tasarlanan Hava Aracı DC Servo Motor Resmi.....	52
Şekil 38. Tasarlanan Hava Aracı Dijital Servo Motor Resmi.....	52
Şekil 39. Tasarlanan Hava Aracı Analog Servo Motor Resmi.....	53
Şekil 40. Tasarlanan Hava Aracı RC Kumanda Resmi.....	54
Şekil 41. Tasarlanan Hava Aracı Geliştirme Kiti Resmi.....	55
Şekil 42. Tasarlanan Hava Aracı Görüntü İşleme Kamerası Resmi.....	56
Şekil 43. Tasarlanan Hava Aracı Raspberry Resmi.....	56
Şekil 44. Tasarlanan Hava Aracı Bağlantı Şeması	57
Şekil 45. Tasarlanan Hava Aracı Autopilot ve Kontrol İstasyonu Diyagramı.....	59
Şekil 46. Tasarlanan Hava Aracı Acil Durum İniş Diyagramı.....	60

RESİMLER LİSTESİ

Resim 1. İHA'nın bitmiş hali.....	8
Resim 2. Bağlantı Şeması.....	58
Resim 3. Gövde Destek Malzemeleri.....	61
Resim 4. Gövde Parçaları.....	61
Resim 5. Gövde Parçaları.....	61
Resim 6. Gövde Montajı.....	62
Resim 7. Kaburgalar.....	63
Resim 8. Kaburgalar.....	63
Resim 9. Kanat Merkezi.....	63
Resim 10. Kanat Destek Malzemeleri.....	64
Resim 11. Aileron.....	65
Resim 12. Servo Motor Bağlantı Şekli.....	66
Resim 13. Servo Motor Bağlantı Yuvaları.....	66
Resim 14. Kuyruk Destek Malzemeleri.....	67
Resim 15. Kuyruk Destek Malzemeleri.....	67
Resim 16. Kuyruk Malzemeleri.....	68
Resim 17. Servo Motor Bağlantıları.....	69
Resim 18. İniş Takımı.....	69
Resim 19. Montaj Hali.....	70
Resim 20. Kanat Montaj.....	71
Resim 21. Kanat Kaplaması.....	71
Resim 22. Kuyruk Montaj.....	72
Resim 23. İniş Takımı	72
Resim 24. Güç Dağıtım Kartı.....	73
Resim 25. ESC.....	74

Resim 26. ESC.....	74
Resim 27. ESC.....	74
Resim 28. Motor Bağlantıları.....	75
Resim 29. Kumanda Alıcısı.....	75
Resim 30. Li-Po Pil.....	76
Resim 31. Pixhawk Cube Orange.....	77
Resim 32. Aviyonik Sistem Montajı.....	78
Resim 33. Motor Montajı.....	78

GRAFİKLER LİSTESİ

Grafik 1. Ansys Programı Analizleri Grafiği	15
Grafik 2. Ansys Programı Analizleri Grafiği.....	15
Grafik 3. Ansys Programı Analizleri Grafiği.....	15
Grafik 4. Ansys Programı Analizleri Grafiği.....	16
Grafik 5. Ansys Programı Analizleri Grafiği.....	16
Grafik 6. Ansys Programı Analizleri Grafiği.....	17
Grafik 7. Ansys Programı Analizleri Grafiği.....	17
Grafik 8. Tasarlanan Hava Aracı Reynolds Sayısı Grafikleri.....	34
Grafik 9. Tasarlanan Hava Aracı Reynolds Sayısı Grafikleri.....	34

TABLÖLAR LİSTESİ

Tablo 1. Tasarlanan Hava Aracı Mekanik Ölçüleri.....	32
Tablo 2. Tasarlanan Hava Aracı Kütfe Ölçüleri.....	33
Tablo 3. Excel Değerler	38
Tablo 4 Excel Değerler	38
Tablo 5. Excel Değerler	38
Tablo 6. Tasarlanan Hava Araçları Elektronik Malzemeleri.....	40

ANALİZLER LİSTESİ

Analiz 1-13m/s için Basınç Analizi.....	80
Analiz 2-13m/s için Basınç Analizi	80
Analiz 3-13m/s için Basınç Analizi.....	81
Analiz 4-13m/s için Basınç Analizi	81
Analiz 5-13m/s için Hız Analizi	82
Analiz 6-13m/s için Hız Analizi	82
Analiz 7-13m/s için Hız Analizi	83
Analiz 8-13m/s için Hız Analizi	83
Analiz 9-13m/s için Termal Analizi	84
Analiz 10-13m/s için Termal Analizi	84
Analiz 11-13m/s için Termal Analizi	85
Analiz 12-17m/s için Basınç Analizi	85
Analiz 13-17m/s için Basınç Analizi	86
Analiz 14-17m/s için Basınç Analizi	86
Analiz 15-17m/s için Basınç Analizi	87
Analiz 16-17m/s için Hız Analizi	87
Analiz 17-17m/s için Hız Analizi	88
Analiz 18-17m/s için Hız Analizi	88
Analiz 19-17m/s için Hız Analizi	89
Analiz 20-17m/s için Termal Analizi	89
Analiz 21-17m/s için Termal Analizi	90
Analiz 22-17m/s için Termal Analizi	90
Analiz 23-20m/s için Basınç Analizi	91
Analiz 24-20m/s için Basınç Analizi	91
Analiz 25-20m/s için Basınç Analizi.....	92

Analiz 26-20m/s için Basınç Analizi.....	92
Analiz 27-20m/s için Hız Analizi	93
Analiz 28-20m/s için Hız Analizi.....	93
Analiz 29-20m/s için Hız Analizi	94
Analiz 30-20m/s için Hız Analizi	94
Analiz 31-20m/s için Termal Analizi.....	95
Analiz 32-20m/s için Termal Analizi.....	95
Analiz 33-20m/s için Termal Analizi.....	96

SİMGELER VE KISALTMALAR

Bu kısımda tez çalışmasına ait simgeler ve bu simgelere ait açıklamalar belirtilmiştir.

Simgeler	Açıklamalar
Vb.	Ve Benzeri
İHA	İnsansız Hava Aracı
Vtol	Dikey İniş Kalkış Yapabilen
Gps	Global Positioning System Konum Sensörü
Li-Po	Lityum Polimer
t/c	Profil Kalınlık Oranı
b	Kanat Açıklığı
m^2	Metrekare
c	Veter Uzunluğu
S	Kanat Alanı
t	Kalınlık Oranı
L	Taşıma Katsayısı
p	Yoğunluk
V	Hız
Cl	Taşıma Katsayısı
mm	Milimetre
Lkanat	Kanat Taşıma Sayısı
Lkuyruk	Kuyruk Taşıma
N	Newton
M	Moment
Mkuyruk	Kuyruk Momenti
Mkanat	Kanat Momenti

C.G.	Center of Gravity (Ağırlık Merkezi)
Max	Maksimum
mAh	Miliamper
Re	Reynolds Sayısı
ms	Milisaniye
l	Veter Uzunluğu
Cd	Sürtünme Katsayısı
g	Yer Çekimi İvmesi
s ²	Saniye kare
V _{stall}	Stall Hızı
T	İtke
C _t	Pervane Sabiti
n	Bir Dakikadaki Devir Sayısı
D	Pervane Çapı
m	Metre
K _v	Hız Sabiti
V	Voltaj
Rpm	Motorun Dakika Devri
m	Kütle
a	İvme
D	Sürüklenme
C	Desarj Oranı
A	Amper
Esc	Elektronik Hız Kontrolcüsü
S (piller için)	Hücre Sayısı
Rc	Radyo Kontrol

Ac	Alternatif Akım
Dc	Doğru Akım
Hz	Hertz (frekans birimi)
Gb	Gigabyte

GİRİŞ

İnsansız hava araçlarında içinde insan olmadan uzaktan kontrolle veya otonom bir şekilde uçuş gerçekleştiren hava araçlarıdır. (Çakıcı, Yavrucuk, Shabanı, & Leblebicioğlu, 2016). Amacına uygun ekipmanlar yardımıyla (kamera, lazer, faydalı yük vb.) görevlerini icra ederler.

İlk üretilen İnsansız Hava Aracı “Kettirieng Bug”, İngiliz C. Ketterin tarafından 1918 yılında üretilen hava torpidosudur. 1916 yılında A. M. Low tarafından üretilen ve geliştirilen “Aerial Target” isimli platform ise tarihte kullanılan ilk İHA Sistemine örnek olarak verilebilir. (Easterling, Harrysson, Gibson, & Ashby, 1982). Günümüzde kullandığımız ve bildiğimiz İHA’lar ise 1970 yıllarında İsrail hükümeti tarafından üretilmeye ve kullanılmaya başlanmıştır.

Tarih boyunca insanlar savaş, keşif, üretim vb. konularda bilgi edinme içinde olmuşlardır. Bu bilgi edinme arayışlarında insan faktörü ön planda olmuştur. İnsan faktörünün ön planda olması sebebinde bazı sorunları beraberinde getirmiştir. Sorunların başında keşifteki kişi veya kişilerin güvenlik ve sağlık durumu öne çıkmaktadır. İnsansız hava araçlarının üretimiyle bu görevlerdeki insan faktörünü güvenlik ve sağlık durumlarında devreden çıkarmak önemlidir. Silahlı insansız hava araçlarında ise savaş durumlarında insanların can güvenliğini güvenceye almak açısından önem teşkil etmektedir.

İnsansız hava araçları günümüzde popülaritesi artmaya devam eden hobi olarak kullanımın yanı sıra askeri alanda, sağlık alanında, spor müsabakalarında, tarım sektöründe vb. alanlarda kullanılmaktadır. Kanat yapısına göre sınıflandırabildiği gibi pervane ve motor sayısına göre de sınıflandırılabilirler. Ülkemizde son yıllarda gelişen ve yatırımlar yapılan bu alanda genellikle sabit kanat ve döner kanat insansız hava araçları üzerine çalışmalar ve geliştirmeler yapılmaktadır. (Göde, Kuşhan, & Teoman, 2021).

İnsansız hava araçları profesyonel üretim olarak kullanılabildiği gibi hobi amaçlıda kullanılmaktadırlar. Hobicilik sektörünün gelişmesiyle birlikte daha küçük ve hızlı İHA’lar ortaya çıkmıştır. Üretim malzemelerinde genellikle hafif olmasından dolayı balsa veya mukavemeti fazla ve hafif olan karbonfiber veya türevleri tercih

edilmektedir. Fakat karbonfiberin maliyeti yüksek olduğundan dolayı hobi alanında genellikle fiyatı fazla olan ekipmanları muhafaza etmesi için gövde kısmında tercih edilirler. (Kundu, 2010).

Teknolojinin gelişmesiyle birlikte İHA’larda da gelişmeler kaçınılmaz bir gerçektir. Bu gelişmelerin başında kamera sistemlerin gelişmesi ve kameraların ilettiği görüntülerdeki gelişmeler gelmektedir. Gelişen kamera sistemleriyle beraber kullanım amaçları da çeşitlenmiştir. Meteoroloji, madencilik, denizcilik, tarım, dağcılık gibi birçok alanda da kullanılmaya başlamıştır. Bu gelişmelerle birlikte havacılık sektörü teknolojinin gelişmesiyle birlikte büyük bir hızla gelişmekte ve ilgi çekmektedir. (Ertin, Erdoğan, Atlas & Kasnakoğlu 2014).

Günümüzdeki kaynaklara baktığımızda Pisagor tarafından 425 yılında mekanik bir kuş betimlemesiyle ilk insansız hava aracı tasarımını yaptığı ve kaynaklara geçirdiği düşünülmektedir. İnsansız hava araçlarının günümüz dünyasındaki başlangıcı ise 1800’lü yıllar olarak kabul edilmektedir. Önümüzdeki kronolojiye baktığımızda İtalyanlara saldırmak için 1849 yılında Avusturyalılar tarafından geliştirildiği benimsenmektedir. Buradaki insansız hava aracı tasviri günümüzden farklıdır. Savaş için üretilen ve geliştirilen balonlardır. Bu balonlar savaş anında Venedik şehrine gönderilmiş ve bomba yüklenmiş haldedir. Havacılıktaki İHA’lara dair bir sonraki gelişme 1883 yılında gerçekleşmiştir. Bu gelişme ilk hava fotoğrafının çekilmesidir. Basit bir düzenek oluşturularak uçurtma kamerayla beraber havalandırılmış ve sarkıtılan iple deklanşöre bağlanan mekanizma çekilmiş ve ilk fotoğraf elde edilmiştir. 1898’de ise bu sistem kullanılarak İspanyol-Amerikan savaşında keşif için fotoğraf çekilmiştir. (Morton, D’Sa, & Papanikolopoulos, 2015).

1907 yılına geldiğimizde dünya literatüründeki ilk quadcopter tasarlanmış ve üretilmiştir. Bu keşif büyük ilgi gördü fakat dezavantajları vardı. Bu dezavantajlar eldeki teknolojik imkanlardan dolayı tasarım gereğinde ağırdı. Bu ağırlık uçuşun dengesiz olmasına yol açıyordu fakat kalkış başarılı oldu ve günümüz quadcopterlerin temeli atılmış oldu. Bu quadcopter tasarımı günümüzdeki model amaçlı üretilen döner kanat İHA’lara ve dronlara ilham kaynağı olmuştur. (Özbek, Durmuş, & Şöhret 2016).

İHA’lar geçmişte ağırlıklı olarak askeri / savunma sanayinin konusu iken bugün gündelik yaşamımıza etki eden tüm alanlarda uygulamaları sıkça görülmektedir. Sağlıktan tarımsal uygulamalara, güvenlikten sosyal medya uygulamalarına, maden

aramadan film endüstrisine kadar çok geniş bir yelpazede karşımıza çıkmaktadır. Önceki yıllarda İHA'lar ile ilgili sadece teknik anlamda akademik çalışmalar yapılırken, günümüzde artık sektör haline gelmesiyle İHA'lar ile ilgili farklı başlıklar altında çalışmalar da literatürde yerini almaya başlamıştır. (Liu, Yang, Deng, and Zhu, 2018). Ar-GE, maliyet, toplumsal etik İHA havacılık standartları düzenlemeleri gibi başlıklar literatürde bu alanda görülmeye başlanan farklı başlıklara örnek verilebilir. (Kontogiannis, & Ekaterinaris, 2013). Bu farklı başlıklar altındaki çalışmaların derlenmesi, sınıflandırılması, terimlerin standartlaştırılması; akademik ve endüstriyel çalışmaların daha sağlıklı ve kolay ilerleyebilmesi için önem taşımaktadır. İHA'nın tanımı, kullanım alanları ve sınıflandırılması, literatürde en önemli 3 konu başlığı olarak karşımızda çıkmaktadır. Bu çalışmada İHA'lar için uluslararası literatürde kullanılan tanımlamalar, farklı sınıflandırma yöntemleri detaylı olarak anlatılmış ve gelecek perspektifleri detaylı olarak irdelenmeye çalışılmıştır.

Hibrit olarak tanımlanan hava araçları hem döner kanat hem de sabit kanat olarak uçuş gerçekleştirebilen VTOL hareket yeteneğine sahip, manevra kabiliyeti yüksek hava araçlarıdır. Hava şartlarını tarayıp uygun koşula göre hangi uçuş türüne uygunsa o türde uçuşunu gerçekleştirir. Sabit kanat modunda iken enerji tasarrufu fazla ve seyrüsefer hızı daha yüksek iken döner kanat modunda ise daha kararlı ve eksenel manevra kabiliyeti daha yüksektir. (Shams, Shah, Javed, and Hamdani, 2020).

Hava araçlarının tasarımın ve yapımında kanat yapıları çok önemlidir. Bu önem insansız hava araçları içinde geçerlidir. Kanat profillerine göre hızları, kararlılıkları, uçuş menzilleri, uçuş yükseklikleri, taşıma oranları vb. birçok parametreyi etkilemektedir. (Elbir, & Kasnakoğlu, 2013).

BİRİNCİ BÖLÜM

GENEL BİLGİLER VE LİTERATÜR ÇALIŞMASI

1.1. Sabit Kanatlı Hava Araçları

Sabit kanat İHA'lar kanatlarının şeklinden ve pervanelerinin veya motorlarının ileri doğru hareketinden dolayı oluşan hava süratinin taşıma kuvveti yapmasıyla birlikte hareket eden hava araçlarıdır.

Sabit kanatlı hava araçlarının döner kanatlı hava araçlarına göre menzilleri daha uzundur ve göreve hazır olma süreleri daha kısadır. Döner kanatlı hava araçlarıyla aynımları döner kanatlı hava araçlarından daha kolaydır ve parça ihtiyaçları da döner kanatlılara göre daha azdır.

Sabit kanatlı insansız hava araçları döner kanatlı insansız hava araçlarına göre enerji olarak daha verimlidir. Enerjinin itki kuvvetine doğrudan aktarılması enerji kaybını azaltmaktadır.

Sabit kanatlı İHA'ların en büyük dezavantajı dikey iniş ve kalkış hareketlerini yapamamasıdır. Bundan dolayı iniş için piste ve uzun düzlüklere ihtiyaç duymaktadırlar. İniş halindeyken süzülme hareketiyle inişe geçtikleri için yere temas anında sürüklenme kuvveti ve fren etkisiyle yavaşlamaktadırlar.



Şekil 1. Ch-5 Sabit Kanat Hava Aracı

1.2. Döner Kanatlı Hava Araçları

Döner kanat İHA'lar dikey bir şafta bağlı olan kanadın veya kanatların dönmesiyle oluşturduğu kaldırma kuvvetinin yerçekimine üstün gelerek hava aracının yerden havalanmasını ve havada iken manevra yapmasını sağlar. Tek bir şafta bağlı kanatların oluşturduğu sistemlere rotor adı verilir. Rotor sayısına göre isimlendirirler.

Dikey iniş kalkış prensibine dayalı hava araçlarıdır. Belirli bir alan üzerinde sabit durabilirler ve manevra kabiliyetleri yüksektir. Belirlenen alanı taramada sabit kanatlı hava araçlarına göre daha iyidirler fakat yüksek hareket kabiliyeti ve motor sayısının

fazla olmasından dolayı enerji tüketimleri aynı özelliklere sahip sabit kanatlı hava araçlarına göre daha yüksektir.



Şekil 2. Stm Kargu Hava Aracı

1.3. Yapılacak Olan Hava Aracının Tanımı

Sabit kanatlı İHA'ların ve döner kanatlı İHA'ların birbirlerine göre avantajları ve dezavantajları mevcuttur. Bu tez konusunun çalışmasında hem sabit kanat hem de döner kanatlı bir insansız hava aracı tasarımı ele alınmıştır. (Yiğit, Yazar, & Karakoç, 2018).

Yapılacak olan hava aracı kullanım alanına göre değişiklik gösterebilmektedir. Sabit kanat formunda uçuşunu gerçekleştirirken engebeli bir arazi üzerinde iniş yapması gerektiğinde döner kanat formuna geçerek iniş yapabilmektedir.

Döner kanat formundayken hedeflenen konuma uzak olduğunda enerji tasarrufu için sabit kanat formuna geçerek daha uzun mesafe havada kalabilmektedir. Sabit kanat formunda uçuşunu gerçekleştirirken belirlenen alanın görüntüsünü alması gerektiğinde döner kanat formuna geçerek havada asılı kalarak istenilen bölgenin görüntüsünü elde edebilmektedir. (Ozdemir, Aktas, Vuruskan, Dereli, Tarhan, Demirbag, & Inalhan, 2014).

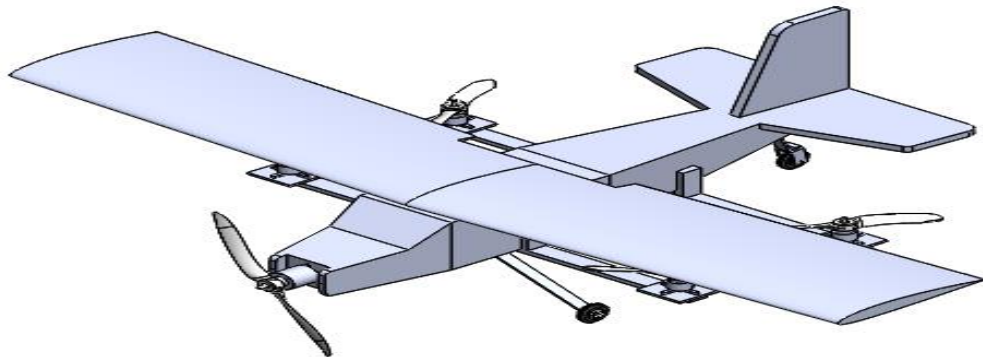
Aviyonik kısmında ise kullanılan otopilot yardımıyla girilen koordinatlara uçuş gerçekleştirebilmektedir. Üzerindeki telemetri modülü ile pitot tüpünden alınan veriler yardımıyla uçuş anındaki hızı, ivmesi, üzerindeki ısı sensörü yardımıyla sıcaklık durumu, üzerindeki basınç sensörü yardımıyla maruz kaldığı basınç, üzerine entegre halde bulunan GPS sensörü yardımıyla konum bilgisine ulaşılabilir. 5 motorlu olarak tasarlanması amaçlanmaktadır. 4 motoru döner kanat formu için 1 kanadı ise sabit kanat formu için tasarlanmıştır. Herhangi bir formundayken motorlarından birinin arıza yapması durumunda diğer formuna geçerek olumsuz durumlardan kaçınabilmektedir. Gövde tasarımı montajı kolay şekilde yapılması planlanmıştır. Bunun sebebi bataryanın bitmesi durumunda iniş yaptığında batarya değişimin kolay

yapılabilmesi veya bir parçası hasar gördüğünde veya çalışmadığında hızlı değişim yapabilmektir.

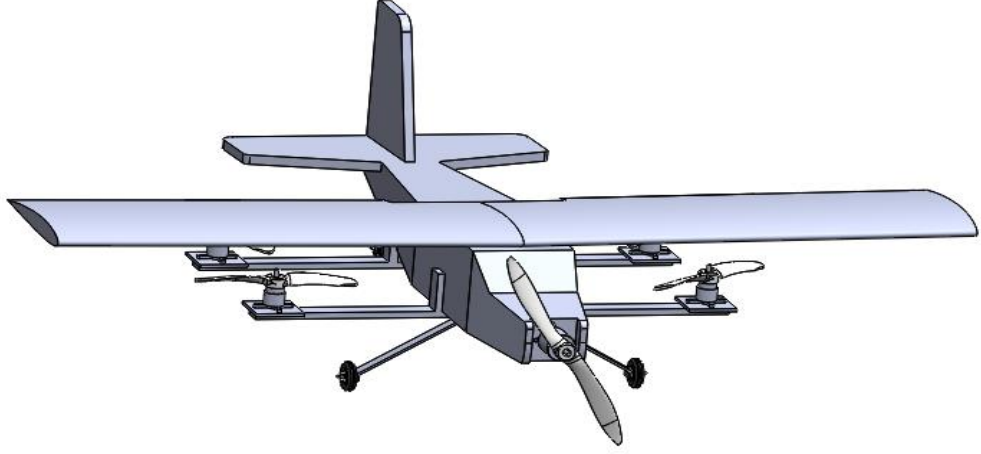
İHA altı eksenle hareket kabiliyetine sahiptir. Uçağın konfigürasyonuna uygun geleneksel ve güncel tasarımların araştırılması yapılmıştır. Kontrol mekanizmalarının uygunluğu için uçağın havadayken yapacağı yunuslama, yalpa ve sapma açıları hesaplanmıştır. Yapılan araştırmalar üzerine geleneksel uçak konfigürasyonlarına uygun tasarım öngörülmüştür. (Saraçyakupoğlu, Delibaş, & Özçelik 2022).

Uçağın kanat ve kuyruk tasarımının belirlenmesinde karalılık ve kontrol mekanizmalarına uygun profiller ve modeller incelenmiştir. Kanat tipi olarak üstten kanat olmasına karar verilmiştir ve kuyruk performansının uçuş esnasında hız ve yön hareketleri için V kuyruk tipine karar verilmiştir. (Saraçyakupoğlu, Delibaş, Özçelik, 2020).

İHA'nın motorları kullanacağımız Li-Po pilin gücüne, ağırlığına ve pervane yarı çapına uygun olarak belirlenmiştir. İHA eksenel hareketlerini yapabilmesi için sol ve sağ aileronların zıt yönde hareket etmesi gerekmektedir. Bu hareketi sağlamak için ise servo motor kullanılacaktır. Servo motoru belirlerken aileron boyu ve ağırlığı dikkate alınarak zıt yönde hareket edebilmesi için gerekli güç ve %20 sapma payı göz önüne alınarak karar verilmiştir. İHA'nın dikey kalkış ve yatay hızlanması için fırçasız motor kullanılmıştır. Fırçasız motorlar yüksek verim ve performans sağlarken yüksek akım çekmektedir, mekanik aşınmaya karşı dirençlidir. Motorun belirlenmesinde pervanelere uygun olarak uçak ağırlığı, kalkış için gerekli itme, motorun devri ve torku göz önüne alınarak seçilmiştir. (Soutis, C. 2005).



Şekil 3. Tasarlanan Hava Aracı Modeli



Şekil 4. Tasarlanan Hava Aracı Modeli

1.4 Yapılacak Olan Araştırmanın Önemi:

Tasarımı yapılan ve üretimi gerçekleştirilen VTOL insansız hava aracı hem döner kanat hem de sabit kanat özellikleri taşımaktadır. Bu sayede kalkış ve iniş anlarında uzun bir piste ihtiyaç duymamaktadır. Uçuş anında döner kanat modunda tüm motorları çalıştırmadan tek motorla enerji tasarrufu yaparak daha uzun süre keşif yapma olanağına sahiptir. Herhangi bir arıza anında form değişikliği yaparak anında müdahaleye olanak sağlamaktadır.



Resim 1. İHA'nın bitmiş hali

İKİNCİ BÖLÜM

TASARIM SÜREÇLERİ

Bu tez çalışmasında yer alan mekanik kısımların tasarımı ve kullanılan malzemelerin seçilme nedenleri elektronik malzemelerin ise modelleri, sistemdeki yerleri, kullanım biçimi ve tercih sebepleriyle birlikte aşağıda belirtilmiştir.

2.1. Mekanik Tasarım Süreçleri

Bu başlıkta yapılacak olan insansız hava aracının gövdesi, kanatları, kuyruk tipi, pervaneleri ve destek elemanları tasarlanmıştır.

2.1.1. Gövde tasarım süreci

İnsansız hava araçlarında en önemli kısımlardan birisi gövdedir. Gövdenin ağırlığı, genişliği, hacmi, malzemesi vb. kriterler uçuş süresi, maksimum irtifa, taşıma katsayısı, yunuslama katsayısı, yalpalama hareketi, stall hızı gibi bir sürü parametreyi etkilemektedir.

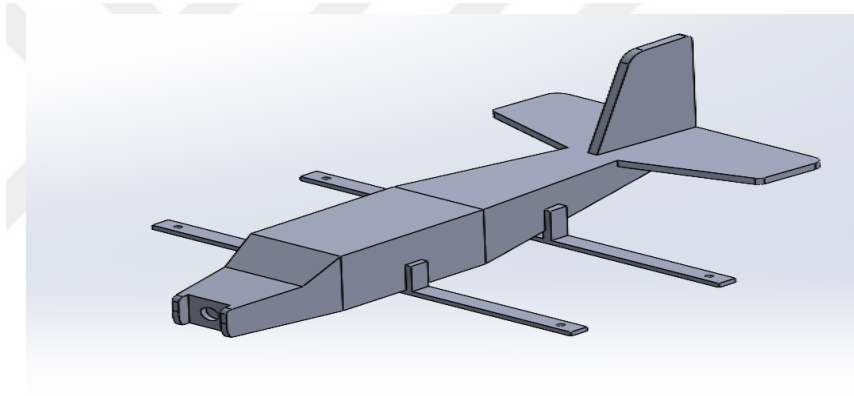
Gövdeyi tasarlarken aranılan özelliklerden başlıcaları olanları hafiflik, mukavemet değerinin yüksek olması yüzey pürüzünün az olmasıdır. Hafifliğin az olması irtifa ve hız başta olmak üzere tüm kriterleri etkilemektedir. Mukavemetinin fazla olması dayanımını artıracaktır. Dayanımın artması dışarıdan gelecek darbelere veya iniş anında alınabilecek hasarlara karşı önemlidir. Yüzey pürüzsüzlüğü ise aerodinamik yapı başta olmak üzere aerodinamik parametrelerin tümünü etkilemektedir.

Gövde üretim malzemesi için kullanılabilecek malzemeler incelenmiştir. İncelemeler sonucunda balsa ve karbonfiber malzemeleri arasında kalınmıştır. Gövde içindeki ekipmanların fiyatlarının yüksek olması ve tedarik zorluğundan dolayı balsa malzemesinde karar kılınmıştır. (Saraçyakupoğlu, T. 2019).

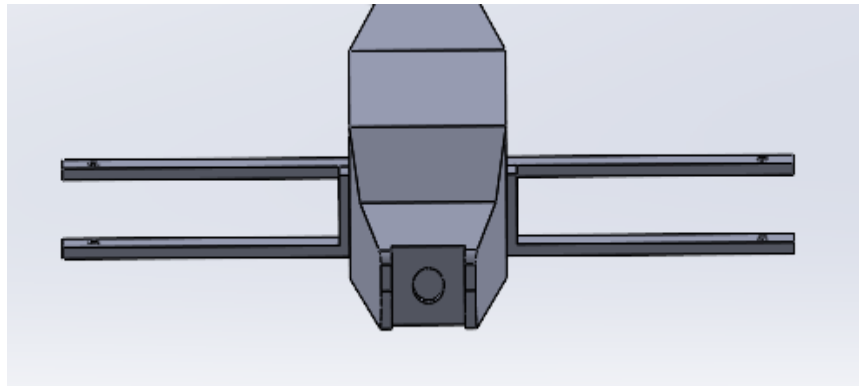
Gövde malzemesinin balsa seçilmesinin bir diğer sebebi ise yapılacak olan İHA'nın hibrit olmasından dolayı gerektiğinde engebeli alana iniş yapması gerekebileceğinden veya zorlu koşullara dayanması gerektiğinden dolayı bu üründe

karar kılınmıştır. İkinci seçenek olarak ise maliyeti fazla olmasına rağmen karbonfiber olarak belirlenmiştir.

1960’larda, polimer matrisli kompozitler için karbonfiber takviyeleri ticari olarak temin edilebilir hale gelmiştir. Yüksek özgül mukavemet ve sertlik, performans-ağırlık oranı, korozyon direnci, kendi kendini yağlama, yüksek termal kararlılık ve yüksek iletkenlik gibi mükemmel özellikleri nedeniyle, karbonfiber geniş bir yelpazedeki potansiyel uygulamalarda kompozit malzemelerin kullanımı için öncelikle tercih edilir, özellikle makine mühendisliği, mekatronik mühendisliği, havacılık ve otomotiv endüstrilerinde kullanılmaya başlanmasıyla daha üstün özellikli ürünler ve araçlar üretilmeye başlanmıştır. (Paiva, Santos, & Rezende, 2009).



Şekil 5. Tasarlanan Hava Aracı Gövdesi



Şekil 6. Tasarlanan Hava Aracı Gövdesi

Üretilecek olan gövde alt ve üst gövde olacak şekilde iki parça halinde tasarlanmıştır. Üretilen iki gövde birbirine perçinler yardımıyla ve geliştirilen kilit mekanizmasıyla sabitlenecektir. 2 gövde halinde üretilecek olmasının sebebi gövde içine yerleştirilecek olan elektronik ekipmanları kolay bir şekilde yerleştirebilmektir. Acil iniş durumunda, bataryanın bitmesi, sensörlerin hata vermesi veya normal iniş halinde kolay sökülebilmesi ve müdahale edilmesinin kolay olmasıdır.

2.1.2. Kanat tasarım süreci

Kanat profili seçimi kalkış iniş mesafelerini, seyir hızını, stall karakteristiğini irtifayı ve diğer aerodinamik özellikleri etkilediği için en önemli tasarım kriteridir.

Profilin stall olma karakteristiği kanat profili seçmedeki önemli etkenlerden biridir. Diğer önemli etken ise profilin kalınlık oranıdır. Bu oran (t/c) şeklinde ifade edilir. Profilin kalınlık oranının artması profilin sürüklenme oranının artmasına sebep olur. (Şahin, & Oktay, (2019)).

Malzeme seçimi belirtilen yukarıdaki kriterler dikkate alınmıştır. Ayrıca ulaşılabilirlik, hafiflik, ekonomik olması ve kolay işlenebilmesi göze alınmış olup balsa malzemesinde karar kılınmıştır.

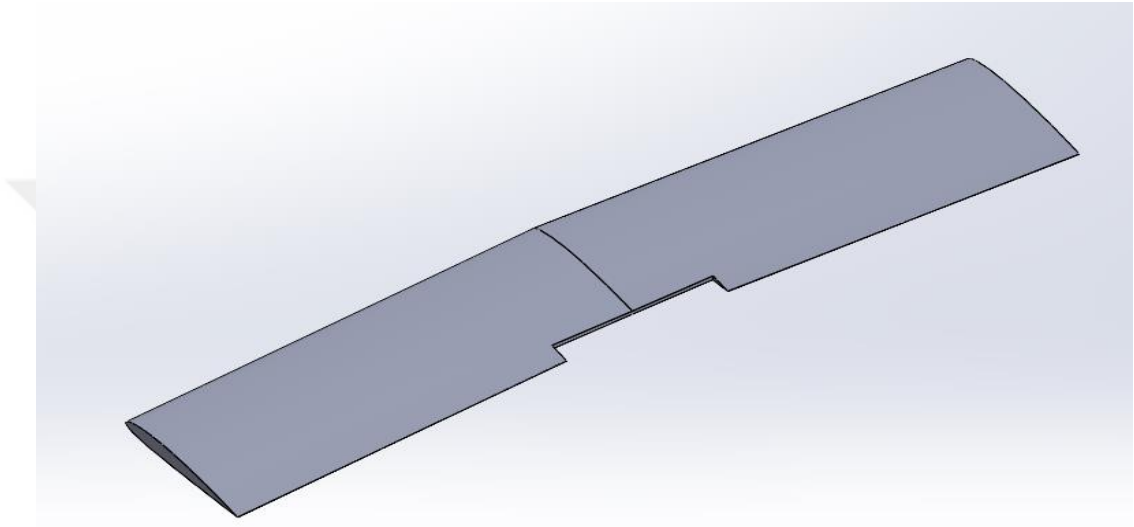
Balsa sıcaktan, soğuktan, titreşimden ve elektrikten koruyan hava boşlukları sahiptir. Bundan dolayı inkübatörler, dondurucular ve soğuk hava depoları ile nakliye, ulaşım, uzay ve film endüstrilerinde ses geçirmez uçaklar, havacılık modelleri için iyi bir model malzemedir.

Kanat tasarımında örnek alınan kanat profili NACA4412 kanat profilidir. Bu profilin seçilme sebepleri aşağıda belirtilmiştir. (İTÜ, Adil Yükselen 2022).

- Yunuslamanın veter boyunca olan değişimi incelenmiştir.
- Kanat profiline etkiyen kuvvet ve momentin integrasyonla elde edilmesi
- Basınç merkezinin konumunun önemine dikkat edilmiştir.
- Kanat profilinin geometrisi dikkate alınmıştır.
- Kanat profili etrafındaki akım, taşımanın oluşumu.
- Kanat profilinin etrafında oluşan akımın fiziksel yapısı hesaplanmıştır.
- Aerodinamik merkezin profile olan etkisi incelenmiştir.

- Kanat profilinin gösterdiği performans büyüklükleri incelenmiştir.

Kanat yapısı için kullanılacak rib, spar ve longeronlar balsadan lazer kesim ve çıta şeklinde bulundurulup montajlandıktan sonra kaplama malzemesi ile kanat yüzeyi (skin) el yatırması yöntemi ile gerçekleştirilecektir. Kaplama yapıldıktan sonra kaplama ütüsüyle sağlamlaştırılacaktır. Riblerin yerleşim sıklığı ve aralarındaki mesafelerin Ansys ortamında analizinin gerçekleştirilmesinden sonra bulunan ölçüler üretimde kullanılacaktır.



Şekil 7. Tasarlanan Hava Aracı Kanadı CAD çizimi

Kanatların profilleri, kanat tasarımında belirleyici bir faktördür. İdeallığı, aerodinamik olarak en verimli uçuşu sağlamaktır. Kanat profilleri, kanat boyunca değişiklik gösterir ve her noktada farklı bir şekle sahiptir. İHA’larda kanat profilini belirlemek için birkaç adım izlenir:

1. İhtiyaç analizi: Kanat tipi, boyutu, hızı ve hava tarafından oluşan kuvvetleri tanımlayan bir ihtiyaç analizi yapılır.

2. İşletme şartları: İHA’ların işletme şartları belirlenir. Bu şartlar ağırlık, hız, yolcu veya yük taşıma kapasitesi, manevra yeteneği ve motor özelliklerini içerir.

3. Kanat eğimi: Kanat eğiminin belirlenmesiyle birlikte ortası kanattan dışa doğru kanat profiline karar verilir.

4. Kord hatlarının belirlenmesi: Kord hatları kanat tipine göre tayin edilir. Kord çizgisi, kanat profili boyunca uzayan bir çizgidir. Kanat uzunluğunun yüzde ellisi kenar boyunca ortadan geçirilir ve bu çizgi kord hattı olarak kabul edilir.

5. NACA Airfoil tasarımı: Kanat profilinin tasarımında NACA (National Advisory Committee for Aeronautics) hava girişleri kullanılır. Bu profil tasarımları ince çizgileri de içerir. Numaralar, basınç dağılımı, maksimum kaldırma katsayısı, sürtünme ve cerme oranı için bir kanat profilini belirtir.

6. Bilgisayar simülasyonları: NACA tasarımı verileri, bilgisayar simülasyonlarına girilir ve tasarımın verimliliği test edilir.

7. Maket yapımı: Maket yapımı, kanat profili son şeklinin alması anlamına gelir. Bu aşamada, sürtünme, hava akışı ve aerodinamik özellikler üzerinde testler yapılarak sonuçlar değerlendirilir.

Kanat profillerinin formülleri, kütle ve hız gibi faktörlere bağlıdır ve genellikle bildirime ve bilgisayar simülasyonuna bağlıdır. Kanatlarda kullanılan bazı basit formüllerden bazıları ise şunlardır:

$$\text{- Kanat kaldırma kuvveti} = (1/2) \cdot \rho \cdot v^2 \cdot S \cdot C_L$$

Burada, ρ hava yoğunluğunu, v hızı, S kanat alanını ve C_L kanat kaldırma katsayısını simgeler.

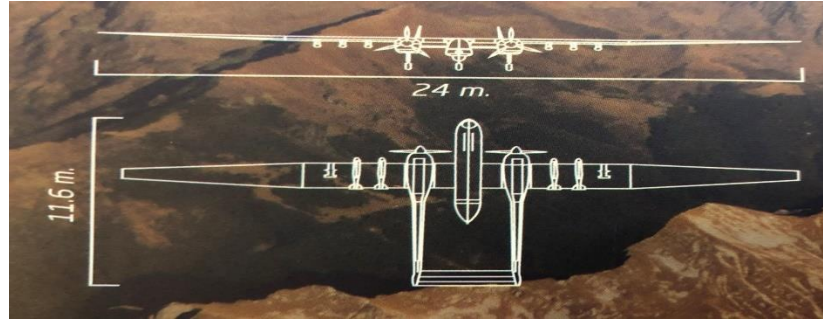
- Kanatın mostaki kurallarına uygun hareket etmesi için gereken en düşük

$$\text{hız} = \sqrt{(2W)/(\rho \cdot S \cdot C_{L\max})}$$

Burada, W uçağın ağırlığını, ρ hava yoğunluğunu, S kanat alanını ve $C_{L\max}$ değeri kanat kaldırma katsayısının maksimum olduğu hızı simgeler.

Bu formüller, kanat profilinin tasarımında birinci derecede öneme sahiptir ve kanadın ideal uzunluğunu, olağandışı durumlarda gereken manevra kabiliyetini ve uçuş verimliliğini belirler.

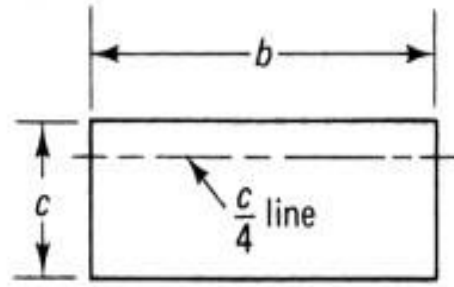
2.1.2.1. Kanat açıklığı (b)



Şekil 8.

Kanada yukarıdan bakıldığında yanlamasına doğrultuda kanadın bir ucundan bir ucuna olan mesafeye denir.

İHA'nın kanat profili olarak seçilen NACA 4412 profili için tasarladığımız geometrik boyutlara bakacak olursak: Dikdörtgen kanadımızın kanat açıklığı 2,5 metre, veter uzunluğu 0,25 metredir. Bu bilgiler ışığında kanat alanı hesabı yapacak olursak $0,625 \text{ m}^2$ olarak bulunacaktır.



Rectangular wing

Şekil 9. Kanat Açıklığı Hesaplaması

$$S = b \times c$$

S= Kanat Alanı

b= Kanat Açıklığı

c = Veter Uzunluğu

$$S = 2,5\text{m} * 0,25\text{m}$$

S= $0,625\text{m}^2$ olarak bulunmuştur.

2.1.2.2. Kalınlık oranı (t)

Profilin üst yüzeyi ile alt yüzeyi arasında, veter hattına dik çizilerek elde edilen mesafedir. Hücüm kenarında sıfırdan başlar ve firar kenarında sıfıra çok yaklaşarak sona erer. Veter hattı boyunca aldığı en büyük değere maksimum kalınlık, bu kalınlığın olduğu yere de maksimum kalınlık noktası denir. Maksimum kalınlığın veter uzunluğuna oranına da kalınlık oranı denir.

Kalınlık oranı %6' dan az olan profiller ince profil, %10-14 arasında olanlar orta kalınlıkta profil, %14' ten büyük olan profiller de kalın profil olarak anılmaktadır. Taşıma, stall karakteristiği, sürüklenme ve yapısal ağırlık üzerinde doğrudan etkilidir. Kalınlık oranındaki artış, uçak ağırlığı üzerinde önemli bir etki göstermektedir. Kalınlık oranının artması sürüklenmeyi de artıracaktır.

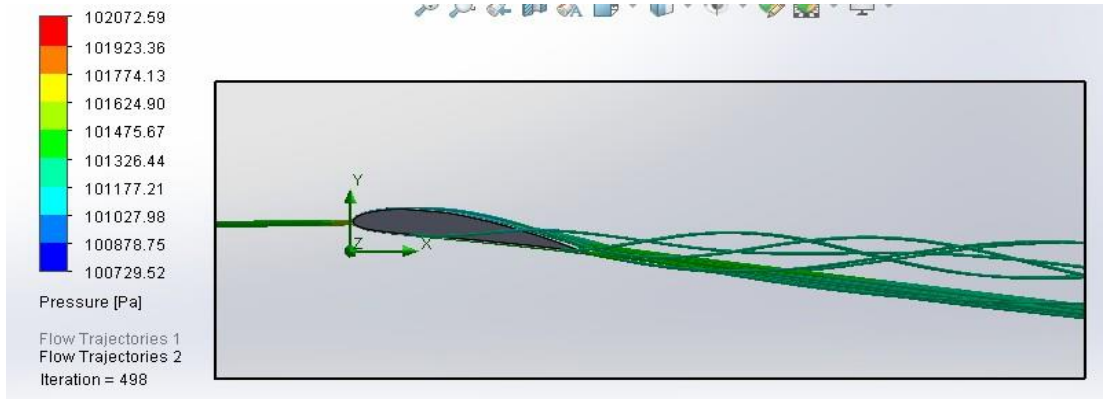
2.1.2.3. Stall karakteristiği

Uçuş halindeki bir hava aracının kanatlarında elde edilen kaldırma kuvvetinin (lift) yerçekimine karşı gelememe durumudur. Başka bir deyişle kanatlardaki kaldırma kuvvetinin uçağı taşıyamayacak kadar azalmasıdır. Stall kanardın hücüm açısının belirli bir değerin üzerine çıktığında ortaya çıkar.

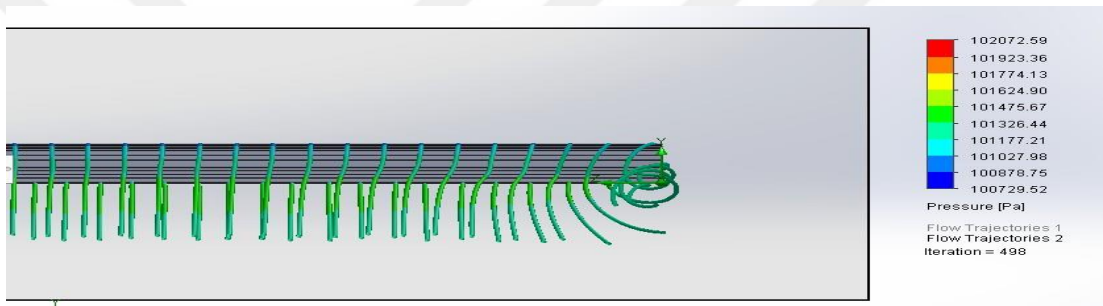
Uygulanan ANSYS programından ve Solidworks programından yapılan testler aşağıdadır.

Kanat tasarımı yapılırken elde edilen grafikler ve grafiklerin yorumlaması aşağıda mevcuttur. Ayrıca bu grafiklerden elde edilen 1-Cp ve 1-Cl noktaları bulunmuştur. Bu noktalar sayesinde XFRL5 programında kanat profili yüklenmiş ve kanat profiline testler yapılmıştır. Ayrıca XFRL5 programında baştan kanat tasarımı da yapılmıştır. Yapılan analizler incelenmiştir.

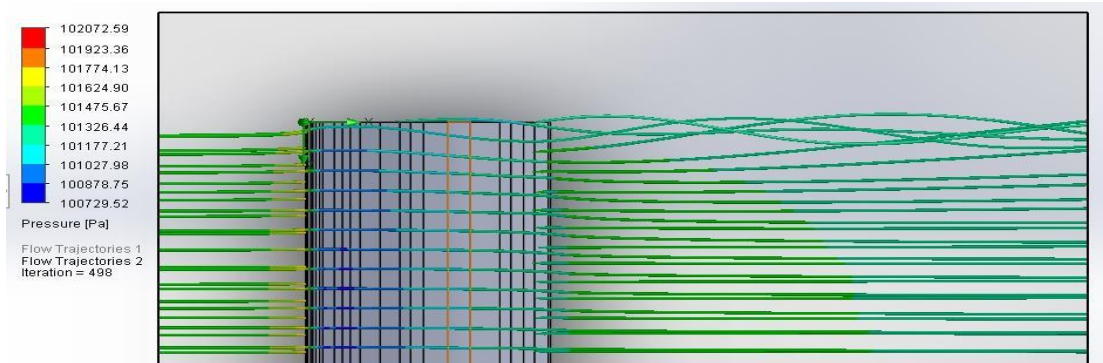
2.1.2.4. Tasarlanan Kanat Profiline Ait Analizler



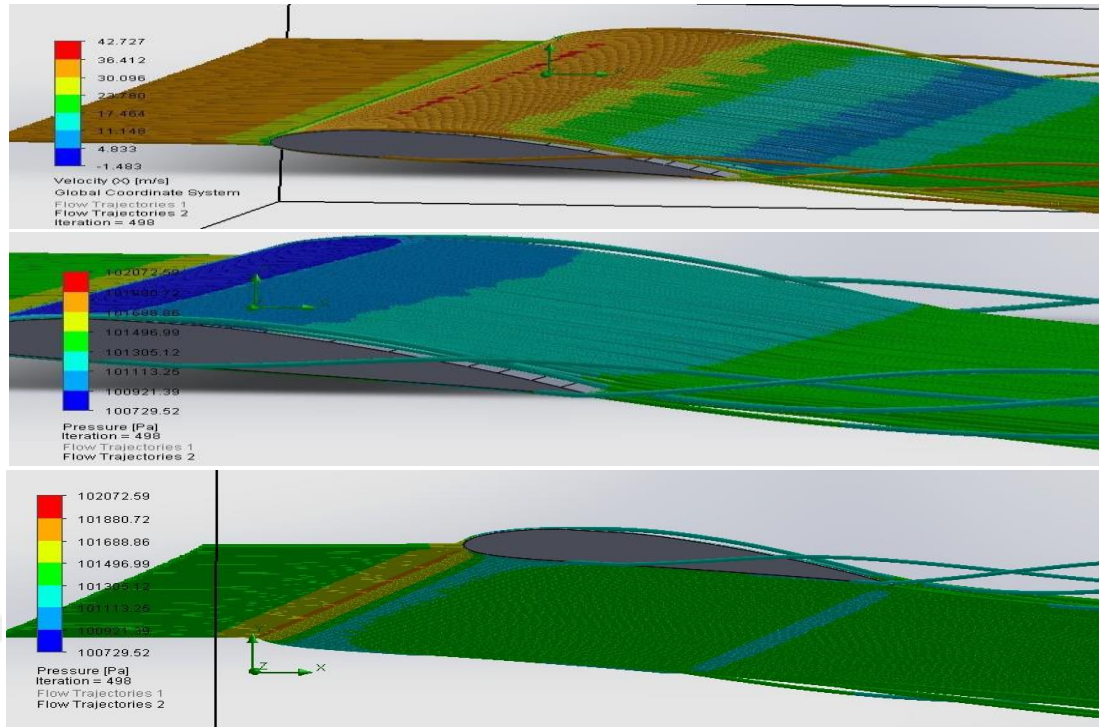
Grafik 1. Ansys Programı Analizleri Grafiği



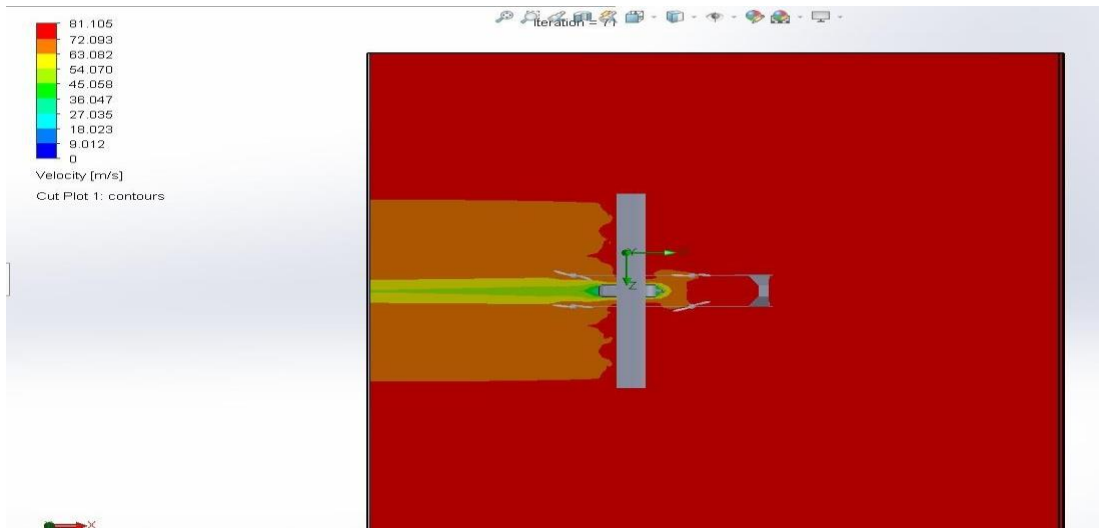
Grafik 2. Ansys Programı Analizleri Grafiği



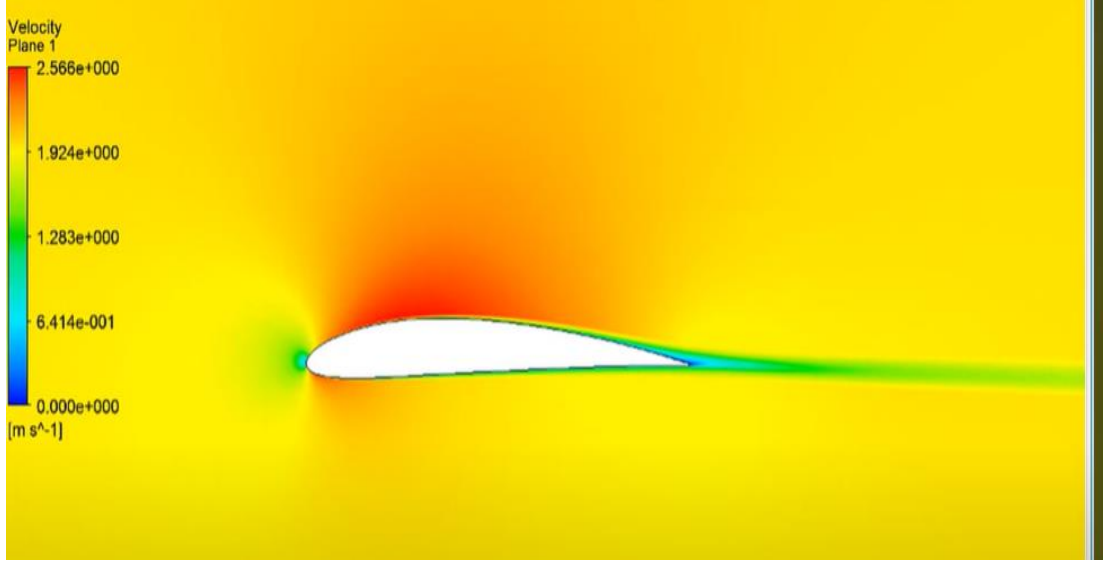
Grafik 3. Ansys Programı Analizleri Grafiği



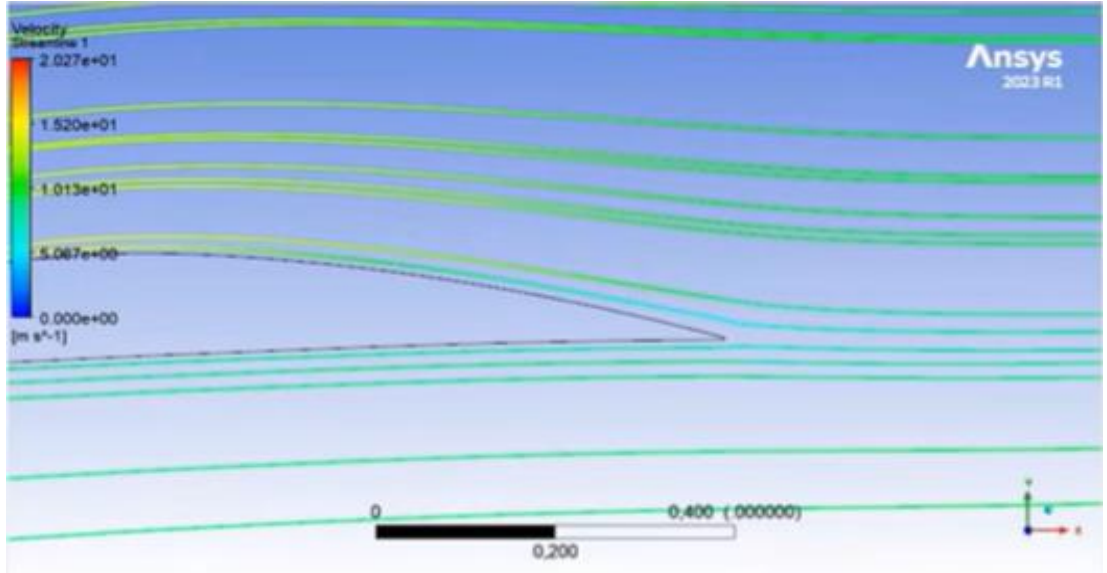
Grafik 4. Ansys Programı Analizleri Grafiği



Grafik 5. Ansys Programı Analizleri Grafiği



Grafik 6. Ansys Programı Analizleri Grafiği



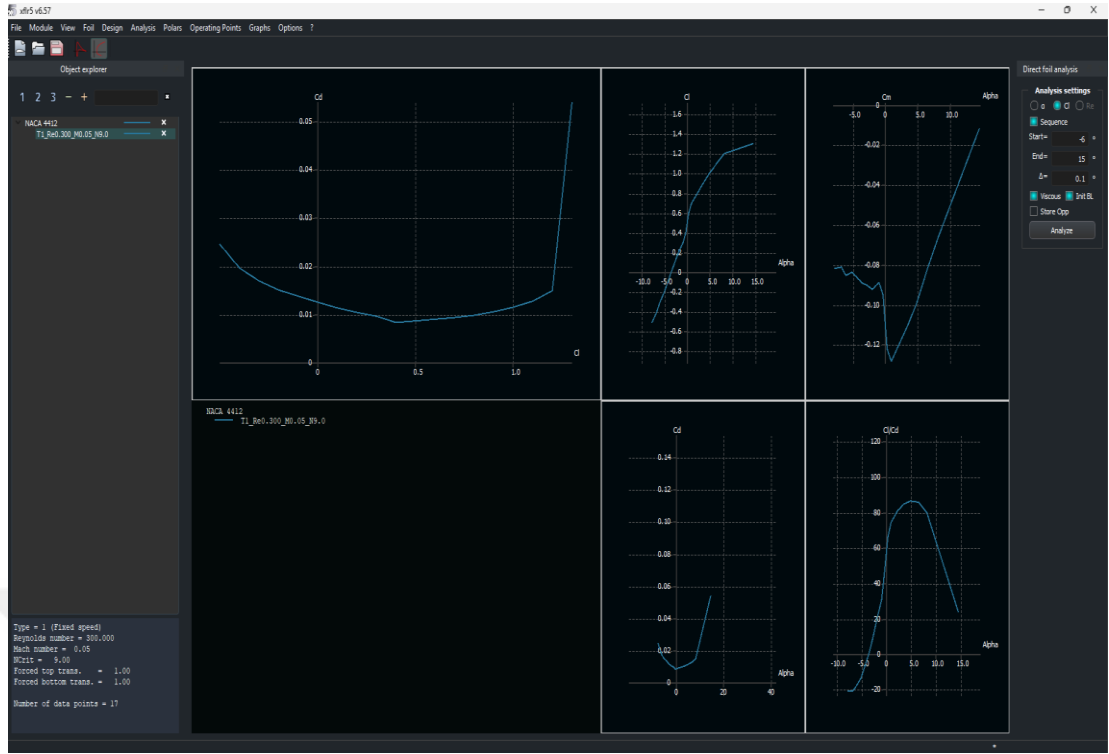
Grafik 7. Ansys Programı Analizleri Grafiği

2.1.2.4.1 Ansys ve Solidworks Grafikleri ve Yorumlanması

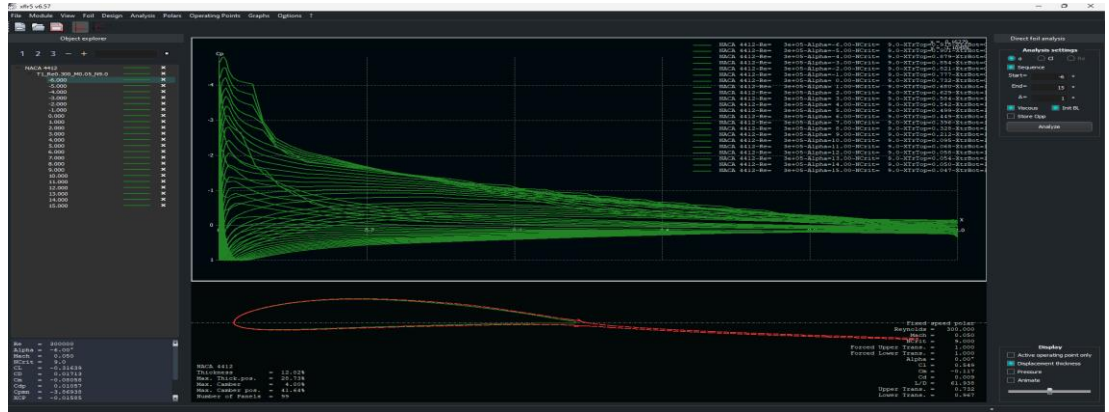
Yapılan testlerin yorumlanması velocity ve pressure analizleri 2500 mm uzunluğunda 250 mm veter hattı uzunluğu için naca 4412 analizi için yapılmıştır.

En büyük L/D oranını yaklaşık olarak veren 4 derece hücum açısında, 33,2 km/s hız alınarak, yüzey kabalığı 30 mikrometre'de, NACA 4412 kanat profili 250 mm veter uzunluğu alınarak 2,5 metre uzunluğundaki kanat için analiz yapılmıştır. Analiz sonucunda kanat uçlarında basınç farkından dolayı girdaplar oluşmaktadır. Bu girdaplar indüklenmiş sürüklemeyi arttırır. Fakat uçağımızın maksimum hızı 33,2 m/s olduğu için bu hız civarlarında kanat ucu girdaplarının çok büyük bir sürükleme yapmadığı görülmektedir. Bu yüzden kanat uçlarında 'winglet' kullanılmasına gerek yoktur.

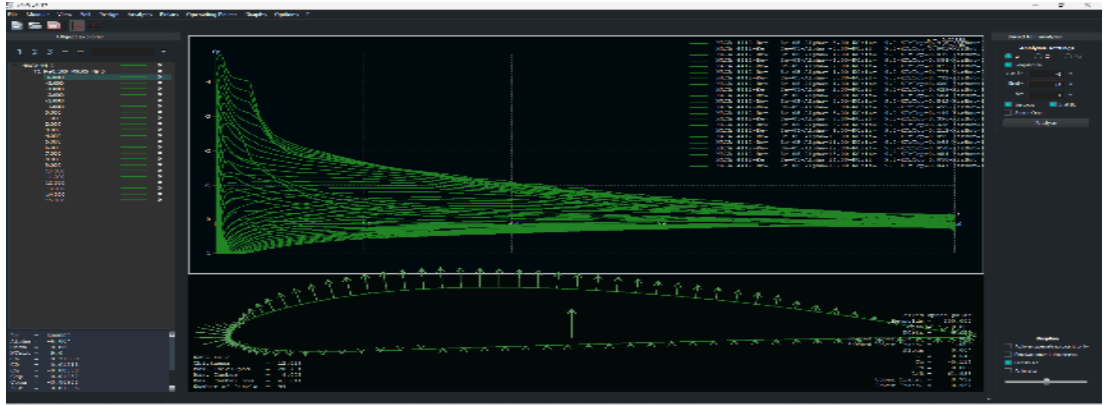
Şekil 10- Xfr15 Kanat Profili Genel Görünüş



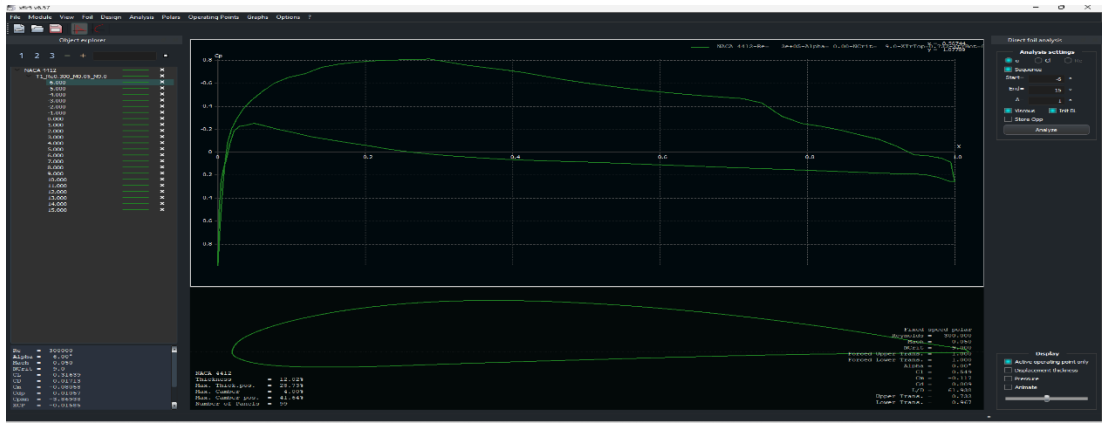
Şekil 11- Xflr5 300000Reynolds Sayısı ve 0.05 Mach Sayısı Genel Analiz Değerleri



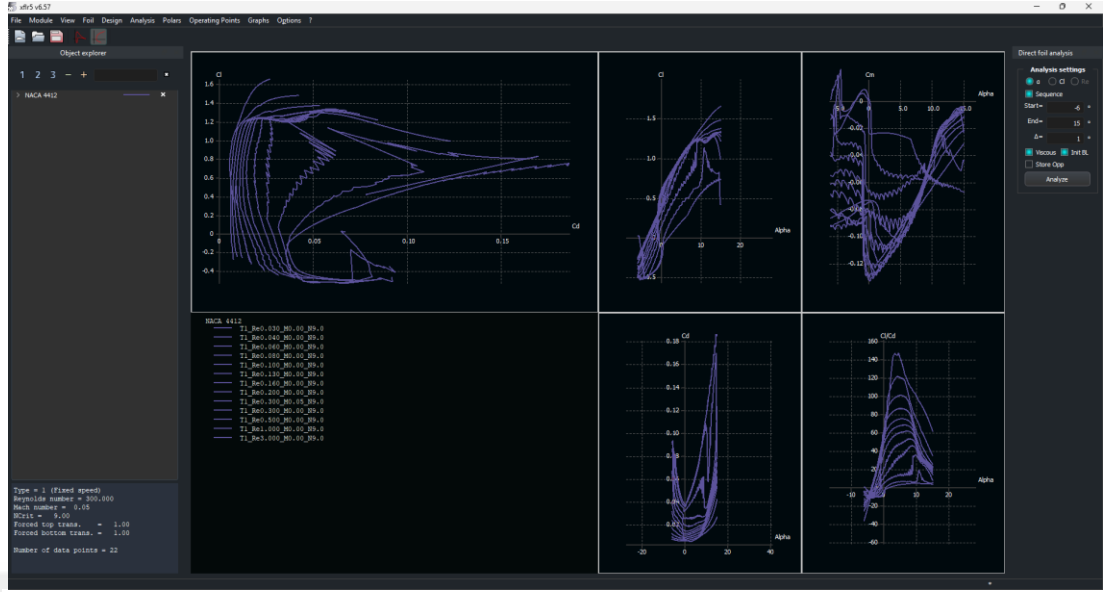
Şekil 12- Xflr5 Kanat Yer Değiştirme Kalınlığı



Şekil 13- Xflr5 Kanat Basınç Dağılımı



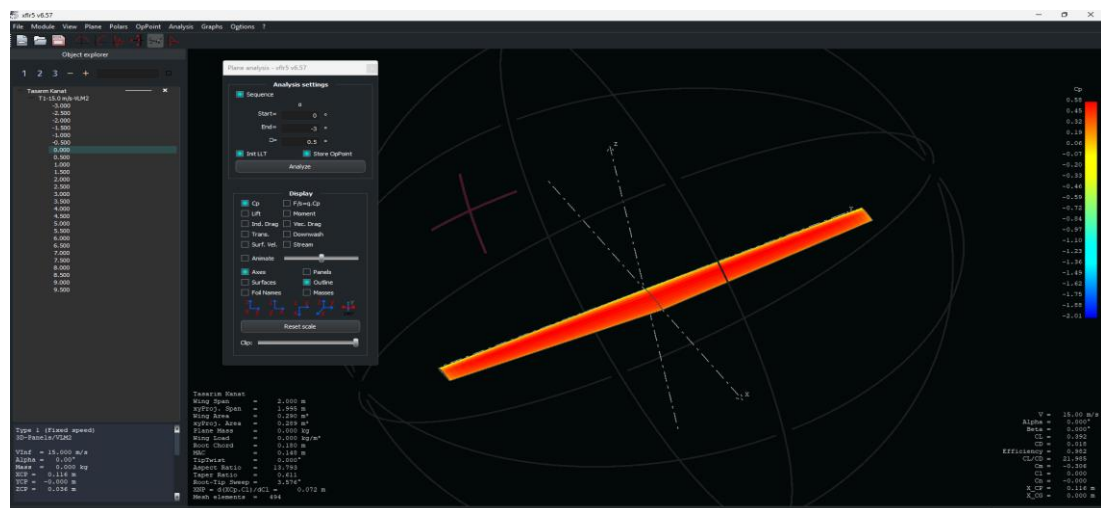
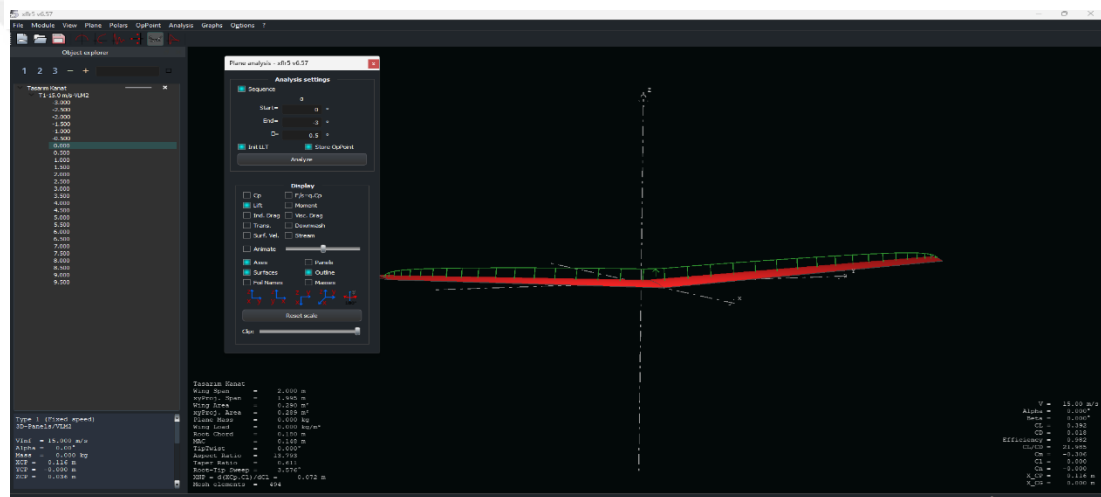
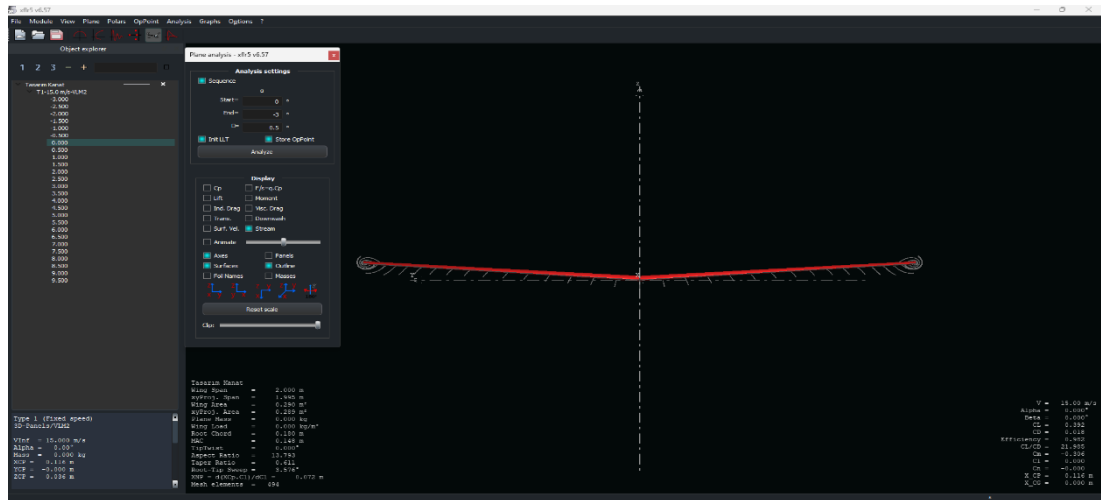
Şekil 14- Xflr5 Kanat Aktif Çalışma Noktası Aralığı



Şekil 15- Xflr5 Kanat Batch Analizi

Böyle bir çalışmada amacı analitik yolla bir kanat profili tasarımı yapabilmektir. Bu kanat profilinin potansiyel akım karakteristikleri tam (exact) olarak elde edilebilmektedir ki bu bilgileri başka bir sayısal yöntemi test etmek için kullanmak mümkündür. Bu Matlab programıyla yapılmıştır. XFLR5 programı ile hem potansiyel akım çözümü (C_{pi} , Q_i), hem de viskoz akım çözümü (C_{pv} , Q_v) yapılmıştır.

Viskozite etkisi ne kadar olduğu bulunmuştur. XFLR 5 ile elde edilen viskoz akış ve potansiyel akış sonuçları (C_{pv} ve C_{pi}) karşılaştırılarak aradaki farklılıklara bakılmıştır, böylece viskozitenin aerodinamik olay üzerinde ne kadar etkisi olduğu irdelenmiştir.



2.1.3. Kuyruk tasarım süreçleri

Kuyruk tasarımı kuyruk taşıması için oldukça önemlidir. Tasarımda kuyruk taşıma formülünden hesapla kuyruk tasarımı yapılmıştır. Kuyruk tasarımı yaparken aşağıdaki adımlar dikkate alınmıştır.

-Gereksinimlerin Belirlenmesi: İlk adım, İHA'nın performans gereksinimlerinin belirlenmesidir. Bu gereksinimler arasında, uçuş menzili, hız, yük kapasitesi ve manevra kabiliyeti gibi faktörler yer alabilir.

-Kuyruk Konfigürasyonunun Belirlenmesi: Kuyruk tasarımı, birçok farklı konfigürasyonda gerçekleştirilebilir. Bu nedenle, İHA'nın performans gereksinimleri ve uçuş amacına bağlı olarak, en uygun kuyruk konfigürasyonu belirlenir.

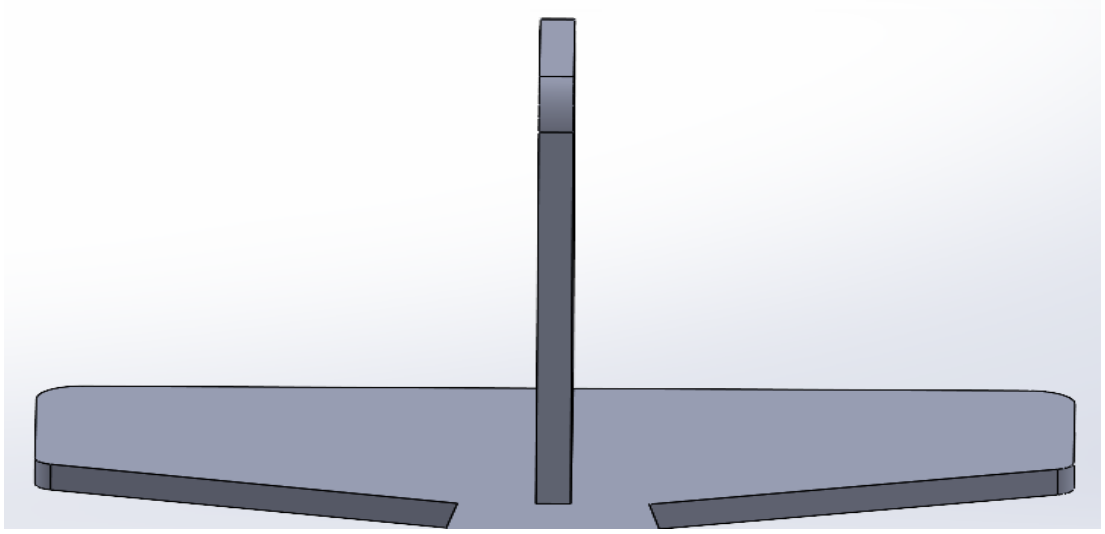
-Boyutlandırma: Kuyruk tasarımının bir sonraki adımı, boyutlandırmadır. Bu adımda, kuyruk yüzey alanları ve boyutları, ağırlık ve denge gereksinimleri gibi faktörler dikkate alınarak belirlenir.

-Aerodinamik Analiz: Kuyruk tasarımı, aerodinamik analizle doğrulanmalıdır. Bu adım, kuyruk yüzeylerinin aerodinamik performansının değerlendirilmesini içerir.

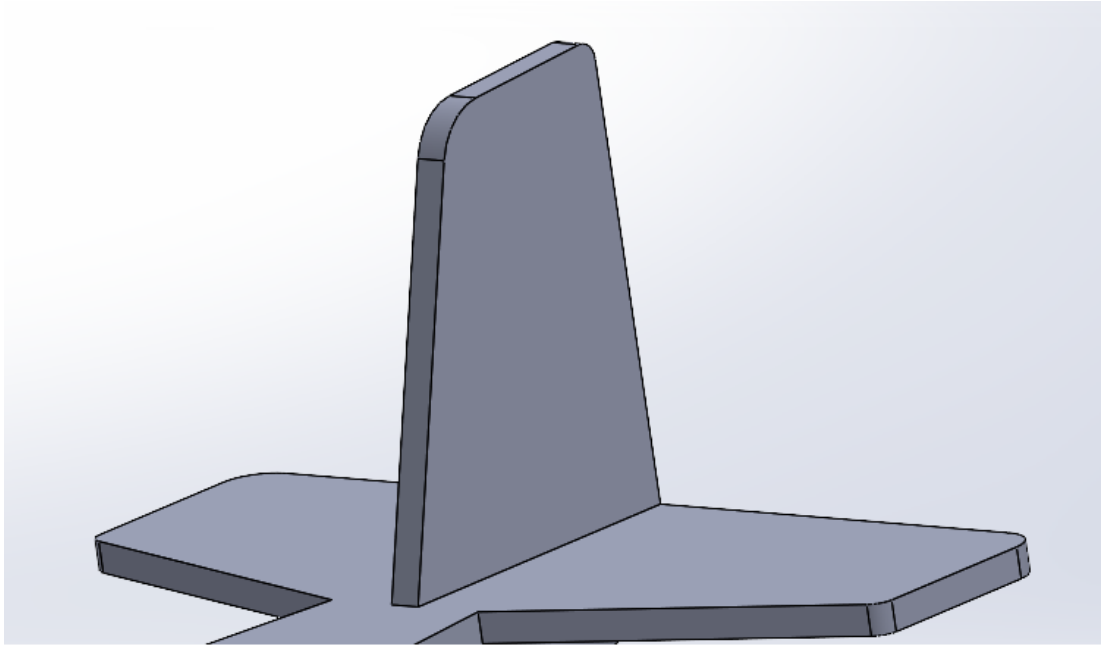
-Malzeme ve İmalat Seçimi: Kuyruk tasarımının son adımı, uygun malzemelerin ve imalat yöntemlerinin seçimidir. Bu adım, kuyruğun mukavemeti, ağırlığı ve imalat kolaylığı gibi faktörleri dikkate alır.

Tüm bu adımlar, İHA'nın kuyruk tasarımı için bir temel oluşturur. Ancak, tasarım süreci, tasarım gereksinimleri ve uçuş amacına bağlı olarak farklılık gösterebilir.

Kuyruk tasarımı yapılırken NACA 0009 profili incelenmiştir. Bu profilden esinlenerek İHA'nın kuyruğu tasarlanmıştır. Kuyruk taşıma hesapları performans hesapları kısmında verilmiştir.



Şekil 21. Tasarlanan Hava Aracı Kuyruk CAD Çizimi



Şekil 22. Tasarlanan Hava Aracı Kuyruk CAD Çizimi

2.1.4. Pervane tasarım süreçleri

Pervane tasarımı yapılırken en önemli kriterlerden birisi pervanelerin motorla olan uyumu sonucu oluşturacağı itki kuvvetidir. Motorlara uygun pervaneler belirlendikten sonra aşağıdaki adımlar dikkate alınmıştır. (Pervane 2022).

-Gereksinimlerin Belirlenmesi: İlk adım, İHA pervanesinin performans gereksinimlerinin belirlenmesidir. Bu gereksinimler arasında, uçuş performansı, yük taşıma kapasitesi, pervane sayısı ve boyutları gibi faktörler yer alabilir.

-Konfigürasyonun Belirlenmesi: Pervane tasarımı, birçok farklı konfigürasyonda gerçekleştirilebilir. Bu nedenle, İHA'nın performans gereksinimleri ve uçuş amacına bağlı olarak, en uygun pervane konfigürasyonu belirlenir.

-Geometrik Tasarım: Pervane tasarımının bir sonraki adımı, geometrik tasarımıdır. Bu adımda, pervane kanat yüzeyleri, kanat profili, kanat sayısı, kanat açısı, kanat boyutları ve diğer faktörler belirlenir.

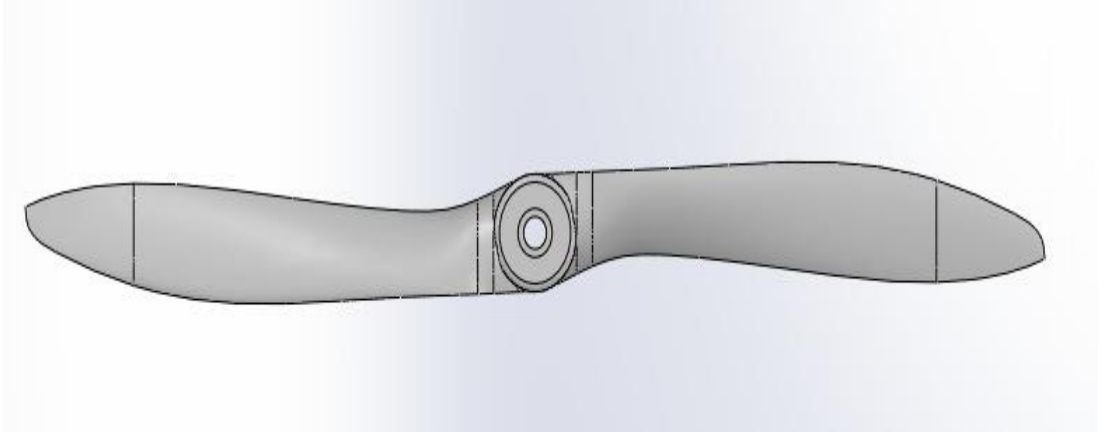
-Aerodinamik Analiz: Pervane tasarımı, aerodinamik analizle doğrulanmalıdır. Bu adım, pervane kanat yüzeylerinin aerodinamik performansının değerlendirilmesini içerir.

-Yapısal Analiz: Pervane tasarımı, aynı zamanda yapısal analizle de doğrulanmalıdır. Bu adım, pervanenin mukavemeti, ağırlığı, titreşim ve gürültü kontrolü gibi faktörleri dikkate alır.

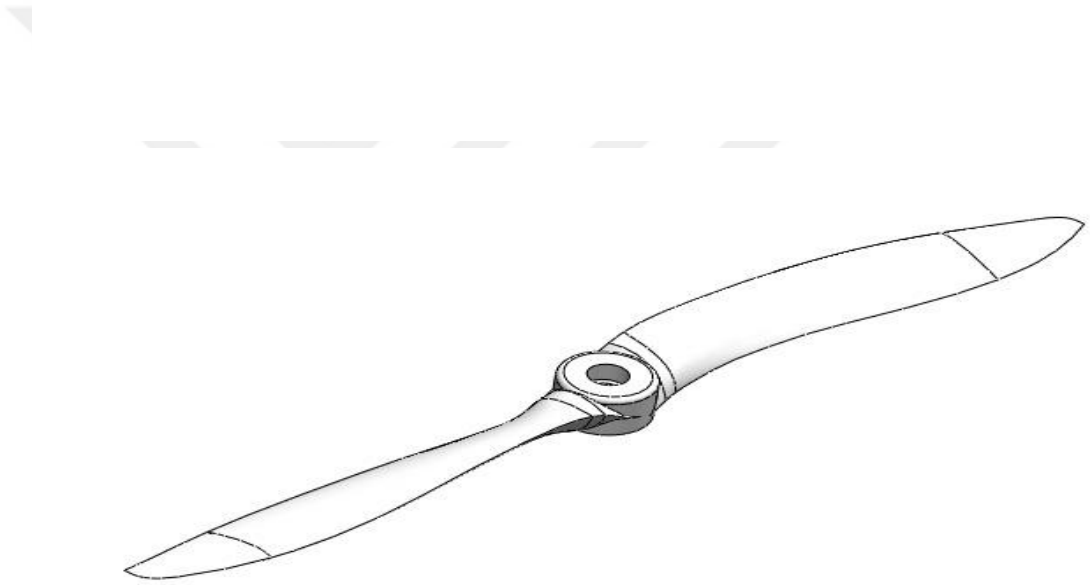
-Malzeme ve İmalat Seçimi: Pervane tasarımının son adımı, uygun malzemelerin ve imalat yöntemlerinin seçimidir. Bu adım, pervanenin mukavemeti, ağırlığı, titreşim ve gürültü kontrolü gibi faktörleri dikkate alır.

Tüm bu adımlar, İHA'nın pervane tasarımı için bir temel oluşturur. Ancak, tasarım süreci, tasarım gereksinimleri ve uçuş amacına bağlı olarak farklılık gösterebilir.

Seçilen motorlara uygun olarak APC 13x8 inç formatındaki pervaneler seçilmiştir. Oluşturduğu itki kuvveti performans hesapları kısmında gösterilmiştir.



Şekil 23. Tasarlanan Hava Aracı Pervanesi CAD Çizimi



Şekil 24. Tasarlanan Hava Aracı Pervanesi CAD Çizimi

2.1.5. İniş takımı tasarımı

İniş takımı tasarımı yapılırken aşağıdaki maddeler dikkate alınmıştır.

-Gereksinimlerin Belirlenmesi: İlk adım, İHA'nın iniş takımı performans gereksinimlerinin belirlenmesidir. Bu gereksinimler arasında, iniş ve kalkış yüzeylerinin özellikleri, iniş sırasındaki hız ve yükseklik, yere yaklaşma açısı ve iniş takımının ağırlığı gibi faktörler yer alabilir.

-Konfigürasyonun Belirlenmesi: İniş takımı tasarımı, birçok farklı konfigürasyonda gerçekleştirilebilir. Bu nedenle, İHA'nın performans gereksinimleri ve uçuş amacına bağlı olarak, en uygun iniş takımı konfigürasyonu belirlenir.

-Geometrik Tasarım: İniş takımı tasarımının bir sonraki adımı, geometrik tasarımıdır. Bu adımda, iniş takımının yapısı, tekerlek boyutları, ağırlığı, amortisörleri ve diğer faktörler belirlenir.

-Yapısal Analiz: İniş takımı tasarımı, yapısal analizle de doğrulanmalıdır. Bu adım, iniş takımının mukavemeti, ağırlığı, titreşim ve darbe kontrolü gibi faktörleri dikkate alır.

-Malzeme ve İmalat Seçimi: İniş takımı tasarımının son adımı, uygun malzemelerin ve imalat yöntemlerinin seçimidir. Bu adım, iniş takımının mukavemeti, ağırlığı, titreşim ve darbe kontrolü gibi faktörleri dikkate alır.

Tüm bu adımlar, İHA'nın iniş takımı tasarımı için bir temel oluşturur. Ancak, tasarım süreci, tasarım gereksinimleri ve uçuş amacına bağlı olarak farklılık gösterebilir. Örneğin, İHA'nın sert zeminde mi yoksa yumuşak zeminde mi iniş yapacağına bağlı olarak, iniş takımı tasarımı değişebilir.

Bu adımlar doğrultusunda iniş takımları özgün olarak tasarlanmış olup istenildiği takdirde kızıllı bir yapı da kullanılabilir. İHA'nın VTOL özelliği sayesinde pist uzunluğuna ihtiyaç duymayarak kalkış yapması da büyük bir avantaj durumundadır ve ana motordan ayrı olarak üzerinde bulunan dikey iniş ve kalkış özelliğini sağlayan 4 adet motorla quadcopter mantığında gerektiği durumda konfigürasyonlar ayarlanarak kontrol sağlanabilir yine bu durum da kendisini diğer İHA'lerden farklı yapan bir diğer yanıdır.



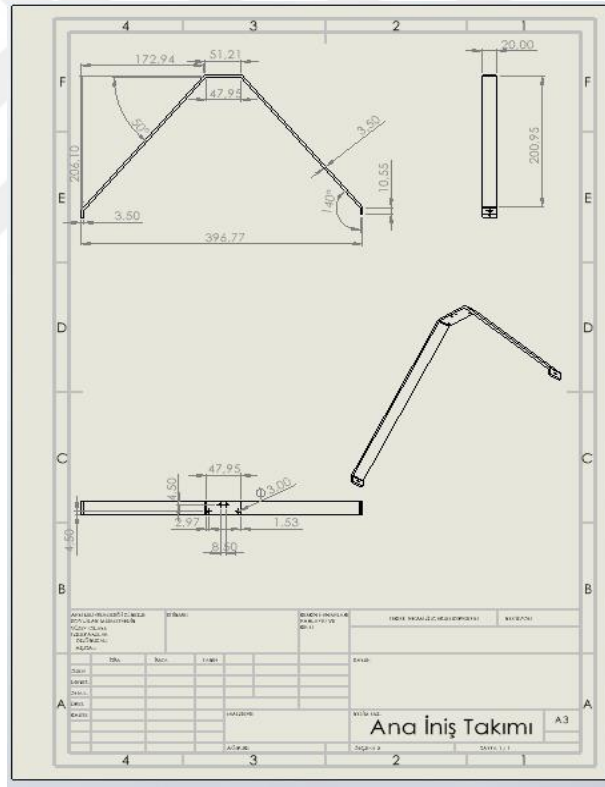
Şekil 25. Tasarlanan Hava Aracı İniş Takımı CAD Çizimi



Şekil 26. Tasarlanan Hava Aracı İniş Takımı CAD Çizimi



Şekil 27. Tasarlanan Hava Aracı İniş Takımı CAD Çizimi



Şekil 28. Tasarlanan Hava Aracı İniş Takımı CAD Çizimi

2.2.İHA'nın Genel Mekaniksel Tasarım Süreci

İHA'nın gerekli şartlar göz önüne alınarak yapılan hesaplamalar ve gerekli ölçüler belirlenmiştir. Belirlenen ölçüler sonucunda analizler yapılmıştır.

2.2.1. İHA'nın yapımında seçilen malzemeler ve geometrik ölçüleri

İHA'nın önceden belirlenmiş görevleri yerine getirebilmesi için yer kaplayacak malzemelerin rahat montajlanabilmesi adına İHA gövdesi 490mm x 150mm x 150mm boyutlarında tasarlanmıştır. Kanat 2,5 metre açıklık ve 0,25 metre veter boyutlarında NACA 4412 profili olarak belirlenmiştir. Kuyruk yüzey ölçüleri 170mm x 385mm'dir. Kanat ve kuyruk için taşıma hesabı:

$$L = \frac{1}{2} * \rho * V^2 * S * c_L$$

Formülü gereğince yapılmış olup, her bir komponentin ağırlık merkezi ve ağırlığı dikkate alınarak insansız hava aracının burun noktasına göre takribi ağırlık merkezi bulunmuştur. Kanadın ve kuyruğun taşımadan dolayı oluşturacağı momentler de göz önüne alınarak kuyruk konumlandırılması ve ağırlık merkezi belirlenmiştir. VTOL özelliği gösterecek motor ve pervaneler için boru şeklinde bir destek hattı oluşturulmuştur. Dengeli taşıma için yerleri ağırlık merkezine göre simetrik olarak belirlenmiştir.

$$L = \frac{1}{2} * \rho * V^2 * S * c_L$$

Formülü gereğince kanat ve kuyruk için taşıma hesapları:

$$L_{Kanat} = \frac{1}{2} \left(1,112 \frac{kg}{m^3} \right) \left(16,36 \frac{m}{s} \right)^2 (0,625m^2)(1,2002) = 111,628N$$

$$L_{Kuyruk} = \frac{1}{2} \left(1,112 \frac{kg}{m^3} \right) \left(16,36 \frac{m}{s} \right)^2 (0,05190m^2)(0,6195) = 4,784N$$

(İkinci taşıma denkleminde kullanılan alan kuyruğun taşıma oluşturacak alanıdır. Yukarıda verilen kuyruk ölçüsü ise kuyruğun uç noktalarından 3-D olarak alınmış veridir.)

Aerodinamik merkez çeyrek veter noktası etrafındadır kanatları bu kapsamda düşünerek ağırlık merkezine göre moment hesabı yapacak olursak; (RAYMER, 2006.)

$$M_0 = M_{KUYRUK} + M_{KANAT}$$

Moment formülünden

$$111,628N \times (341,7876287 - 302,5)mm = 4,78 \times Xmm$$

ise

X=917,48 mm yani kuyruğun çeyrek veter konumlandırılması 0,916 metre olduğu takdirde kararlılık için doğru sonuç vereceği görülmüştür.

$$X = \frac{X_1A_1 + X_2A_2 + \dots}{A}$$

$$Y = \frac{Y_1A_1 + Y_2A_2 + \dots}{A}$$

Ağırlık merkezi formülünce ağırlık merkezi hesaplanmıştır.

Unsur	Boy (mm)	En (mm)	Derinlik (mm)
Gövde	490	150	150
Kanat	2500	200	32
Kuyruk	239	217	415
Destek Hattı (VTOL için Pervanelerin Oturacağı Boru)	1500	29	29
Unsur	Pervane Çapı (mm)	Merkez Çapı (mm)	Mil Çapı (mm)
Pervane	330,2	25,4	6,35

Tablo 1. Tasarlanan Hava Aracı Mekanik Ölçüleri

2.2.2. İHA'nın hareket mekanizmaları

İHA'nın çift fonksiyonlu (hem sabit kanat hem döner kanat) olması sebebiyle X, Y, Z eksenlerinde hareket kabiliyeti yüksektir. Çift fonksiyonlu olduğu için döner kanat formunda vtol iniş- kalkış yapıp, yerden yükseldikten sonra döner kanat formuna geçip yanal ve yatay hareket gerçekleştirebilecektir.

2.2.3. İHA'nın kütle hesabı

İHA'nın mekanik kütlesi, aviyonik kütlesi, faydalı yük sistemi ve ekipmanlarına ait kütleyle beraber nihai uçuş ağırlığı bataryalar hesaba katılarak hesaplanmıştır.

Unsur	Ağırlık (gr)	C.G. Horizontol Location (mm)	C.G. Vertical Location (mm)
Gövde	2113	353,33	0
Kanat	2178	364,7	6,8
Kuyruk	1429	886,03	113,17
Sıkıştırılmış Hava	200	450	0
Faydalı Yük	2000	210	0
Toplam	7900	341,7876287	13,1528019

Tablo 2. Tasarlanan Hava Aracı Kütle Ölçüleri

2.2.4. İHA'nın havada kalma süresi

Örnek hesaplama max. Uçuş zamanı:

(Bataryanın mAh değeri /1000) / Motorun çektiği Amper = 0,11 x 60 = Uçuş süresi (Dakika)

Bataryamızın özelliklerini ve motorun çektiği amper değeri ile hesaplama sonucu insansız hava aracının havada kalış süresi 14,36 dakika olarak bulunmuştur.

2.3 İHA'nın Matematiksel Performans Hesaplamaları

Tasarlanan İHA'ya ait matematiksel hesaplamalar yapılmıştır. Bu matematiksel hesaplamalar tasarım yapılırken göz önüne alınmıştır.

2.3.1. Reynolds sayısı

Atalet kuvvetlerinin viskoz kuvvetlere oranıdır.

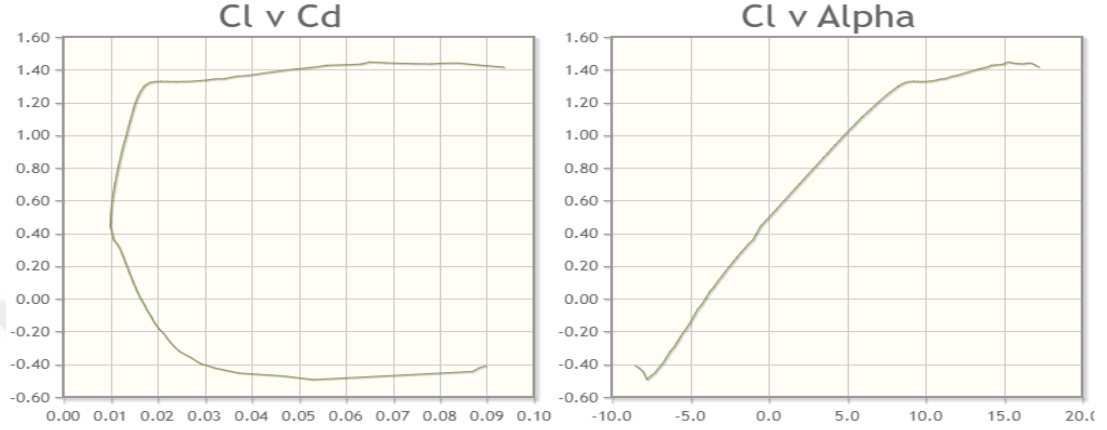
Hava aracının seyir hızı uçuşu sırasındaki Reynolds Sayısının hesabını yapmak

$$\text{istersek: } Re = \frac{\rho \vec{V} l}{\mu} = \frac{\left(\frac{1,112 \text{ kg}}{\text{m}^3}\right) \left(\frac{16,36 \text{ m}}{\text{s}}\right) (0,25 \text{ m})}{1,758 \times 10^{-5} \frac{\text{kg}}{\text{ms}}} = 340,463 \quad (\text{RAYMER, 2006.})$$

Re= Reynolds Sayısı - **l** = Viter uzunluğu - **ρ** = yoğunluk - **μ** = Viskozite -

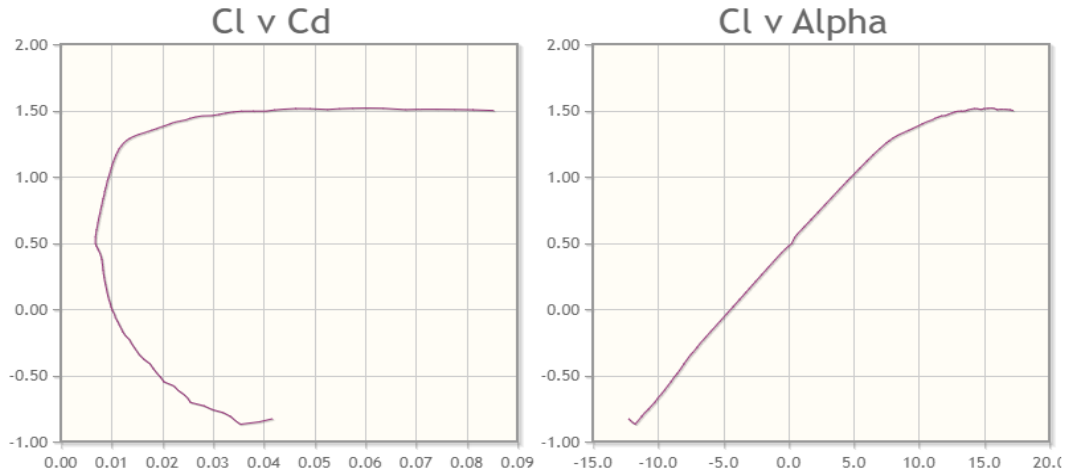
$$\vec{V} = H_{iz}$$

Airfoil Tools sitesinde NACA 4412 kanat profili için sırasıyla 200000 ve 500000 Reynolds Sayısındaki grafikler aşağıda görüldüğü gibidir. (NACA Airfoil 2022).



Grafik 8. Tasarlanan Hava Aracı Reynolds Sayısı Grafikleri

200000 Reynolds Sayısı için Grafikler



Grafik 9. Tasarlanan Hava Aracı Reynolds Sayısı Grafikleri

500000 Reynolds Sayısı için Grafikler

2.3.2. Stall hızı

İHA'nın havada sabit irtifada uçuş gerçekleştirmesi için minimum tutunma hızında uçuş gerçekleştirmesi gerekmektedir. Bunun için stall hızı hesabının yapılması elzemdir.

$$\vec{V}_{stall} = \sqrt{\frac{2mg}{\rho S c_L}} = \sqrt{\frac{2 (7,9kg) \left(\frac{9,81m}{s^2}\right)}{\left(\frac{1,112kg}{m^3}\right) (0,625m^2) (1,2002)}} = 13,64 \frac{m}{s}$$

Yapılan hesaplamada stall hızının 13,64 m/s olduğu ortaya çıkmıştır. Fakat güvenli uçuş için $1,2\vec{V}_{stall}$ hızına sahip olunması gerektiğini varsayarsak hava aracının 16,36 m/s hızla uçuş gerçekleştirmesi gerektiği görülmektedir.

2.3.3. Pervaneden elde edilecek itki

$$T = c_T \rho n^2 D^4$$

c_T = Pervane Sabiti - n = Bir Saniyedeki Devir - D = Pervane Çapı (m)
- ρ = yoğunluk

KV: Hız sabitidir. Yani motorun dakikadaki devri ile çektiği voltaja oranıdır (RPM/V).

Formülümüze bakacak olursak n değerimizin 1 dakikadaki devir sayısı hesabı için motorun hız sabiti (kv) ile kullanılacak pilin voltaj değerinin çarpılmasıyla elde edilir.

SUNNYSKY X3520 KV720 fırçasız motor için bakacak olursak: 2 adet 6S'lik pil kullanıldığından voltajımız 44,4V maksimum değerindedir. Yani:

$$720 \times 44,4V = 31,968 \text{ devir/dakika}$$

Dakikadaki devrimizin 31,968 olduğunu görülmektedir. Yarım gaz ile uçuş gerçekleştireceğimizi düşünerek voltaj değerini ikiye bölüp işlemi gerçekleştirelim.

$$720 \times \frac{44,4}{2} = 15,984 \text{ devir/dakika}$$

Yarı devir anında dakikadaki devir sayısı 15,984 devir/dakikadır. Saniyedeki devir ise:

$$15984/60=266 \text{ devir/saniye}$$

gelmektedir. Yani n değeri bu şekilde tespit etmiş bulunmaktadır.

c_T değeri de üretici firmanın adresini inceleyerek elde edilmiştir.

Yoğunluk olarak da deniz seviyesindeki hava yoğunluğunu ($1,225\text{kg/m}^3$) alıp formül düzenlenirse:

$$T = (0,0961) \left(\frac{1,225\text{kg}}{\text{m}^3} \right) (266)^2 (0,33\text{m})^4$$

$T=98,782$ Newton geldiği görülmektedir. Yani yarım gaz ile ulaşılan itki kuvvetini bu şekilde bulunmuştur.

Bir motorun ürettiği itki kuvvetini $98,782$ Newton olarak bulunmuştur. İHA'nın dikey kalkış için var olan eş dört adet motorun oluşturacağı itki kuvveti için bakacak olursak:

$$= 98,782\text{N} \times 4 = 395,128\text{N}$$

İHA'ya etki eden $395,128$ Newtonluk üretilecek itki ile İHA'nın ağırlığını hesaplayarak yorumlarsak:

$$N = m \times \vec{g}$$

$$N = (7,900\text{kg}) \times \left(9,81 \frac{\text{m}}{\text{s}^2} \right) = 77,49\text{N}$$

İtki/ağırlık hesabı yapıldığında görüldüğü üzere ağırlığın, hover durumunda bile, neredeyse 3 katı kadar bir itki oluşturulmaktadır. Yani seçilen pervane, motor ve pil İHA'nın uçuş gereksinimlerini sağlamış olduğu görülmektedir.

2.3.4. Taşıma performansı

İHA'nın seyir hızındaki hızı için taşıma formülünü uygularsak:

$$L = \frac{1}{2} * \rho * V^2 * S * c_L$$

$$= \frac{1}{2} \left(1,112 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3} \right) \left(16,36 \frac{\text{m}}{\text{s}} \right)^2 (0,625\text{m}^2) (1,2002) = 111,628\text{N}$$

Sonucun 193,328 Newtonluk bir taşıma kuvveti oluşturduğunu görülmektedir. Taşıma kuvveti normal İHA'nın ağırlığını taşıması gerektiğinden ağırlık hesabını kuvvet cinsinden yazacak olursak:

$$N = m \times \vec{g}$$

$$F = (7,900kg) \times \left(9,81 \frac{m}{s^2}\right) = 77,49N$$

Ağırlığın 134,206 Newton geldiğini ve hava aracının teorik olarak yerçekimi ivmesini yenerek uçuş gerçekleştirebildiğini görülmektedir.

2.3.5. Sürüklenme

İHA'nın seyir hızındaki hızı için sürüklenme formülünü uygularsak:

$$D = \frac{1}{2} * \rho * V^2 * S * c_D$$
$$= \frac{1}{2} \left(1,112 \frac{kg}{m^3}\right) \left(16,36 \frac{m}{s}\right)^2 (0,625m^2)(0,01536) = 1,428N$$

Sonucun 2,474 Newtonluk bir sürüklenme kuvvetine maruz kaldığını görülmektedir.

2.3.6. Enerji hesabı

Hücrelerin deşarj oranı 'C' harfi ile tanımlanır. Çoğu pil özelliklerinde "25C" ile "40C" deşarj oranı ibaresi bulunmaktadır. Bu, 25C'nin nominal deşarj hızı ve 40C'nin maksimum patlama deşarj hızı olduğu anlamına gelir. Pilin gelecekteki ömrünü korumak için nominal deşarj seviyesinin üzerinde veya altında tutulması gerekmektedir.

Pilin kapasitesi mAh olarak tanımlanır. mAh, saatte mili-Amper anlamına gelir. 1000mAh kapasiteli bir pil, 1 saat boyunca 1 Amper (1000mA/1000) verebilir. Veya 1000 saat için 1mA. Pil kapasitesi, Li-Po pilin deşarj hızı ile maksimum akım çıkışını belirleyecektir (Amper, A). Bir Li-Po pil seçerken bu gerçeği akılda tutmak çok önemlidir. Kapasite ve deşarj oranı kombinasyonu ihtiyaç olan şeydir. Pil hücrelerinin maksimum akım çekimi için sayılmadığını bilmek önemlidir. Hücrelerin miktarı, ekipmanınız için gerektiği şekilde yalnızca Li-Po'nun voltajını (V) belirler.

Batarya ve motor özellikleri:

Leopard Power 22000mAh 22.2V 6S 25C

SUNNYSKY X3520 KV720 Fırçasız Motor tam güçte 45,5 amper çekmektedir.

Deşarj hızının formülü: (Bataryanın mAh değeri) x Deşarj oranı = Deşarj hızı (mAh)

Deşarj hızı (mAh) / 1000 = Deşarj hızı (Amper)

Bu nedenle, 22000 mAh / 25C Li-Po seçmek için kapasite/deşarj oranı kombinasyonu çok önemlidir.

Yapılan hesaplamalar EXCEL programında kod halinde mevcuttur. Aşağıdaki tabloda ve görsellerde programdan çekilen verilere yer verilmiştir.

W0	C _l	C _d	ro	A(Aspect Ratio)	b (span) (m)	b (span) (ft)	S (m ²)
7.90032	1.2002	0.01536	1.112	10.00	2.5	8.2	0.625

Tablo 3. Excel Değerler

S (ft^2)	Lambda	Croot (ft)	Croot(m)	Ctip(ft)	Ctip (m)	Üstü
6.724	0.45	1.13103448	0.34473931	0.508966	0.155133	155.0043

Tablo 4. Excel Değerler

Vmax (m/s)	ro	nu	chord	Reynolds	Reynolds *10 ⁶	Croot(mm)	Ctip (mm)
33.3	1.112	0.00001758	0.25	526587.0307	0.526587031	344.7393103	155.1327

Tablo 5. Excel Değerler

From Weight to Stall Speed Naca4412 @4 Degree Angle of Attack																									
W0	Cl	Cd	ro	A(Aspect Ratio)	b (span) (m)	b (span) (ft)	S (m ²)	S (ft ²)	Lambda	Croot (ft)	Croot(m)	Ctip (ft)	Ctip (m)	Üstü	Altı	V(m/s)	V(km/h)	Weight Wing (gr)	Weight Body (gr)	Tail (gr)	Total Weight				
7.90032	1.2002	0.01536	1.112	10.00	2.5	8.2	0.625	6.724	0.45	1.13103448	0.34473931	0.508966	0.155133	155.0043	0.834139	13.6318	49.0744	2375	7313	1420	8492				
																		16.82760245							
Vmax (m/s)	ro	nu	chord	Reynolds	Reynolds *10 ⁶			Croot(mm)	Ctip (mm)																
33.3	1.112	0.00001758	0.25	526587.0307	0.526587031			344.73931029	155.1327																
																		Wing (mm3)	Volume (mm3)	Tail (mm3)	Total				
																		4008375	4089840	2426699	16333289				
																						Density (gr/mm3)	0.002599599		

Şekil 29. Excel Tablosu Görüntüsü

2.4. Elektronik Tasarım Süreçleri

Elektronik tasarım yapılırken birçok kriter göz önüne alınarak malzeme seçimi yapılmıştır.

2.4.1. Elektrik-elektronik uçuş kontrol sistemi

İHA'nın kontrol sisteminde kullanılacak elektronik elemanlar belirlenmiştir. Kullanacağımız uçuş bilgisayarı Pixhawk The Cube Orange olup içinde daha hızlı veri işleyebilen H7 işlemci bulunmaktadır. Yapısındaki ivmeölçer, barometre ve pusula sensörleri ile sonuçları daha hızlı ve daha doğru şekilde iletmektedir. İHA'da kullanılacak uçuş bilgisayarı ve yazılacak kod sayesinde uzaktan manuel bir şekilde kontrol edilebilecektir. Geliştirme kartı olarak NVIDIA Jetson Nano'nun 4GB olan modeli kullanılacaktır. Bu kartın kullanılma nedeni dahili grafik işleme birimine sahip olduğu için görüntü işleme ve nesne algılamada yüksek performans göstermesidir. Sisteme güç sağlamak için 1 adet Leopard Power 22000mAh 22.2V 6S 25C Pil kullanılmaktadır. Kullanılacak olan pervane motoru için 6S pil ile kullanılabilen SUNNYSKY X3520 KV720 kanatçıklarda kullanılmak üzere seçilmiştir. Pervane ve motor uyumu dikkate alınmıştır. Motorlara bağlanacak olan elektronik hız kontrolcüsü ise Skywalker 80A'dır. 80A seçilmesinin sebebi motorlar maksimum akımı çektiğinde gerekli gerilim değerini sağlamasıdır. Motorun çektiği akım değerinden daha yüksek amper değeri olması istenmektedir. Kontrol yüzeylerinin çalışmasını ise seçilen 8KG servo motor sağlamaktadır. ESC'lerin bağlantı noktası ise Matek FC-HUB güç dağıtım kartıdır. Güç dağıtım kartının 6S hücre sayısına sahip olması kullanılacak batarya ile uyumlu olmasını sağlamaktadır. İHA'nın hız ölçümü için Pixhawk PIX PX4 pitot tüpü kullanılmaktadır. Telemetri olarak RFD900+ seçilmiştir. Bu telemetrinin seçilme sebebi ise Pixhawk ile kullanıldığında sinyalleri sorunsuz ve hızlı bir şekilde yer istasyonuna aktarabilmektedir. Uçuş kumandası olarak Radyolink AT9S PRO modeli seçilmiştir. Bu seçimin nedeni bant genişliği, çalışma gerilimi ve kullanım kolaylığıdır. Yer kontrol istasyonu kumanda ve telemetri modülünden oluşmaktadır. Yer kontrol istasyonu yazılımı ile İHA'nın havada iken konum, hız, irtifa gibi verileri alınacaktır.

2.4.2. Seçilen malzemeler

Malzeme seçimlerinde malzemelerin özelliklerinin yanı sıra fiziksel özellikleri de dikkate alınmıştır. Fiziksel özelliklerin dikkate alınmasının sebebi kaplayacakları

alan ve ağırlık merkezine olan etkileridir. Aşağıdaki tabloda aviyonik kısım için seçilen malzemeler gösterilmiştir.

Motor	SUNNYSKY X3520 KV720 Fırçasız Motor
Gövde, Pervane Sabitleyici Borular	Balsa ve karbonfiberden üretilcektir.
Elektronik Speed Controller (ESC)	80 Amper ve 20 Amper ESC Hız Kontrol Ünitesi
Batarya -	Leopard Power 22000mAh 22.2V 6S 25C UAV & Multirotor (2adet)
Pervane /Propeller	Pervane (13x8) 5 adet
Uçuş kontrolcüsü	Pixhawk The Cube Orange Standard Set (Ads-B Carrier Board) + Here+ V2 RtkGnssCombo (1 adet)
Pitot Tüpü	Pitot Tüpü Pixhawk PIX PX4 (2 adet)
Pil	1.2V 1100mah AA Şarjlı Pil
Güç Dağıtım Kartı	Matek FC-HUB Güç Dağıtım Kartı 2-6S
Geliştirici Kit	NVIDIA Jetson Nano 4GB geliştirici kiti
Sensörler	Basınç Sensörü, Yükseklik Sensörü, Sıcaklık Sensörü
AutoPilot	APM2.8 ArduPilot Mega 2.8 Uçuş Kontrol Kartı
Sigorta, Sigorta Yuvası	80A Sigorta, 80A Sigorta Yuvası

Konnektör	xT60 Soket (XT60 Konnektör Dişi-Erkek
Açma-Kapama Anahtarı	On-Off Anahtarı (3 adet)
Tel Sabitleyici	Tel sabitleyici (Connectors)
İniş Takımı	Ana İniş Takımı teli (5 mm.lik), Tekerlek Stoperi
Plug Jak	3.5 mm Gold Banana set
Lipo Pil Sarj aleti	Imax B6AC Li-Po Pil Şarj Aleti
Bağlantı Elemanları	1,5 mm'lik tel
Kontrplak	Huş Kontrplak 3 mm'lik 30x50 cm.
Montajlama Elemanları	Yapıştırıcı (EPOXY 256 gramlık 30 Dakikalık), Somun, Vida

Tablo 6. Tasarlanan Hava Araçları Elektronik Malzemeleri

2.4.2.1. Motor seçimi

İHA'nın performansı ve uçuş kabiliyeti için son derece önemlidir. Motor, İHA'nın uçuş gücünü sağlayan en temel bileşendir. Motor seçimi, İHA'nın uçuş performansı, hızı, menzili, taşıma kapasitesi, yükselme hızı, tırmanma açısı ve manevra kabiliyeti gibi faktörleri doğrudan etkiler.

İHA motor seçimi için, aşağıdaki faktörler göz önünde bulundurulmalıdır:

-İHA'nın Ağırlığı: İHA'nın ağırlığı, motor seçiminde en önemli faktördür. Motorun, İHA'nın ağırlığını kaldırabilecek yeterli güç üretmesi gerekir. Ayrıca, İHA'nın ağırlığı, uçuş performansı, menzili ve diğer faktörleri de etkiler.

-Uçuş Performansı: İHA'nın uçuş performansı, motor seçiminde dikkate alınması gereken bir diğer faktördür. Uçuş performansı, İHA'nın hızı, menzili, taşıma

kapasitesi, yükselme hızı, tırmanma açısı ve manevra kabiliyeti gibi faktörleri içerir. Motorun, İHA'nın uçuş performansı için yeterli güç üretmesi gerekir.

-Enerji Verimliliği: İHA'nın enerji verimliliği, motor seçiminde önemli bir faktördür. Daha yüksek enerji verimliliği, daha uzun uçuş süresi ve daha fazla menzil sağlar. Motorun, İHA'nın enerji verimliliği için optimize edilmiş olması gerekir.

-Güvenilirlik: İHA motoru, yüksek güvenilirlik seviyesine sahip olmalıdır. İHA'nın havada kalabilmesi ve görevlerini tamamlaması için güvenilir bir motor gereklidir.

-Yedek Parça ve Bakım Kolaylığı: İHA motorunun yedek parça ve bakımı kolay olmalıdır. İHA'nın görevlerini tamamlamak için sürekli hazır olması gerekir, bu nedenle motor bakımı ve yedek parça temini kolay olmalıdır.

Tüm bu faktörler, model İHA motor seçiminde dikkate alınması gereken anahtar faktörlerdir. İHA motoru seçimi, İHA'nın performansı ve uçuş kabiliyeti için son derece önemlidir ve doğru motor seçimi, İHA'nın maksimum performans ve verimlilik sağlamasına yardımcı olur. Belirtilen kriterleri göz önüne alınarak SUNNYSKY X3520 KV720 Fırçasız Motor olarak seçilmiştir. Motorun teknik verilerine üretici firmanın adresinden ulaşılmıştır. (Uçak Motoru 2022).

Motor seçimindeki diğer bir önemli kriter ise seçilen motorun seçilen pervanelerle çalışabilmesidir. Pervanenin torku ve uzunluğu fazla olursa motorun gücü yetmeyebilir. Tam tersi durumlarda ise motor gücü fazla geldiğinde pervane sağlıklı çalışamaz ve fazlan güçten dolayı mekanik özellikleri bozulabilir.

2.4.2.2.Elektronik hız kontrolcüsü (esc) seçimi

ESC sistemi pek çok farklı alanda kullanılan kontrol güç ve beyin ünitesidir. Oldukça etkin bir hareket etme ve durdurma potansiyeliyle teknolojik bir yapıya sahiptir. Araba, tekne, uçak, helikopter gibi pek çok araçta ortak şekilde kullanım potansiyeli teşkil eder. Gaz veya frene basıldığı zaman motora gidecek olan enerjinin doğru şekilde aktarılması veya yansıtılması konusunda önemli bir etki sağlamaktadır. Böylece herhangi bir araçta gaza ya da frene basıldığı zaman, buna uygun şekilde az ya da çok tepki verir. Böylece durdurma, hızlanma ve yavaşlama ve ivmelenme gibi etmenleri etkin şekilde kontrol imkânı sağlamaktadır.

ESC seçimi İHA'nın uçuş performansı ve stabilitesi için son derece önemlidir. ESC, motor hızını kontrol etmek ve İHA'nın stabilitesini sağlamak için kullanılan bir elektronik cihazdır. ESC seçimi, İHA'nın güvenli uçuşu için kritik bir faktördür. Aşağıdaki faktörler, model İHA ESC seçiminde göz önünde bulundurulmalıdır:

-Motor Gücü: ESC seçimi, İHA'nın motor gücüne göre yapılmalıdır. ESC, motor gücüne göre ayarlanır ve motor gücü ne kadar yüksek olursa, ESC de o kadar güçlü olmalıdır.

-Akım Kapasitesi: ESC'nin akım kapasitesi, İHA'nın maksimum akım gereksinimlerini karşılamalıdır. ESC'nin akım kapasitesi, motorun maksimum akım gereksinimlerinden daha yüksek olmalıdır.

-Uyumlu Olması: ESC, İHA'nın kullanılan motorları ve bataryaları ile uyumlu olmalıdır. Uyumsuz ESC kullanımı, İHA'nın motorlarına zarar verebilir ve uçuş sırasında sorunlara yol açabilir.

-Hız Kontrol Hassasiyeti: ESC'nin hız kontrol hassasiyeti, İHA'nın stabilitesi için önemlidir. Daha yüksek hız kontrol hassasiyeti, İHA'nın daha stabil ve daha kolay kontrol edilebilmesini sağlar.

-Programlanabilirlik: ESC, programlanabilir olmalıdır. Bu, İHA'nın farklı uçuş koşullarına uyacak şekilde ayarlanabilmesini sağlar. Ayrıca, programlanabilir ESC, uçuş verilerini kaydedebilir ve analiz edebilir.

-Boyut ve Ağırlık: ESC, İHA'nın boyut ve ağırlığına uygun olmalıdır. İHA'nın küçük bir modeli için büyük bir ESC kullanmak, İHA'nın performansını olumsuz

etkileyebilir.

Yukarıdaki faktörler, model İHA ESC seçiminde göz önünde bulundurulması gereken anahtar faktörlerdir. Doğru ESC seçimi, İHA'nın stabilitesini sağlamak, performansını artırmak ve güvenli bir şekilde uçuşmasını sağlamak için son derece önemlidir.

Yukarıda belirtilen faktörler göz önüne alındığında motorlara bağlanacak olan elektronik hız kontrolcüsü olarak seçilen model Skywalker 80A'dır. 80A seçilmesinin sebebi motorlar maksimum akımı çektiğinde gerekli gerilim değerini sağlamasıdır. Motorun çektiği akım değerinden daha yüksek amper değeri olması istenmektedir.



Şekil 32. Tasarlanan Hava Aracı Elektronik Hız Sürücüsü Resmi

2.4.2.3. Batarya seçimi

İHA batarya seçimi, İHA'nın uçuş süresi, güvenilirliği ve performansı açısından son derece önemlidir. Yanlış batarya seçimi, İHA'nın uçuş performansını düşürebilir, güvenilirliğini azaltabilir ve hatta İHA'nın hasar görmesine neden olabilir. İHA batarya seçiminde göz önünde bulundurulması gereken ana faktörler şunlardır:

-Kapasite: Batarya kapasitesi, İHA'nın uçuş süresi için kritik öneme sahiptir. Kapasite ne kadar yüksek olursa, İHA'nın uçuş süresi o kadar uzun olacaktır. Ancak, kapasite arttıkça batarya ağırlığı da artar ve İHA'nın taşıma kapasitesini etkileyebilir.

-Gerilim: İHA'nın kullanacağı bataryanın gerilimi, kullanılacak motorların ve ESC'lerin gereksinimlerine uygun olmalıdır. Yanlış gerilim batarya kullanımı, İHA'nın motorlarının ve ESC'lerinin hasar görmesine neden olabilir.

-Deşarj oranı: Bataryanın deşarj oranı, İHA'nın uçuş performansını etkileyen bir diğer önemli faktördür. Deşarj oranı, bataryanın ne kadar hızlı enerji sağlayabileceğini belirler. İHA'nın hızlı ve güçlü hareketleri gerektiğinde, yüksek deşarj oranı olan bir batarya kullanmak önemlidir.

-Boyut ve ağırlık: İHA bataryası, İHA'nın boyut ve ağırlığına uygun olmalıdır. Batarya ne kadar büyükse, İHA'nın taşıma kapasitesi o kadar az olur. Ayrıca, batarya ne kadar ağır olursa, İHA'nın uçuş performansı ve manevra kabiliyeti de o kadar azalır.

-Güvenlik: Bataryanın güvenliği, İHA'nın güvenliği için son derece önemlidir. Batarya, güvenli bir şekilde şarj edilebilmeli, aşırı ısınmamalı ve patlama veya yangın riski olmamalıdır. Bu nedenle, güvenli bir batarya seçimi, İHA'nın güvenli uçuşu için kritik öneme sahiptir.

Yukarıdaki faktörler, İHA batarya seçiminde göz önünde bulundurulması gereken anahtar faktörlerdir. Doğru batarya seçimi, İHA'nın uçuş performansını artırabilir, uçuş süresini uzatabilir ve güvenli bir şekilde uçmasını sağlayabilir.

Yukarıdaki kriterler doğrultusunda batarya seçimi yapılırken bataryadan çekilen güç, batarya hücre sayısı, bataryanın akımı, bataryanın ağırlığı, bataryanın fiziki boyutları göz önüne alınmıştır. Gerekli güç hesaplarının yapılması sonucunda kullanılmasında karar kılınan batarya Li-Po batarya olup 22000mah, 22.2V, 25C, 6s hücre sayısına sahiptir. Batarya seçimine göre gerekli güç hesapları yapılmıştır ve istenilen sonuçlara ulaşılmıştır.



Şekil 33. Tasarlanan Hava Aracı Batarya Resmi

2.4.2.4. Uçuş kontrolcüsü seçimi

İHA uçuş kontrolcüsü seçimi, İHA'nın uçuş performansı, güvenilirliği ve özellikleri için oldukça önemlidir. Uçuş kontrolcüsü, İHA'nın uçuşunu kontrol etmek ve stabilize etmek için kullanılan bir cihazdır. Bu cihaz, İHA'nın uçuş hareketlerini okur ve motorları buna göre kontrol ederek uçağın stabil kalmasını sağlar.

Uçuş kontrolcüsü seçiminde dikkat edilmesi gereken bazı faktörler şunlardır:

-Performans: Uçuş kontrolcüsü, İHA'nın hızlı ve doğru bir şekilde hareket etmesini sağlamalıdır. İyi bir uçuş kontrolcüsü, hızlı tepki süresi, doğru hesaplama yeteneği ve yüksek güvenilirlik özelliklerine sahip olmalıdır.

-Bağlantı noktaları: Uçuş kontrolcüsü, İHA ile iletişim kurmak için birçok bağlantı noktasına sahip olmalıdır. Bu bağlantı noktaları, sensörlerin, kameraların, GPS gibi diğer cihazların bağlanmasını sağlar.

-Genişleme seçenekleri: İHA'nın özelliklerini genişletmek için ek modüller eklemek gerekebilir. Bu nedenle, iyi bir uçuş kontrolcüsü, diğer cihazlarla uyumlu olmalı ve genişleme seçenekleri sunmalıdır.

-Yazılım desteği: Uçuş kontrolcüsü, İHA'nın uçuş yazılımı ile uyumlu olmalıdır. Ayrıca, açık kaynak kodlu bir yazılım platformu olan ArduPilot gibi popüler yazılım platformlarıyla da uyumlu olması önemlidir.

-Fiyat: Uçuş kontrolcüsü seçerken fiyat da bir faktör olabilir. Ancak, daha ucuz bir uçuş kontrolcüsü, daha az performans, güvenilirlik ve özelliklere sahip olabilir.

Tüm bu faktörleri dikkate alarak, uygun bir uçuş kontrolcüsü seçmek, İHA'nın uçuş performansı ve güvenilirliği açısından son derece önemlidir.

Bu parametreler doğrultusunda uçuş kontrolcüsü olarak Pixhawk Cube the Orange modeli seçilmiştir. Bu modelin seçilme sebebi içinde daha hızlı veri işleyebilen H7 işlemci bulunmasıdır. Yapısındaki ivmeölçer, barometre ve pusula sensörleri ile sonuçları daha hızlı ve daha doğru şekilde iletmektedir. İHA'nın kullanılacak uçuş bilgisayarı ve yazılacak kod sayesinde otonom bir şekilde uçuşunu gerçekleştirecektir.

Pixhawk Cube the Orange nedir?

Pixhawk Cube the Orange, drone ve insansız hava araçlarının (İHA) otonom uçuşu için kullanılan bir uçuş kontrolörüdür. Cube ailesinin bir üyesidir ve açık

kaynaklı bir yazılım platformu olan ArduPilot'u çalıştırmak için tasarlanmıştır. (Pixhawk Cube Orange (2022)).

Cube the Orange, daha önceki Cube modellerine göre daha yüksek performans, daha iyi veri akışı, daha yüksek güvenilirlik ve daha fazla genişleme seçeneği sunar. Bu nedenle, profesyonel ve endüstriyel uygulamalar için uygundur. Cube the Orange, yüksek hassasiyetli GNSS verileri için dahili bir RTK GPS ve IMU sensörlerine sahiptir.

Cube the Orange, aynı zamanda farklı sensörler ve cihazlarla uyumlu olan çok çeşitli bağlantı noktalarına sahiptir. Örneğin, 8 adet RC girişi, 6 adet PWM çıkışı, 14 adet AUX çıkışı, 2 adet I2C portu, 3 adet UART portu, SPI ve CAN bağlantı noktaları gibi özellikleri mevcuttur.

Ayrıca, Cube the Orange, ArduPilot yazılımı sayesinde çok çeşitli uçuş modlarına ve otonom görevlere uygun olarak programlanabilir. Bu sayede, İHA'nın önceden belirlenmiş bir rotayı takip etmesi, belirli bir noktaya ulaşması veya çeşitli sensörler kullanarak belirli bir görevi yerine getirmesi sağlanabilir.



Şekil 34. Tasarlanan Hava Aracı Uçuş Bilgisayarı Resmi

2.4.2.5. Telemetry seçimi

Telemetry seçimi yapılırken uzun mesafelerde sinyalleri sorunsuz iletebilmesi en çok aranan özelliklerden biridir. İnsansız hava aracı havalandığında yer istasyonuna konum bilgisi, İHA üzerindeki basınç, İHA'nın sıcaklığı gibi kriterlerle sorunsuz veri transferi yapılması istenir.

Telemetry olarak RFD900+ seçilmiştir. Bu telemetriyi seçmemizin sebebi ise Pixhawk ile kullanıldığında sinyalleri sorunsuz ve hızlı bir şekilde yer istasyonuna aktarabilmektedir.



Şekil 35. Tasarlanan Hava Aracı Uçuş Telemetry Modülü Resmi

2.4.2.6. Güç dağıtım kartı seçimi

Güç dağıtım kartı İHA'ların üzerine monte edilen bir ekipmandır. Bu ekipman ESClerin ve diğer board üstünde bulunan parçaların bağlantılarını sağlayan bir devre kartıdır. Bütün İHA'lar için geçerli değildir fakat düzenli ve bağlantıların sağlıklı olduğu İHA'lar oluşturmak için kullanılması elzemdir.

ESC'lerin bağlantı noktası ise China 5in1 güç dağıtım kartıdır. Güç dağıtım kartını seçilme sebebi 6S hücre sayısına sahip olması ve 5 ESC girişini desteklemesidir.



Şekil 36. Tasarlanan Hava Aracı Güç Dağıtım Kartı Resmi

2.4.2.7. Servo motor seçimi

Model İHA'lar için servo motor seçimi, İHA'nın uçuş performansı ve stabilitesi için oldukça önemlidir. Servo motorlar, İHA'nın hareket kontrolünde kullanılan elektromekanik cihazlardır. Servo motorların doğru seçimi, İHA'nın uçuş hareketlerinin hassas bir şekilde kontrol edilmesine yardımcı olur. (Servo Motor 2022).

Servo motor seçiminde dikkat edilmesi gereken bazı faktörler şunlardır:

-Güç: Servo motorun, İHA'nın ağırlığına ve tasarımına uygun güçte olması gerekmektedir. İHA'nın hareketlerini kontrol etmek için gereken gücü sağlamalıdır.

-Hassasiyet: Servo motorun hassasiyeti, İHA'nın uçuş performansı için çok önemlidir. Hassas hareket kontrolü sağlayabilen servo motorlar, İHA'nın stabilitesini artırır.

-Hız: Servo motorun hızı, İHA'nın uçuş hareketlerini kontrol etmek için gereken hızı sağlamalıdır. Hızlı servo motorlar, İHA'nın daha hızlı hareket etmesine olanak tanır.

-Boyut: Servo motorun boyutu, İHA'nın tasarımına uygun olmalıdır. Küçük boyutlu servo motorlar, İHA'da yer tasarrufu sağlar ve daha hafif bir yapıya sahip olmasını sağlar.

-Güvenilirlik: Servo motorun güvenilirliği, İHA'nın uçuş güvenliği için önemlidir. Yüksek kaliteli ve dayanıklı servo motorlar, İHA'nın uçuşunda güvenlik sağlar.

-Fiyat: Servo motor fiyatları, farklı marka ve modellerde değişebilir. Servo motor seçerken fiyatı da göz önünde bulundurmak önemlidir, ancak en ucuz seçeneği seçmek yerine, uygun bir fiyat aralığında kaliteli bir servo motor seçmek daha mantıklı olabilir.

Tüm bu faktörleri dikkate alarak, doğru servo motor seçimi, İHA'nın uçuş performansı, stabilitesi ve güvenliği açısından son derece önemlidir.

Bu parametreler doğrultusunda üretilen İHA'da kanatlarda ve kuyrukta kullanılacak olan sağa ve solo manevra hareketlerini etkileyecek servo motor seçimi belirtilen kriterler çerçevesinde belirlenmiştir.



Şekil 37. Tasarlanan Hava Aracı DC Servo Motor Resmi



Şekil 38. Tasarlanan Hava Aracı Dijital Servo Motor Resmi



Şekil 39. Tasarlanan Hava Aracı Analog Servo Motor Resmi

2.4.2.8. Uçuş kumandası seçimi

Uçuş kumandası seçimi yapılırken gerekli Hz aralığı, bant genişliği, otopilotla uygunluk, çalışma frekansı en önemli etkenlerdendir. Bu kriterler seçim yapılırken dikkate alınmıştır.

Teknik bir aksaklık oluşması durumunda manuel kontrole geçileceğinden dolayı uçuş kumandası olarak Radyolink AT9S PRO modeli seçilmiştir. Bu seçimin nedeni bant genişliği, çalışma gerilimi ve kullanım kolaylığıdır.

Kumandanın içerisindeki yazılıma güncelleme yapılabilmesi önemli bir etkenidir. Bu etken sayesinde 10 kanallı bir hale getirilebilmektedir. Bu sayede VTOL tasarımıda fonksiyon değişimiyle istenilen forma alınarak bu formda kontrol etmeye olanak sağlamaktadır.



Şekil 40. Tasarlanan Hava Aracı RC Kumanda Resmi

2.4.2.9. Geliştirici kit seçimi

Geliştirme kitinin projede kullanım sebeplerinden en önemlileri görüntü takip ve görüntü işleme yapılacak olmasıdır. Geliştirme kiti seçilirken bu özelliklere sahip olması, istenilen frekans aralığı değerlerine sahip olması ve uçuş bilgisayarıyla uyumlu olması konularına dikkat edilmiştir.

Bu kriterler göz önüne alınarak NVIDIA Jetson Nano'nun B01 4GB olan modelinde karar kılınmıştır. Bu kartın kullanılma nedeni dahili grafik işleme birimine sahip olduğu için görüntü işleme ve nesne algılamada yüksek performans göstermesidir.



Şekil 41. Tasarlanan Hava Aracı Geliştirme Kiti Resmi

2.4.2.10. Kamera seçimi

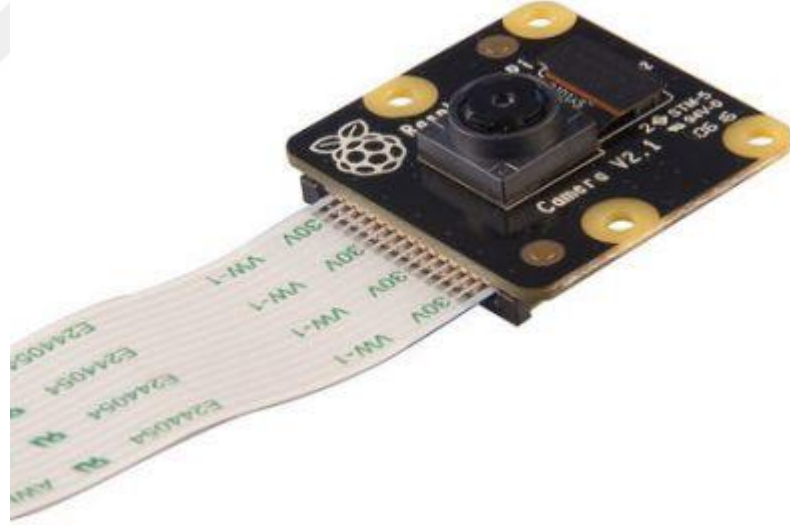
Kamera seçimi yapılırken görüntü kalitesinin yüksek olması ve uçuş anındaki sarsıntı durumlarında görüntüyü net olarak aktarabilmesi amaçlanmıştır. Kameradan gelen görüntüyü de telemetri yardımıyla yer istasyonuna aktarmak amaçlanmıştır. Isı tespiti yapabilmek için kızılötesi görüş kullanılması amaçlanmıştır.

Görüntü işleme kamerası olarak IMX219-77 modeli seçilmiştir. İHA'ya gelecek olan görüntülerin işlenmesi için kullanılacaktır.

Termal kamera olarak Raspberry Pi V2 Kızılötesi Kamera modeli kullanılacaktır. Bu kamera modellerinin seçilme nedeni geliştirme kartımız ile uyumlu olmasıdır ve havadayken sıcaklığın tespit edilmesi için kullanılacaktır.



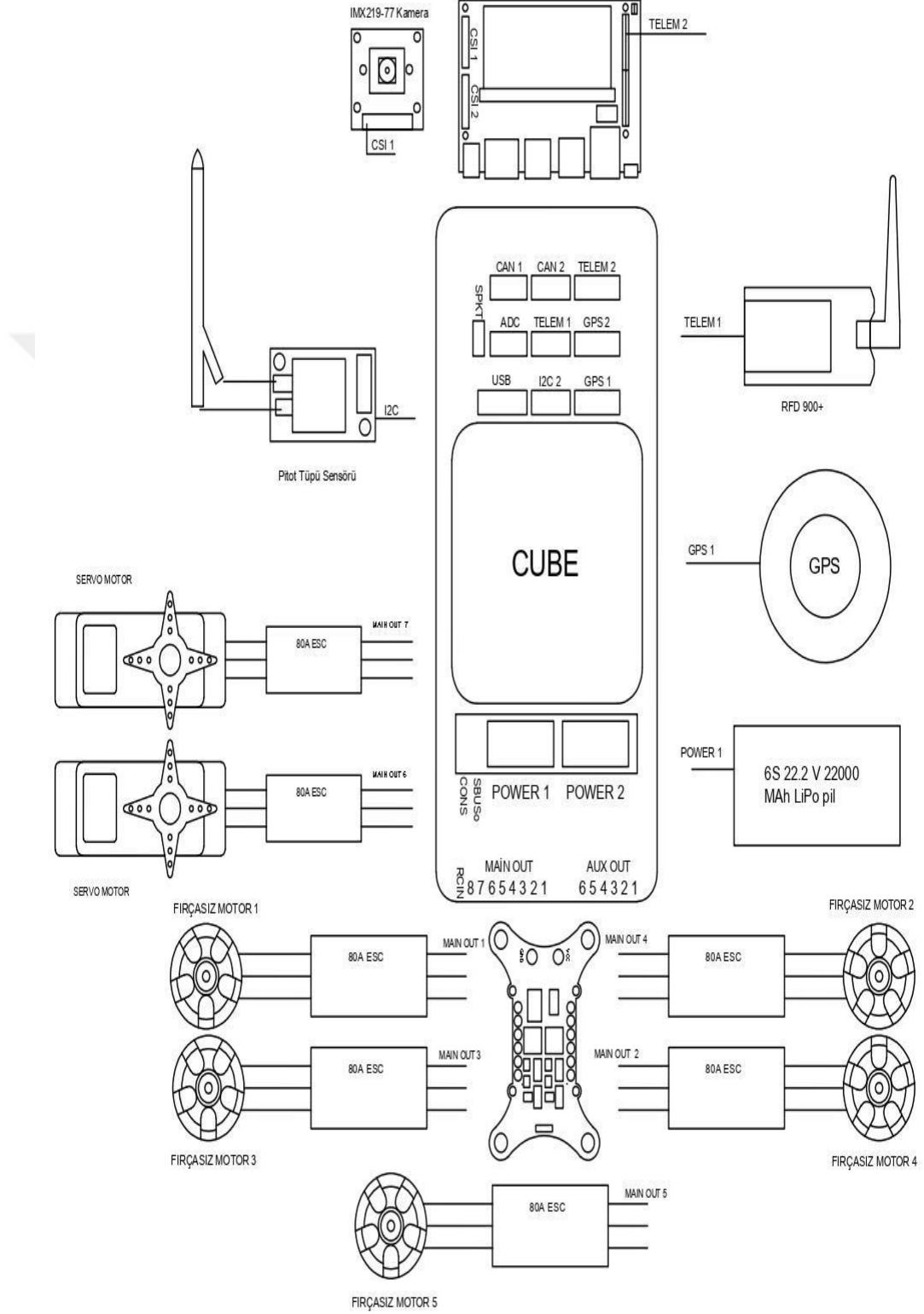
Şekil 42. Tasarlanan Hava Aracı Görüntü İşleme Kamerası Resmi



Şekil 43. Tasarlanan Hava Aracı Raspberry Resmi

2.5 İHA'nın Çalışma Diyagramları

2.5.1. Devre şeması



Şekil 44. Tasarlanan Hava Aracı Bağlantı Şeması

Devrenin kurulum şeması yukarıda verilmiştir. Devre kurulumunda malzemelerin birbirleriyle bağlantıları çok önemlidir. Yanlış bağlantı veya kısa devre oluşumu sonucunda devre elemanları zarar görebilir. Devre kurulurken ana üs uçuş bilgisayarıdır. Malzemeler uçuş bilgisayarına bağlıdır. Uçuş bilgisayarı yazıldıktan sonra içine yerleştirilen kod yardımıyla diğer malzemeleri harekete geçirir.



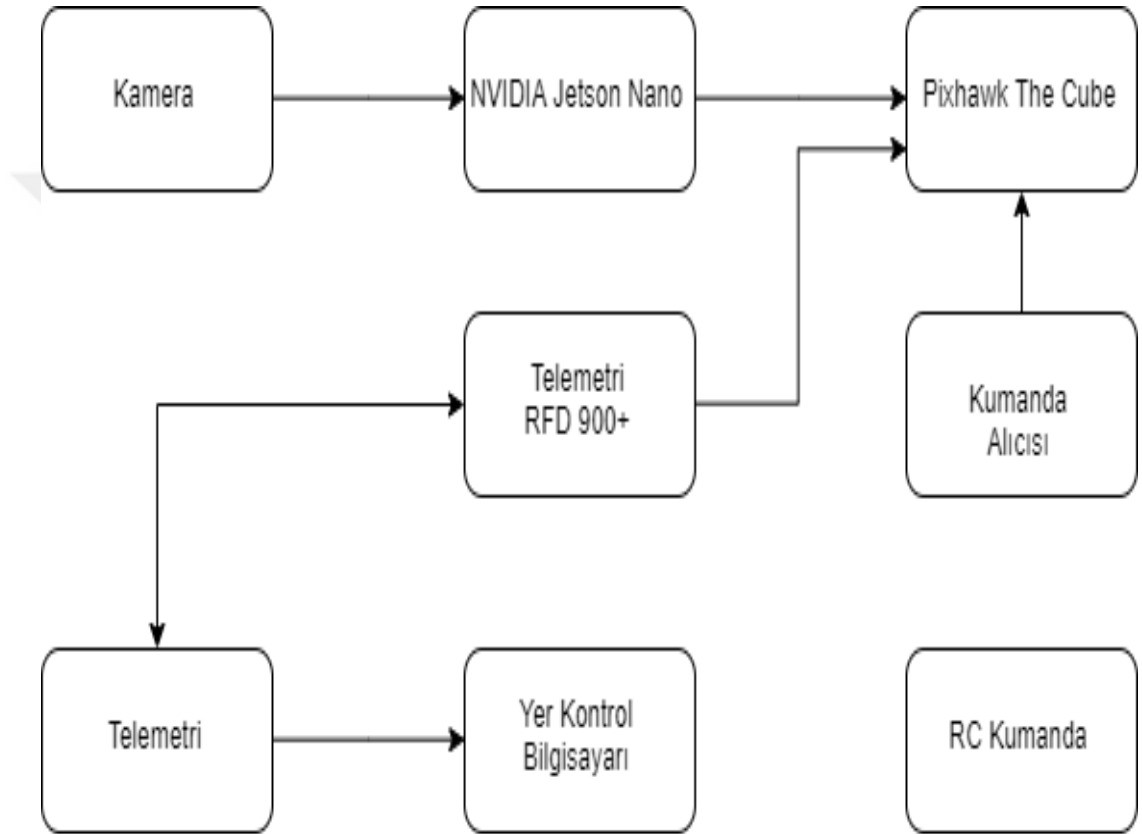
Resim 2. Bağlantı Şeması

Bağlantı şemasında da gözüktüğü gibi öncelikle güç dağıtım kartına özel iletken kablolar lehimlenmiştir. Bu işlemin sebebi motorlar gövde dışında olduğundan güç ve enerji aktarımı için kabloların yetersiz olmasından kaynaklıdır. Lehimle işlemi bittikten sonra avometre yardımıyla '+' ve '-' uçlar ölçülüp kısa devre olmadığı kontrol edilmiştir. Lehimlenen kablolar ESC'lere bağlanmış ve lehimlenmiştir. Lehimlerin sağlam olması ve kolay bağlanabilmesi için lehim tutamaçları kullanılmıştır. Bağlantı yapılan ESC'ler motorlara bağlanmıştır. Li-Po pilden güç verilip çalışma durumları kontrol edilmiştir.

Bağlantı yapılan güç dağıtım kartı Pixhawk Cube Orange'a bağlanmıştır. Ayrıca Pixhawk Cube Orange'ın üstüne telemetri, kamera, servo motorlar bağlanmıştır. Pixhawk güç modülüyle Li-Po pil bağlantısı gerçekleştirilmiştir. Kumanda alıcısı

kumandayı tanımlayabilmek için Pixhawk’a bağlanmıştır. GPS sistemi Pixhawkla uyumlu halde gelmektedir. Kendi modül kablosuyla birlikte Pixhawk’a bağlanmıştır. Bağlantılar tamamlandıktan sonra avometre yardımıyla kısa devre durumları kontrol edilmiştir. Kontrol işlemleri bittikten sonra ArduPilot ekranından ayarlamalar ve motor, ESC testleri ve Pixhawk kalibrasyon testleri yapılmıştır.

2.5.2. Autopilot yer kontrol istasyonu ve iletişim diyagramı



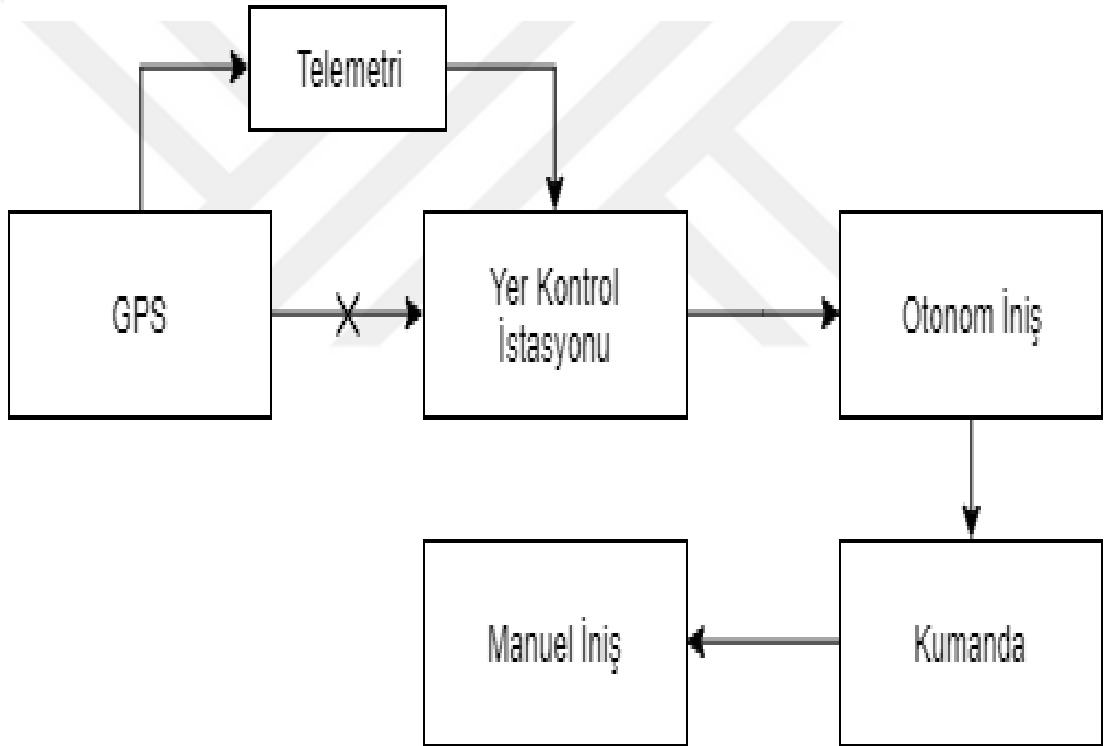
Şekil 45. Tasarlanan Hava Aracı Autopilot ve Kontrol İstasyonu Diyagramı

Yukarıda belirtilen diyagramda İHA havadayken yer kontrol istasyonu ile nasıl haberleşeceği ve autopilotun yer kontrol istasyonu ile olan iletişiminin diyagramı verilmiştir.

Uçuş kontrolcüsü olarak Pixhawk Cube Orange seçilmiştir. Bu seçimin birçok avantajı vardır. Bize sağladığı en büyük avantajlardan birisi yazılımının gömülü şekilde gelmesi ve diğer ekipmanlarla bağlantılarının kolay yapılmasıdır. Diyagramda

da görüldüğü üzere kamera NVIDIA Jetson Nano geliştirici kite bağlanmıştır. Bu bağlantının sebebi görüntüyü alırken maksimum çözünürlük ve iletim hızı elde etmektir. Gerekli bağlantı yapıldıktan sonra geliştirici kit Pixhawk'a bağlanmaktadır. Telemetri olarak seçilen RFD900+ 2 adetten oluşmaktadır. 1 tanesi yer istasyonuyla (değerleri alacağımız bilgisayar) diğeri ise Pixhawkla bağlantılıdır. Manuel uçuş anında kumanda kullanılacaktır. Kumandanın içinde kendi alıcı ve vericisi mevcuttur. Bunlardan bir tanesi kumandaya entegredir. Diğeri ise Pixhawk'a bağlanmıştır. Bu sayede uçuş anında manuel kontrol yapılabilir. Yer istasyonumuza bağlanan telemetri yardımıyla uçuş anındaki tüm bilgiler bilgisayarımıza aktarılmaktadır.

2.5.3. Acil durum iniş diyagramı



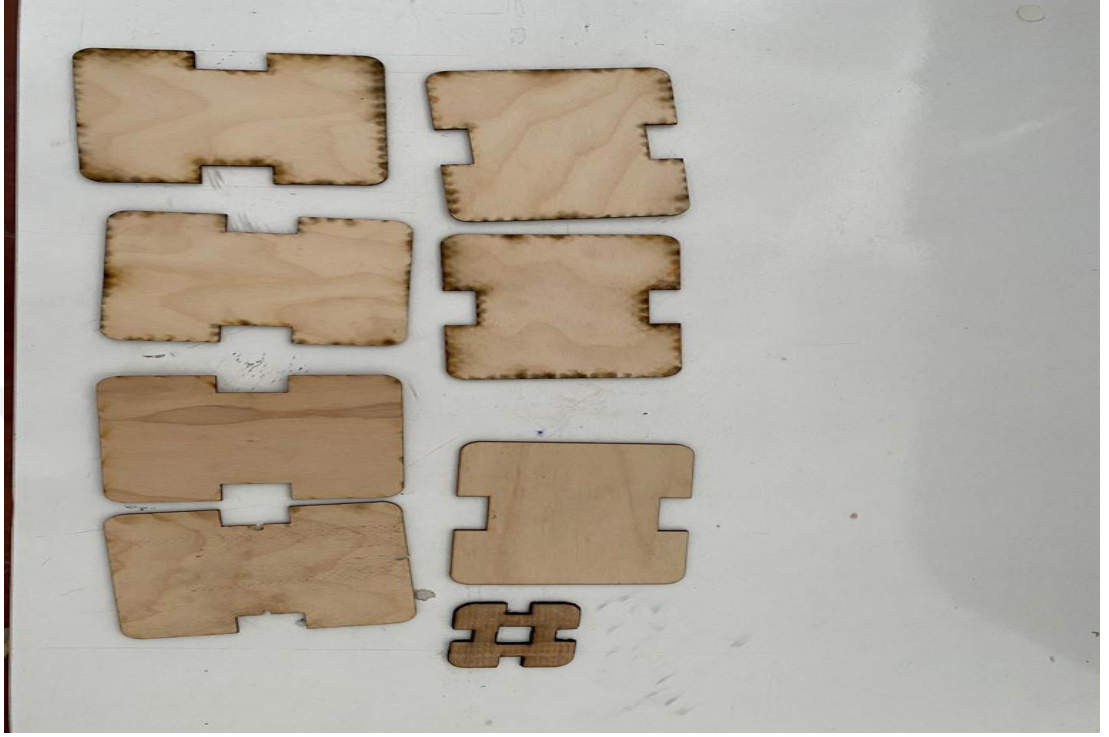
Şekil 46. Tasarlanan Hava Aracı Acil Durum İniş Diyagramı

İHA otonom uçuşta iken Gps sensörüyle iletişim bağlantısı kesildiği zaman geliştirilen yazılım sayesinde iniş haline geçer. İniş haline geçtiği zaman kontrol Rc kumandamıza aktarılır. Kontrol Rc kumandaya geldiği anda iniş manuel olarak yaptırılır. Bunun sebebi insanız hava aracımızın göreceği hasarı minimuma indirmesidir.

2.6.ÜRETİM BASAMAKLARI VE ÜRETİM AŞAMALARI

2.6.1 Gövde üretimi:

2.6.1.1 Gövde destek malzemeleri üretimi



Resim 3. Gövde Destek Malzemeleri

Gövde içi destek malzemeleri Solidworks programından tasarlandı. Malzeme olarak balsa seçildi. Balsa seçilmesinin sebebi uygun maliyetli, hafif ve dayanıklı olmasından kaynaklıdır. Tasarlanan parçalar balsa plakaların üzerinden lazer kesim yardımıyla kesilmiştir.

2.6.1.2 Gövde parçaları üretimi



Resim 4. Gövde Parçaları



Resim 5. Gövde Parçaları

Kesilen malzemeler ve plakalar epoksi tahta yapıştırıcılar kullanılarak birbirlerine sabitlenmiştir. Güçlendirme için birleşme yerlerinde metrik 3 akıllı vidalar

kullanılmıştır. Gövdenin alt kısmına iniş takımları için vida delikleri açılmıştır. Döner kanat motorlarının monte edileceği plakalar ve alüminyum çubuklar için gövdeye yuvalar açılmıştır. Sabit kanat motorunun geleceği kısımda motor için yuva tasarlanmıştır.

2.6.2.3 Gövde malzemeleri montajı



Resim 6. Gövde Montajı

Döner kanat motorlarının geleceği kısımlar için açılan yuvalara alüminyum plakalar monte edilmiştir. Montelenme işleminde alüminyum-tahta epoksisi ve akıllı vidalar kullanılmıştır. Kuyruk ve kanattaki aileronları hareket ettirmek için kullanılacak servo motorlar hazırlanan yerlere yerleştirilmiştir. Sabit kanat motoru için hazırlanan yuvaya motor entegre edilmiştir. Sabit kanat motorları için monte edilen alüminyum plakanın üzerine motorların rahat monte edilmesi için uygun çap ve vida yuvaları göz önüne alınarak tasarlanan parçalar eklenmiştir.

2.6.2 Kanat üretimi

2.6.2.1 Kaburga üretimi



Resim 7. Kaburgalar



Resim 8. Kaburgalar

Kanat üretiminin başlangıcından belirlenen kanat profilinin ölçüleri ve eğimi baskı haline getirilmiştir. Balsa plakalarının üzerine hazırlanan baskı yerleştirilmiş ve lazer kesim yardımıyla hassas olarak kesilmiştir. Kesilen kanat profillerinin üzerine iskelet yapısını sağlamakta kullanılacak çıtalar için uygun delikler açılmıştır. Aileron kısımları için kanat profillerinde uygun açıklıklar eklenmiştir.

2.6.2.2 Kanat merkezi üretimi



Resim 9. Kanat Merkezi

Uygun olarak kesilen kanat profilleri hesaplanan uygun aralıklarla yerleştirilmiştir. Daha önceden üzerinde lazer kesim yapılan deliklerden belirlenen çapta ve belirlenen uzunluktaki çıtalar geçirilmiştir. Bu işlem tamamlandıktan sonra aileron kısımları kanadın sağ ve soluna olacak şekilde entegre edilmiştir. Servo motor bağlantıları yapılmıştır. Bu işlemler bittikten sonra belirlenen renkteki kaplama jelatiniyle üzeri kapatılmıştır. Daha sonrasında kaplama ütüsüyle aerodinamiği düzeltmek için pürüzsüzleştirme işlemi yapılmıştır.

2.6.2.3 Kanat destek malzemeleri üretimi



Resim 10. Kanat Destek Malzemeleri

Belirlenen kanat profilindeki deliklerden belirlenen çıtalar geçirildikten sonra kaplama işlemi yapılmadan hemen önce bir kat ekstra kaplama yapılmıştır. Aileron kısımları için 0.2 mm kalınlığında balsa plakayla kaplama yapılmıştır. Servo motor yuvaları açılmıştır. Çıtaların profil üzerinde sabit kalması için silikon ve tahta epoksisi kullanılmıştır.

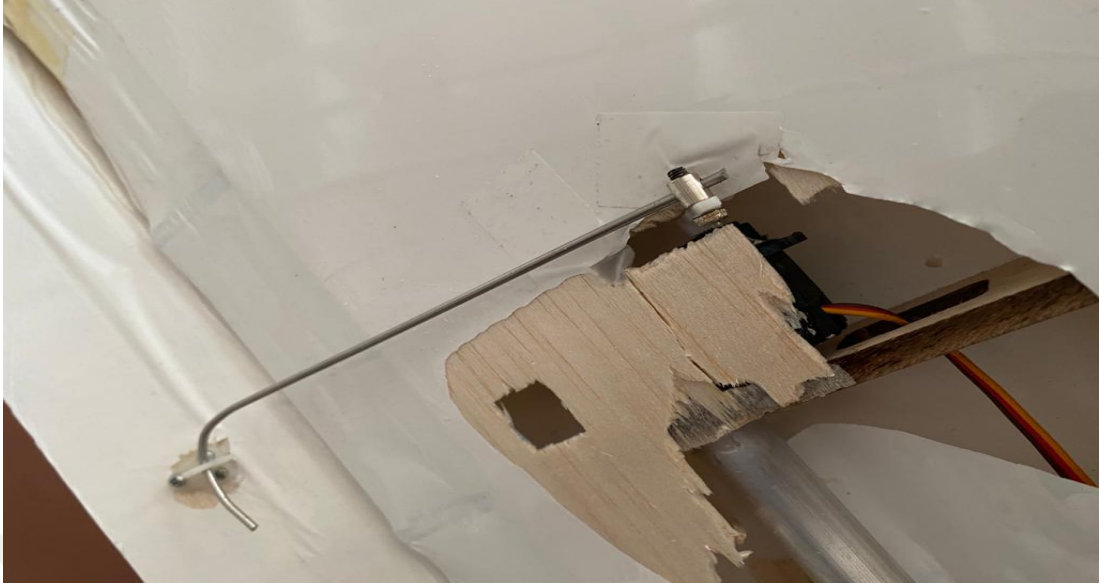
2.6.2.4 Aileron üretimi



Resim 11. Aileron

Tasarlanan ve yapılan aileronlar kanat üzerine monte edilmiştir. Kanadın üzerine gerekli aşağı yukarı hareketi yaptırmak için gereken alüminyum teller bağlanmıştır. Bu teller kumanda kulakçığı yardımıyla kanadın ve aileronun üzerine sabitlenmiştir. Bu mekanizma servo motora bağlanmıştır. Bu sayede uçuş anında servo motordan gelen komutlarla birlikte aileronlar hareket edecektir.

2.6.2.5 Servo motor bağlantıları



Resim 12. Servo Motor Bağlantı Şekli

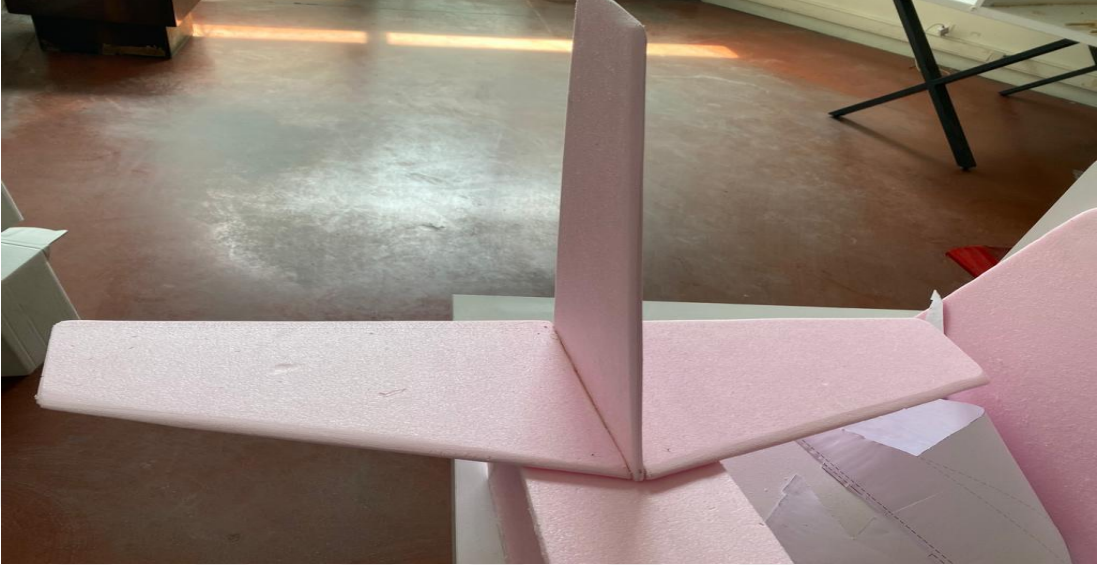


Resim 13. Servo Motor Bağlantı Yuvaları

Servo motor kanat üzerinde belirlenen yuvasına monte edilmiştir. Kumanda kulakçıkları servo motorun hareket mekanizmasına bağlanmıştır. Bütünleştirilen alüminyum teller servonun dönüş hareketleri doğrultusunda aileronları aşağı yukarı hareket ettirmektedir.

2.6.3 Kuyruk üretimi

2.6.3.1 Kuyruk destek malzemeleri üretimi



Resim 14. Kuyruk Destek Malzemeleri



Resim 15. Kuyruk Destek Malzemeleri

Tasarlanan kuyruk yapısı üretilmeden önce birleştirme işlemi yapılırken bir zorlukla karşılaşmamak için prototip olarak strafordan üretilmiştir ve birleştirilmiştir. Burada birleştirme aşamalarında görülebilecek zorluklar önceden tecrübe edilmiştir.

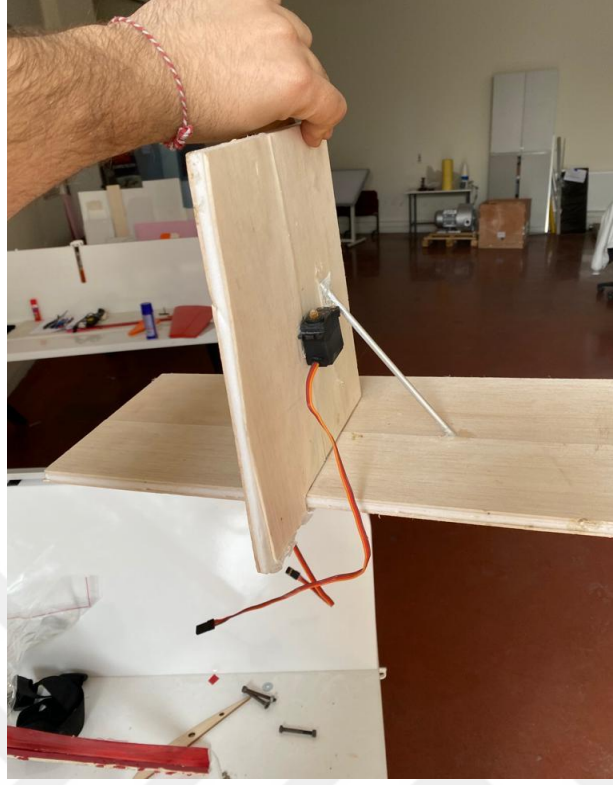
2.6.3.2 Kuyruk malzemeleri üretimi



Resim 16. Kuyruk Malzemeleri

Tasarımı yapılan kuyruk balsadan üretilmiştir. Üretim aşamasında önceden prototip üretiminde görülen zorluklar dikkate alınmıştır. Tasarlanan kuyrukta aileronların aşağı-yukarı ve sağa-sola hareketlerini yapabilmeleri için servo motor kullanılmıştır. Servo motor yuvası kanat üzerinde belirlenmiştir. Gövdeye entegre etme işleminde epoksi ve metrik 3 akıllı vida kullanılmıştır. Bu işlem neticesinde gövdenin kuyruktan ayrılmaması sağlanmıştır. Birleşim yerinde servo motorun hareket ettireceği alüminyum tel için matkap yardımıyla delikler açılmıştır. Alüminyum tel bu deliklerden geçirilerek kuyruktaki servo motora bağlanmıştır.

2.6.3.3 Servo motor bağlantıları



Resim 17. Servo Motor Bağlantıları

Tasarlanan kuyruk üretime geçirildiğinde servo motorun yuvası belirlenmiştir. Belirlenen yuvaya servo motor entegre edilmiştir.

2.6.4 İniş takımı üretimi



Resim 18. İniş Takımı

İniş takımlarının hesaplamalar sonucunda ölçüleri belirlenmiştir. Belirlenen ölçüler neticesinde iniş takımları üretilmiştir. Tekerlek kısmında sürtünmeye dayanıklı sünger kullanılmıştır. Gövdeye bağlantısının kolay yapılabilmesi için gövdeye açılan deliklere denk gelecek şekilde iniş takımı üzerindeki bağlantı yüzeyine de vida delikleri açılmıştır.

2.6.5 Gövde montaj



Resim 19. Montaj Hali

Tamamlanan gövde ekipmanları ve gövde destek parçaları ana gövde için birleştirilmiştir. Bu birleştirme yapılırken epoksi kullanılmıştır. Gövdeyi oluşturduktan sonra üstü kaplanmıştır. Kaplamanın sebebi aerodinamik yapıyı kusursuz hale getirmek içindir. Gövde tamamlandıktan sonra döner kanat motorlarının demirleri entegre edilmiştir. Entegre işlemi bittikten sonra üstüne motorlar yerleştirilmiştir. Kanadın geleceği yere kanat yerleştirilmesi için oluşturulan düzenek monte edilmiştir.

2.6.6 Kanat montaj



Resim 20. Kanat Montaj

Tamamlanan kanat üzerine kaplaması yapılmıştır. Yapıldıktan sonra aileronların çalışıp çalışmadığı denenmiştir. Gerekli sonuçlar neticesinde son hale getirilmiş ve tasarlanan gövdeye monte edilmiştir.

2.6.6.1 Kanat kaplaması yapılması



Resim21. Kanat Kaplaması

Kanat üzerine ve kuyruk üzerine kaplama ütüsüyle kaplama işlemi yapılmıştır.

2.6.7 Kuyruk montaj



Resim 22. Kuyruk Montaj

Üretimi tamamlanan kuyruk gövdeye entegre edilmiştir. Entegre işlemi tamamlandıktan sonra gerekli fonksiyonların çalışıp çalışmadığı test edilmiştir.

2.6.8 İniş takımı montaj

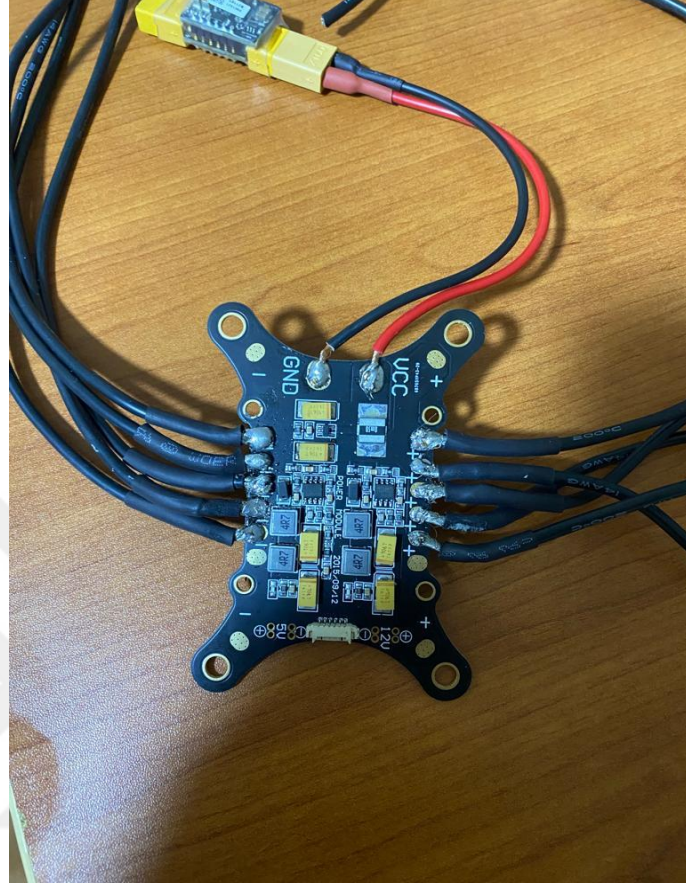


Resim 23. İniş Takımı

Tamamlanan iniş takımı ana gövdeye 2 teker, kuyruk kısmına 1 teker olacak şekilde monte edilmiştir.

2.6.9 Aviyonik sistem birleştirilmesi

2.6.9.1 Güç dağıtım kartı



Resim 24. Güç Dağıtım Kartı

Güç dağıtım kartına gerekli kablolar kısa olduğundan dolayı ekstra kablolar lehimlenmiştir. Lehimleme işleminde kısa devre veya soğuk lehim olmadığı avometre ile kontrol edilmiştir. Li-Po pil bağlantısını yapabilmek için güç dağıtım modülü de giriş ve çıkış alanlarına lehimlenmiştir. Güç dağıtım kartında gerekli işlemler yapıldıktan sonra gövde içinde belirlenen noktaya yerleştirilmiştir.

2.6.9.2 ESC'ler



Resim 25. ESC



Resim 26. ESC



Resim 27. ESC

Escler 20 amperlik ve 80 amperlik olmak üzere 2 çeşittir. Döner kanattaki 4 adet motora 20 amperlik esclerle güç aktarılacaktır. Sabit kanattaki motora ise 80 amperlik esc ile güç aktarımı yapılacaktır. Bunun sebebi motora fazla güç iletimini kontrol altına alıp motorun zarar görmesini engellemektir. Bağlantı yapılan kısımlarda kabloların ucuna dişi ve erkek yuva girişleri lehimlenmiştir. Bunun nedeni tek kullanıma elverişli hale getirmektir. Bu işlemi yapmamış olsaydık bağlantıyı diğer ekipmanla lehimleyerek yapmamız gerekirdi. Bu da tekrar kullanıma olanak sağlamazdı. Bu sayede istediğimiz zaman ESC'leri başka motorlarla kullanmaya olanak sağlanmıştır.

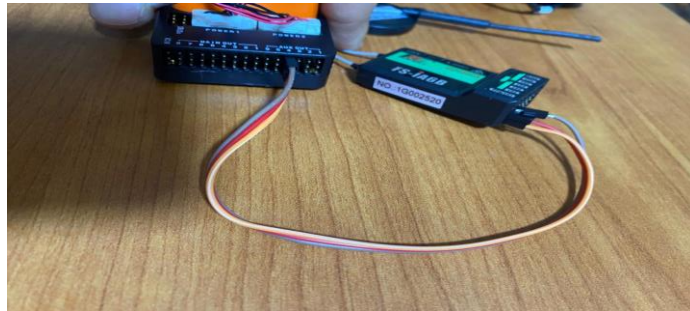
2.6.9.3 Motor bağlantıları



Resim 28. Motor Bağlantıları

Motora ait bağlantı kablolarının uç kısımlarına dişi ve erkek girişler lehimlenmiştir. Bu sayede motorların montajı kolay olacaktır ve tekrar kullanımına olanak sağlayacaktır. Uçlarına kablo lehimlenen motorlar ESClere bağlanmıştır. Esc'ler ise güç dağıtım kartına ve Li-Po pile bağlanmıştır. Bu işlemler tamamlandıktan sonra gövde üzerindeki döner kanat motorları için ayrılmış yüzeylere entegre edilmiştir.

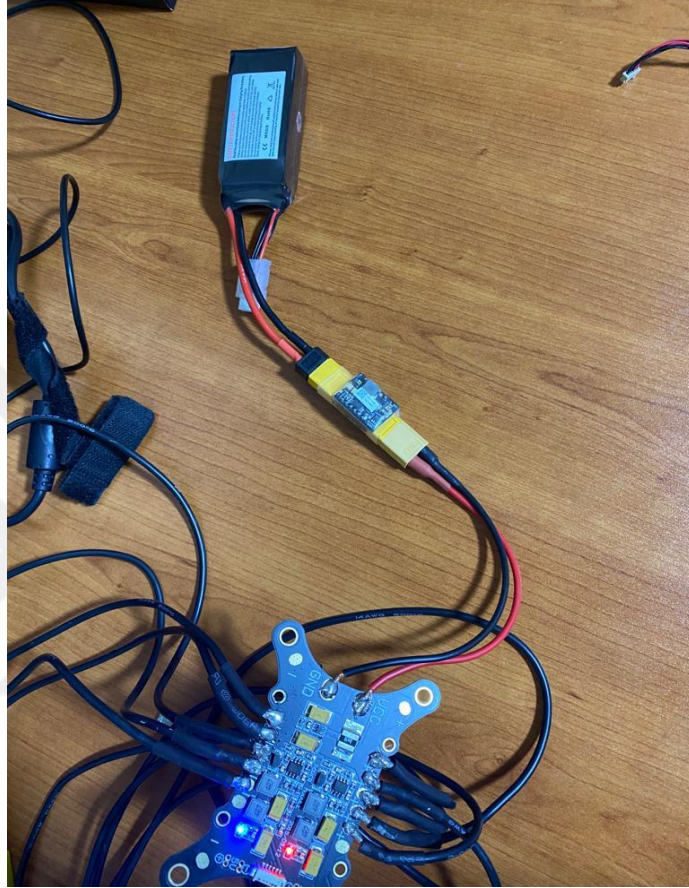
2.6.9.4 Kumanda alıcısı



Resim 29. Kumanda Alıcısı

Kumanda alıcısı 2 adettir. Biri kumandanın içerisinde mevcuttur. Diğerisi ise jumper kablolar yardımıyla Pixhawk Cube Orange üzerindeki belirlenen kanala takılmıştır.

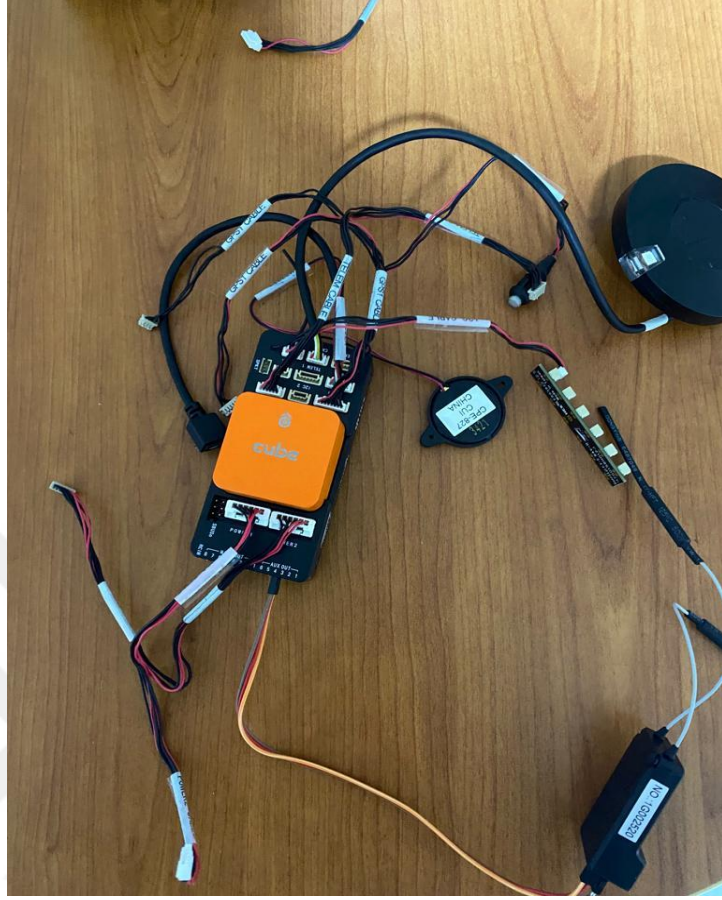
2.6.9.5 Li-Po pil bağlantısı



Resim 30. Li-Po Pil

Güç dağıtım kartına entegre edilen güç modülüne Li-Po pil bağlanmıştır. Güç dağıtım kartına güç iletildiğini üzerinde yanan mavi ve kırmızı ışıklardan anlayabiliyoruz. Bağlantı sağlandıktan sonra gövde içerisine dikkatli bir şekilde Li-Po guard içerisinde yerleştirilmiştir. Bunun sebebi Li-Po pilin patlama ihtimalini ve patlama olursa eğer zarar verme ihtimalini ortadan kaldırmaktır.

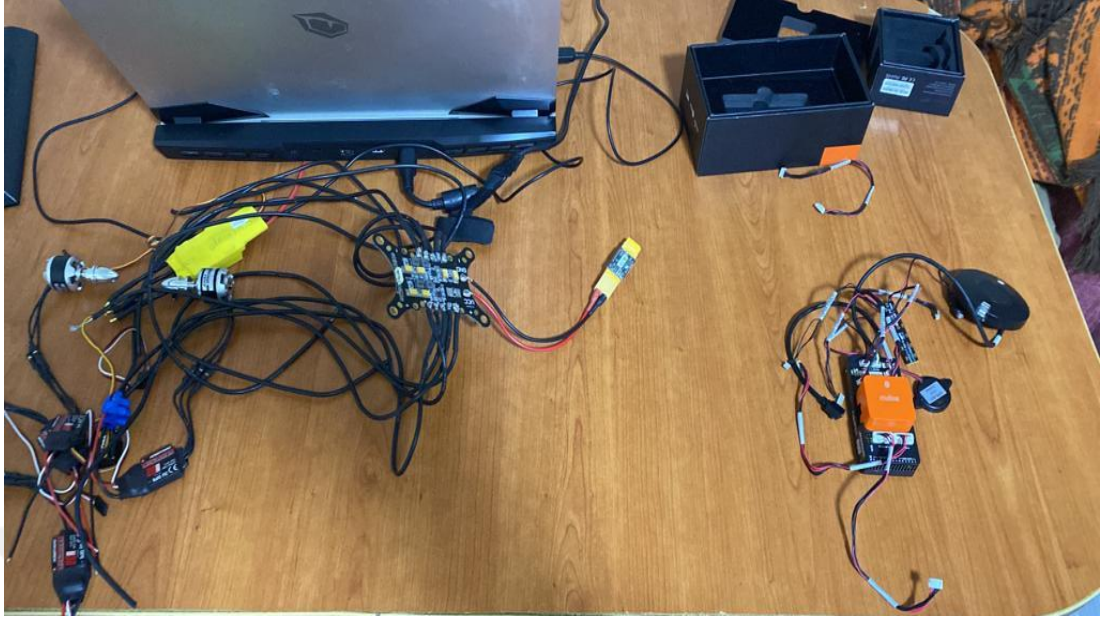
2.6.10 Pixhawk cube orange bağlantıları



Resim 31. Pixhawk Cube Orange

Pixhawk Cube Orange'nın en güzel özelliklerinden biri üzerinde bağlantı kabloları için gerekli yuvalarının ve bu yuvalara özel bağlantı kablolarının olmasıdır. Pixhawk'a gerekli bağlantılar yapıldıktan sonra güç verilip motorların çalıştığı test edilmiştir. Gps modülü Pixhawk'ın içerisinde mevcuttur. Kendi kablosu vardır. Belirlenen yuva modülüne bağlantısı gerçekleştirilmiştir. ArduPilot uygulamasından çalıştığı ve yer istasyonuna veri aktardığı test edilmiştir ve gözlenmiştir. Tamamlanan testlerden sonra gövde içine entegre edilmiştir.

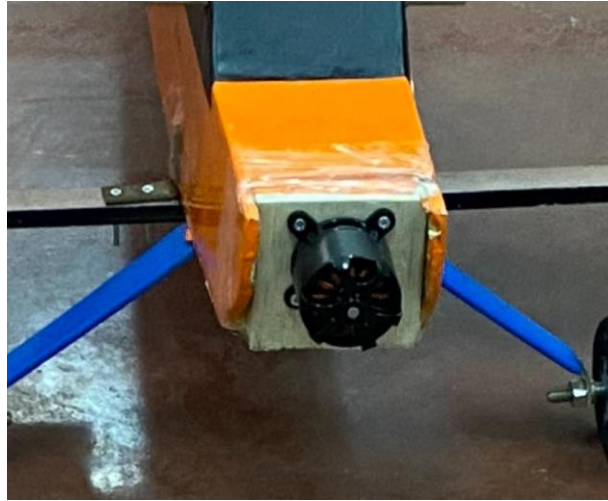
2.6.11 Aviyonik sistem montajı



Resim 32. Aviyonik Sistem Montajı

Aviyonik sistem bağlantıları tamamlandıktan sonra hem telemetri aracılığıyla yer istasyonu olan bilgisayarımıza hem de İHA'ya bağlanmıştır. Veri akışı kontrol edilmiştir. Gerekli sonuçlar alındıktan sonra İHA'ya entegre edilmiştir.

2.6.12 Motor montajı



Resim 33. Motor Montajı

Tamamlanan montaj işlemlerinden sonra motorlar gövdeye entegre edilmiştir ve İHA uçuşa hazır hale getirilmiştir.

ÜÇÜNCÜ BÖLÜM

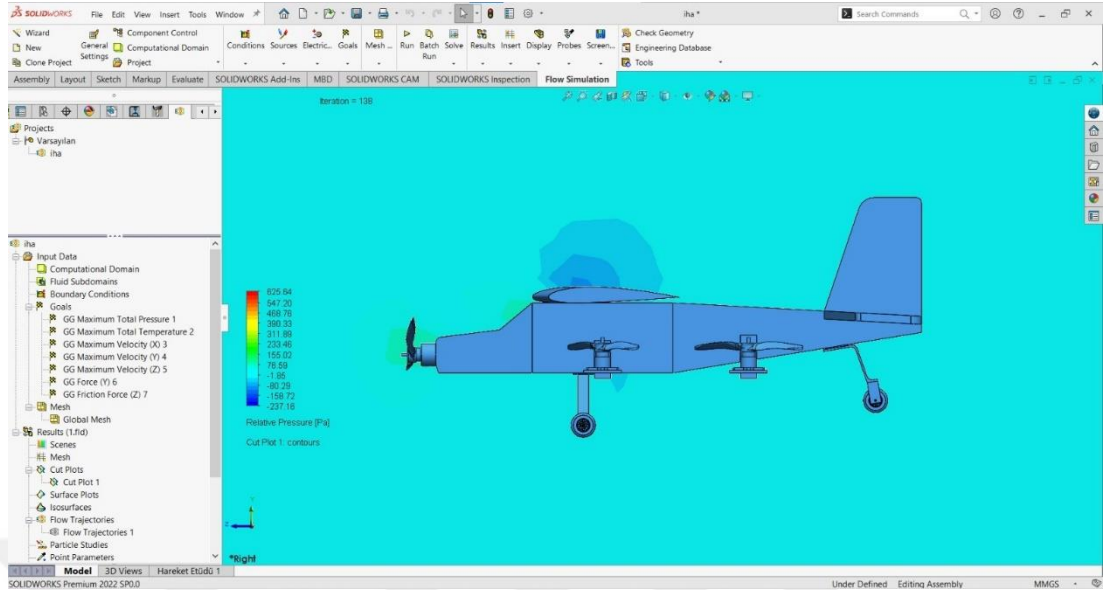
SONUÇLAR VE ÖNERİLER

3.1 Analiz Sonuçları ve Yorumlamaları

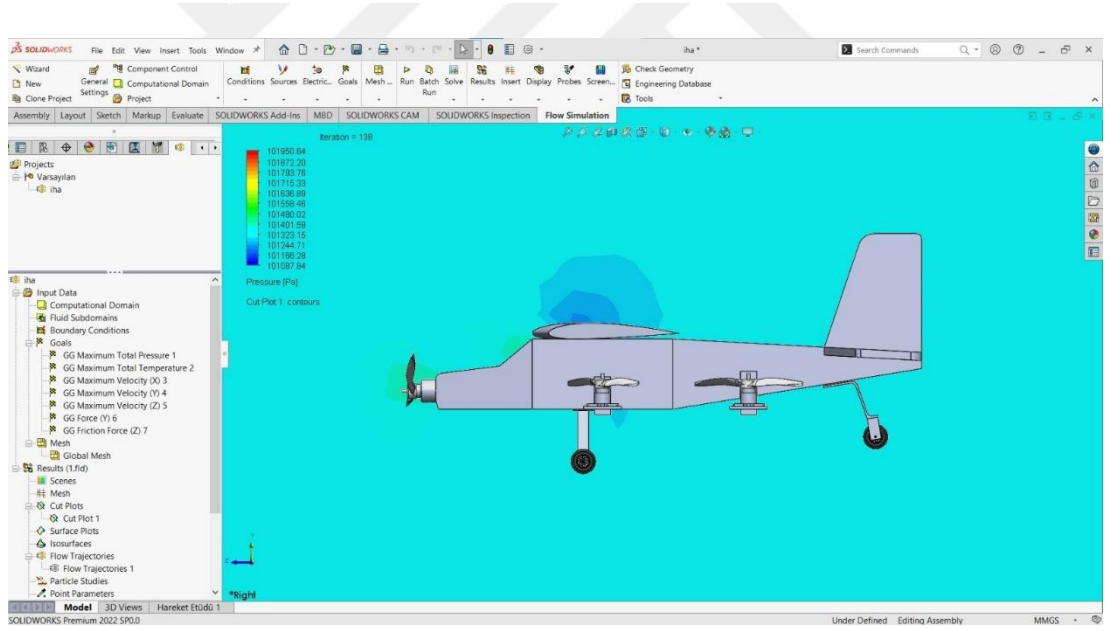
Tasarlanan insansız hava aracına analizler yapılmıştır. Analizler sonucunda uçuş verileri istenildiği gibidir. Excel üzerinden hesaplamaları yapılmış olup kritik değerlerine ulaşılmıştır. Yapılan elektronik haberleşme testlerinde istenilen veriler sorunsuz bir şekilde tarafımıza ulaştırılmıştır. Mekanik dayanım testlerinde balsa malzeme çekme ve basma testlerine maruz bırakılmış elde edilen sonuçlar detaylıca incelenmiştir. Yapılan incelemeler sonucunda gövdenin hava şartlarına dayanabileceği sonucuna varılmıştır. Kanatlar ve kuyruk için balsa malzemesi gerekli testlere maruz bırakılmıştır. Balsa malzemesinin kaplama yapıldıktan sonra kanat ve kuyruk için yeterli esneklik ve dayanıma uygun olduğu sonucuna varılmıştır. Kullanılan uçuş bilgisayarının gerekli komutları sorunsuz bir şekilde ilettiği ve dış parazitlerden ve başka radyo frekanslarından etkilenmediği sonucuna varılmıştır. Kullanılan motor ve pervanelerin birbirleriyle uyumlu çalıştığı ve gerekli itki gücünü üretebildiği sonucuna varılmıştır. Hibrit yapı formundaki insansız hava aracının form geçişlerinde herhangi bir olumsuz durumla karşılaşmadığı yapılan prototip düzeyindeki testlerde anlaşılmıştır. Kullanılan servo motorların aileronları hareket ettirmede ve iniş takımının açılıp kapanmasında bir sorun yaşamadığı sonucuna varılmıştır. Kullanılan görüntü işleme kamerasının görüntüyü sorunsuz bir şekilde ilettiği gözlemlenmiştir. Kızıl ötesi ısı kamerasının belirlene noktalarda testleri yapılmış olup hedefleri belirlediği gözlemlenmiştir. İniş takımlarına darbe testleri yapılmış olup iniş anında oluşacak darbelerden etkilenmediği gözlemlenmiştir. Telemetri modülünün 10 km çapında etkili bir şekilde sonuç verdiği gözlemlenmiştir.

Uygulanan Solidworks programından yapılan testler aşağıdadır.

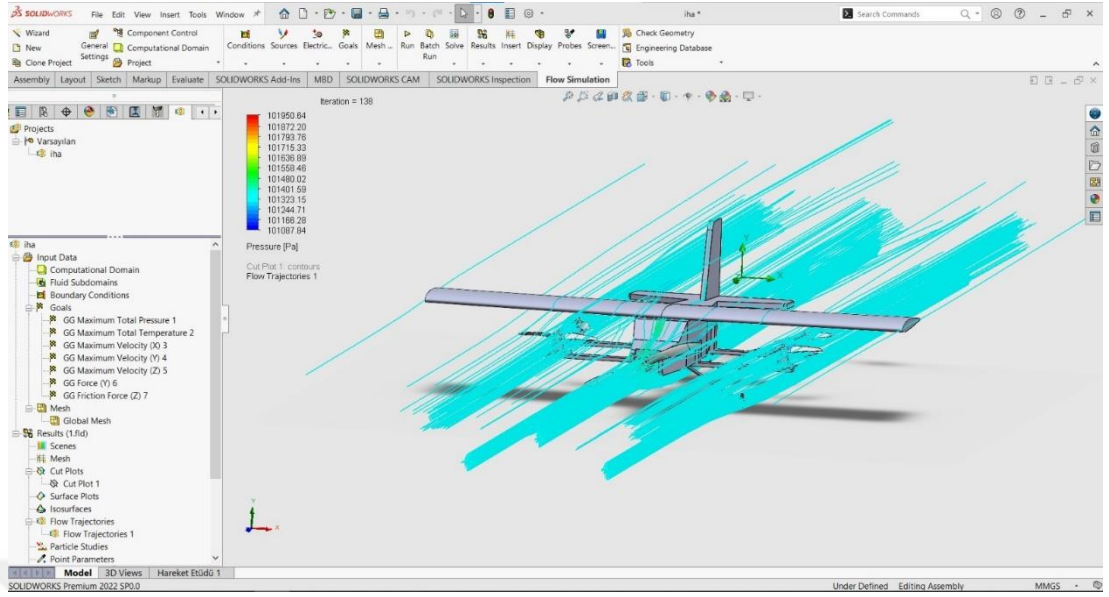
3.1.1. 13 m/s hızı için analizler



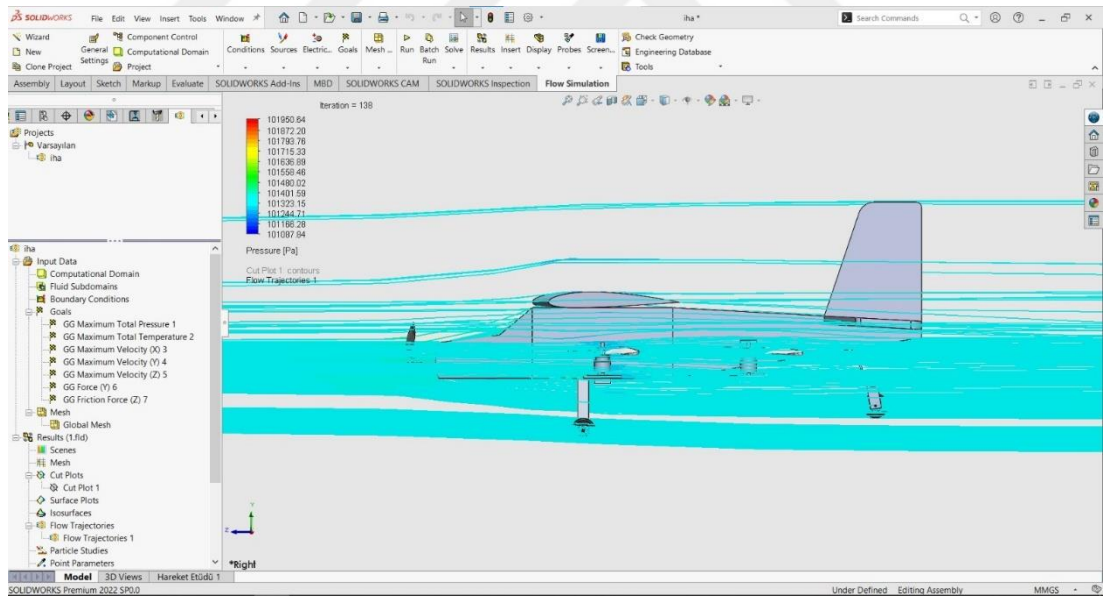
Analiz 1-13m/s için Basınç Analizi



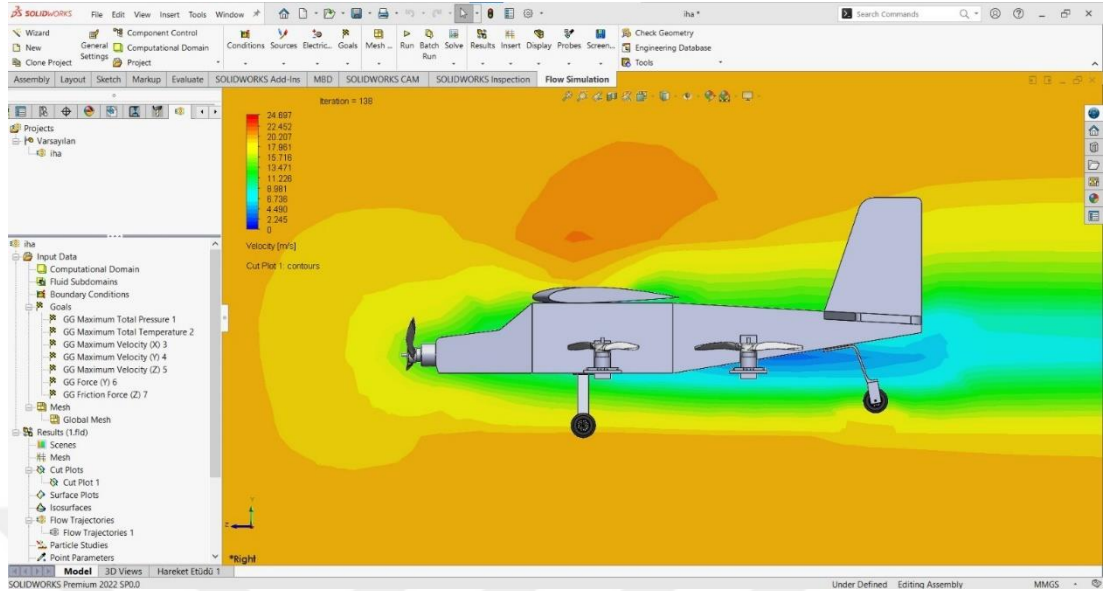
Analiz 2-13m/s için Basınç Analizi



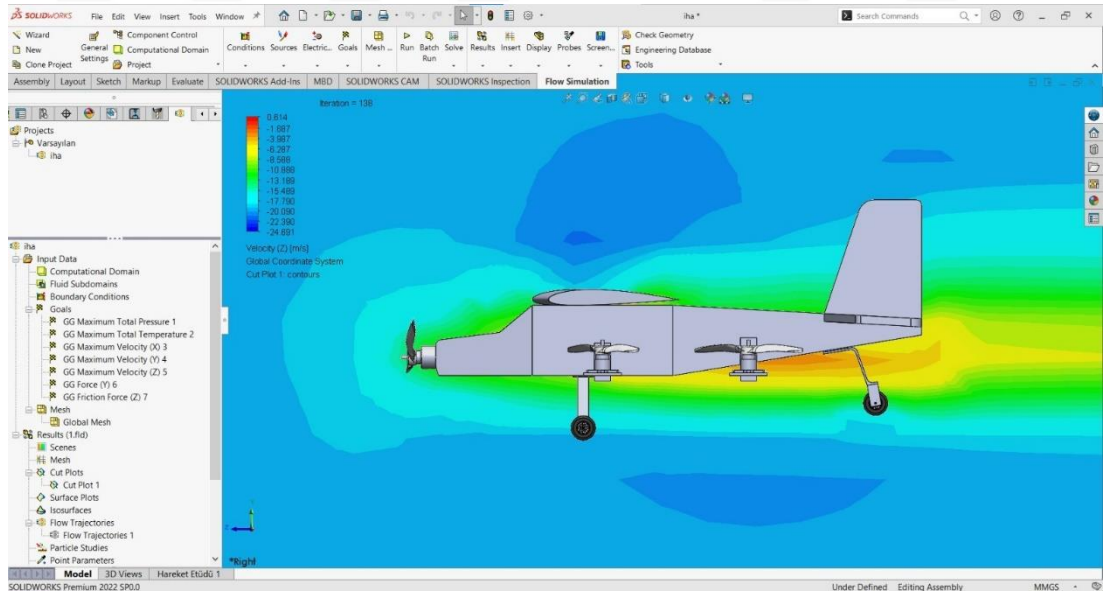
Analiz 3-13m/s için Basınç Analizi



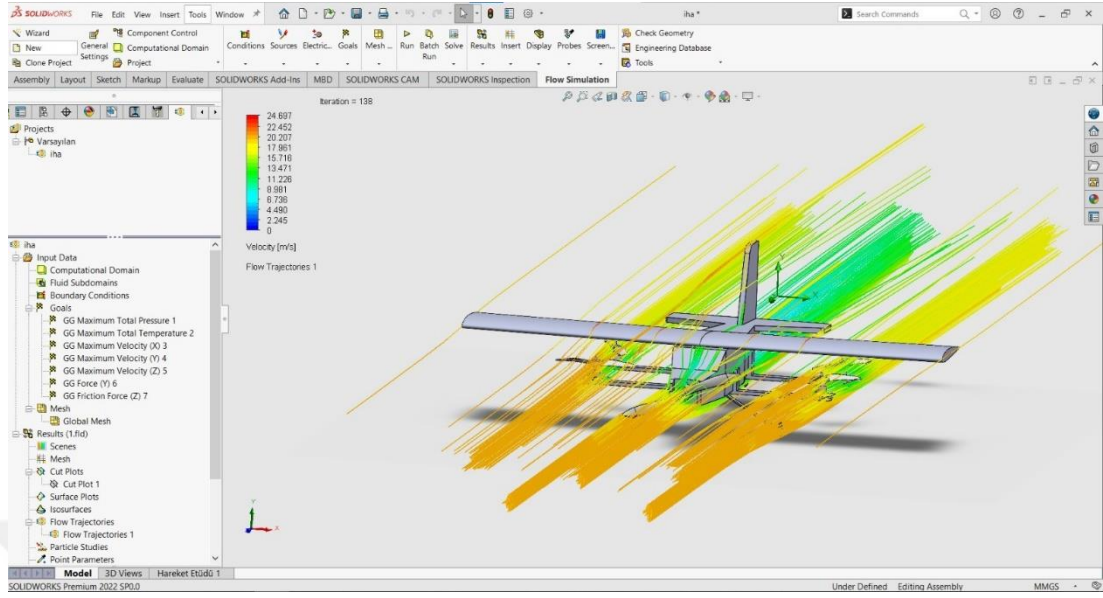
Analiz 4-13m/s için Basınç Analizi



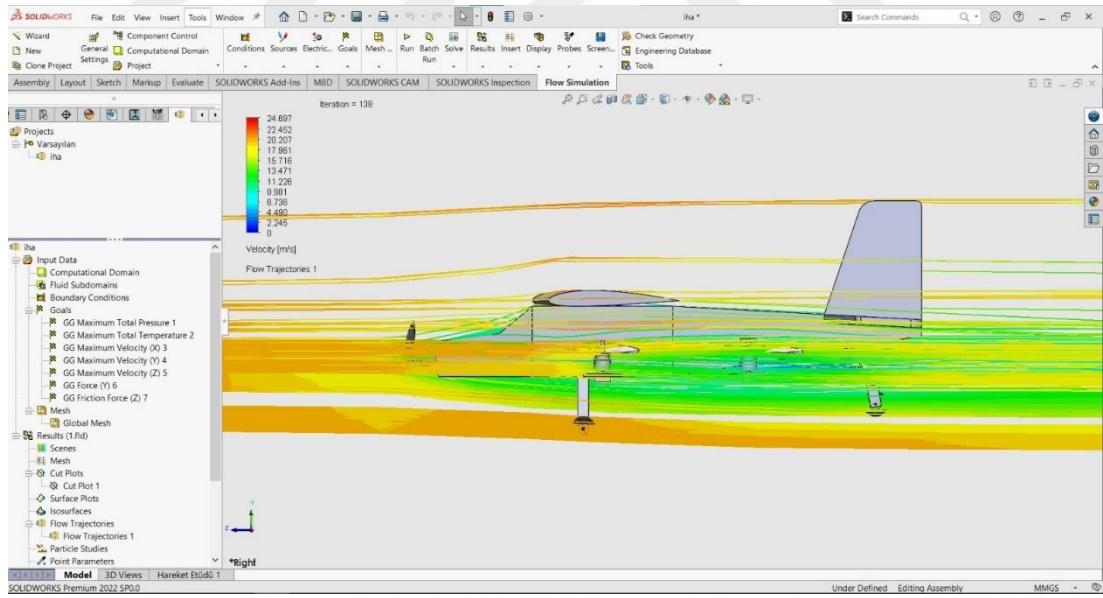
Analiz 5-13m/s için Hız Analizi



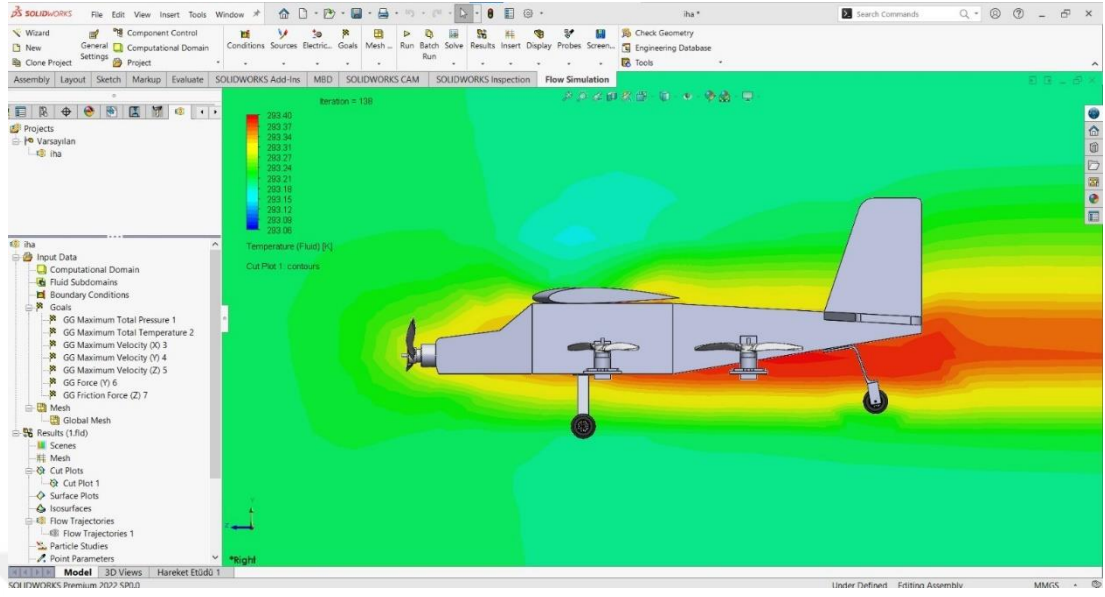
Analiz 6-13m/s için Hız Analizi



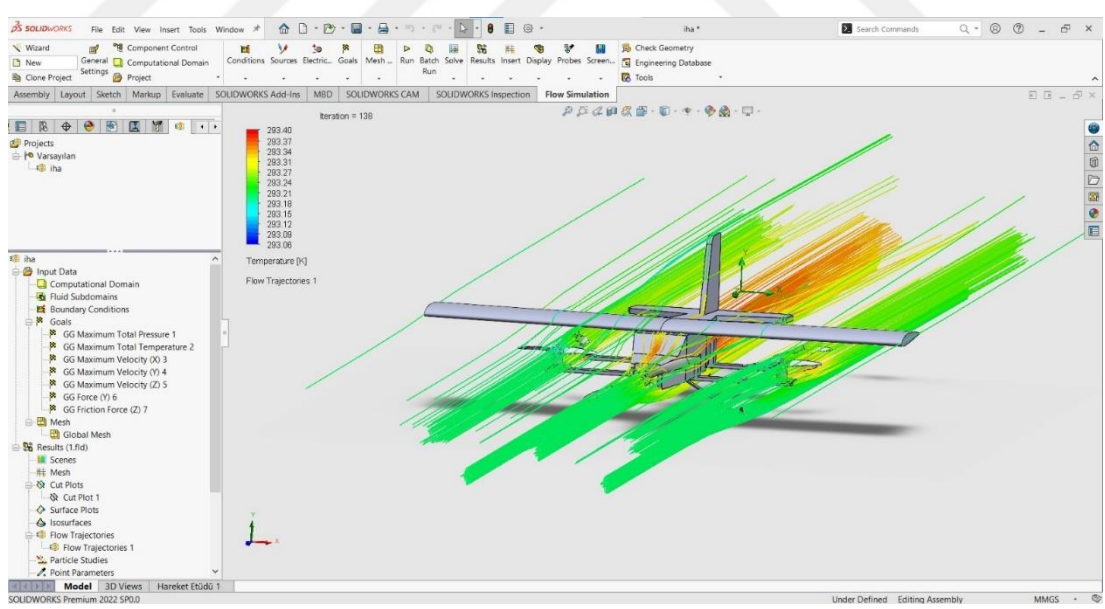
Analiz 7-13m/s için Hız Analizi



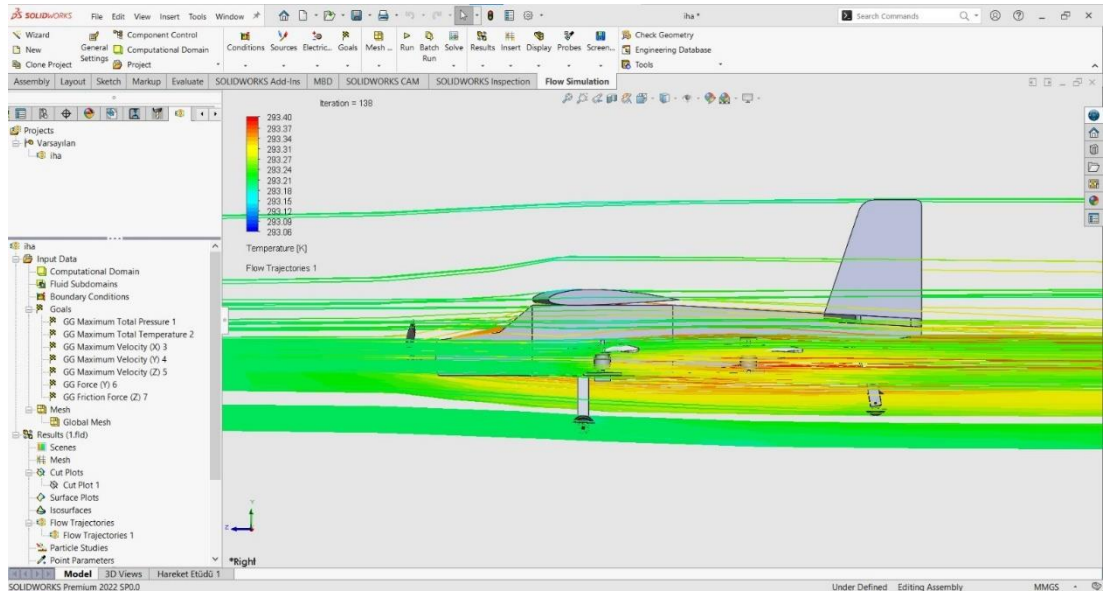
Analiz 8-13m/s için Hız Analizi



Analiz 9-13m/s için Termal Analizi

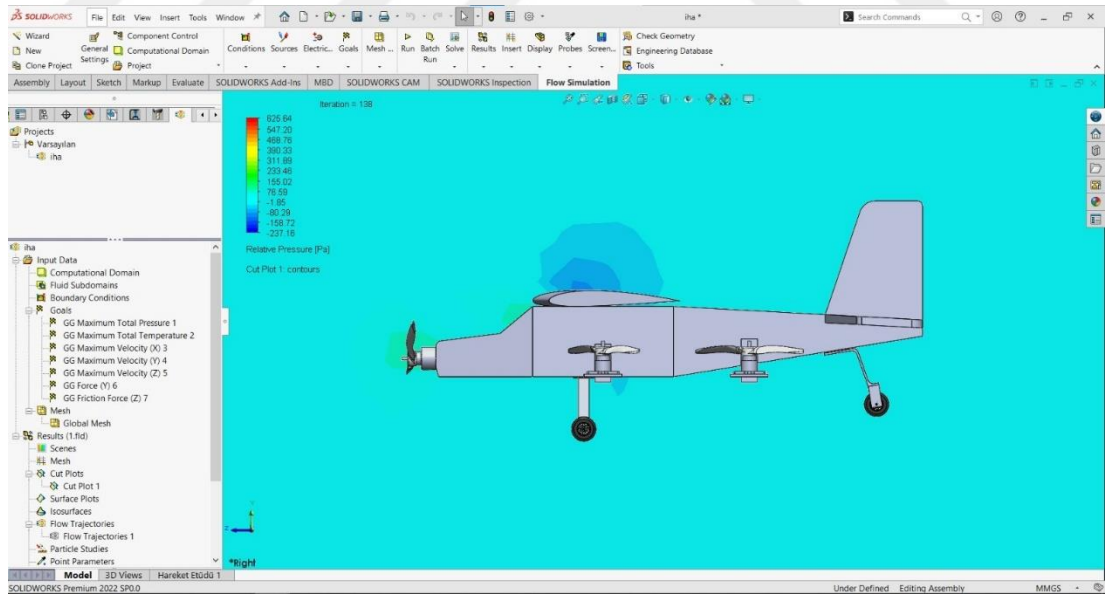


Analiz 10-13m/s için Termal Analizi

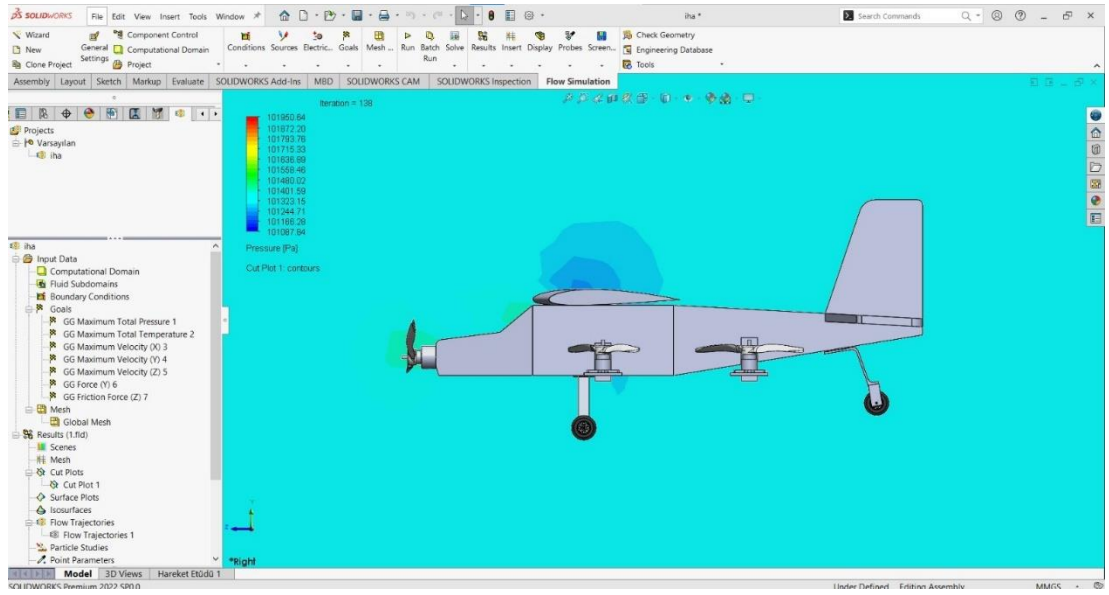


Analiz 11-13m/s için Termal Analizi

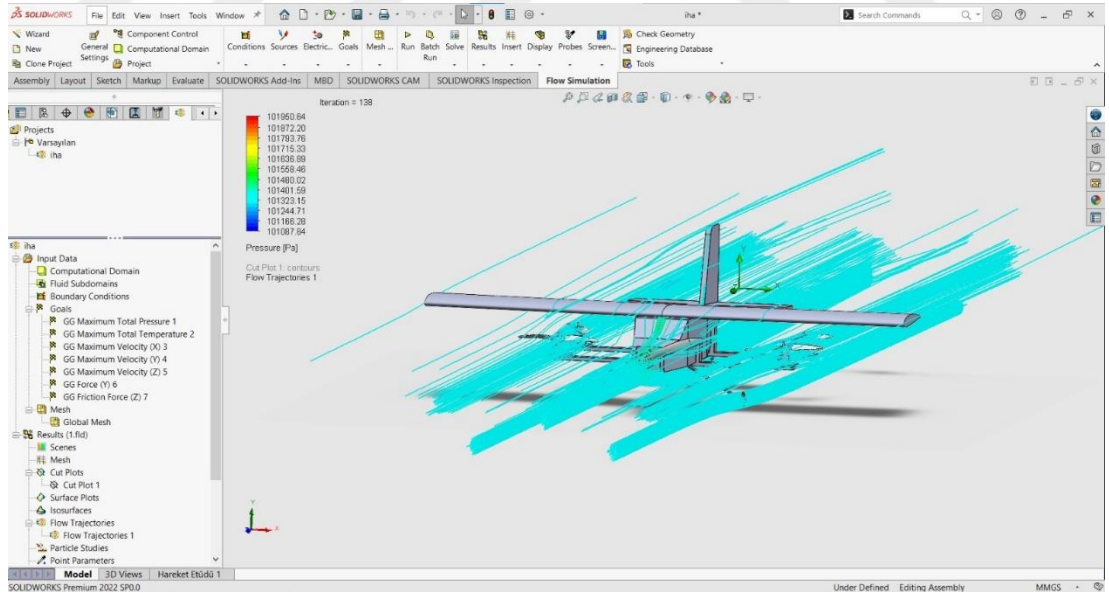
3.1.2. 17 m/s hızı için analizler



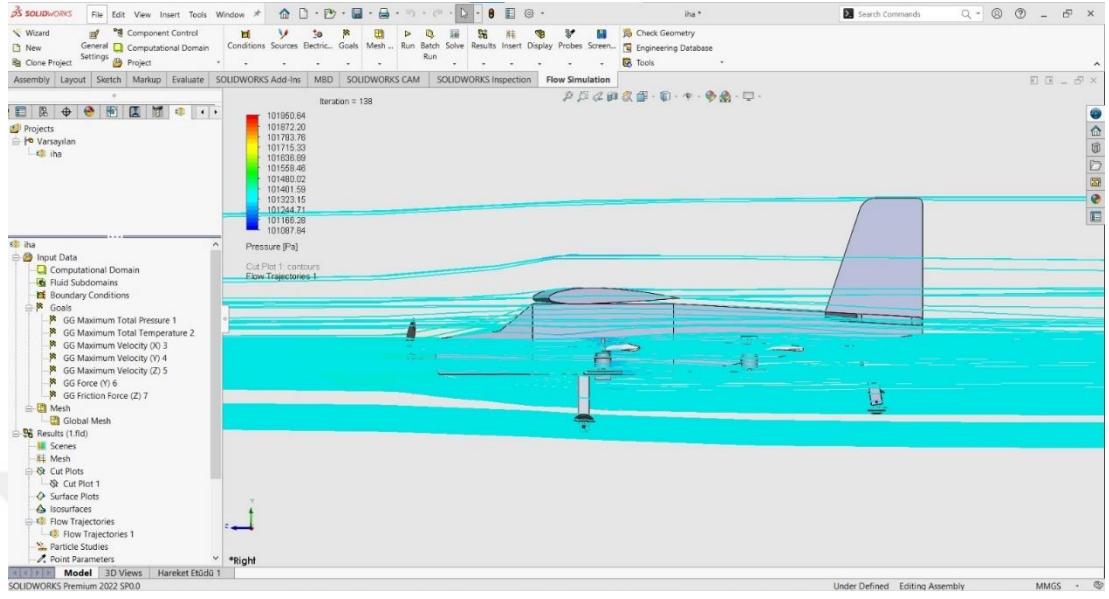
Analiz 12-17m/s için Basınç Analizi



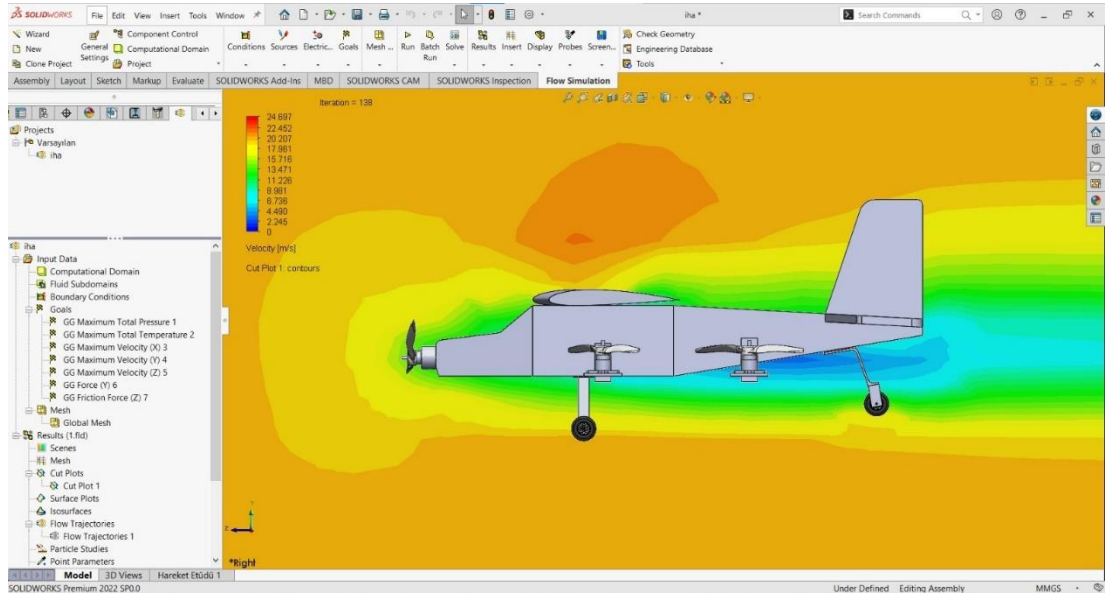
Analiz 13-17m/s için Basınç Analizi



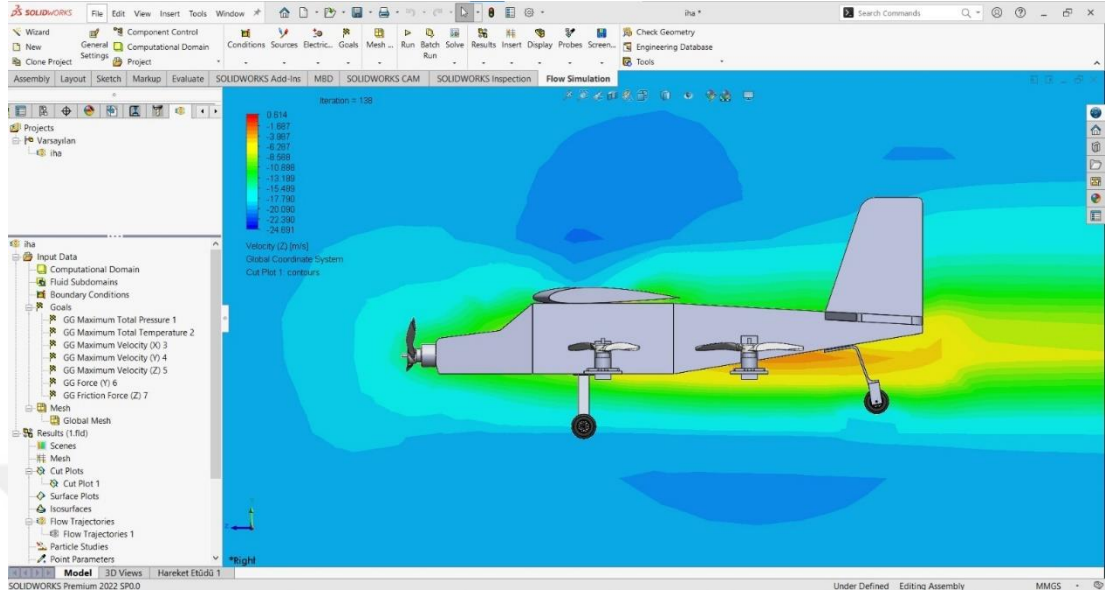
Analiz 14-17m/s için Basınç Analizi



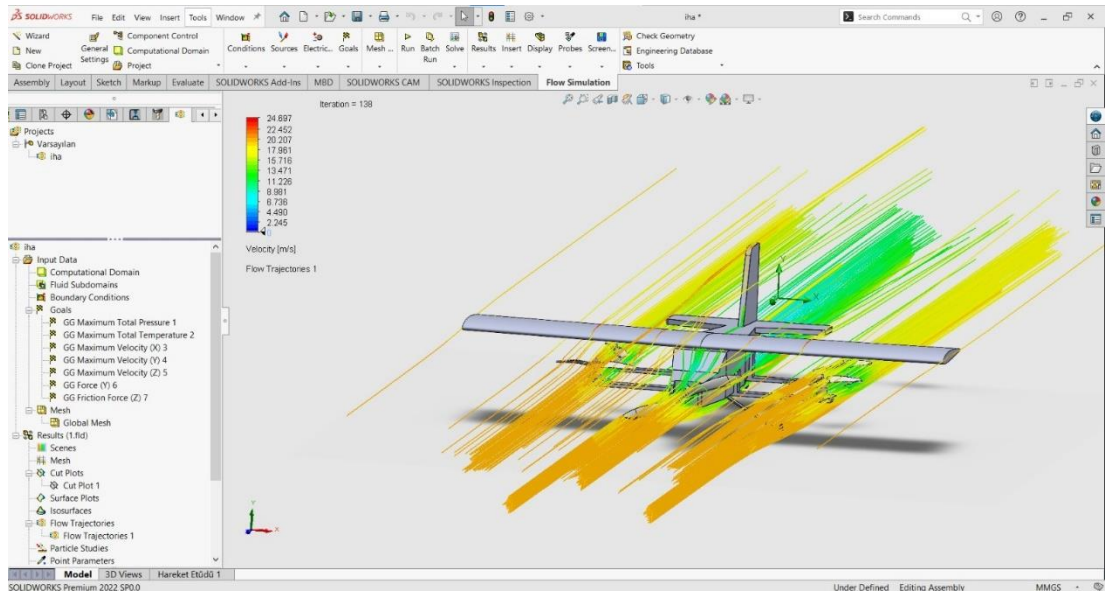
Analiz 15-17m/s için Basınç Analizi



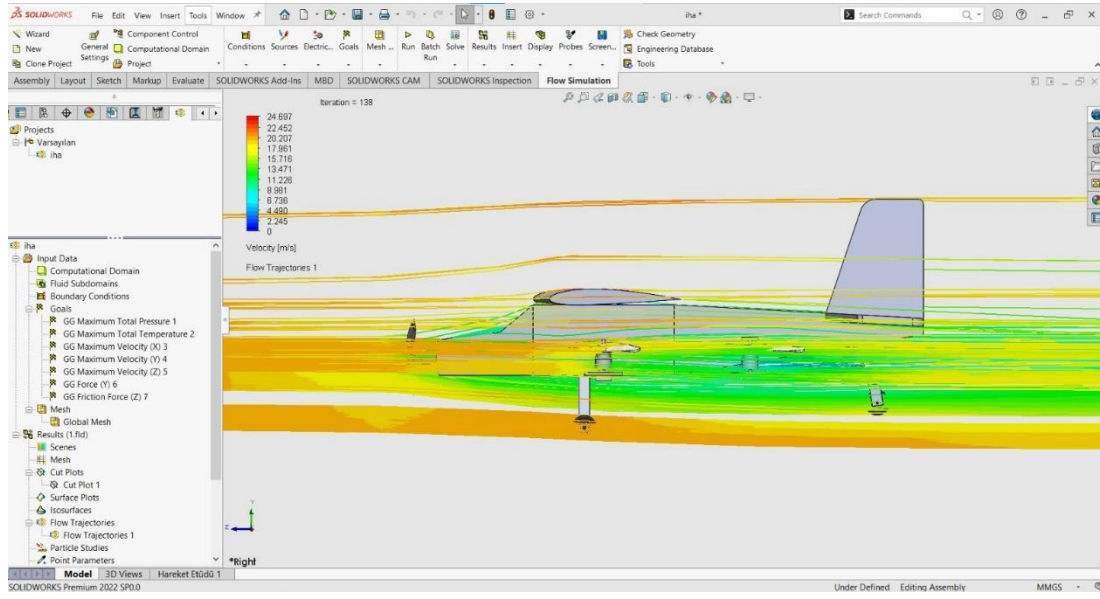
Analiz 16-17m/s için Hız Analizi



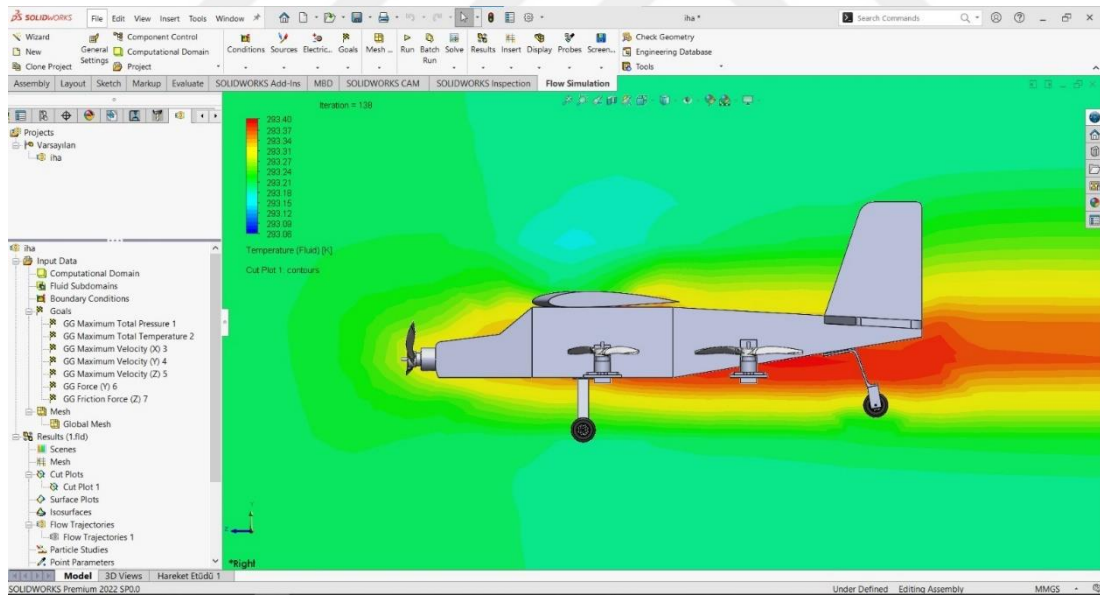
Analiz 17-17m/s için Hız Analizi



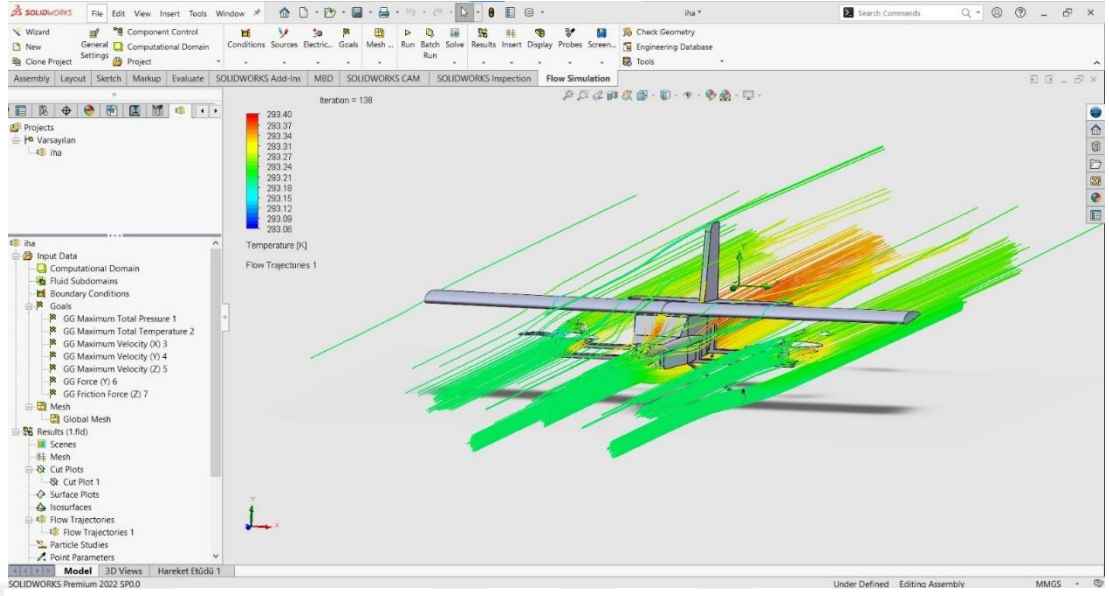
Analiz 18-17m/s için Hız Analizi



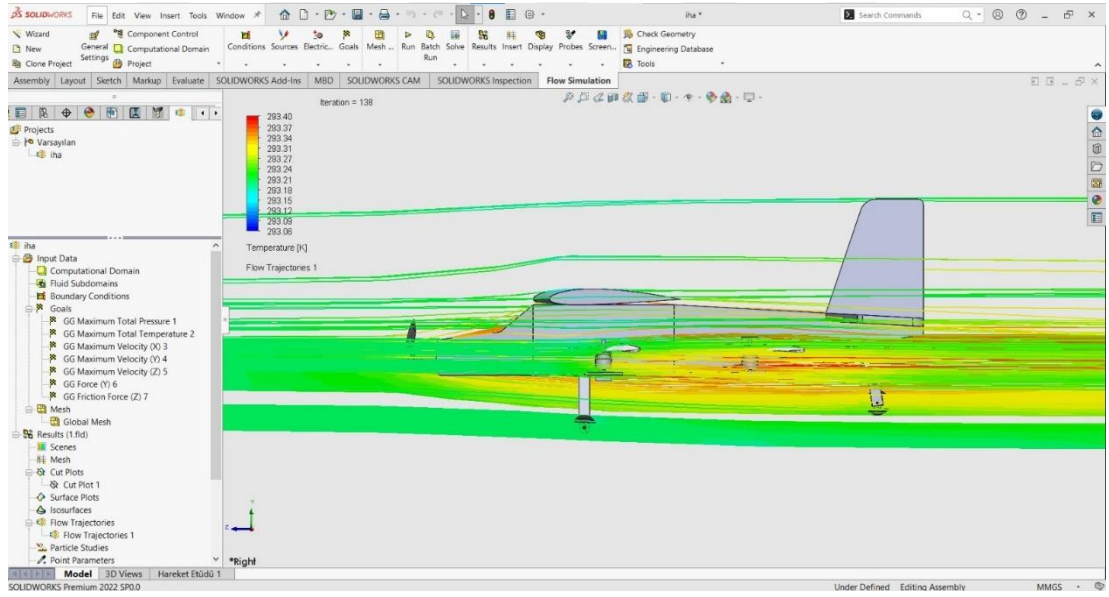
Analiz 19-17m/s için Hız Analizi



Analiz 20-17m/s için Termal Analizi

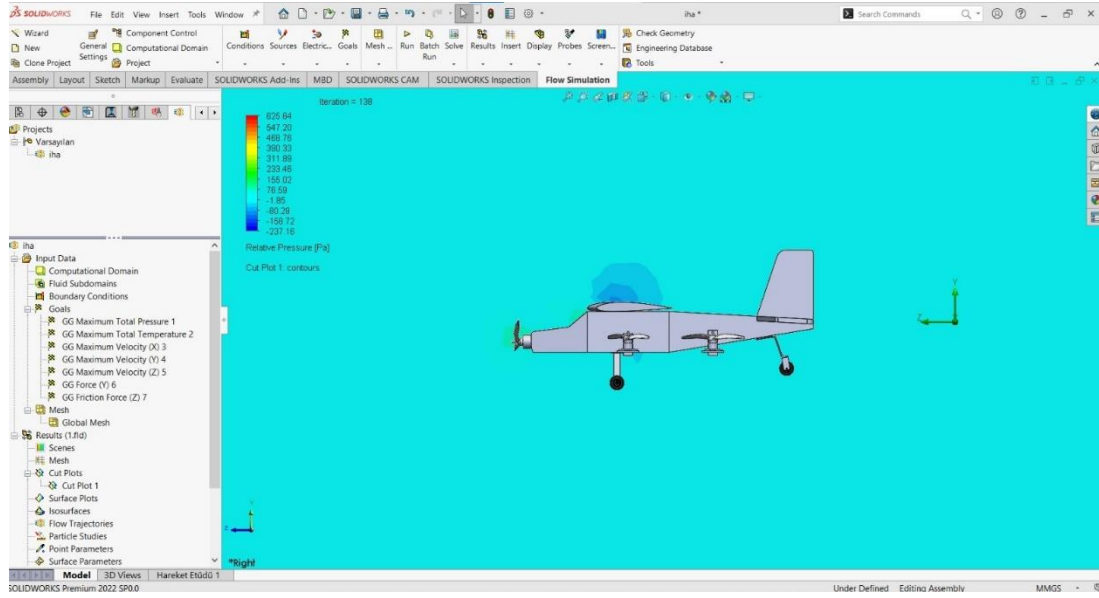


Analiz 21-17m/s için Termal Analizi

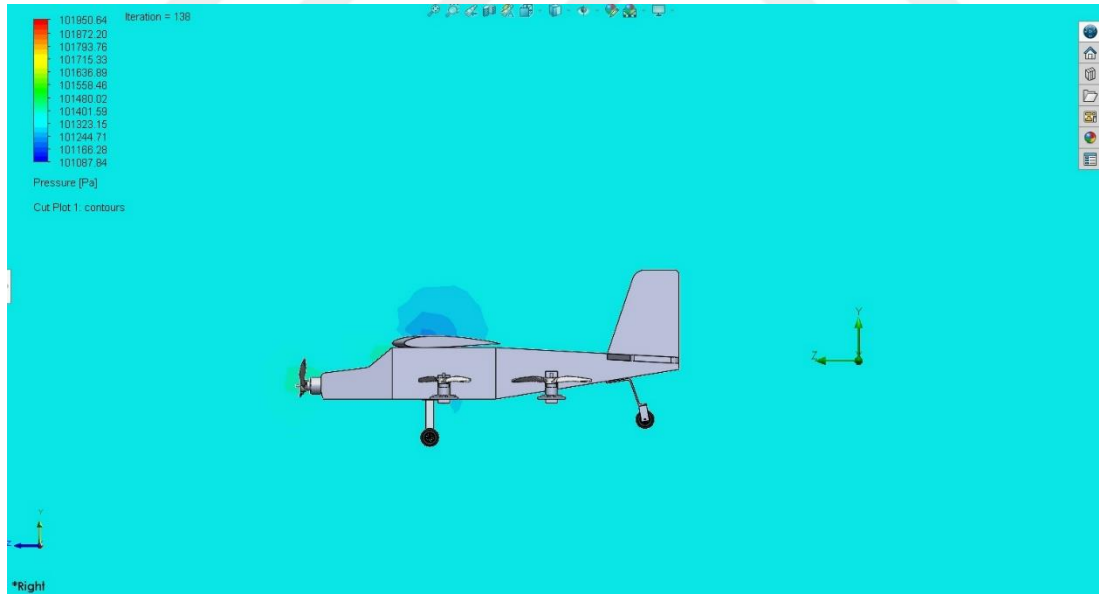


Analiz 22-17m/s için Termal Analizi

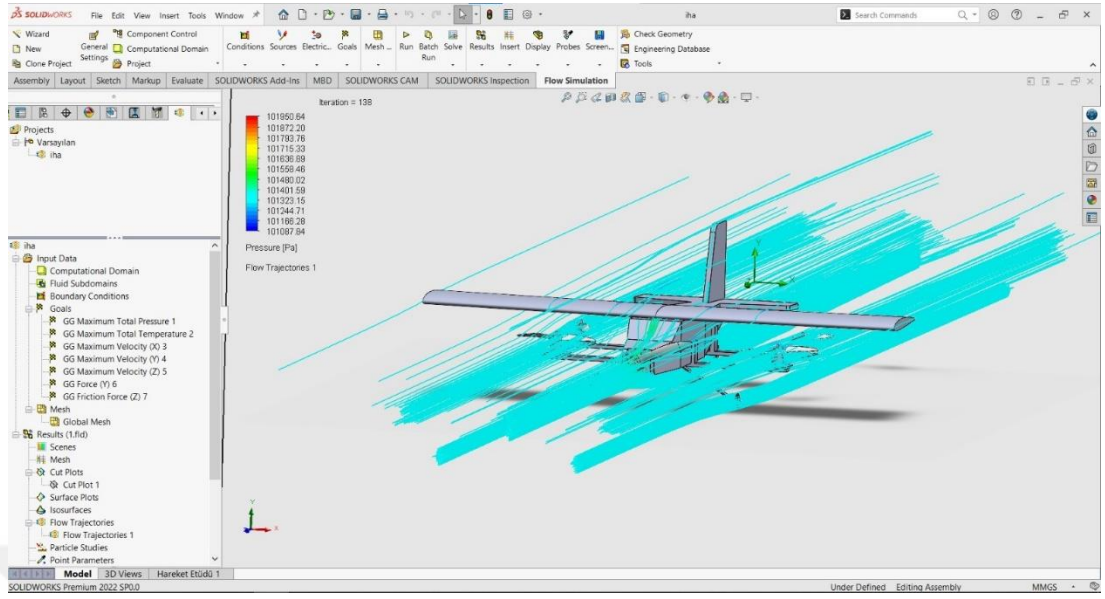
3.1.3. 20 m/s hızı için analizler



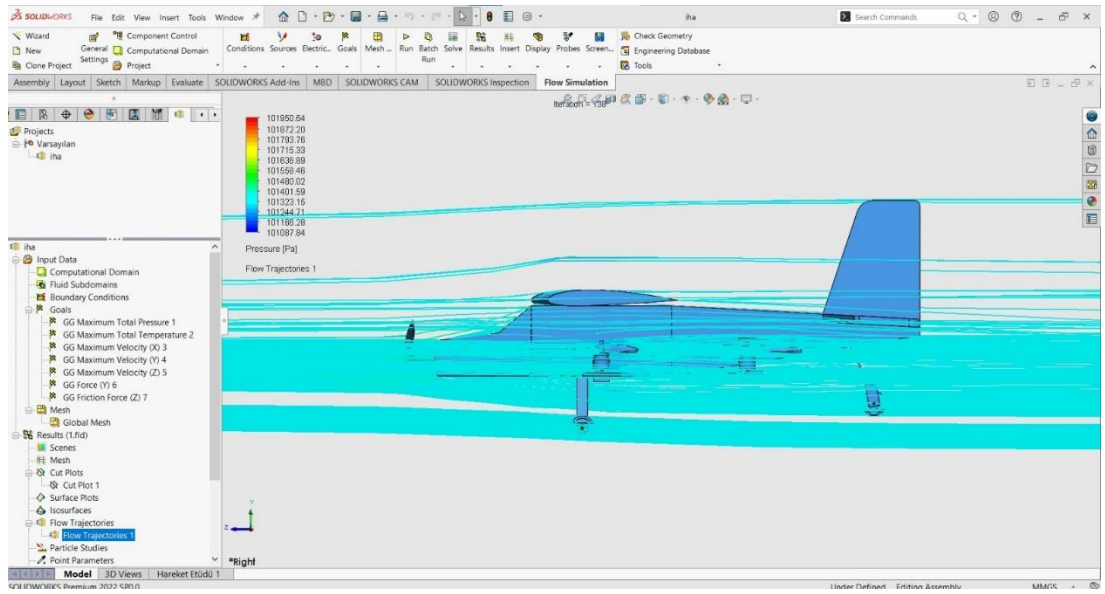
Analiz 23-20m/s için Basınç Analizi



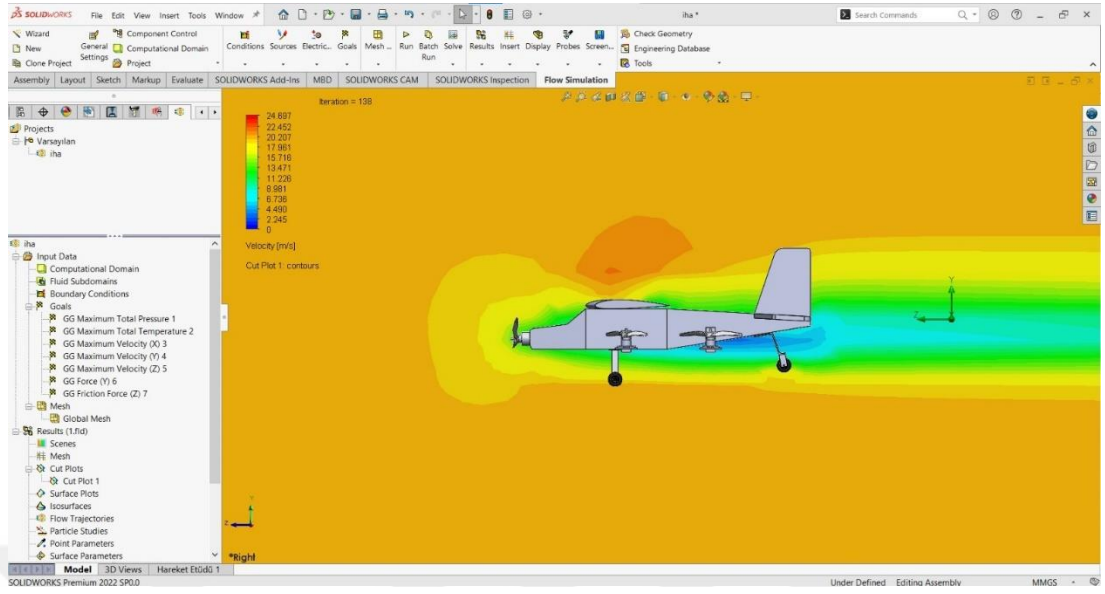
Analiz 24-20m/s için Basınç Analizi



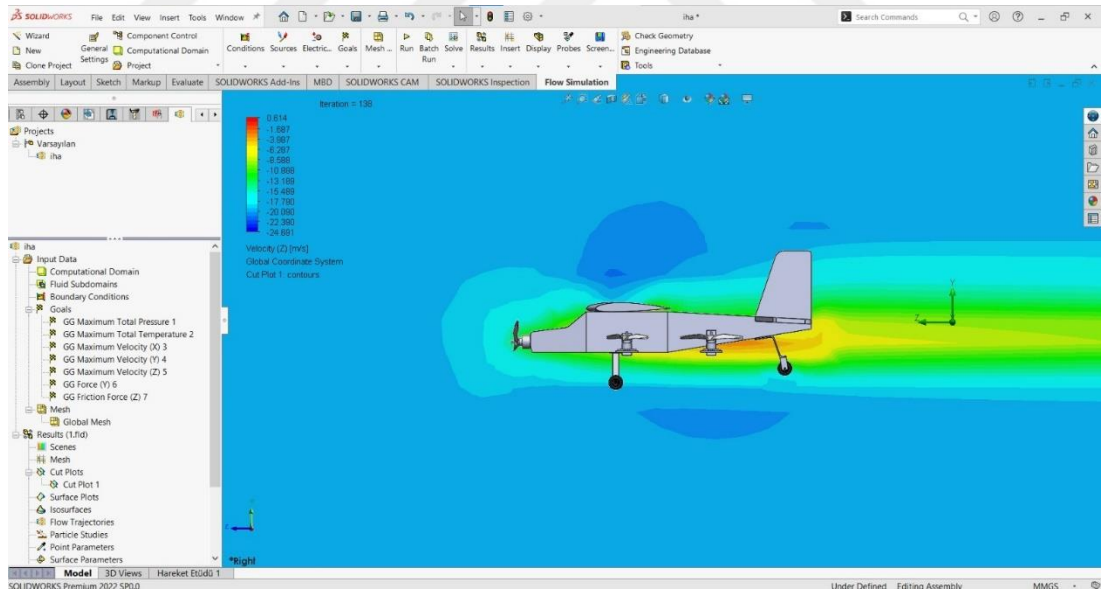
Analiz 25-20m/s için Basınç Analizi



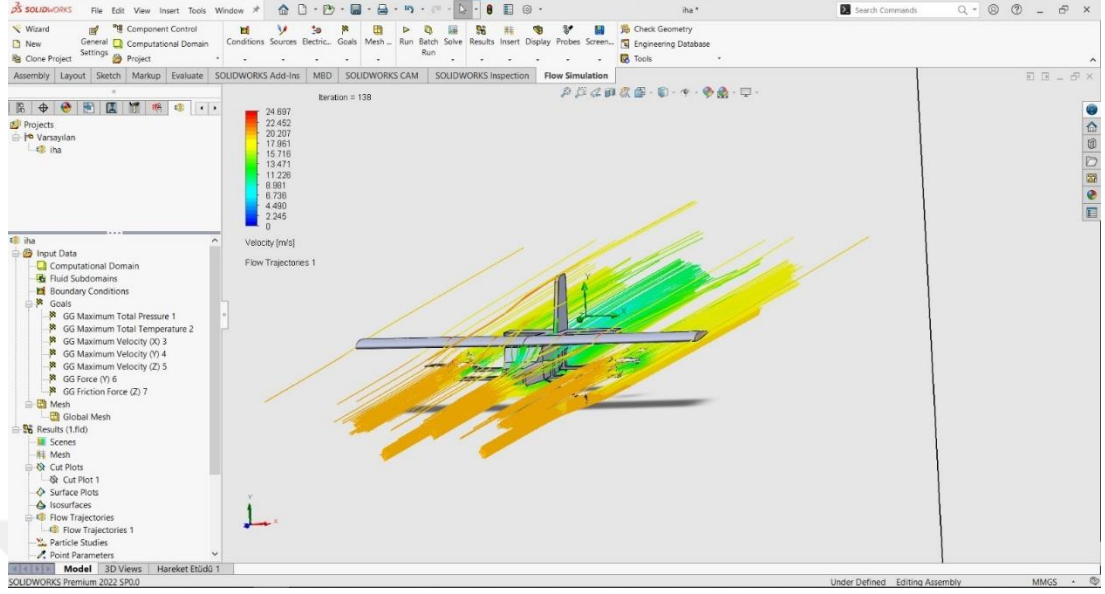
Analiz 26-20m/s için Basınç Analizi



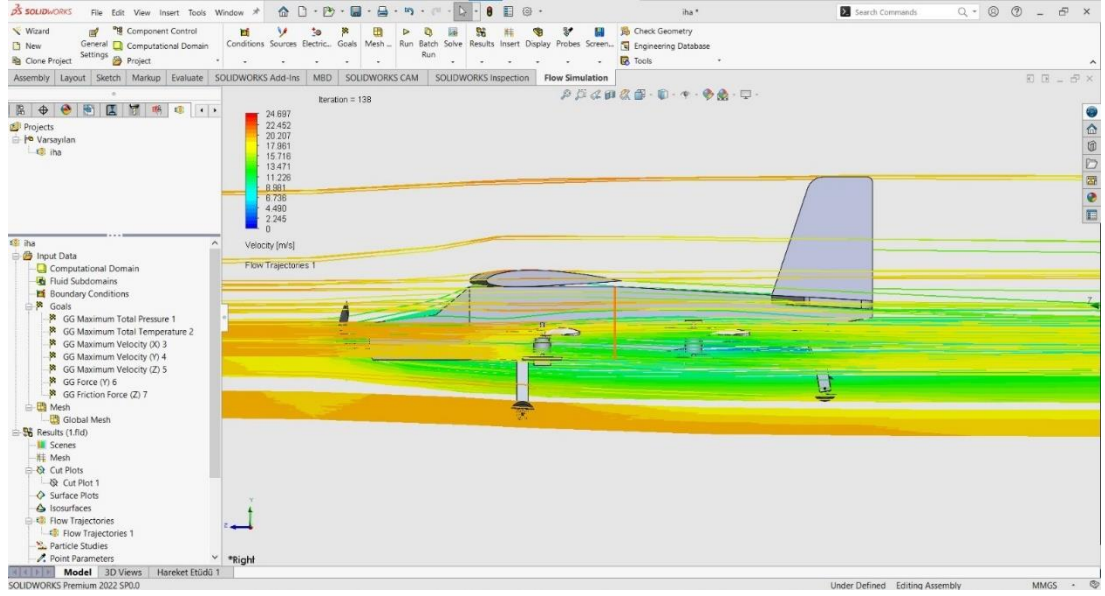
Analiz 27-20m/s için Hız Analizi



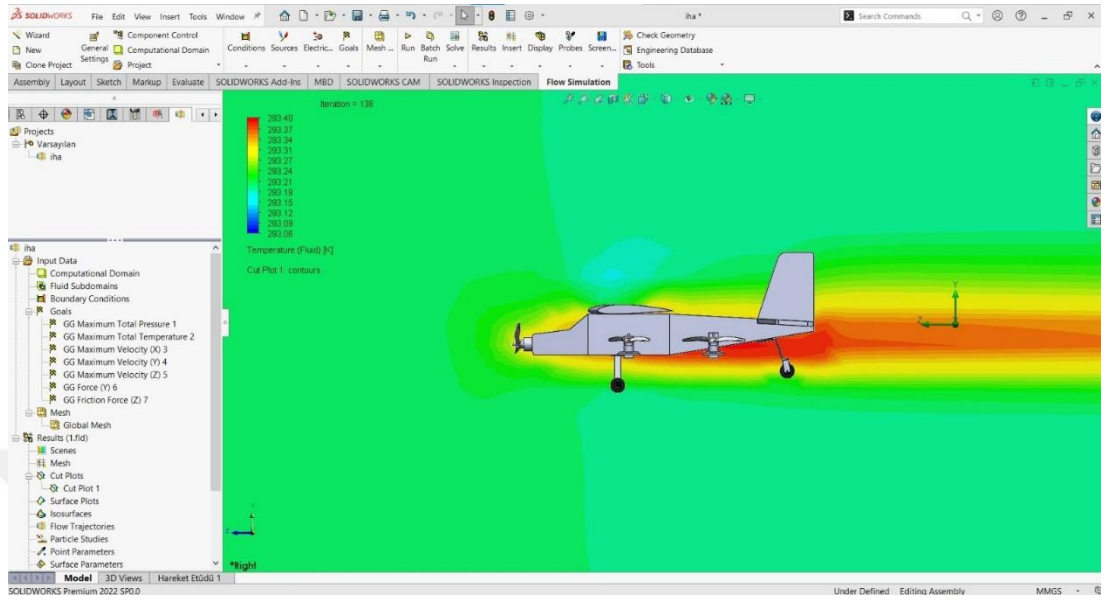
Analiz 28-20m/s için Hız Analizi



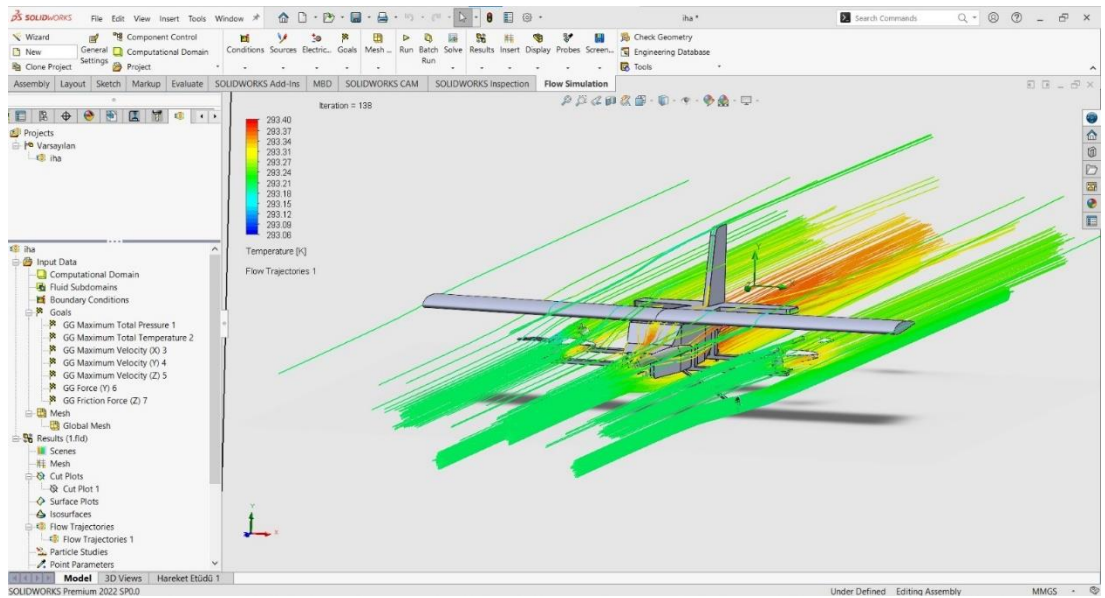
Analiz 29-20m/s için Hız Analizi



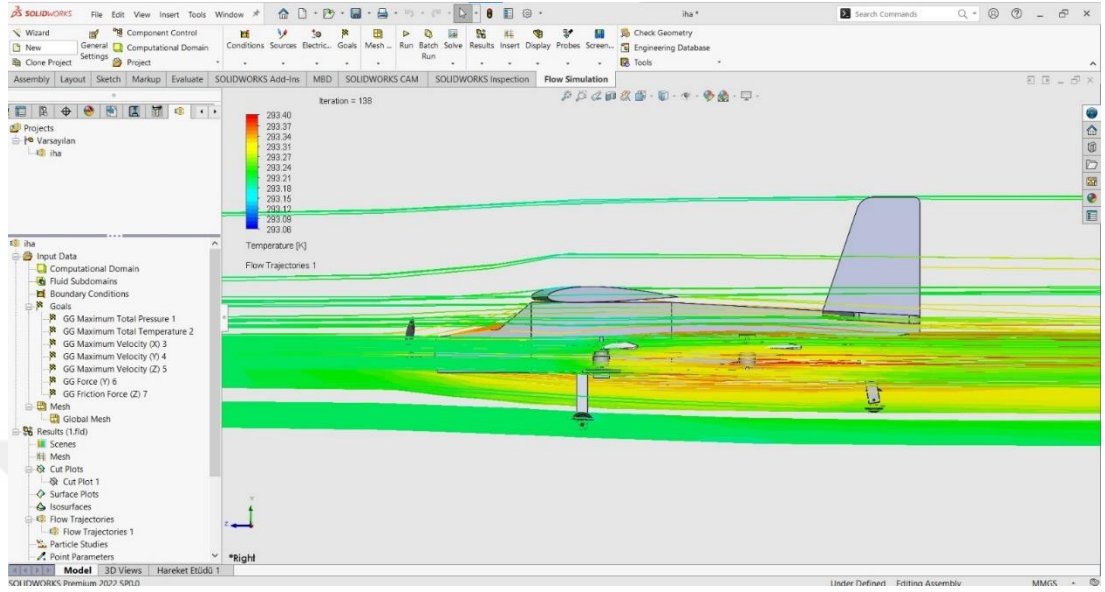
Analiz 30-20m/s için Hız Analizi



Analiz 31-20m/s için Termal Analizi



Analiz 32-20m/s için Termal Analizi



Analiz 33-20m/s için Termal Analizi

Tasarlanan İnsansız Hava Aracı için yapılan hesaplamalar sonucunda 13 m/s, 17 m/s, 20 m/s hızları için en verimli sonuçlar alınmıştır. SolidWorks programında yapılan basınç, akış ve termal analizler sonucunda ve diğer hesaplama parametreleri dikkate alındığında 13 m/s hız için yapılan tasarımın en verimli tasarım olduğuna karar verilmiştir.

Bu karar alınırken batarya ömrü, istenilen görevlerin yapılabilmesi için gerekli azami hız, istenilen faydalı yük ağırlığının hıza olan etkisi, form değişikliğinde hem sabit kanat formu için hem de döner kanat formu için gerekli parametreleri yerine getirebilmesi durumları incelenmiştir.

3.2 Değerlendirme

3.2.1 Tasarım değerlendirme

VTOL İHA tasarlanırken gerekli hesaplamalar teorik olarak yapılmıştır. Yapılan tasarımlara analizler uygulanmıştır. Fakat tasarımın uygulanabilirliği araştırıldığı zaman revize edilmesi gerektiğine karar verilmiştir. Revize kararı verilmesinin nedenleri üretim zorluğu, yüksek maliyet, montaj zorluğu, aviyonik sistem için gerekli yerin dar olmasıdır.

Tasarım yapılırken İHA'ya ait hesaplama formülleri Excel programına işlenmiştir. Bu işlem hesaplama açısından bize kolaylık sağlamıştır. Excel dosyasına girilen veriler incelenmiş ve parametreler istenilen standartlara gelene kadar veriler uygulanabilirlik ölçüsünde güncellenmiştir.

3.2.2 Mekanik değerlendirme

Mekanik montaj yapılırken balsa malzemesinin yapısından dolayı vidalama işleminde sorunlarla karşılaşmıştır. Karşılaşılan bu sorunlar çift kat balsa kullanılarak çözülmüştür. Kanadın gövde entegre edilmesi sırasında ağırlık merkezine dikkat edilmiştir. Kanat üretiminde kanat profillerinin dizilme aralıklarına dikkat edilmiştir. Birleştirilen kanat profillerine kaplama ütü yapılırken aerodinamik yapı için yüzeyin pürüzsüz olmasına dikkat edilmiştir. Gövde üretiminde aviyonik sistemde kullanılacak malzemeler için belirlenen bölmelere dikkat edilmiştir. Döner kanat motorları için destek çubukları gövdeye entegre edilirken tam ortalanmasına dikkat edilmiştir. Motor ve pervaneler sağa ve sola dönüşlerine dikkat edilerek yerleştirilmiştir.

3.2.3 Aviyonik tasarım

Aviyonik malzemeler lehimlenirken lehimlemenin soğuk lehim olmamasına dikkat edilmiştir. Lehimleme bittiğinde avometre yardımıyla kontrol sağlanmıştır. Pixhawk Cube, AutoPilot yardımıyla bilgisayara bağlanmıştır. Bağlantı işleminde Pixhawk üzerine kabloların doğru yerlere bağlanmalarına dikkat edilmiştir. Veri iletimi için bu önemlidir. Güç dağıtım kartının motorlara ve ESC'lerle olan bağlantılarında kablolarda kopukluk olmamasına dikkat edilmiştir.

KAYNAKLAR

- Çakıcı, F., Yavrucuk, İ., Shabanı, R., & Leblebicioğlu, M. K. (2016). Görev amaçlı döner kanat İHA tasarımı.
- Easterling, K. E., Harrysson, R., Gibson, L. J., & Ashby, M. F. (1982). On the mechanics of balsa and other woods. *Proceedings of the Royal Society of London. A. Mathematical and Physical Sciences*, 383(1784), 31-41.
- Elbir, Ö., & Kasnakoğlu, C. (2013). *Dört rotorlu insansız hava aracı için otopilot tasarımı* (Master's thesis, TOBB Ekonomi ve Teknoloji Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü).
- Ertin, O. B., Erdoğan, M. İ., Atlas, E., & Kasnakoğlu, C. (2014) Sabit Kanatlı İnsansız Hava Araçları için Düşük Maliyetli Dengeleyici Otomatik Pilot Tasarımı. *Otomatik Kontrol Ulusal Toplantısı (TOK 2014)*, 11-13.
- Göde, E., Kuşhan, M. C., & Teoman, A. Kamikaze İnsansız Hava Araçları.
- <http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=naca4412-il> (Erişim tarihi: 13.05.2022)
- <https://maker.robotistan.com/rc-servo-motornedir/><https://maker.robotistan.com/rc-servo-motor-nedir/> (Erişim Tarihi: 13.05.2022)
- <https://urun.n11.com/drone-aksesuarlari-ve-yedek-parca/pixhawk-the-cube-orange-standard-set-ads-b-carrier-board-P451924256> (Erişim Tarihi: 13.05.2022)
- <https://web.itu.edu.tr/yukselen/Uck351/05%20Kanat%20profillerinin%20aerodinami%20F0i.pdf> (Erişim Tarihi: 13/05/2022)
- https://www.apcprop.com/files/PER3_13x8.dat (Erişim Tarihi: 13.05.2022)
- <https://www.promodelhobby.com/urun/x3520-720kv-1500w-4-6s-fircasiz-rc-ucak-motoru> (Erişim Tarihi: 13.05.2022)
- Kontogiannis, S. G., & Ekaterinaris, J. A. (2013). Design, performance evaluation and optimization of a UAV. *Aerospace science and technology*, 29(1), 339-350.
- Kundu, A.K. (2010). Aircraft Design. Cambridge University Press. New-York. USA. ISBN 978-0-521-88516-4
- Liu, Y., Yang, Z., Deng, J., and Zhu, J., (2018). Investigation of fuel savings for an aircraft due to optimization of the center of gravity. *Materials Science and Engineering*. 322. doi:10.1088/1757-899X/322/7/072018
- Morton, S., D'Sa, R., & Papanikolopoulos, N. (2015, September). Solar powered UAV: Design and experiments. In *2015 IEEE/RSJ international conference on intelligent robots and systems (IROS)* (pp. 2460-2466). IEEE.
- Ozdemir, U., Aktas, Y. O., Vuruskan, A., Dereli, Y., Tarhan, A. F., Demirbag, K. & Inalhan, G. (2014). Design of a commercial hybrid VTOL UAV system. *Journal of Intelligent & Robotic Systems*, 74, 371-393.

- Özbek, E., Durmuş, S., & Şöhret, Y. (2016) Elektrik Motorlu Ve Yüksek Faydalı Yük Oranlı Mikro Sınıfı Bir İha Tasarımı, Üretimi Ve Testleri. *Sürdürülebilir Havacılık Araştırmaları Dergisi*, 1(2), 80-91.
- Paiva, J. M. F. D., Santos, A. D. N. D., & Rezende, M. C. (2009). Mechanical and morphological characterizations of carbon fiber fabric reinforced epoxy composites used in aeronautical field. *Materials Research*, 12(3), 367-374.
- Raymer, D. (2006). Aircraft Design: A Conceptual Approach Fourth Edition. AIAA Education Series, 838 s., USA.
- Saraçyakupoğlu, T. (2019). The Qualification of the Additively Manufactured Parts in the Aviation Industry. *American Journal of Aerospace Engineering*.
- Saraçyakupoğlu, T., Delibaş, H. D., & Özçelik, A. D. (2022) An Experimental Determination And Numerical Analysis Of A Loiter Munition Unmanned Aerial Vehicle System. *International Journal of 3D Printing Technologies and Digital Industry*, 6(1), 83-101.
- Saraçyakupoğlu, Tamer; Delibaş, Heyzem Doğukan; Özçelik, Ahmet Devlet. A. (2022) Computational Determination of a Nozzle Activated Fixed-Wing Uav. *International Journal of 3D Printing Technologies and Digital Industry*, 2022, 6.2: 292-306.
- Shams, T.A., Shah S.I.A., Javed, A., and Hamdani, S.H.R. (2020). Micromachines Airfoil Selection Procedure, Wind Tunnel Experimentation and Implementation of 6DOF Modeling on a Flying Wing Micro Aerial Vehicle, doi:10.3390/mi11060553
- Soutis, C. (2005). Fibre reinforced composites in aircraft construction. *Progress in aerospace sciences*, 41(2), 143-151.
- Şahin, H., & Oktay, T. (2019). Başkalaşan Kanat Ucu Tasarımı ve Avantajları. *Avrupa Bilim ve Teknoloji Dergisi*, (17), 606-610.
- Yiğit, E., Yazar, I., & Karakoç, T. H. (2018). İnsansız hava araçları (İHA)'nin kapsamlı sınıflandırması ve gelecek perspektifi. *Sürdürülebilir Havacılık Araştırmaları Dergisi*, 3(1), 10-19.

EKLER

Bu çalışmada kanat profili oluştururken kullanılan kodlar aşağıda verilmiştir.

EK-A

Kod1 Mainkatjo

```
clear all; close all; clc;
```

```
AlfaD=5;
```

```
N1=101;
```

```
% F=0.06135; G=0.04139; m=1.971
```

```
F=0; G=0.06; m=2;
```

```
[xsi,ita,NC,zP,xCmbr,yCmbr,V,GamaA] = TF10_KaTJoA(F,G,m,N1,AlfaD);
```

```
[xPol,yPol,gPol]=TF20_ThinFoilH(xsi,ita,AlfaD);
```

```
[xG,gama]=TF30_LVMstreamline(NC,zP,AlfaD);
```

```
figure(1);
```

```
plot(xsi,ita); hold on;
```

```
plot(xCmbr,yCmbr); hold on;
```

```
plot(xPol,yPol); hold on;
```

```
title ('Profil ve Kamburluk Eğrisi');
```

```
legend('Profil','Kamburluk Eğrisi-Analitik','Kamburluk Eğrisi-Polinom');
```

```
axis([0 1 -0.5 0.5]);
```

```
xlabel('x/c');ylabel('y/c');
```

```
figure(2);
```

```
maxV=max(V);if maxV>5;maxV=5; end
```

```
plot(xCmbr,GamaA); hold on;
```

```
plot(xPol,gPol); hold on;
```

```
plot(xG,gama,'ko'); hold on;
```

```
legend('GamaAnalitik','GamaThinF','Gama-LWM');
```

```

axis([0 1 0 maxV]);
xlabel('x/c');ylabel('Gama---V');

katjoa

function [xsi,ita,NC,zP,xCmbr,yCmbr,V,GamaA] =
TF10_KaTJoA(F,G,m,N1,AlfaD)

Voo = 1;

c = 1;

b = c/(2*m)*(1-(F/(1+F))^m);

f = F*b;

g = G*b;

mb = m*b;

xLE = mb - c;

BetaR = atan(g/(b+f));

a = b*sqrt((1+F)^2+G^2);

AlfaR=AlfaD*pi/180;

gamma=4*pi*a*sin(AlfaR+BetaR);

xsi = zeros(N1,1);

ita = zeros(N1,1);

V = zeros(N1,1);

Cu = zeros(N1,1);

N = N1-1;

dTeta= 2*pi/N;

for i=1:N1

    Teta=-(i-1)*dTeta;

    arg=G*sin(Teta)-F*cos(Teta);

    r=b*(arg+sqrt(1+2*F+arg^2));

```

```

z=r*exp(1i*Teta);
zeta=mb*((z+b)^m+(z-b)^m)/((z+b)^m-(z-b)^m)-xLE;
xsi(i)=real(zeta);ita(i)=imag(zeta);
z2=z+b*(F-1i*G);
z1=z2*exp(-1i*AlfaR);
wSz1=(1-a^2/z1^2)+1i*gamma/(2*pi*z1);
wSz=wSz1*exp(-1i*AlfaR);
dZetadz=(2*mb)^2*(z^2-b^2)^(m-1)/((z+b)^m-(z-b)^m)^2;
wSzeta=wSz/dZetadz;
if abs(dZetadz)<=0.0000001
    V(i)=0;
else
    V(i)=abs(wSzeta);
end
end
if m==2; V(1)= Voo*b/a*cos(AlfaR+BetaR); end; V(N1)=V(1);
Cu(:)=V(:).^2;
CL=2*gamma/c;
CY=CL*cos(AlfaR);
Cm1=4/3*(m^2-1)*pi*(b/c)^2*sin(2*AlfaR);
Cm2=CL*(f/c*cos(AlfaR)-g/c*sin(AlfaR));
CMO=Cm1+Cm2;
CMhk=CMO-CY*abs(xLE/c);
CMc4=CMhk+CY*0.25;
Alfa0=-BetaR*180/pi;
NLE=N/2+1;

```

```

xCmbr=zeros(NLE,1);
yCmbr=zeros(NLE,1);
GamaA=zeros(NLE,1);
for i=1:NLE
    iLo=NLE-i+1;
    iUp=NLE+i-1;
    xCmbr(i)=(xsi(iLo)+xsi(iUp))/2;
    yCmbr(i)=(ita(iLo)+ita(iUp))/2;
    GamaA(i)=V(iUp)-V(iLo);
end
NC=NLE-1;
zP=complex(xCmbr,yCmbr);
if N<=20
    disp(' x y Vt'); disp(' ');
    disp([xsi ita V]);
    disp(' '); disp(' xC GamaA'); disp(' ');
    disp([xCmbr GamaA]);
end
disp(' '); disp([' KATJO Cl = ',sprintf('%f',CL),...
    'Cmc/4=',sprintf('%f',CMc4),...
    'Alfa0D=',sprintf('%',Alfa0)]);
End

```

Kod2-Thinfoil

```

function [xPol,yPol,gPol]=TF20_ThinFoilH(xsi,ita,AlfaD)

format long

m=4;

```

```

cc=TF21_polyfix(xsi,ita,m,[0,1],[0,0]);

cc

c=fliplr(cc);

c

c=[c,0];

c;

b0=175/128*c(6)+5/4*c(5)+9/8*c(4)+c(3)+c(2);

b(1)=-35/16*c(6)-15/8*c(5)-3/2*c(4)-c(3);

b(2)=35/32*c(6)+3/4*c(5)+3/8*c(4);

b(3)=-5/16*c(6)-1/8*c(5);

b(4)=5/128*c(6);

b;

AlfaR=deg2rad(AlfaD);

A0=AlfaR-b0;

A=b;

A0;

A;

Alfa0R=b0-A(1)/2;

Alfa0D=rad2deg(Alfa0R);

Cl=2*pi*(A0+A(1)/2);

Cmac=(A(2)-A(1))*pi/4;

disp(' '); disp(['ThinFoil Cl= ',sprintf('%f',Cl),...

                'Cmc/4=',sprintf('%f',Cmac),...

                'Alfa0D=',sprintf('%f',Alfa0D)]);

nPol=50;

xPol=zeros(nPol,1);

```

```

gPol=zeros(nPol,1);
dTeta=pi/nPol;
for i=1:nPol
    teta=i*dTeta;
    xPol(i)=0.5*(1-cos(teta));
    gPol(i)=(A0*(1+cos(teta))/sin(teta));
    for k=1:m-1
        gPol(i)=gPol(i)+A(k)*sin(k*teta);
    end
    gPol(i)=2*gPol(i);
end
yPol=polyval(cc,xPol);
end

```

Kod3-Polyfix

```

polyfix
function p = TF21_polyfix(x,y,n,xfix,yfix,xder,dydx)
%POLYFIX Fit polynomial p to data, but specify value at specific points
%
%  p = polyfix(x,y,n,xfix,yfix)
% finds the coefficients of the polynomial of degree n that fits the data
% in a least-squares sense, with the constraint that polyval(p,xfix) = yfix
%
%  p = polyfix(x,y,n,xfix,yfix,xder,dydx)
% uses the additional constraint that the derivative at xder = dydx
%
% The polynomial order n must be high enough to match all specified values

```

```

% NOTE: For the lowest order allowed, p will fit the constraints, but
%      may disregard x and y.
%
% Example 1:
% x = linspace(0,2,100)';y = sin(pi*x)+ 0.1*randn(100,1);
% p = polyfix(x,y,3,[0,2],[0,0]);plot(x,y,'.x,polyval(p,x));
%
% Example 2:
% x = linspace(0,1,100)';y = sin(x*pi/2) + 0.1*randn(100,1);
% p = polyfix(x,y,4,[],[],[0 1],[1 0]);plot(x,y,'.x,polyval(p,x))
%
% See also: polyfit, polyval

% Are Mjaavatten, Telemark University College, Norway, November 2015

% Revision history
% 2015-11-28: Version 1.0
% 2015-12-07: Version 1.1:
%      Added option for specifying derivatives
%      The output is now a row vector, for consistency with polyfit
%      Added test for polynomial degree
% 2017-08-23: Version 1.2
%      Fixed trivial errors in the help section

%% Make sure all input arrays are column vectors of compatible sizes:
x = x(:);

```

```

y = y(:);
nfit = length(x);
if ~(length(y)== nfit)
    error('x and y must have the same size');
end

xfix = xfix(:);
yfix = yfix(:);
nfix = length(xfix);
if ~(length(yfix)== nfix)
    error('xfix and yfix must have the same size');
end

if nargin > 5 % Derivatives specified
    xder = xder(:);
    dydx = dydx(:);
else
    xder = [];
    dydx = [];
end

nder = length(xder);
if ~(length(dydx) == nder)
    error('xder and dydx must have the same size');
end

nspec = nfix + nder;
specval = [yfix;dydx];

%% First find A and pc such that A*pc = specval

```

```

A = zeros(nspec,n+1);

% Specified y values
for i = 1:n+1

    A(1:nfix,i) = ones(nfix,1).*xfix.^(n+1-i);

end

% Specified values of dydx
if nder > 0

    for i = 1:n

        A(nfix +(1:nder),i) = (n-i+1)*ones(nder,1).*xder.^(n-i);

    end

end

if nfix > 0

    lastcol = n+1;

    nmin = nspec - 1;

else

    lastcol = n; % If only derivatives, p(n+1) is arbitrary

    nmin = nspec;

end

if n < nmin

    error(['Polynomial degree too low. Cannot match all constraints']);

end

%% Find the unique polynomial of degree nmin that fits the constraints.

firstcol = n-nmin+1; % A(:,firstcol_lastcol) determines p0

pc0 = A(:,firstcol:lastcol)\specval; % Satisfies A*pc = specval

% Now extend to degree n and pad with zeros:

```

```

pc = zeros(n+1,1);
pc(firstcol:lastcol) = pc0; % Satisfies  $A*pc_{full} = y_{fix}$ 

% Column i in matrix X is the (n-i+1)'th power of x values
X = zeros(nfit,n+1);
for i = 1:n+1
    X(:,i) = ones(nfit,1).*x.^(n+1-i);
end

% Subtract constraints polynomial values from y.
yfit = y-polyval(pc,x);

%% We now find the p0 that minimises  $(X*p0-yfit)'*(X*p0-yfit)$ 
% given that  $A*p0 = 0$ 
B = null(A); % For any (n+1-nspc by 1) vector z,  $A*B*z = 0$ 
z = X*B\yfit; % Least squares solution of  $X*B*z = yfit$ 
p0 = B*z; % Satisfies  $A*p0 = 0$ ;
p = p0'+pc'; % Satisfies  $A*p = b$ ;
end

```

ÖZGEÇMİŞ

Kişisel Bilgiler

Soyadı, adı : Al. Abdullah Can

Uyruğu : Türkiye

Eğitim

Derece	Eğitim Birimi	Mezuniyet Tarihi
Yüksek lisans		
Lisans	İstanbul Gelişim Üniversitesi/ Mekatronik Mühendisliği	17/08/2020
Lise	Trabzon Yomra Fen Lisesi	17/06/2016

İş Deneyimi

Yıl	Yer	Görev
2021-Halen	İstanbul Gelişim Üniversitesi	Araştırma Görevlisi

Yabancı Dil

İngilizce

Yayınlar

-

Hobiler

Spor yapmak, gezmek