



T.C.
BATMAN ÜNİVERSİTESİ
LİSANSÜSTÜ EĞİTİM ENSTİTÜSÜ
MAKİNE MÜHENDİSLİĞİ ANABİLİM DALI

FARKLI TİP QUADCOPTER KANADININ UÇUŞ
DOĞRULTU KARARLILIĞINA ETKİLERİNİN
DENEYSEL VE SAYISAL ANALİZİ
DOKTORA TEZİ

Yahya ÇELEBİ

Danışman
Prof. Dr. Hüseyin AYDIN

Ocak — 2023
BATMAN
Her Hakkı Saklıdır

TEZ KABUL VE ONAYI

Yahya ÇELEBİ tarafından hazırlanan “**Farklı Tip Quadcopter Kanadının Uçuş Doğrultu Kararlılığına Etkilerinin Deneysel ve Sayısal Analizi**” adlı tez çalışması 12/01/2023 tarihinde aşağıdaki jüri tarafından oy birliği ile Batman Üniversitesi Lisansüstü Eğitim Enstitüsü Makine Mühendisliği Anabilim Dalı’nda DOKTORA TEZİ olarak kabul edilmiştir.

Jüri Üyeleri

İmza

Başkan

Prof. Dr. Hasan BAYINDIR

.....

Danışman

Prof. Dr. Hüseyin AYDIN

.....

Üye

Prof. Dr. Zeki ARGUNHAN

.....

Üye

Dr. Öğr. Üyesi Hasan DÜZ

.....

Üye

Dr. Öğr. Üyesi Hasan OKTAY

.....

Yukarıdaki sonucu onaylarım.

Prof. Dr. Osman PAKMA
Lisansüstü Eğitim Enstitüsü Müdürü V.

TEZ BİLDİRİMİ

Bu tezdeki bütün bilgilerin etik davranış ve akademik kurallar çerçevesinde elde edildiğini ve tez yazım kurallarına uygun olarak hazırlanan bu çalışmada bana ait olmayan her türlü ifade ve bilginin kaynağına eksiksiz atıf yapıldığını bildiririm.

DECLARATION PAGE

I hereby declare that all information in this document has been obtained and presented in accordance with academic rules and ethical conduct. I also declare that, as required by these rules and conduct, I have fully cited and referenced all material and results that are not original to this work.

Yahya ÇELEBİ

Tarih: 12.01.2023

ÖZET

DOKTORA TEZİ

FARKLI TİP QUADCOPTER KANADININ UÇUŞ DOĞRULTU KARARLILIĞINA ETKİLERİNİN DENEYSEL VE SAYISAL ANALİZİ

Yahya ÇELEBİ

BATMAN ÜNİVERSİTESİ LİSANSÜSTÜ EĞİTİM ENSTİTÜSÜ
MAKİNE MÜHENDİSLİĞİ ANABİLİM DALI

Danışman: Prof. Dr. Hüseyin AYDIN

2023, 163 Sayfa

Jüri

Prof. Dr. Hasan BAYINDIR

Prof. Dr. Hüseyin AYDIN

Prof. Dr. Zeki ARGUNHAN

Dr. Öğr. Üyesi Hasan DÜZ

Dr. Öğr. Üyesi Hasan OKTAY

İnsansız hava araçları (İHA) günümüzde savunma, eğlence, tarım, harita ve taşımacılık gibi birçok alanda kullanılmaktadır. Hava aracı ile birlikte bir pilota gerek olmaması ve otonom sürüşe imkân vermesi ile bu araçların kullanımı gün geçtikçe diğer sektörlerde de görülmeye başlamıştır. Buna ek olarak teknolojinin gelişmesi ile elektronik parça ve sensörlerin ucuzlaması, bu sektörün gelişmesine olanak vermiştir. İHA'ların en popüler olan Quadcopter, dört kanada sahiptir. Bu tez için otonom uçuş özelliğine sahip bir Quadcopter oluşturulmuştur. Çalışmada Pixhawk 4 uçuş kontrol kartı, otonom uçuş özelliğinden dolayı tercih edilmiştir. Otonom uçuş, Pixhawk kontrol kartını destekleyen Mission Planer yazılımı ile planlanarak gerçekleştirilmiştir. Kanat doğrultu kararlılığını belirlemek için 4 farklı pervane tasarımı yapılmıştır. Tasarlanan pervaneler arasında uçuş süresi ve doğrultu kararlılığı açısından en verimli Quadcopter pervane profili araştırılmıştır. Literatür araştırmaları sonucunda düşük Reynolds sayısında ($Re < 100.000$) iyi performans gösterdiği belirtilen DAE51, MH42, NACA4412 ve NLF0115 kanat profilleri, bu araştırma için seçilmiştir. Tasarlanan bu pervanelerin etkilerini ortaya koymak için Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği (HAD) ve deneysel analiz yapılmıştır. Pervane hesaplamalarının doğruluğunu tespit etmek için ANSYS Fluent simülasyon analizi yapılmıştır. ANSYS Fluent için doğrulanabilir bir yöntem ortaya koymak için de literatürde kesit ölçüleri ve aerodinamik performansı bulunan APC 10x7 pervane ile doğrulama yapılmıştır. Analitik hesaplama ile elde edilen itki katsayısı HAD analizi ile karşılaştırıldığında, DAE51 tasarım pervanesi için %4,41, MH42 için %4,91, NACA0115 için %5,80 ve NLF0115 için %5,94 daha düşük oluşmuştur. Quadcopter için gerekli itki kuvvetinin meydana geleceği, sonuçlar ile ortaya konduktan sonra üç boyutlu yazıcı ile baskı yapılmıştır. Deneysel analiz, dış ortamda gerçekleştirilmiştir. Dış ortam testlerinde, pervanenin rüzgâr etkileri göz önünde bulundurulmuştur. DAE51, MH42, NACA4412 ve NLF0115 profillerinden tasarlanan pervaneler, Quadcopter'ın orijinal pervanesinin performansı ile karşılaştırılmıştır. Yapılan deneyler sonucunda istenilen ve oluşan yunuslama, yuvarlanma, sapma açıları, yükseklik ve titreşim değerlerinde önemli farklılıklar ortaya çıkmadığı görülmüştür. Yapılan ilk ve ikinci deneyde sırasıyla DAE51 için 0,072 m ve 0,05 m, MH42 için 0,019 m ve 0,13 m, NACA4412 için 0,031 m ve 0,03 m ve NLF0115 için 0,022 m ve 0,028 m ortalama sapma miktarı meydana gelmiştir. Pervaneler, menzil ve doğrultu kararlılığı parametreleri ile değerlendirildiğinde en iyi pervane performansına NACA4412 sahip olmuştur.

Anahtar Kelimeler: Aerodinamik, Doğrultu Kararlılığı, Drone, İHA, Pervane, Quadcopter, HAD

ABSTRACT

Ph.D. THESIS

EXPERIMENTAL AND NUMERICAL ANALYSIS OF THE EFFECTS OF DIFFERENT TYPES OF QUADCOPTER PROPELLER ON DIRECTIONAL STABILITY

Yahya ÇELEBİ

**INSTITUTE OF GRADUATE STUDIES OF BATMAN UNIVERSITY
THE DEGREE OF DOCTOR OF PHILOSOPHY IN MECHANICAL
ENGINEERING**

Advisor: Prof. Dr. Hüseyin AYDIN

2023, 163 Pages

Jury

Prof. Dr. Hasan BAYINDIR

Prof. Dr. Hüseyin AYDIN

Prof. Dr. Zeki ARGUNHAN

Asst. Prof. Dr. Hasan DÜZ

Asst. Prof. Dr. Hasan OKTAY

Nowadays, unmanned aerial vehicles (UAV) are used in many areas such defense, entertainment, agricultural, mapping and transportation. Since there is no need to have a pilot with the aircraft and it allows autonomous driving, the use of these vehicles has started to be seen in other sectors day by day. In addition, electronics equipment and sensors are getting cheaper with development of technology, which have allowed this sector to develop. The most popular of UAV is quadcopter which it has four propellers. A quadcopter with autonomous flight feature was manufactured for this thesis. In this study, Pixhawk 4 flight control board was selected due to its autonomous flight feature. Autonomous flight was planned and carried out by Mission Planer software, which supports the Pixhawk control board. Four different propellers were designed for the determination of directional stability. Among these designed propellers, the most efficient Quadcopter propeller type was investigated in terms of flight time and directional stability. DAE51, MH42, NACA4412 and NLF0115 airfoils, which were reported to perform well at low Reynolds numbers ($Re < 100.000$) as a result of literature research, were selected for this study. Computational Fluid Dynamics (CFD) and experimental analysis were conducted to reveal the effects of these designed propellers. ANSYS Fluent simulation calculations were made to determine the accuracy of the propeller calculations. In order to reveal a verifiable method for ANSYS Fluent, validation was made with APC 10x7 that has the blade section and aerodynamic performance in literature. The thrust coefficient obtained with mathematical calculation were 4.41% lower for DAE51, 4.91% for MH42, 5.80% for NACA0115 and 5.94% for NLF0115 compared to CFD. After the results revealed that the quadcopter will create the required thrust, test propellers were printed with a 3D printer. Experimental analysis was carried out in an outdoor environment. In the outdoor tests, the wind effects of the propeller were considered. The effects of the propellers designed as DAE51, MH42, NACA4412 and NLF0115 airfoils were compared to the original propeller of the Quadcopter. As a result of the experiments, it was observed that there were no significant differences in the desired and occurring pitch, roll, yaw angles, height and vibration values. In the first and second experiments, the mean deviations were 0.072 m and 0.05 m for DAE51, 0.019 m and 0.13 m for MH42, 0.031 m and 0.03 m for NACA4412, and 0.022 m and 0.028 for NLF0115, respectively. NACA4412 had the best performance in terms of range and directional stability among all propellers.

Keywords: Aerodynamic, Directional Stability, Drone, UAV, Propeller, Quadcopter, CFD

ÖNSÖZ

Bu doktora tezi çalışması boyunca bilgi ve akademik tecrübesini benimle paylaşarak tezin temelini oluşturmasında büyük emeğinin yanı sıra uzun yıllardır bana karşı olan tüm sabrı için değerli danışmanım için Prof. Dr. Hüseyin AYDIN'a, bunca yıldır beni dinleme, kritik etme zahmetine katlanan ve tezin son halini almasına yardımcı olan Dr. Öğr. Üyesi Hasan OKTAY ve Dr. Öğr. Üyesi Hasan DÜZ'e, zamanını ayırıp yardımcı olan Yüksek Mühendis Ramazan ALTUĞ ve beni dinleyen jüri üyelerine teşekkürlerimi sunarım.

Ayrıca, yıllarca süren çalışmamın her anında beni motive eden ve cesaretlendiren eşime ve minik kızıma sonsuz minnettarım. Bu çalışmanın herkese hayırlı olmasını dilerim.

Yahya ÇELEBİ
BATMAN-2023

İÇİNDEKİLER

ÖZET	iv
ABSTRACT.....	v
ÖNSÖZ	vi
İÇİNDEKİLER	vii
TABLolar LİSTESİ	ix
ŞEKİLLER LİSTESİ	x
SİMGELER VE KISALTMALAR.....	xii
1. GİRİŞ.....	1
1.1. Tezin Yapısı	5
2. LİTERATÜR ARAŞTIRMASI.....	7
3. İNSANSIZ HAVA ARACI	14
3.1. İHA Donanımları	14
3.1.1. Gövde.....	14
3.1.2. Uçuş kontrol kartı	17
3.1.3. Güç dağıtım kartı	23
3.1.4. Motor	23
3.1.5. Güç ölçer.....	26
3.1.6. Elektronik hız kontrolcüsü.....	26
3.1.7. Batarya ve şarj aleti.....	27
3.1.8. Global konumlama sistemi	30
3.1.9. Dijital anemometre	31
3.1.10. Hareket kontrolü	31
3.1.11. Uçuş kontrol yazılımı.....	32
3.2. Kalibrasyon ve Uçuş Ayarları.....	33
3.2.1. İvmeölçer kalibrasyonu.....	34
3.2.2. Pusula kalibrasyonu	34
3.2.3. Pervane kalibrasyonu	34
3.2.4. ESC kalibrasyonu	35
3.2.5. Batarya balansı.....	35
3.2.6. Uçuş modları ve güvenlik	36
4. MATERYAL VE METOT	37
4.1. Pervane Yapısı	37
4.1.1. Kanat profili	38
4.1.2. Çap	39

4.1.3.	Hatve	40
4.1.4.	Pal sayısı	41
4.1.5.	Bağlantı	41
4.1.6.	Malzeme	42
4.1.7.	Dönüş yönü	43
4.2.	Matematiksel Model	43
4.2.1.	Pervane teorisi	43
4.2.2.	İHA'nın aerodinamik modeli	52
4.3.	Hesaplamalar	60
4.3.1.	Quadcopter hesaplamaları	60
4.3.2.	Özgün pervane tasarımı	64
4.4.	Pervanelerin Üretimi	74
5.	SAYISAL VE DENEYSEL ANALİZ	77
5.1.	Sayısal Analiz	77
5.1.1.	Sayısal analiz doğrulama	78
5.1.2.	Tasarlanan pervanelerin sayısal analizi	87
5.2.	Deneysel Analiz, Deney Düzeneği ve Prosedür	106
5.2.1.	Havada kalma esnasındaki hareket analizi	107
5.2.2.	Seyir esnasındaki hareket analizi	124
6.	SONUÇLAR VE ÖNERİLER	135
	KAYNAKLAR	139
	EKLER	148
	ÖZGEÇMİŞ	149

TABLÖLER LİSTESİ

Tablo 1.1. İHA uygulama alanları	2
Tablo 3.1. Çalışmada kullanılan motora ait teknik özellikler	25
Tablo 3.2. Güç ölçere ait teknik özellikler	26
Tablo 3.3. Çalışmada kullanılan ESC'ye ait teknik özellikler	27
Tablo 3.4. Hücre sayısı ile gerilim arasındaki ilişki	28
Tablo 3.5. Çalışmada kullanılan bataryaya ait teknik özellikler	29
Tablo 3.6. Çalışmada kullanılan şarj makinesine ait teknik özellikler	29
Tablo 3.7. Çalışmada kullanılan anemometrenin teknik özellikleri	31
Tablo 3.8. Uçuş modları	36
Tablo 4.1. Hatvenin pervane üzerinde oluşturduğu etkiler	41
Tablo 4.2. Euler açılarının değişimi	52
Tablo 4.3. Yönelim hareketlerinin hız dengesi	53
Tablo 4.4. Quadcopter bileşenlerinin kütle hesaplanması	60
Tablo 4.5. İtici kuvveti hesaplanırken kullanılan bileşenlerin özellikleri	62
Tablo 4.6. Kanat profili performans değerlerinin karşılaştırılması	68
Tablo 4.7. Seçilen profillerin tasarım parametreleri	69
Tablo 4.8. QMIL için elde edilen aerodinamik parametre değerleri	71
Tablo 4.9. Hesaplamalar sonucunda her profil için elde edilen tasarım değerleri	71
Tablo 4.10. Reynolds sayısına göre rejim bölgeleri	73
Tablo 4.11. Reynolds sayısının hesaplanmasında kullanılan parametreler	73
Tablo 4.12. Hesaplamalar sonucunda her profil için elde edilen tasarım değerleri	74
Tablo 4.13. Kullanılan üç boyutlu yazıcının teknik özellikleri	75
Tablo 4.14. Pervane baskılarının teknik özellikleri	75
Tablo 5.1. Analiz doğrulamada kullanılan modelin deneysel performans verileri	79
Tablo 5.2. Analiz doğrulama için farklı eleman sayısı ve kalite ölçüt verileri	83
Tablo 5.3. Farklı ağ sayısında APC 10x7 modeli oluşan itici ve tork değerleri	84
Tablo 5.4. Analiz doğrulama modelinin farklı eleman sayılarındaki hata oranları	84
Tablo 5.5. APC 10x7 pervanesi için her adım değerine karşılık gelen hız değeri	85
Tablo 5.6. Analiz doğrulama modeli için sınır koşulları	86
Tablo 5.7. APC 10x7'nin performans sonuçlarındaki hata oranları	87
Tablo 5.8. Tasarım pervanelerin analizi için kullanılan parametreler	87
Tablo 5.9. DAE51 pervanesi için eleman sayısı ve kalite ölçüt verileri	88
Tablo 5.10. DAE51 tasarım pervanesi için sayısal performans sonucu	89
Tablo 5.11. MH42 pervanesi için eleman sayısı ve kalite ölçüt değerleri	92
Tablo 5.12. MH42 tasarım pervanesi için sayısal performans sonucu	93
Tablo 5.13. NACA4412 pervanesi için eleman sayısı ve kalite ölçüt verileri	96
Tablo 5.14. NACA4412 tasarım pervanesi için sayısal performans sonucu	97
Tablo 5.15. NLF0115 pervanesi için eleman sayısı ve kalite ölçüt verileri	100
Tablo 5.16. NLF0115 tasarım pervanesi için sayısal performans sonucu	101
Tablo 5.17. Tasarım pervaneleri için oluşan performans değerleri	104
Tablo 5.18. Tasarım pervaneleri için oluşan performans hata oranları	104
Tablo 5.19. Base pervane için gerçekleşen enerji değişimi	111
Tablo 5.20. DAE51 için gerçekleşen enerji değişimi	114
Tablo 5.21. MH42 için gerçekleşen enerji değişimi	117
Tablo 5.22. NACA4412 için gerçekleşen enerji değişimi	121
Tablo 5.23. NLF0115 için gerçekleşen enerji değişimi	124
Tablo 5.24. DAE51 için gerçekleşen enerji değişimi	127
Tablo 5.25. MH42 için gerçekleşen enerji değişimi	129
Tablo 5.26. NACA4412 için gerçekleşen enerji değişimi	132
Tablo 5.27. NLF0115 için gerçekleşen enerji değişimi	134

ŞEKİLLER LİSTESİ

Şekil 1.1. Quadcopter görünümü.....	4
Şekil 3.1. Bir döner kanatlı İHA'nın bağlantı şeması	14
Şekil 3.2. Quadcopter iskelet tipleri	15
Şekil 3.3. Çalışmada kullanılan gövde kitinin görünümü	16
Şekil 3.4. Uçuş kontrol kartına ait giriş/çıkış bilgileri	22
Şekil 3.5. Çalışmada kullanılan güç modülünün görünümü	23
Şekil 3.6. Çalışmada kullanılan fırçasız motorun görünümü	25
Şekil 3.7. Çalışmada kullanılan bataryanın görseli	29
Şekil 3.8. Çalışmada kullanılan GPS modülü	30
Şekil 3.9. Uzaktan kontrol bağlantı şeması	32
Şekil 3.10. Frsky R9M OTA+ alıcı modülü.....	32
Şekil 3.11. Frsky Taranis Q X7 kumanda	32
Şekil 3.12. Frsky R9M kumanda modülü.....	32
Şekil 3.13. Çalışmada kullanılan pervane balans düzeneği.....	35
Şekil 4.1. Tipik kanat profil yapısı	39
Şekil 4.2. a) küçük hatveli pervanenin itkisi, b) büyük hatveli pervanenin itkisi	40
Şekil 4.3. Pervane tipleri	42
Şekil 4.4. Disk kontrol hacmi.....	44
Şekil 4.5. Pervaneye etki eden akış ve kuvvet vektörleri	48
Şekil 4.6. Pala boyunca hız ve bağlanma açısı arasındaki ilişkisi.....	49
Şekil 4.7. Kartezyen düzlemde Euler açıları	52
Şekil 4.8. (a-b-c-d-e-f-g-h) Quadcopter denetimi	53
Şekil 4.9. Seçilen kanat profillerinin görünümü.....	67
Şekil 4.10. Kanat profillerinin hücum açısına karşılık C_L/C_D oranları.....	68
Şekil 4.11. Pervanenin istasyonlara bölünmesi	69
Şekil 4.12. C_L/C_D ile C_L/α göre aerodinamik parametrelerin gösterimi	70
Şekil 4.13. (a-b-c-d) Pervanelerin katı çizim görünümü	72
Şekil 4.14. Kullanılan üç boyutlu yazıcının görünümü.....	75
Şekil 4.15. Yazıcıdan üretilen pervanelerin görünümü	76
Şekil 5.1. APC 10x7 Slow Flyer'in görünümü	79
Şekil 5.2. Kontrol hacmi ve dönen akış hacmi	80
Şekil 5.3. Pervane yüzeyinde oluşturulan ağın görünümü	81
Şekil 5.4. Akış hacmi ve kesitinde oluşturulan ağ yapısının görünümü	82
Şekil 5.5. APC 10x7 pervane için deneysel ve sayısal verilerinin karşılaştırılması.....	86
Şekil 5.6. DAE51 pervanesinin üst (a) ve yan kesitteki (b) çözüm ağ yapısı	88
Şekil 5.7. DAE51 pervane yüzeyindeki genel çözüm ağ yapısı.....	89
Şekil 5.8. DAE51 pervane uçlarında oluşturulan sınır tabaka görünümü	90
Şekil 5.9. DAE51 pervanesinin akış hacminde oluşturulan çözüm ağı.....	90
Şekil 5.10. DAE51 pervanesinin ön (a) ve arka (b) kesitinde oluşan basınç dağılımı	91
Şekil 5.11. DAE51 pervane etrafında oluşan hız dağılımı	91
Şekil 5.12. MH42 pervanesinin üst (a) ve yan kesitteki (b) çözüm ağ yapısı	92
Şekil 5.13. MH42 pervane yüzeyindeki genel çözüm ağ yapısı	93
Şekil 5.14. MH42 pervane uçlarındaki sınır tabakanın görünümü.....	94
Şekil 5.15. MH42 pervanesinin akış hacmindeki çözüm ağı	94
Şekil 5.16. MH42 pervanesinin ön (a) ve arka (b) kesitindeki basınç dağılımı	95
Şekil 5.17. MH42 pervane etrafında oluşan hız dağılımı.....	95
Şekil 5.18. NACA4412 pervanesinin üst (a) ve yan kesitteki (b) çözüm ağ yapısı	96
Şekil 5.19. NACA4412 pervane yüzeyindeki genel çözüm ağ yapısı.....	97
Şekil 5.20. NACA4412 pervane uçlarındaki sınır tabakanın görünümü.....	98
Şekil 5.21. NACA4412 pervanesinin akış hacmindeki çözüm ağı	98

Şekil 5.22. NACA4412 pervanesinin ön (a) ve arka (b) kesitindeki basınç dağılımı	99
Şekil 5.23. NACA4412 pervane etrafında oluşan hız dağılımı	99
Şekil 5.24. NLF0115 pervanesinin üst (a) ve yan kesitteki (b) çözüm ağ yapısı	100
Şekil 5.25. NLF0115 pervane yüzeyindeki genel çözüm ağ yapısı	101
Şekil 5.26. NLF0115 pervane uçlarındaki sınır tabakanın görünümü	102
Şekil 5.27. NLF0115 pervanesinin akış hacmindeki çözüm ağı	102
Şekil 5.28. NLF0115 pervanesinin ön (a) ve arka (b) kesitindeki basınç dağılımı	103
Şekil 5.29. NLF0115 pervane etrafında oluşan hız dağılımı.....	103
Şekil 5.30. HAD ile elde edilen itki kuvvetinin açısal hızla değişimi.....	105
Şekil 5.31. HAD ile elde edilen gücün itki kuvveti ile değişimi.....	105
Şekil 5.32. Deney düzeneğinin şeması.....	107
Şekil 5.33. Base pervane için istenen ve oluşan Euler açıları değişimi	108
Şekil 5.34. Base pervanesinin Euler açıları elde edilirken oluşan hata oranları.....	109
Şekil 5.35. Base pervanesinin istenen ve ulaşılan yükseklik farkı	109
Şekil 5.36. Base pervanesine ait rüzgâr hızı.....	110
Şekil 5.37. Base pervanesinin X, Y ve Z ham ivme değişimi	110
Şekil 5.38. DAE51 pervane için istenen ve oluşan Euler açıları değişimi	112
Şekil 5.39. DAE51 pervanesinin Euler açıları elde edilirken oluşan hata oranları	112
Şekil 5.40. DAE51 pervanesinin istenen ve ulaşılan yükseklik farkı	113
Şekil 5.41. DAE51 pervanesine ait rüzgâr hızı	113
Şekil 5.42. DAE51 pervanesinin X, Y ve Z ham ivme değişimi	114
Şekil 5.43. MH42 pervane için istenen ve oluşan Euler açıları değişimi.....	115
Şekil 5.44. MH42 pervanesinin Euler açıları elde edilirken oluşan hata oranları	116
Şekil 5.45. MH42 pervanesinin istenen ve ulaşılan yükseklik farkı	116
Şekil 5.46. MH42 pervanesine ait rüzgâr hızı.....	117
Şekil 5.47. MH42 pervanesinin X, Y ve Z ham ivme değişimi	117
Şekil 5.48. NACA4412 pervanesinin istenen ve oluşan Euler açıları değişimi	118
Şekil 5.49. NACA4412 pervanesinin Euler açıları elde edilirken oluşan hata oranları	119
Şekil 5.50. NACA4412 pervanesinin istenen ve ulaşılan yükseklik farkı	119
Şekil 5.51. NACA4412 pervanesine ait rüzgâr hızı	120
Şekil 5.52. NACA4412 pervanesinin X, Y ve Z ham ivme değişimi	120
Şekil 5.53. NLF0115 için istenen ve oluşan Euler açıları değişimi	121
Şekil 5.54. NLF0115 pervanesinin Euler açıları elde edilirken oluşan hata oranları.....	122
Şekil 5.55. NLF0115 pervanesinin istenen ve ulaşılan yükseklik farkı	122
Şekil 5.56. NLF0115 pervanesine ait rüzgâr hızı.....	123
Şekil 5.57. NLF0115 pervanesinin X, Y ve Z ham ivme değişimi	123
Şekil 5.58. DAE51 pervane için istenen ve oluşan Euler açıları değişimi	125
Şekil 5.59. DAE51 pervanesinin Euler açıları elde edilirken oluşan hata oranları	125
Şekil 5.60. DAE51 pervanesinin istenen ve ulaşılan yükseklik farkı	126
Şekil 5.61. DAE51 pervanesine ait rüzgâr hızı	126
Şekil 5.62. MH42 pervane için istenen ve oluşan Euler açıları değişimi.....	127
Şekil 5.63. MH42 pervanesinin Euler açıları elde edilirken oluşan hata oranları	128
Şekil 5.64. MH42 pervanesinin istenen ve ulaşılan yükseklik farkı	128
Şekil 5.65. MH42 pervanesine ait rüzgâr hızı.....	129
Şekil 5.66. NACA4412 pervane için istenen ve oluşan Euler açıları değişimi	130
Şekil 5.67. NACA4412 pervanesinin Euler açıları elde edilirken oluşan hata oranları	130
Şekil 5.68. NACA4412 pervanesinin istenen ve ulaşılan yükseklik farkı	131
Şekil 5.69. NACA4412 pervanesine ait rüzgâr hızı	131
Şekil 5.70. NLF0115 pervane için istenen ve oluşan Euler açıları değişimi.....	132
Şekil 5.71. NLF0115 pervanesinin Euler açıları elde edilirken oluşan hata oranları.....	133
Şekil 5.72. NLF0115 pervanesinin istenen ve ulaşılan yükseklik farkı	133
Şekil 5.73. NLF0115 pervanesine ait rüzgâr hızı.....	134

SİMGELER VE KISALTMALAR

Simgeler

ϕ	: Yuvarlanma açısı (°)
ϕ	: Bağlı akış açısı (°)
θ	: Yunuslama açısı (°)
$\dot{m}$	: Kütleli debi (kg/s)
ρ	: Yoğunluk (kg/m ³)
A, A_d	: Yüzey alanı (m ²)
$V, V_s, V_0, V_\infty, V_2, V_1, V_R$	: Akışkan hızı (m/s)
Q	: Tork kuvveti
T	: İtme kuvveti (N)
P_1, P_2, P_∞, P_s	: Basınç (Pa)
a	: Eksenel indüksiyon faktörü
b	: Açısal indüksiyon faktörü
C_P	: Güç katsayısı
C_Q	: Tork katsayısı
C_L	: Kaldırma katsayısı
C_D	: Sürüklenme katsayısı
C_T	: İtme katsayısı
P_G	: Güç (W)
α	: Hücum açısı (°)
β	: Bağlanma açısı (°)
γ	: Hatve açısı (°)
L	: Kaldırma kuvveti (N)
D_D	: Sürüklenme kuvveti (N)
T	: İtme kuvveti (N)
T_i	: Bir motorun itme kuvveti (N)
Q	: tork kuvveti (N)
%	: Yüzde
$\omega, \omega_i, \omega_r$	: Açısal hız (rad/s)
R	: Yarıçap (m)
D	: Çap (m)
c	: Vite (mm)
B	: Pal sayısı
°	: Derece
π	: Pi sayısı
x	: x yönündeki konum
y	: y yönündeki konum
z	: z yönündeki konum
a_x	: x yönündeki ivme
a_y	: y yönündeki ivme
a_z	: z yönündeki ivme
$\dot{x}$	: x yönündeki hız
$\dot{y}$	: y yönündeki hız
$\dot{z}$	: z yönündeki hız
ψ	: Sapma açısı (°)
$\dot{\phi}$	: Yuvarlanma açısal hız

$\dot{\theta}$	: Yunuslama açısal hız
$\dot{\psi}$	: Sapma açısal hız
R_x	: x yönündeki rotasyon matrisi
R_y	: y yönündeki rotasyon matrisi
R_z	: z yönündeki rotasyon matrisi
R	: Rotasyon matrisi
m	: Quadcopter'in toplam kütlesi (kg)
g	: Yerçekimi ivmesi (m/s^2)
a_F	: İtke kuvvetinin oluşturduğu ivme (m/s^2)
$\dot{I}_K$	: İtke ağırlık oranı
r	: Aralık uzunluğu (mm)
$\ddot{\phi}$	: x yönündeki eksenel açısal ivme
$\ddot{\phi}$	: y yönündeki eksenel açısal ivme
$\ddot{\phi}$	: z yönündeki eksenel açısal ivme
I	: Atalet momenti
I_x	: x eksenindeki atalet momenti
I_y	: y eksenindeki atalet momenti
I_z	: z eksenindeki atalet momenti
l	: Motor ile ağırlık merkezi arasındaki uzaklık (m)
U_1	: Yükseklik hareketi
U_2	: Yuvarlanma hareketi
U_3	: Yunuslama hareketi
U_4	: Sapma hareketi
Q_ϕ	: Yuvarlanma açısı tarafından oluşturulan tork
Q_θ	: Yuvarlanma açısı tarafından oluşturulan tork
J_r	: Rotorun ataletini
Q_x	: x eksenindeki tork
Q_y	: y eksenindeki tork
Q_z	: z eksenindeki tork
E_w	: İHA enerjisi (mAh)
C_B	: Batarya kapasitesi (mAh)
N_B	: Batarya sayısı
K_v	: Fırçasız motor hız sabiti
i	: Rotor sayısı
V_B	: Batarya gerilimi (V)
t_{dk}	: Hava aracının toplam uçuş süresi (dk)
t	: İstasyon sayısını
μ	: Dinamik viskozite (Pa.s)
Re	: Reynolds sayısı
M	: Mach sayısı
a_m	: Ses hızı (m/s)
η	: Verim
J	: İlerleme oranı
σ	: Katılık oranını
τ_w	: Kayma gerilmesi (Pa)
C_f	: Yüzey sürtünmesi
u^*	: Sürtünme hızı

Kısaltmalar

3D	: Üç boyutlu
ABS	: Akrilonitril bütadien stiren
CAN	: Denetleyici alan ağı
CCW	: Saat yönünün tersi
CW	: Saat yönü
DAE51	: DAE51 profili
ESC	: Elektronik hız kontrolcüsü
GPS	: Global konumlama sistemi
I2C	: Tümleşik devre
IMU	: Atalet ölçüm sistemi
İHA	: İnsansız hava aracı
Kb	: Kilobayt
LED	: Işık Yayan Diyot
Li-ion	: Lityum iyon
Lipo	: Lityum polimer
Mb	: Megabite
MH42	: MH42 profili
NACA4412	: NACA4412 profili
NLF0115	: NLF0115 profili
OSD	: Ekranda gösterim
PLA	: Polilaktik asit
PWM	: Sinyal genişlik modülasyonu
RAM	: Rastgele erişimli hafıza
SPI	: Seri çevre donatımı arayüzü
SST	: Shear Strees Transport
STL	: Baskı dosyası formatı
TPU	: Termoplastik Poliüretan
UART	: Genelgeçer eşzamansız alıcı-verici
USB	: Evrensel seri veriyolu

1. GİRİŞ

Toplumların gelişmesi, insan gücünün artması ile doğru orantılı olarak görülmüş ve insana verilen değer, insan gücü özelinde fiziksel olgunun tetiklenmesi ile gelişim göstermiştir. İnsan gücünü azaltarak, sistem ve işlemlerin daha verimli olmasını sağlamak ise teknoloji ile mümkün olmuştur. Bu sayede insanlar riskli ortam ve koşullardan olabildiğince uzaklaştırılmış ve sistemin kontrolü, modelleme temelli algoritmalara devredilmesine olanak doğmuştur. Günümüzde insan faktörünün olmadığı sistemlere insansız araçlar adı verilmektedir. Bu ifadenin bir sistem olarak karşımıza çıkması için aşağıdaki özelliklere sahip olması gerekmektedir:

- Sistemin bir kontrol ile uzaktan komuta edilebilir olması
- Sisteme ait bir karar mekanizması ve bu kararları gerçekleştirme yetisine sahip olması

İnsansız araçlar kullanıldığı alanda sahip olduğu özelliklere göre kategorilere ayrılabilir. Bunlardan birkaçı: insansız kara araçları, insansız hava araçları (İHA), insansız uzay araçları, insansız su altı araçları ve insansız su üstü araçlarıdır (Breivik ve ark., 2008).

Günümüzde en yaygın kullanılan insansız araçlardan biri de hava araçlarıdır. Genel bir ifade ile hava aracı, dikey iniş ve kalkış yapabilme yeteneği ile sığ yerlerde kullanılması mümkün olan ve tepesinde pervanesi bulunan uçan taşıtlara denir. Bu tanım, helikopter için kullanılmasının yanı sıra küçük hava araçlarından olan multikopter için de kullanılmaktadır (Kılıç, 2014; Rible ve ark., 2020). Daha kapsamlı bir biçimde ifade edilirse; “Herhangi bir pilot veya mürettebat bulundurmayan, uzaktan kontrol edilen ve kontrol mekanizması bir operatör gözetiminde veya otonom sistem ile bünyesinde mikrokontrolcüler, sensörler, lityum bazlı bataryalar gibi donanımları bulunduran hava araçlarıdır” (Saeed ve ark., 2021; Toleos Jr ve ark., 2020).

Daha geniş bir ifade ile multikopteri tanımlarsak; “En az iki motora sahip, sapma, yuvarlanma ve yunuslama hareketleri ile kontrol edilebilen ve stabilizasyon için elektromanyetik sensörlerden yardım alan havadan daha ağır araçlardır”. Multikopter tanımlaması genel bir ifadedir. Bu araçlar sahip oldukları pervane sayısına göre de isimlendirilirler. Latin sayılarının sonuna copter kelimesi eklenerek kaç pervaneli olduğu ifade edilir. Örneğin; “bicopter (iki pervaneli multikopter), tricopter (üç pervaneli multikopter), Quadcopter (dört pervaneli multikopter), hexacopter (altı pervaneli multikopter), octocopter (sekiz pervaneli multikopter)” gibi konfigürasyonlar için farklı

isimlendirmeler verilmektedir. Bunların dışında ise yapısına göre pluscopter, xcopter, hcopter gibi konfigürasyonları da vardır (Mohanta ve ark., 2022). Bu yapılar ise multikopterin iskelet yapısının adını almaktadır. Günümüzde İHA çoğunlukla “Quadcopter” olarak özdeşleştirilmiş ve bu araç ile popülerliğini arttırmıştır. Kullanılan bir diğer popüler adı ise erkek arı anlamına gelen “Drone” kelimesidir (Noda ve ark., 2018).

İHA için kullanılan elektronik parçaların maliyetinin azalması, bu alanda olumlu gelişmelerin artmasına katkı sağlamıştır. Bu bilgiye paralel olarak, piyasada İHA parçaları için açık kaynaklı ve ticari birçok seçenek mevcuttur. Ticari sistem, yazılımsal ve/veya donanımsal değişikliklere imkân vermezken, açık kaynaklı sistemler bu konuda araştırmacı ve geliştiriciye geniş özgürlük tanımaktadır. Bu açık kaynaklı sistemler çok ucuz maliyetli olması ile üniversiteler ve meraklılar tarafından yaygın olarak kullanılmaktadır (Lim ve ark., 2012).

Tablo 1.1. İHA uygulama alanları

İHA Uygulama Alanları			
Alan	Alt uygulama alanı	Alan	Alt uygulama alanı
Tarım ve Ormancılık	Ürün ve bitkiler Ağaçlar Ormanlar Topraklar Bitki örtüsü kaplaması Bitkilerin gelişimi	Kentsel	Denetleme İzleme Yol bilgisi Kent düzeni Bina cephesi analizi Şehir arazisi kullanımı
Afet izleme	Kasırğa, tayfun, hortum Deprem Yangın Nükleer sızıntı Atık tespiti Sel Çığ, heyelan Salgın hastalıklar	Çevresel izleme	Volkanik inceleme Toprak Su ortamı Drenaj Kırsal yollar ve jeolojik altyapı
Fotogrametri	Sayısal yükseklik modeli ve 3B haritalama Mozaik, orto ve rektifikasyonu Ölçümler Kadastral uygulamalar	Askeri	İstihbarat Sınır kontrolü Mühimmat taşıma
Atmosferik	Gözlem Hava analizi ve kirlilik	Kültürel	Tarihi alanların korunması Arkeolojik çalışmalar
Yabani hayat	Fauna Flora	Lojistik	Kargo

Günümüzde İHA’lar başta askeri faaliyetler (istihbarat toplama, sınır kontrolü, düşman tespiti, mühimmat taşınması) olmak üzere; enerji (arıza tespiti ve gaz ölçümleri) ve tarım uygulamaları (veri toplama), harita yapımı, arkeolojik alanların belgelenmesi,

ormanlık alan uygulamaları ve afet yönetimi gibi çeşitli sivil alanlarda da kullanılmaktadır. Bunların yanı sıra, ilk yardım (arama kurtarma) ve trafik (yol durumu) gibi daha pek çok alanda İHA'ların kullanılabilmesi için araştırma ve geliştirme faaliyetlerinin devam ettiği bilinmektedir (D'Ambrosio ve Ruiz, 2019; Van Tilburg, 2017). Tablo 1.1'de İHA'nın geniş uygulama alanları verilmiştir (Çetin, 2019; D'Ambrosio ve Ruiz, 2019).

Günümüzde en yaygın kullanılan alışveriş sitelerinden birinin yönetim kurulu başkanı, 2013 yılında verdiği bir röportajda, lojistik sektöründe İHA'ların kullanılmasına yönelik yoğun araştırmaların yapıldığını ifade etmiştir. Firma yakın bir gelecekte paket dağıtımında İHA kullanarak, siparişlerinin %86'sını oluşturan 2,25 kg'dan hafif siparişleri, 30 dk içerisinde müşterilere teslim edebileceğini ifade etmiştir (Kinahan ve Smeaton, 2021; Vuong ve ark., 2021).

Temelde İHA'ları döner kanatlı, sabit kanatlı ve hibrit üzere 3 gruba ayrılmaktadır. Hareketsiz ve sabit kanatları sayesinde uçan İHA'lara sabit kanatlı İHA denir. Bu tür İHA'ların tahrikini sağlamak için bir elektrik motoru ya da içten yanmalı motor kullanılmaktadır. Bünyesinde tek bir motor bulundurması sebebiyle diğer türlere nazaran daha ekonomik olmaktadır. Buna karşın dikey iniş ve kalkış kabiliyetinden yoksun olması ve daha geniş alanlara ihtiyaç duyması en büyük dezavantajıdır. Sabit kanatlı İHA'lar uzun uçuş menziline sahip olması ile ön plana çıkmaktadır. Döner kanatlı İHA'lar ise sürekli dönen pervanelerin hareketi ile oluşan kuvvet sayesinde havada kalmaktadır. Bu tür İHA'larda gövde sabittir ve aynı noktada stabil olarak durabilmektedir. Bunun dışında sığ alanlara rahatlıkla iniş ve kalkış yapabilirler. Sabit kanatlı İHA'lara kıyasla daha fazla motor, sürücü ve pervane bulundurduğundan üretim maliyetleri daha yüksektir. Hibritler ise hem döner kanat hem de sabit kanatlı İHA'ların avantajlarını aynı sistem içerisinde bulundurmak amacıyla tasarlanmış hava araçlarıdır. Fakat hibrit İHA'ların gelişimi yavaş ilerlemektedir (Gunarathna ve Munasinghe, 2018; Raimundo, 2016).

Temelde uçan araçlar kendisinden daha hafif bir akışkan üzerinde hareket edebilmesi için kütesinden daha fazla taşıma kuvveti oluşturması gerekir. Uçan araçlar, bu kuvveti motorlardan ürettikleri itki kuvveti ve aracın hızı sayesinde üzerinden aktığı hava akımı sayesinde yapmaktadır (Genç ve ark., 2008). Bu tanımdan hareketle multikopteri, pilotun istediği yöne yönlendirmek için o yöne doğru pozitif döngüsel tork oluşması gerekir. Multikopter havada asılı olarak durduğunda oluşan döngüsel tork sıfırdır. Herhangi bir yöne doğru hareket edilmesi istendiğinde, her bir motorunun dönme

hızı değiştirilerek, yönelim sağlanır. Bunların dışında multikopterin herhangi bir yöne doğru hareket etmesi istendiğinde, motorların devri toplamda azalmakta ve multikopter motorların yavaş döndüğü doğrultuya doğru yönelmektedir fakat bu esnada toplam devir azaldığından irtifa da kaybedecektir. İrtifa kaybetmeden herhangi bir yöne doğru hareket etmek ise toplam itki kuvvetinin artırılması ile sağlanabilir (Kılıç, 2014).

Geleneksel helikopter gibi Quadcopter'lar da havada asılı kalabilirler. Quadcopter; dikey uçuş yapan araçların havada asılı kalma hareketini ve yatay uçuş yapan araçların ise uzun sürüş süresi avantajlarını aynı anda bulundurmaktadır (Khalilov, 2016). Quadcopter, dört döner pervaneye sahiptir. İki pervane saat yönüne doğru hareket ederken (CW), diğer iki pervane ise saat yönünün tersine (CCW) doğru hareket ederek uçmayı sağlamaktadır. Dört döner kanatlı İHA, değişik tasarım modellerine açık olduğundan hedeflenen teknik özellikler araştırmacılar tarafından belirlenebilmektedir. Quadcopter'lar gelişmiş kararlılığa ve basit tasarıma sahip olması en önemli avantajlarıdır. Bu avantajı sayesinde küçük pervane kullanımına izin vererek, pervane üzerinde önemsiz miktarda kinetik enerji depolanmasına imkân vermektedir ki bu da uçuş esnasında pervanede oluşabilecek olası hasarları azaltmaktadır (Carvalho, 2013). Şekil 1.1'de tipik bir Quadcopter'ın görünümü verilmiştir.



Şekil 1.1. Quadcopter görünümü

Genel bir ifade ile tanımlanırsak, multikopter pervaneleri itki oluşturmak için havayı aşağı yönde akmaya zorlamaktadır. Her ne kadar daha yüksek kapasiteli batarya ile multikopterin uçuş menzilini arttırmak mümkün olsa da bataryanın boyutunun artmasından dolayı oluşacak ekstra kütle ile uçuş süresi sınırlanmaktadır (Başaran, 2017). Bu yüzden kanatların, havaya karşı gösterdiği reaksiyon önem kazanmaktadır. Pervaneler, multikopterin itki kuvvetine, uçuş hızına, manevra ve uçuş kararlılığına doğrudan etki etmektedir (Hell ve ark., 2018).

Tasarımı yapılan bir pervane analizi için farklı metotlar vardır. Bu metotları deney düzeneği, matematiksel hesaplama ve sayısal yöntem olarak sıralayabiliriz. Bir pervanenin statik etkilerini ortaya koymak için rüzgâr tüneli deneyi yapılmakta veya itki test cihazı kullanılmaktadır. Fakat özellikle rüzgâr tüneli oluşturmak maliyetli olması nedeniyle dezavantajlıdır. Matematiksel hesaplamalar ile yapılan analizler hızlı olmasına rağmen sonuçları gerçekten uzak olabilmekte ve karmaşık koşulları çözümlemede yetersiz kalabilmektedir. Hesaplamalı akışkanlar dinamiği (HAD) ise matematiksel hesaplamalara göre daha gerçekçi sonuçlar verebilmektedir. Ayrıca çok karmaşık koşulları simüle etmek mümkündür fakat bu analizleri gerçekleştirmek için güçlü bilgisayara ihtiyaç vardır.

Ticari markette, bu tez için aranan özelliklere sahip çok az İHA mevcuttur. Öyle ki bu kriterler, uzaktan kumanda ile yönlendirmeye ihtiyaç duymayan, genel olarak bilgisayar aracıyla kontrolü mümkün olan bir İHA, deney koşulları için elzem durumdadır. Ayrıca kontrol kartının bünyesinde jiroskop, ivmeölçer, manyetometre gibi sensörler bulundurması gerekir. Buna rağmen İHA'ların bünyesinde bulundurduğu kontrol kartları değişiklik yapmaya çok da imkân vermemektedir. Bu nedenlerden dolayı bu araştırma için bir Quadcopter toplama ihtiyacı oluşmuştur.

Literatürde küçük ölçekli pervane ile yapılan araştırmalar çok azdır. Literatürde tasarımların çoğu soğutma amaçlı pervane, gemi pervaneleri, jet motor pervanesi ve kanal içi pervane uygulamaları için yapılmıştır. Bu tarz pervaneler bu çalışmanın kapsamından oldukça uzak kalmaktadırlar. İHA için stabilite, uçuş süresi ve manevra oldukça önemli parametrelerdir. Literatürde pervane ve İHA ilgili birçok çalışma olmasına rağmen tasarım optimizasyonu ve stabilizasyonu ile ilgili çok az çalışma vardır. Bu tezde, dört döner kanatlı bir İHA olan Quadcopter için farklı tipte kanat tasarlanarak, daha az güç ile daha yüksek uçuş menzili ve manevra kabiliyetinin yanı sıra yüksek uçuş kararlılığına sahip bir Quadcopter pervanesinin elde edilmesi amaçlanmaktadır.

1.1. Tezin Yapısı

Bu alt bölümde tezin kapsamına yönelik yapısı açıklanmıştır. Bu tezde toplam 6 bölüm vardır ve her bölüm aşağıdaki bölümleri içermektedir;

- 1. Bölüm – Giriş: Mevcut bölüm; Tezin yapılmasındaki amacın ne olduğu açıklanmış, hipotezlerin neler olduğu yazılmış ve tez sonucunda hangi sorun veya ihtiyaçlara çözüm getirileceği açıklanmıştır.

- 2. Bölüm – Literatür Araştırması: Tez için yapılan araştırmanın özetini sunar. Benzer çalışmalar derlenerek çıkarımlarda bulunulmuştur.
- 3. Bölüm – İnsansız Hava Aracı: İHA bileşenleri açıklanarak, bu araştırma için seçilen ekipmanların teknik özellikleri verilmiş ve İHA'nın sensör ve donanımı için yapılan kalibrasyon ve ayarlar açıklanmıştır.
- 4. Bölüm – Materyal ve Metot: İHA ve pervane ilgili teoremler açıklanmış ve İHA ile pervane için yapılan hesaplamalar verilmiştir. Ayrıca İHA pervanesinin tüm özellikleri açıklanmış ve pervane üretim aşamaları ile ilgili yapılan işlemler belirtilmiştir.
- 5. Bölüm – Sayısal ve Deneysel Analiz: Tez kapsamında yapılan analizlerin sonuçları verilmiştir.
- 6. Bölüm – Sonuçlar ve Öneriler: Yapılan testler sonucunda ortaya çıkan önemli bulgular özetlenmiş ve öneriler sunulmuştur.

2. LİTERATÜR ARAŞTIRMASI

Günümüzde İHA üzerine yapılan çalışmalar giderek artmaktadır. Literatürde yapılan araştırmalardan elde edilebilen bilgiler ile bu tezin yol haritası ve konsepti belirlenmiştir. Literatürde farklı türde pervane tasarımı üzerinde çok az çalışma bulunmaktadır. Genellikle bu alan ile ilgili değişken hatveli kanat üzerinde çalışmalara yoğunlaştığı gözlemlenmiştir. Literatürde bulunan bu boşluk, farklı tip pervane kanadına yönelik çalışmanın önemini daha da arttırmaktadır.

Literatürde birçok farklı çalışma için araştırmacılar tarafından Pixhawk uçuş kontrol modülü kullanılmıştır. Fum (2015) tarafından yüksek hassasiyetli dinamik model oluşturmak amacıyla, Uz (2019) tarafından otonom uçuş ile ilaçlama ve sulama yapmak amacıyla, Arıkan (2016) tarafından haritalandırma çalışmaları amacıyla, Batgı (2019) tarafından görüntülü bölgesel denetim amacıyla, Elmas (2019) tarafından hareketli nesnelerin tespit ve takibi amacıyla kullanılmıştır (Arıkan, 2016; Batgı, 2019; Elmas, 2019; Fum, 2015; Uz, 2019).

Bozkurt (2018) yaptığı çalışmada farklı benzetim modelleri oluşturmuştur. Modeller arasındaki farkları karşılaştırmak için yuvarlanma, yunuslama ve sapma açılarının değişiminden yararlanmıştır (Bozkurt, 2018).

Başaran (2017) pervane performansına ilişkin yaptığı çalışmada pervane tasarımı değerlerini elde etmek için Massachusetts Institute of Technology tarafından geliştirilen açık kaynaklı yazılım olan OpenProp kullanmıştır. Programın arayüzünde; pervane çapı, pervane devri, istenen itki veya güç ile tasarımda kullanılan geometriye ilişkin referans ve aerodinamik özellikler girdi olarak istenmektedir. Bu verileri girdi olarak yüklenmesi ile pervanenin bağlanma açısı, veter uzunluklarını elde ettiğini ifade etmiştir (Başaran, 2017).

Öngül (2017) yaptığı yüksek lisans tez çalışmada değişken hatveli bir İHA tasarlamıştır. Her bir hatve değeri için oluşan değişim motor hızı, hatve ile oluşan itki kuvveti cinsinden tespit etmiştir (Y. S. Öngül, 2017).

Hell ve ark. (2018) bir Drone çalışması yapılırken teoride tasarım ile ilgili herhangi bir sınırlanma olmadığını, tek veya birden fazla motor kullanmasının mümkün olduğunu ifade etmişlerdir. Buna ek olarak, uçuş kontrolcüsü ve cihazının uçuş algoritmasının çalışmasını sağlayan parça ve yazılım için de bir sınırlama bulunmadığını ifade etmişlerdir. Hatta fazla motor kullanılması ile maliyetin arttığına dikkat çekmiştir (Hell ve ark., 2018).

Rodrigues ve ark. (2021) DJI marka Matrice 100 model bir İHA kullanarak, küçük kargoların teslimatı sırasında IMU'da ve enerji tüketiminde gerçekleşen etkileri gözlemlemişlerdir. İHA için dahili sensörler dışında GPS, IMU, güç ölçer ve dijital anemometre sensörlerini kullandığını belirtmişlerdir. Uçuş esnasında İHA üzerinde oluşan etkilerini yükseklik (m) ve Euler açılarının (yunuslama, yuvarlanma ve sapma) değişimleri üzerinden açıklamışlardır (Rodrigues ve ark., 2021).

Park ve ark. (2018) XFoil yazılımı kullanarak yaptıkları karşılaştırmada, HAD ve XFoil yazılım sonuçlarının düşük Reynolds sayısı uygulamaları için birbirine çok yakın olduğunu ifade etmişlerdir. Ayrıca tasarımı belirlemek için $Re=10^5$ civarı ve daha düşük olması tasarımın değerlerini önemli ölçüde etkilediğini belirtmişlerdir. Profil seçimi için bu değeri referans olarak kullanmışlardır (Park ve ark., 2018).

Batgı (2019) yaptığı yüksek lisans tez çalışmasında, pervane tasarım değerleri olan kaldırma (C_L), sürüklenme (C_D) katsayısına karşılık hücum açısını hesaplamak için XFLR5 yazılımından yararlanmıştır. Özgür (2019) tez çalışmasında XFLR5 yazılımı kullanarak iki boyutlu analiz gerçekleştirmiştir. Bu analiz sonucunda, aerodinamik katsayı değerleri olan C_L ve C_D katsayılarını elde etmiştir. Dumitrache ve ark. (2017) yaptıkları çalışmada düşük Reynolds sayısında uçabilecek bir pervanenin tasarımı için gerekli parametrelerin hesaplanması için XFLR5 yazılımından yararlanmışlardır. Margado ve ark (2016) yaptığı çalışmasında, pervane pala element moment teoremi ile pervane tasarım parametrelerini hesaplayan XFOIL yazılımı kullanmışlardır (Batgı, 2019; Dumitrache ve ark., 2017; Morgado ve ark., 2014; Özgür, 2019).

Alabaş ve Nacaklı (2019) dört kanatlı bir pervane modelinin performans değerlerini HAD ile ortaya koymuşlardır. Kullandıkları pervane dört pala sahip olup, APC marka 10x6 inç ölçülerindedir. Pervanenin dönen hacmi için oluşturdukları disk çapı, pervane çapının (D) 1,06 katı ve yüksekliğinin 0,8 D katı ölçülerinde, kontrol hacminin ölçüsü ise eni 6 D, boyu ise 8 D ölçülerinde modellenmişlerdir. Çalışmayı 5000 d/dk ve 5,14 m/sn ($J=0,075$) serbest akış hızında %0,2 türbülans yoğunluğu koşullarında yapmışlardır. Analizde standart $k-\epsilon$ türbülans modelini kullanmışlardır. Ayrıca ayırıklaştırma algoritması SIMPLE tercih edilmiş, türbülans, momentum ve enerji denklemleri için ikinci dereceden ileri gidişli şema (Second-order upwind scheme) kullanmışlardır. Analizin çözümü zamana bağlı olarak yapılmış ve rotorun 15° dönüşüne tekabül eden 5×10^{-4} saniye olarak seçmişlerdir. Ayrıca her bir zaman adımında 20 iterasyon yaptırılarak simülasyonu toplam 0,72 sn çalıştırmışlardır. Elde edilen değerler itki katsayısına dönüştürülmüş ve daha önce Nacaklı (2010) tarafından aynı pervane ile

yapılan deneysel araştırma sonuçları ile karşılaştırmışlardır. 3,6 milyon eleman sayısı ile elde ettikleri itki katsayısı değerleri deneysel değerlerden %2,97 oranında farklı olduğunu vurgulamışlardır. Bu da araştırma sonuçlarını kabul edilebilir hata oranı içerisinde olduğunu ortaya koymuştur (Nacakli ve Alabaş, 2019).

Başaran (2017) tez çalışmasında Autodesk Simulation CFD yazılımı kullanarak iki kanatlı pervanenin performans değerlerini HAD analizi ile ortaya koymuştur. Pervane 120 inç boyutunda, hava akış hızı 12,2–42,7 m/s ve 1200 rpm sabit devirde testleri yapmıştır. Öncelikle pervaneyi de içine alan ve dönen hacim olarak tanımlanan bir bölge oluşturmuştur. Bu yaklaşımda dönen hacim simülasyon esnasında, dönme hareketini gerçekleştirdiğini belirtmiştir. Kontrol hacmini ise 9 D boyutunda silindirik olarak tanımlamıştır. Türbülans modeli olarak SST k- ω kullanmış ve toplam eleman sayısının 12,3 milyon olduğunu belirtmiştir. Deneysel sonuçlar ile çalışmada elde edilen HAD sonuçları karşılaştırıldığında simülasyon sonuçlarının yüksek doğrulukta gerçekleştiğini ifade etmiştir (Başaran, 2017).

Su ve ark. (2022) bir Drone'nun pozisyon ve yükseklik stabilitesini geliştirmek amacıyla daha hassas barometre ve ivmemetre sensörlerinden yararlanmayı amaçlayan bir çalışma yapmışlardır. Mikroişlemci tabanlı bir Drone tasarlanmış ve Adafruit LSM9DS1 ivmemetre ile DPS310 basınç sensör ile donatmışlardır. Bu sensörler ile Drone'nun test uçuşu esnasında sıcaklık, basınç ve ivme ölçümlerini kaydetmişlerdir. Drone uçuşu boyunca meydana gelen ile istenen yükseklik ve konum bilgilerini karşılaştırmışlardır. Yükseklikler arasındaki ortalama sapma %3,67 olarak gerçekleştiğini belirtmişlerdir. Elde edilen sonuçlara göre barometre ve ivmemetre sensörün birlikte kullanılması sayesinde Drone'nun uçuş hareketi daha doğru bir şekilde olduğunu ifade etmişlerdir (Su ve ark., 2022).

Ghaffari (2021) çalışmasında İHA uçuş süresini artırmayı amaçlamış ve bu amaç için pervane verimleri iyileştirme üzerine HAD ile analizler gerçekleştirmiştir. BG200 marka 25 kg maksimum ağırlık taşıyabilen bir oktacopter (sekiz döner kanatlı) pervanesini referans olarak kullanmıştır. Oktacopter pervanesi 28 inç çap ve 9,2 inç hatveye sahiptir. Pervane ölçülerini belirlemek için 3 boyutlu tarayıcı kullanmış ve katı modelini oluşturmuştur. Katı modeli oluşturulan pervanenin statik analizini ise itki test standı ile yapmıştır. Oktacopter'da dört kol bulunur ve her kolda 2 adet motor-pervane (biri CW, diğeri CCW) dönmektedir. Aynı kolda hareket eden iki motor arasındaki mesafeye ise eksenel ayırım (z/R) denir. En verimli eksenel ayırım uzunluğu (z) ve yarıçap

(R) oranının belirlemek yapılan HAD analizinin sonucunda, en verimli oranın 0,65 z/R olduğunu ve daha uzun uçuş süresi sağlayacağını ifade etmiştir (Ghaffari, 2021).

Kutty ve Rajendran (2017), iki pala sahip bir pervane olan APC 10x7 kullanarak HAD ile ANSYS programında, pervanenin performans değerlerini incelemişlerdir. Pervaneyi içine alacak şekilde, eni 1,1 D ve genişliği 0,4 D ölçülerinde bir dönen hacim yaratmışlardır. Kontrol hacmi ise eni ve boyu 8 D boyutunda oluşturmuşlardır. Pervane dönüş hızı 3008 rpm, hava akış hızı yüzde 0,1 oranda türbülans yoğunluğu ile 2,5–10 m/s ($J=0,192-0,799$) koşulları için analiz yapmışlardır. Kullandıkları mesh hücre sayısı 4 milyon olup, standart $k-\epsilon$, standart $k-\omega$ ve SST $k-\omega$ türbülans modellerini kullanmışlardır. Ayırıklaştırma algoritması olarak SIMPLE tercih edilmiş, basınç ve momentum denklemleri çözümü için ikinci dereceden ileri gidişli şema (Second-order upwind scheme) kullanmışlardır. Birinci dereceden ileri gidişli şema ise türbülans ve enerji denklemleri için, en küçük hücre tabanlı kareler metodunu (Least Square Cell-based Algorithm) kafes sistemi için seçmişlerdir. $J=0,628$ adımı referans alındığında üç türbülans yöntemi arasında standart $k-\omega$ türbülans yöntemi daha doğru sonuçlar verdiği için diğer ilerleme katsayısı için bu modeli kullanmışlardır. Ayrıca bu modelin düşük Reynolds sayısı uygulamaları için daha uygun olduğunu ifade etmişlerdir. En yüksek uyumsuzluk ise $J=0,192$ adımı için yüzde 10,75 olarak elde edildiğini belirtmişlerdir (Kutty ve Rajendran, 2017).

Azizan ve Sapit (2022) birlikte yaptıkları çalışmada 2 pala sahip 3 pervane tasarımı yapmış ve HAD ile analizlerini gerçekleştirmişlerdir. Kanat profili NACA4412 seçilmiş ve bir numaralı tasarımda pervane sabit 50° , iki numaralı pervane göbekte 30° , $0,5 R'$ 'de 55° , uçta 5° ve üç numaralı pervane göbekte 45° , $0,5 R'$ 'de 65° , uçta 20° hücum açısına sahip olacak biçimde modellenmişlerdir. Pervane açısal hızı 4000, 6000, 8000 rpm, akış hızı 30 m/s koşullarında HAD ile analiz gerçekleştirmişlerdir. Yüksek açısal hızda en yüksek itki kuvveti (33,6757 N) oluşturan pervanenin iki numaralı numune olduğunu tespit etmişlerdir (Azizan ve Sapit, 2022).

Gu ve ark. (2016) ANSYS Fluent ile 30x8 inç karbonfiber pervane kullanarak performans analizi gerçekleştirmişlerdir. Önceki araştırmacılardan ek olarak dönen hacim ve kontrol hacminin yanı sıra bu iki hacmin arasında konumlandırılmış ve bu hacimler arasında geçiş görevi görececek bir ek hacim oluşturmuşlardır. Böylece dönen hacim ile merkez hacmin arasındaki hacmi çok küçük tutularak, toplam elemanın sayısını sınırlandırdıklarını vurgulamışlardır. Böylece analizin hesaplama süresi ve miktarının düşeceğini ifade etmişlerdir. Ayırıklaştırma algoritması olarak SIMPLE tercih etmişlerdir.

Açısal hız 250 rad/s, hava akış hızı 10 m/s, çözüm zamana bağlı ve adımı 0,003 saniye olarak şekilde analizler gerçekleştirmişlerdir. İtke test standı ile simülasyon sonuçları karşılaştırdığında maksimum hata oranı %8,6 tespit etmişlerdir. Çalışma sonucunda ortaya çıkan hata oranını kabul edilebilir olarak belirtmişlerdir (Gu ve ark., 2016).

Morgut ve Nobile (2012) gemi pervanesini HAD ile analiz ederken kullanılacak en ideal ağ yapısına ilişkin çalışma yapmışlardır. Ağ türü olarak tetra ve hidrid yapılarını kullanmışlardır. Analizler sonucunda elde edilen bulgular ile değerlendirildiğinde tetra ağ yapısının daha doğru sonuçlar verdiğini sonucuna varmışlardır (Morgut ve Nobile, 2012).

Şu ana dek literatürde üç boyutlu yazıcı kullanarak multikopter bileşenleri üreten birçok araştırmacı vardır. Özen (2019) yüksek lisans tez çalışmasında kullanılmak üzere seçilen multikopterin birçok bileşenini üç boyutlu yazıcı kullanarak yapmıştır. Buna ek olarak Karamanlı (2018) yüksek lisans tez çalışmasında, üç boyutlu yazıcı kullanarak sabit kanatlı bir İHA üretimini başarıyla gerçekleştirmiştir. Andrews (2019) üç boyutlu yazıcı kullanarak pervane modelleri tasarlamış ve bunların testlerini yapmıştır (Andrews, 2019; Karamanlı, 2018; Özen, 2019).

Literatürde, araştırmacılar çeşitli üç boyutlu yazıcı malzemesi kullanılmıştır. Örneğin; Andria ve ark. (2018) ile Moita ve Marta (2015) çalışmalarında pervane üretimi için PLA materyalleri kullanmışlardır (Andria ve ark., 2018; Moita ve Marta, 2019).

Toleos ve ark. (2020) üç boyutlu yazıcı ile üretilen pervanelerin aerodinamik kuvvetlere etkisi üzerine çalışma gerçekleştirmişlerdir. Çalışma için kullandıkları üç boyutlu yazıcı yaygın olarak kullanılan ergiyik biriktirmeli modelleme teknolojisine sahiptir. Pervane baskıları için PLA malzemesini kullanmışlardır. Ticari bir pervane olan APC Sport 9×6 (çapı 9 inç ve hatvesi 6 inç) pervanesini önce üç boyutlu lazer ile taramış ve bilgisayarlı teknik resim ile çizip, dilimleme programları yardımıyla farklı yazıcı koşullarında baskılarını almışlardır. Yapılan testler sonucunda, üç boyutlu yazıcı ile üretilen pervanelerin performansının orijinal pervane ile aynı olduğu ifade etmişlerdir. Buna ek olarak bazı pervane numunelerinde tork artışı meydana geldiğini belirtmişlerdir. Bu bulgularla üç boyutlu yazıcı ile pervane üretilmesinin mümkün olduğunu vurgulamışlardır (Toleos Jr ve ark., 2020).

Vestlund (2018) çalışmasında bir İHA menziline farklı kanat profiline etkisine yönelik araştırma yapmıştır. Bu çalışmasına yönelik RG15, CAL4014I, NACA 4301 2A ve S1223 kanat profillerini kullanmıştır. Daha sonra tasarımı yapmak için maksimum itki/sürüklenme katsayısına karşılık gelen hücum açılarını bulmuştur. Bu hücum açısına

bağlı olarak da yaptığı hesaplamada en yüksek menzile sahip pervane profilinin RG15 olduğunu tespit etmiştir (Vestlund, 2018).

Liller (2015) düşük Reynolds sayılarında çalışan küçük ölçekli pervanelerin tasarımına ilişkin araştırma yapmıştır. Araştırması için 46 farklı pervane tasarımı yapmış ve test etmiştir. Pervane testlerini rüzgâr tüneline gerçekleştirmiştir. Bu pervaneler için verim maksimum yüzde 7 artmıştır. Ayrıca motorlardan çıkan gürültü ise 12 dB azalmıştır. Pervaneler için en yüksek verim ve en düşük gürültünün, düşük motor hızında elde edildiğini ifade etmiştir. Sabit hatveye sahip pervanelerin ise iyi performans göstermediğini ifade etmiştir. Fakat sabit hatveye sahip pervanelerin uç geometrilerinin iyileştirilmesi sonucunda, en iyi sonuçların bu pervaneler için elde edildiğini açıklamıştır (Liller, 2015).

Dantas ve ark. (2021) tıbbi ihtiyaçlar durumunda kullanılmak üzere dört farklı İHA toplamışlardır. Bu tasarımdan birinde F450 gövde kiti ve Pixhawk 4 uçuş kontrolcüsünü kullanarak dört kanatlı bir İHA tasarlamışlardır. Dört farklı İHA arasında ekonomik olması ve montajının kolay olmasından dolayı çalışmanın geri kalanı için Pixhawk 4 kontrolcüsü sahip F450 kiti ile devam edildiği ifade etmişlerdir (Dantas ve ark., 2021).

Dim ve ark. (2019) Pixhawk modülü kullanarak tasarladıkları bir F450 gövde ile dört kanatlı İHA kontrolcüsünü analiz etmişlerdir. Çalışmalarında farklı güzergahlar belirlemiş ve daha sonra Quadcopter'ın Global konumlama sistemi (GPS) vasıtasıyla istenen rotayı tamamlamasını farklı kontrolcüler ile test ederek ideal kontrolcüyü araştırmışlardır. Çalışmada ArduPilot ve Pixhawk 4 uçuş kontrolcülerini kullanmışlardır. Bu kontrolcüler ile aynı rota takip edilmiş ve elde edilen verileri ile karşılaştırmalar yapmışlardır. Uçuş verileri Quadcopter uçuşu boyunca SD kart ile kaydedilmiş ve bu verileri bilgisayar ortamına aktararak incelenmişlerdir. Araştırma sonucunda, Pixhawk 4'ün daha iyi performans gösterdiğini dile getirmişlerdir. Her iki uçuş kontrolcüsü için oluşan rota kararlılık değerleri yani yükseklik ve uçuş kararlılığı karşılaştırıldığında, Pixhawk 4'ün daha hassas olduğunu ifade etmişlerdir. (Dim ve ark., 2019).

Munguia ve Treuren (2019) küçük ölçekli farklı pervane tasarımı yaparak, ideal pervane verimini araştırmışlardır. Pervane itki, tork, güç ve dönüş hızı parametrelerini 8 farklı pervane için elde etmişlerdir. Bu numunelerden 5'i ticari pervane, diğer 3'ünü ise kendileri tasarlamış ve üç boyutlu yazıcı ile baskılarını almışlardır. Bu üç tasarım pervanesini NACA4415, ClarkY ve ClarkYM15 profillerinden oluşturmuşlardır. Yapılan testler sonucunda elde edilen sonuçlar karşılaştırıldığında en iyi pervane performansına ClarkY profillinden üretilen pervanenin sahip olduğunu belirtmişlerdir. Ticari

pervanelerin çapları 7–9 inç arasında olup, bu pervaneler arasında daha büyük pervanelerin daha iyi sonuçlar verdiğini belirtmişlerdir. Bununla birlikte üç tasarım pervanesinin sonuçlarının daha iyi olduğunu gözlemlemişlerdir (Munguía Calzada ve Van Treuren, 2019).

You ve ark. (2020) güneş enerjisi ile çalışan bir İHA tasarlamışlardır. Pal sayısı 3, çapı 0,5588 m, uçuş yüksekliği 22 km, akış hızı 50 m/s ve pervane 5500 rpm dönerken 7 N kuvvet üretebilecek bir pervane tasarlamışlardır. Kanat profili seçilirken düşük Reynolds sayısı koşulları için araştırma yapılmış ve FX 63-137 profilini seçmişlerdir. HAD ile gerçekleştirdikleri analizde, elde edilen verim ile ideal verim arasında farkın küçük olduğunu belirtmişlerdir. Bu ek olarak ön tasarımda hesaplanan itki kuvveti değerinin hesaplandığı gibi oluştuğunu vurgulamışlardır (You ve ark., 2020).

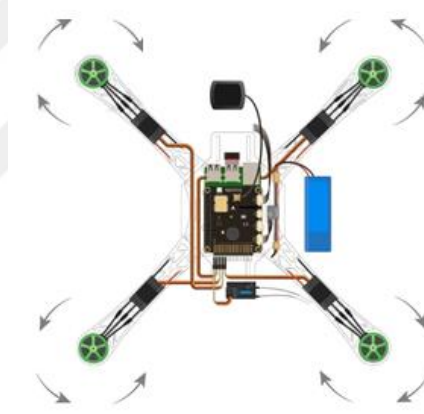
Tracy (2011) çalışmasında, önceden belirlediği ön tasarım değerleri olan 32 mm pervane çap, TA22 pervane profil, 24,7 m/s hız, Reynolds sayısı 55.000 ve itki kuvveti 0,31 N parametrelerini kullanarak, QMIL ve QPROP yazılımları ile bir pervane tasarlamıştır (Tracy, 2011).

Sanchez (2020) araştırmasında farklı tip pervane tasarımı yapmış ve deneyler ile gürültüsü analizini gerçekleştirmiştir. Çalışma için 100.000 Reynolds sayısı, 8 inç çap ve 13,41 m/s hız için 5 farklı kanat profili seçilmiş ve tasarımı yapmıştır. Araştırmacı tarafından AH 79-100 A, GM15, FX 63-120, GOE 358 ve SA7026 kanat profilleri çalışmada kullanılmak üzere seçilmiştir. Seçilen profiller için en yüksek C_L/C_D oranı karşılık hücum açısını tespit etmek için XFOIL yazılımından yararlandığını belirtmiştir. Tüm pervaneler aynı tasarım koşulları ile tasarlanmış ve 3 boyutlu yazıcı ile üretildiği ifade edilmiştir. Deneyler sonucunda en düşük gürültü, SA7026 pervanesi ile elde edildiği vurgulamıştır (Sanchez, 2020).

3. İNSANSIZ HAVA ARACI

3.1. İHA Donanımları

İHA'lar çok çeşitli boyut ve şekle sahip olabilmekteler. Farklı konfigürasyonlara rağmen temel parçaları ve sistemleri aynıdır. Motor, batarya ile şarj cihazı, pervane, motor sürücüsü, gövde, uçuş kontrolcüsü ve güç dağıtıcı bir İHA'nın temel parçaları olarak tanımlanabilir. Özelliğine bağlı olarak, video ekipmanları, kumpas, GPS, barometre, otonom uçuş sistemi, telemetri ve sonar sensörler opsiyonel olarak eklenebilmektedir. Birçok uçuş kontrolcüsünde gyro ve akselerometre ile birlikte birden fazla sensör sistemde bulunmaktadır (Mogili ve Deepak, 2020; Najeebullah ve ark., 2019; Wardihani ve ark., 2018). Şekil 3.1'de döner kanatlı İHA'nın bağlantı şeması gösterilmiştir (Pala, 2018).



Şekil 3.1. Bir döner kanatlı İHA'nın bağlantı şeması

3.1.1. Gövde

Multikopter şasesi bir diğer ifade ile gövde, İHA'nın iskeletidir. Gövdeye yerçekimi ve hava basıncı etki etmektedir.

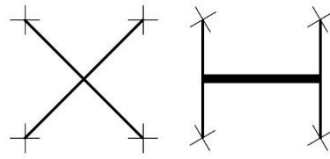
3.1.1.1. Malzeme

İHA gövdesi için en çok kullanılan malzemeler; plastik, ahşap ve karbonfiberdir (Myeong ve ark., 2017; Soliman ve ark., 2019). En yaygın kullanılan malzemelerin özellikleri aşağıda özetlenmiştir.

- **Ahşap:** Bu malzeme özellikle düşük maliyetli ve hafif olmasıyla öne çıkmaktadır. Buna karşın ahşap, havadan çok fazla etkilendiğinden dolayı kırılabilirlik ve rijit gibi negatif özelliklere sahiptir. Bunların dışında İHA gövdesi sık sık sökme-takma işlemlerine maruz kaldığından bu malzeme üzerine oluşturulan bağlantı noktalarının kolay deforme olması, bir diğer elverişsiz özelliğidir (Eid ve Dol, 2019).
- **Karbonfiber:** Bu malzeme özellikleri itibarıyla hava araçları için ideal malzeme olarak öne çıkmaktadır. Karbonfiber malzemesi gerilme ve esnemelere karşı ahşaptan daha dayanıklıdır ve alüminyuma göre de oldukça hafiftir. Fakat onarım işlemlerinin yapılamaması ve materyalin temin süreci, diğer malzemelere göre dezavantaj yaratmaktadır (Eid ve Dol, 2019; Jo ve Kwon, 2017).
- **Alüminyum:** Gövde malzemesi olarak kullanılmasında, çevre şartlarına, esneme ve gerilme etkilerine, daha dayanıklı olması ve kolaylıkla temin edilebilmesi tercih edilme nedenlerindendir. Özellikle dayanıklı olmasından dolayı kaza durumunda, gövde daha az bir etki ile çıkabilmektedir. Daha ağır olması ve ahşap malzemeye göre daha pahalı olması dezavantajdır (Ali, 2021).

3.1.1.2. Tip

Quadcopter gövdesi, temelde iki farklı biçimde tasarlanmaktadır. Bunlar X ve H tipi gövdelerdir (Kuo ve ark., 2013). Şekil 3.2’de Quadcopter iskelet tipleri gösterilmiştir (Kuo ve ark., 2013).



Şekil 3.2. Quadcopter iskelet tipleri

- **X tipi gövde:** Çapraz bağlı gövde olarak da adlandırılmaktadır. Bu gövde çeşidi ile tasarlanan Quadcopter’lar, yapım aşamasında daha dengeli olmakta ve rahatlıkla diğer aksamlar yerleştirebilmektedir. Bu yüzden ilk tasarlanan Quadcopter’larda bu gövde yapısı kullanılmıştır. Bu gövde yapısının bir diğer avantajı ise uçuş kontrol kartının tasarımı için daha az çaba gerektirmesidir. Çünkü eksenler üzerindeki momentler eşittir ve ağırlık merkezi de tam ortada yer

almaktadır. Yunuslama ve yuvarlanma hareketleri sırasında ise motorlar eksenlere eşit uzaklıkta olduğundan eşit miktarda moment oluşmaktadır (Batmaz, 2013). Bunlara ek olarak, eksenler arasının açık olmasından dolayı görüntü alırken kamerası açısı açıklığı bulunmaktadır. Bu gövde yapısı kendi içinde + ve X olarak da ayrılmaktadır (Carvalho, 2013).

- **H tipi gövde:** Bu gövde yapısı, son dönemlerde ortaya çıkan bir gövde yapısıdır. En öne çıkan özelliği oldukça dayanıklı olmasıdır. Ayrıca tasarımcı tarafından yapının üzerine ekleyebileceği faydalı yük için ekstra alan bulunmaktadır. H tipi gövde yapısında, ağırlık merkezine etki eden kuvvetin değişimi sorun yaratmaktadır. Yunuslama ve yuvarlanma hareketleri esnasında Quadcopter'ın aynı hızda döndürebilmesi için aynı moment miktarlarının oluşması gerekmektedir. Bu da dönüş ekseninden uzakta olan motorların daha hızlı dönerek daha fazla itki oluşturmaya ihtiyacı doğurmaktadır. Bu tarz karmaşık durumlar, kontrolcünün çalışmasını zorlaştırmaktadır (Batmaz, 2013).

Yukarıda verilen bilgiler ile değerlendirdiğimizde; X ve H tipi iskelet yapının birbirlerine karşı belirgin üstünlükleri olmamasına rağmen, daha dengeli ve manevra özelliklerinden dolayı, bu çalışma için X tipi iskelet seçilmiştir.



Şekil 3.3. Çalışmada kullanılan gövde kitinin görünümü

Bu özelliklere göre; F450 gövde kiti testler için seçilmiştir. Bu kit literatürde araştırmacılar tarafından da kullanılmıştır (Ahmed ve ark., 2020; Bright ve ark., 2021; Xuan-Mung ve ark., 2020). Kitin içeriğinde gövde için 2 adet karbonfiber plaka, 4 adet

kol bağlantısı ve çeşitli bağlantı elemanları bulunmaktadır. Kitin toplam kütlesi ise 282 g olup toplam uzunluğu ise 450 mm'dir. Ayrıca iskelet, maksimum 16 inç pervane uzunluğu desteklemektedir (URL, 2022a). Şekil 3.3'te F450 gövde kitinin görünümü verilmiştir.

3.1.2. Uçuş kontrol kartı

Bu elektronik birim, sistemin beyni konumundadır ve tüm yönelim hareketleri, kumanda ile bilgi alışverişi, batarya enerjisi gibi tüm gerekli işlevler bu sistem aracılığıyla gerçekleşmektedir (Stewart ve ark., 2021). Standart bir İHA uçuş kontrol kartı, temelde üzerinde giriş/çıkış pinleri, sensörleri bulunan ve bir mikroişlemciye sahip entegre bir devredir (Pala, 2018). Bu elektronik ünite, İHA'ya pilot tarafından gönderilen yönelim komutlarını düzenleyerek motor hızlarına dönüştürür. Bünyesinde açı ve ivme sensörleri sayesinde İHA'nın stabil durmasını sağlamaktadır. Bunların dışında bu kart, acil durum senaryolarına sahip olabilmektedir. Örneğin; kritik pil seviyesi durumunda, İHA'nın iniş yapmasını sağlayabilmektedir. Bunlara ek olarak, bazı kontrol kartları, otonom uçuşu sağlayabilecek algoritmalara sahiplerdir (Y. S. Öngül, 2017). Uçuş kontrol kartı bünyesinde ivmeölçer ve jiroskop başta olmak üzere pusula, barometre, GPS, sıcaklık sensörü, gerilim sensörü, akım sensörü, On Screen Display, kayıt elemanı gibi ekipmanlar bulundurulabilir (Subahani ve ark., 2020). Aşağıda maddeler halinde Uçuş kontrol kartının görevlerine değinilmiştir.

- a) Uçuş kontrolcüsünün ilk görevi atalet ölçüm sistemi (IMU) verilerin alınmasıdır. IMU'nun ürettiği bu ham veriler, kontrol kartına Bluetooth, kızılötesi, radyo veya kablosuz internet bağlantısı sinyalleri aracılığıyla iletilebilmektedir. Bu sinyaller, UART, SPI, RS-232, I2C, CAN gibi protokoller ile entegre veya manuel çalışan yapılardan veriler alınabilmektedir (Lopperi ve Söderberg, 2022).
- b) Bu bilginin alınmasının akabinde, bu verilerin işlenmesi gerekmektedir. IMU birimi tarafından iletilen bilgilerin ham olduğunu söylemiştik ve bu bilginin içerisinde eksen açıları bulunmamaktadır. Ayrıca iletilen veriler, ölçüm olarak alınmaktadır. Gürültüden dolayı bu veriler hatalar içerebilir. Bundan dolayı sinyallerin gürültüden ayrıştırılması gerekir (Batmaz, 2013).
- c) Pilotun verdiği komutlar, kumanda aracılığıyla veya gelen kod yığınınından bir sonraki konum verisinin alınması gerekmektedir. Uzaktan kumandadan aktarılan

verilerin frekansları, sinyal genişlik modülasyonu (PWM) ile çalışan elektronik hız kontrolcüsünün (ESC) çalışma aralığının 1000–2000 mikrosaniye arasında olmasından dolayı aktarılan veriler bu değerdedir (Batmaz, 2013).

- d) Bir sonraki aşama olarak, referans değerine göre sistemi dengede tutacak komutların oluşturulması gerekir. İHA'nın istenilen hareketi yapmasını sağlayacak veriler, bu bölümü oluşturur.
- e) Kontrol kartı tarafından üretilen komutlar dizisi, her motor için spesifik ve sadece hedef motora iletilecek bir algoritma oluşturulmalıdır.
- f) Son olarak, yapılan bu sürecin pilotun ekranında gerçek zamanlı olarak izleyebilmesini ve kaydedilebilmesini sağlamalıdır (Batmaz, 2013).

Günümüzde birçok uçuş kontrol kartı tarafından sağlanan uçuş özellikleri, Gyro-stabilization, Self-leveling, Carefree, Altitude hold, Position hold, Return home ve Waypoint navigation olarak sayılabilir. Bu modlar İHA farklı hareketleri yapmasında kontrol kartından yardım almasına sağlamaktadır. Pilotun kontrolünde olan yönelim hareketi sayısı daha az olmaktadır. Bu modların detaylı açıklaması sonraki bölümlerde yapılacaktır.

3.1.2.1. Atalet ölçüm sistemi

IMU, uçuş kontrol kartında bulunan dahili sensörler ile İHA'nın yönelim hareketleri olan yunuslama, yuvarlanma ve sapma açılarının elde edilmesini sağlayan yapıdır (Altın, 2013). Bir IMU, eksenler üzerinden aldığı veri tipi ve eksen sayısına göre serbestlik derecesine sahip olur. IMU, temelde jiroskop ve ivmeölçer içeren bir elektronik modüldür. Bir mikroişlemci, 3 eksenli jiroskop ve 3 eksenli ivmeölçere sahiptir. Böylece 6 serbest dereceli IMU meydana gelir. Jiroskop ve ivmeölçerin ayrı kullanılması durumunda, kaymalar ve yanlılık gibi sapmalar oluşur. Bu yüzden İHA sistemlerinde IMU kullanılmaktadır. Mevcut sensörlere ek 3 eksenli manyetometre içerenler, 9 serbestlik dereceli IMU'ya sahip olur. Bu sensörlere basınç sensörü de ilave edilirse 10 serbestlik dereceli IMU meydana gelmektedir (Altın, 2013; Pala, 2018).

Jiroskop, İHA'nın açısal davranış bilgisine ulaşabilmek için x, y, z eksenlerinde ± 250 °/s, ± 500 °/s, ± 1000 °/s ve ± 2000 °/s hassasiyetlerinde çalışan sistemlerdir. Programlanabilir alçak geçiren filtre ile çalışmaktadır. Sensör tarafından ölçüm yapılan her eksen den elde edilen çıkış verisi, çıkışta bulunan alçak geçiren filtreler sayesinde çıkış

gürültüsünü ve parazitleri azaltmaktadır. Bu sistem üzerinde bulunan bir diğer sensör olan ivmeölçer ise ± 2 g, ± 4 g, ± 8 g, ± 16 g hassasiyetinde ölçüm alabilmektedir (Oflaz, 2013).

IMU sistemleri, İHA'nın ağırlık merkezine konumlandırılmalıdır. Bu sayede, ağırlık merkezi etrafında dönen aracın açısal ve ivme değerleri, IMU tarafından sağlanan açısal hız ve ivmeye eşit olacaktır (Batmaz, 2013).

- **İvmeölçer:** İHA üzerine yerleştirilen ivmeölçer (accelerometer, gyro) 3 eksenindeki konum bilgisi (x, y, z) için üzerine gelen statik (yer çekimi) ve dinamik (aniden hızlanma veya durma) ivmeyi ölçer. Sensörden yapılan ölçümler m/s^2 birimlerinde değer vermektedir. İvmeölçer değerinin iki defa integrali alınır, konum bilgisi elde edilir. Fakat hassasiyet kayıpları nedeniyle değerlerde kayma (drift) meydana gelir. İvmeölçer, yer çekimini tespit ederek, hangi yönün aşağı yön olduğunun bilgisini vermektedir (Altın, 2013; Çakıcı, 2019; Pala, 2018). İvmeölçer ile yuvarlanma (ϕ) ve yunuslama (θ) açıları elde edilebilmektedir. Bağıntıları aşağıda verilmiştir (Altın, 2013).

$$\phi = \arctan \frac{\ddot{z}}{\ddot{y}} + \frac{\pi}{2} \quad (3.1)$$

$$\theta = -\arctan \frac{\ddot{z}}{\ddot{x}} - \frac{\pi}{2} \quad (3.2)$$

- **Jiroskop (Dönüölçer):** Jiroskop, açısal hızı ölçerek bir eksen etrafındaki dönüşün oranını tespit eder. Ölçüm büyüklüğün birimi derece/saniye ($^{\circ}/s$) biçimindedir. Yön tahmini ve düzenlenmesi için kullanılmaktadır. Jiroskop sensörü açıları mutlak olarak hesaplayamaz, kaymalara maruz kalmaktadır (Altın, 2013; Çakıcı, 2019; Pala, 2018).
- **Pusula (Manyetometre):** Bu sensör, x, y, z eksenlerinde dünyanın manyetik alanını ölçerek, İHA'nın pusula yönünü (manyetik kuzey) tespit etmek için kullanılmaktadır. Jiroskoptan gelen kayma açısı, pusuladan gelen veri ile düzeltilmektedir (Çetinkaya, 2017; Pala, 2018).
- **Basınç ölçer (Barometre/altimetre):** Basınç ölçer, basınç seviyesini ölçerek, bulunan pozisyonun yükseklik bilgisini verir. Deniz seviyesi, referans noktası olarak alınır. Atmosfer basıncı, deniz seviyesinden yukarı çıkıldıkça azalmaktadır. Basınç ölçer, yükseklik bilgisini mmHg cinsinden veya metre olarak verebilmektedir. Çoğu kontrol kartı, daha yüksek doğrulukta yükseklik

bilgisi verebilmek için hem basınç ölçer hem de GPS'in yükseklik bilgisinden yararlanmaktadır (Çetinkaya, 2017; Pala, 2018).

3.1.2.2. Yazılım

İHA ve yer istasyonu için kullanılan birçok yazılım vardır. Bu yazılımlar uçuş kontrol kartı parametrelerini düzenlemeye yarayan yazılım ve yer istasyonu yazılımı olarak iki kategoriye ayırmak mümkündür. Uçuş kontrol kartı yazılımları, donanım ve amaca özeldir. Ardupilot, Betaflight, Baseflight, Cleanflight, MultiWii, OpenAero, Inav, Pixhawk ve KISS en çok kullanılan uçuş kontrol kartı yazılımları olarak öne çıkmaktadır (Pala, 2018). Pixhawk birçok türdeki aracı destekleyen açık kaynaklı ve otopilot temelli bir yazılımdır. Pixhawk yazılımı, Ardupilot ile aynı telemetri protokolünü kullanmaktadır. (Pala, 2018).

Günümüzde İHA için her ne kadar pilot tarafından bilgisayar, tablet, otonom yazılımlar veya akıllı telefonlar gibi sistemler üzerinden kontrol edilse de, tamamen yapay zeka kontrolüyle de uçuş yapılabilir (Özen, 2019). Bir İHA'yı, önceden belirlenen koordinatlara göndermek ve pozisyonunu eski konumuna yönlendirmek için gerekli komutların oluşturulduğu kontrol mekanizması otomatik pilot veya otopilot olarak adlandırılır. Günümüzde otopilot sistemi, bir pilot ile hava aracının yapabileceği tüm fonksiyonların otomatik bir cihaz tarafından yapılması anlamına gelmektedir. Yer istasyonları, hava aracına görev yaptırma, görev yükleme, pozisyon bilgisini elde etmek ve uçuştan sonra oluşturulan uçuş kayıtlarını incelemek gibi amaçlar için kullanılmaktadır. Otopilot sistemini, hava, kara, deniz ve uzay taşıtlarında kullanmak mümkündür (Batmaz, 2013; Pala, 2018). Otopilot sistemi, uçuş kontrol kartına ait bir özellik olup, seçilen uçuş kontrolcüsünün otonom uçuş desteği kontrol edilmeli veya sonradan yüklenebilir olması göz önünde bulundurularak seçim yapılmalıdır.

Bu çalışma için Holybro Pixhawk 4 uçuş kontrol kartı seçilmiştir. Seçilen kontrolcünün literatürde birçok çalışmada da kullanıldığı gözlemlenmiştir. Holybro Pixhawk 4 kontrol kartının özellikleri aşağıda sıralanmıştır (URL, 2022b);

- Kontrol kartı üzerinde motorlar ve ESC için 16 adet PWM çıkışı bulunmaktadır.
- Ana işlemcisi 512 Kb RAM, 2 Mb belleğe sahip 32bit Arm Cortex M7 tabanlı 216 MHz işlemcili ST Microelectronic'in bir ürünüdür (STM32F76 Cortex ile M7 tabanlı FPU).

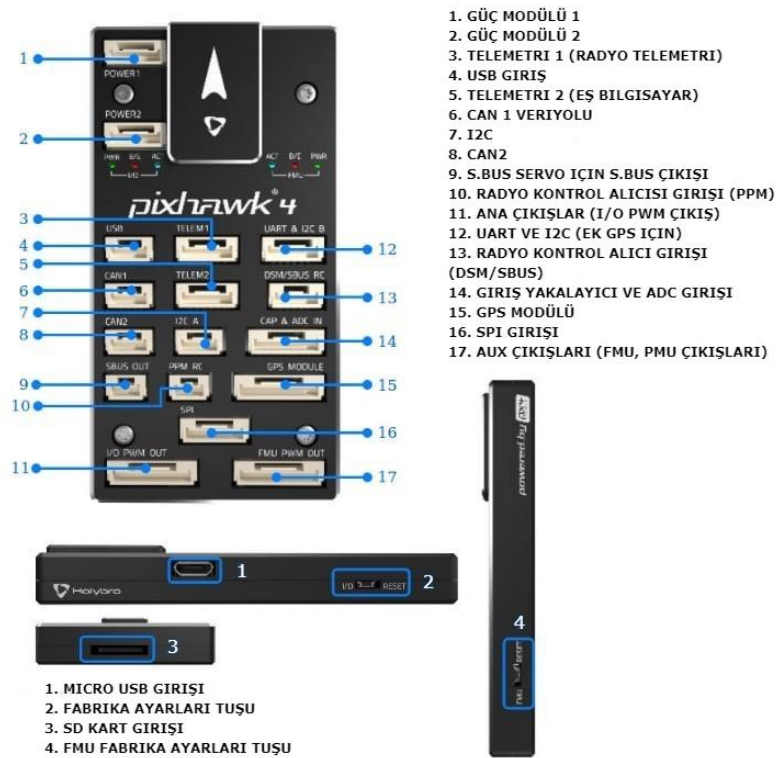
- Yedek işlemci olarak; 8 Kb SRAM, 24 MHz sahip 32 bit Arm Cortex M3 işlemci bulunmaktadır.
- Kontrol kartının üzerinde UART, I2C, CAN gibi çevresel birimler bulunmaktadır. Bu iletişim kanalları ile çalışan herhangi bir sensör, sisteme eklenebilmektedir.
- Ayrıca, kontrol kartının durumu ile ilgili bilgi vermek için LED indikatör bulunmaktadır.
- Sistemde harici hafıza kartı girişi bulunmaktadır. Böyle uçuş boyunca oluşan veriler hafıza kartına kaydedilebilmektedir.
- Kontrol kartında bulunan sensörler ise şu şekildedir:
 - ✓ InvenSense ICM-20689, 3-eksenli jiroskop ve 3-eksenli ivmemetreden oluşan 6-eksenli 16-bit sensör
 - ✓ Bosch marka BMI055 model veya InvenSense marka ICM20602 model 3-eksenli jiroskop ve 3-eksenli ivmemetreden oluşan 6-eksenli bir sensör
 - ✓ STMicro marka IST8310 model 3-eksenli bir manyetometre
 - ✓ MEAS marka MS5611 model bir barometre
- Kumanda iletişimi için Spektrum DSM / DSM2 / DSM-X satellite, S.BUS protokollerine uyumludur.
- Motor sürücüler için 0–36 V çıkış bulunmaktadır.
- Güvenlik sistemleri için STM32F103 model yedek işlemci bulunmaktadır. Ana işlemcide bir sorun olduğunda tüm operasyonlar yedek işlemci üzerinden devam etmektedir.
- Ekranda gösterim (OSD) çıkışı yer almaktadır. OSD çıkışı doğrultusunda uçuş kontrolcüsünün yer aldığı sisteme ait uçuş verilerini anlık olarak yine sistem içinde yer alan ekrana aktarabilmektedir.
- Gimbal kontrolünü gerçekleştirebilme özelliği mevcuttur.
- Antenna Tracker olarak adlandırılan mesafe arttırıcı anten sistemini desteklemektedir.
- 15,8 g ve 44x84x12 mm ölçülerindedir.

Seçilen Pixhawk 4 uçuş kontrol kartı diğer kartlar ile kıyaslandığında baskın özellikleri şunlardır; Birçok araştırmacı (Batgı, 2019; Elmas, 2019; Uz, 2019) ve hobi amaçları için başarılı bir şekilde kullanılması, 32 işlemci hızına sahip olması, yazılım güncelleme desteğinin devam etmesi, açık kodlu kaynaklarının olması, GPS ve otonom

uçuşu yazılımsal olarak desteklemesi, uçuş kartında ivmeölçer ve jiroskop sensörlerinin yanı sıra manyetometre ve barometre sensörlerin dahili olarak bulundurulması ve ekonomik özelliğinden dolayı seçilmiştir. Seçilen uçuş kontrol kartı olan Pixhawk 4, Mission Planner yazılımı tarafından desteklenmektedir. Bu yazılım sayesinde uçuş kontrol kartının yazılımı güncellenebilmektedir. Buna ek olarak yazılım uçuş kartı için gerekli olan kalibrasyonların yapılmasına olanak vermektedir.

Mission Planner ile oldukça detaylı uçuş verileri elde edilebilmesinin yanı sıra otonom uçuş planlamasına imkan veren açık kod tabanlı bir programdır. Bu yazılım ile uçuşlar simüle edilebilmesini veya hava aracına farklı görev verilebilmesine imkan vermektedir. Bunun yanı sıra uçuş tamamlandıktan sonra uçuş esnasında oluşan kayıt verilerini indirebilmeyi ve incelebilmeyi mümkün kılmaktadır (Pala, 2018).

Pixhawk yazılımının kullanıldığı bilgisayar programı aracı olarak da Mission Planner seçilmiştir. Mission Planner, içerisindeki hazır yazılım sayesinde Pixhawk 4 bağlantısını direkt yapabilmekte ve uçuş sırasındaki bilgileri kullanıcıya iletebilmektedir. Ayrıca, uçuş sırasındaki bilgiler de Mission Planner tarafından toplanır ve daha sonra kullanıcıya ulaştırılmak üzere saklanmaktadır. Şekil 3.4'te uçuş kontrol kartına ait giriş/çıkış bilgileri gösterilmiştir.

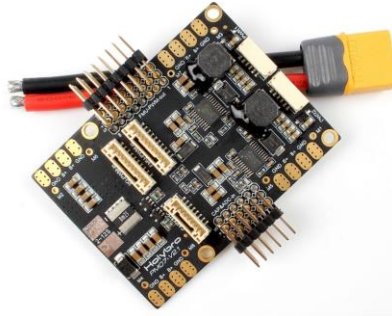


Şekil 3.4. Uçuş kontrol kartına ait giriş/çıkış bilgileri

3.1.3. Güç dağıtım kartı

Bu modül, çeşitli elektronik parçalara gerekli enerjinin dağılması görevinde bulunmaktadır (Dufek ve ark., 2019). Özellikle bir İHA için motorlar yüksek akımlarda (10–150 amper arası) çalışmakta ve bu akımları kontrol etmek için güç kontrol ünitelerine ihtiyaç vardır (Boehm ve ark., 2017). Sistem için gerekli enerji, bataryanın güç dağıtım kartına bağlantısıyla sağlanmaktadır. Aynı zamanda bu kart, bir nevi regülatör görevinde bulunacaktır (Shah ve ark., 2014).

Seçilen Pixhawk 4 uçuş kontrol kartı ile entegre olarak çalışabilen Pixhawk 4 güç modülü seçilmiştir. Böylece sistemlerin birbirleriyle olan uyumu daha da üst düzeyde olacaktır. Modül, kontrol kartı ve ESC'lere düzenlenmiş gücü göndermesinin yanı sıra üstünde bulunan sensör vasıtasıyla kontrol kartı ve motorlara, bataryanın gerilimi ve akım bilgilerini göndermektedir (ArduPilot, 2020a). Modül ayrıca; toplamda 120 A maksimum akım çıkışı ve giriş gerilimi 7–51 V (2–12 S arası Lipo bataryaya denk gelmekte) değerleri arasında çalışabilmektedir. Modül, 47,5 g ve 68x50x10 mm boyutundadır (URL, 2022c). Şekil 3.5'te Pixhawk 4 güç modülü gösterilmiştir (URL, 2022c).



Şekil 3.5. Çalışmada kullanılan güç modülünün görünümü

3.1.4. Motor

Motorlar, en genel tabirle İHA için gerekli itkiyi oluşturan birincil sistemdir. Geçmişte kullanılan motorlar, benzin ile çalışmaktaydı. Günümüzde ise kullanılan elektrikli motorlar ucuz ve çevreci olması ile ön plana çıkmaktadır (Batmaz, 2013).

İHA'larda kullanılan motorlar fırçasız motorlardır. Bu motorlar, doğru akım prensibi ile çalışmakta ve boyutları “2211” gibi dört basamaklı bir sayı ile gösterilmektedir. İlk iki basamak stator çapı, son iki basamak ise stator yüksekliğini ifade

etmektedir. Fırçasız motordaki stator çapı ve yüksekliği, iç bölümde bakıra sarılı olan bölümün boyutunu ifade etmektedir (Elmas, 2019).

İHA’larda kullanılan motorlar seçilirken göz önünde bulundurulması gereken bazı önemli parametreler vardır. Bunlar K_v değeri, motor torku, kütle, çekilen akım ve bağlantı mekanizmasıdır.

3.1.4.1. Bağlantı mekanizması

Motorların pervaneler ile uyumlu bir biçimde çalışması önemli bir tasarım parametresidir. İHA’lar için kullanılan motorlar, içten dönmeli (fırçalı motor) ve dıştan dönmeli (fırçasız motor) motorlardır. Fırçalı motorda rotor dönmekteyken, fırçasız motorda ise dış yüzey dönmektedir. Fırçasız motorların dış yüzeyi pervane takılması için daha uygun ve pratik olduğundan genellikle İHA’larda fırçasız motorların kullanımı daha sık görülür (Piljek ve ark., 2020).

Fırçasız motorlar, uzun süre çalışmaya daha uygun olmasının yanı sıra verimleri de yüksektir. Daha az sürtünmeye maruz kaldıklarından dolayı verimleri %99'lara kadar çıkabilmektedir. Bu da fırçalı motorlara göre %50 daha uzun kullanım süresi sağlamaktadır. Fırçalı motorlarda ise yüksek hızlarda yüksek tork elde etmek için fazladan dişli eklenmesi gerekir (Batmaz, 2013; Y. S. Öngül, 2017).

3.1.4.2. K_v değeri

K_v değeri, fırçasız motorlarda hız sabiti olarak tanımlanmakta ve yüksüz durumda 1 volt gerilim uygulandığında motorun dakikadaki dönüş sayısını ifade etmektedir. Bir diğer ifade ile volt başına devir sayısıdır. Motora pervane bağlandığında, hava direncinden dolayı pervanenin dönüş hızı düşmektedir. Bu yüzden küçük ölçekli pervaneler daha hızlı döner. Büyük pervaneler ise daha düşük hızlarda istenilen tork ve itki kuvveti oluşturabilirler (Shi ve ark., 2016).

$$rpm = K_v \times V_b \quad (3.3)$$

Örneğin; 330 K_v değerli bir fırçasız motor, 3S'lik (4,2 V*3=11,1 V) bir lityum polimer (lipo) batarya ile beslendiğinde, 980 K_v bir motor yüksüz 10.878 rpm (11,1 V*980 K_v) hızında dönecektir.

3.1.4.3. Akım

Bir diğ er önemli tasarım parametresi ise motorun  ektiğı nominal ve maksimum akım değeridir. İHA'nın manevra hareketi durumunda gerekli itki miktarı elde etmek için motorların daha hızlı dönmesi gerekecektir. Bu esnada motordan çekilecek anlık akım değeri ise yüksek olmaktadır (Batmaz, 2013).

Genel kural, multikopter toplam ağırlığını kaldıracak en az 2 kat daha fazla itki gücü sağlayacak motorlar seçilmelidir. Daha fazla itki gücü, motorun manevra yeteneğini artırmaktadır. İtki gücü az seçilirse multikopter denetimlere iyi tepki vermez, hatta kalkış yapmakta zorluk çekebilir. Seçilen motora ait teknik  zellikler Tablo 3.1'de gösterilmiştir.

Tablo 3.1. Çalışmada kullanılan motora ait teknik  zellikler

Marka	Emax
Model	2212
K _v	980
Stator �apı	28,5 mm
Stator yüksekliği	8 mm
Kutup sayısı	12 N
Mıknatıs sayısı	14 P
Motor şaft çapı	3 mm
Boyut	� 43,5�28,5 mm
Kütle	49 g
Boştaki akım (A) @20 V	0,5 A
Lipo batarya	2–3 S
Montaj delikleri (�)	19 mm
Maksimum itki	880 g

Çalışma için Emax marka XA2212 model 980 K_v fırçasız doğru akım motoru seçilmiştir. Bu motorlar aynı zamanda seçilen gövde ile uyumlu olmasının yanında, gövde için tavsiye edilen motorlar arasındadır. şekil 3.6'da Emax marka XA2212 model fırçasız motorun görünümü verilmiştir.



şekil 3.6. Çalışmada kullanılan fırçasız motorun görünümü

3.1.5. Güç ölçer

Motorun hızına karşılık harcanan akım, güç ve gerilimi ölçmek için güçölçer kullanılmıştır. Seçilen güç ölçere ait özellikler Tablo 3.2’de gösterilmiştir (URL, 2022d).

Tablo 3.2. Güç ölçere ait teknik özellikler.

Marka	Renogy
Akım ölçüm aralığı	0–150 A
Akım hassasiyeti	0,01 A
Gerilim ölçüm aralığı	0–60 V
Gerilim hassasiyeti	0,01 V
Güç ölçüm aralığı	0–6554 W
Güç hassasiyeti	0,1 W

3.1.6. Elektronik hız kontrolcüsü

ESC, motorun ürettiği ters elektromanyetik kuvveti algılayarak, sıradaki gerilim verilecek kutbu seçen, işlemciye sahip bir elektronik ünedir. Başka bir ifade ile motorların hızlarını kontrol etmeyi sağlayan elektronik parçadır (Stewart ve ark., 2021). ESC’ler daha çok fırçasız motorlarda kullanılmaktadır (Gorospe Jr ve ark., 2017).

3.1.6.1. Gerilim

Her ESC’nin aktarabileceği bir en yüksek gerilim değeri vardır. Bu değer in üstüne çıkıldığı takdirde ESC hasar görmektedir (Piljek ve ark., 2020).

3.1.6.2. Azami anlık akım

ESC’ler çalışırken verilebileceği anlık maksimum akım değerini ifade eder. ESC’ler kısa süreli (yaklaşık olarak 10 sn.) aşırı akıma müsaade etmektedirler (Elmas, 2019; Y. S. Öngül, 2017). ESC’ler genellikle motorun çekebileceği akıma göre seçilmektedir. Motorların çektiği maksimum akım miktarının %20–50 daha fazla kadar akım çekebilecek bir ESC yeterli olmaktadır (Piljek ve ark., 2020).

3.1.6.3. Azami devamlı akım

Bu değer nominal olarak motordan çekilen akım değeridir. ESC’ler bu değer de uzun süre faaliyet gösterebilirler (Piljek ve ark., 2020). Gerektiğinden daha yüksek akım

veren ESC kullanmanın sisteme herhangi bir zararı yoktur. Buna karşın sadece ekstra kütle, boyut ve maliyete neden olmaktadır. Fakat böyle bir ESC'nin kullanımı aşırı ısınma ihtimalini azaltmanın yanı sıra yüksek enerji verimliliği ile çalışmayı sağlayacaktır (URL, 2022e).

Bu çalışmada fırçasız motorların kontrolünde kullanılmak üzere seçilen ESC HobbyWing markasının XRotor Micro 40 A ESC modelidir (URL, 2020a). Bu ESC ayrı bir yapıya sahiptir. Bir diğer ifade ile her bir ESC yalnızca bir motoru kontrol etmektedir. Bu yüzden dört motor için dört ESC olması gerekmektedir. Seçilen ESC'ye ilişkin teknik özellikler Tablo 3.3'te verilmiştir.

Tablo 3.3. Çalışmada kullanılan ESC'ye ait teknik özellikler

Marka/Model	HobbyWing/XRotor 40 A
Sürekli akım / Maksimum akım	40 A / 60 A
Tür	Ayrık
Giriş gerilimi	3–6 S
Boyut	68x25x8,7 mm
Kütle	26 g

3.1.7. Batarya ve şarj aleti

Günümüzde kullanılan 6 farklı batarya teknolojisi bulunmaktadır. Bunlar; alkalin batarya, nikel metal hibrit batarya, nikel kadmiyum batarya, nikel-çinko batarya, lityum iyon batarya ve lityum polimer batarya çeşitleridir (Malgoza ve ark., 2010; Zabunov ve Mardirossian, 2019). Bu bataryaların üstünlükleri ve dezavantajlı oldukları özellikleri vardır. Fakat İHA'ların sisteminde kullanılmaya uygun li-ion ve lipo bataryalar öne çıkmaktadır.

- **Lityum iyon (li-ion) batarya:** Bu pil türü lityum polimer bataryalar ile birlikte uygulama alanı en geniş olan bataryalardır. Li-ion enerji içeriği yüksek olmasından dolayı yanıcı özelliğe sahiptir. Bataryanın anlık yüksek akım verme kabiliyeti düşüktür. Buna karşın kapasiteleri yüksektir ki bu da güvenlik zafiyeti oluşturmaktadır (Zabunov ve Mardirossian, 2019).
- **Lityum polimer (lipo) batarya:** Günümüzde şarj edilebilir bataryalar arasında en öne çıkan batarya konumundadır. Lipo batarya bir hücreinde oldukça yüksek enerji yoğunluğu taşımasından dolayı yüksek kütle miktarına sahiptir. Diğer bataryalar bir hücreinde 1,2–1,5 V arasında gerilim tutabilirken, lipo bataryalar

bir hücresinde 3,6–4,7 V gerilim tutabilmektedirler. Lipo bataryaların gerilimi, tek hücreden oluşan seri bağlantılar ile arttırılabilir. Hücre başına nominal gerilim 3,7 voltur. Lipo bataryalar diğer bataryalara kıyasla maliyetleri daha yüksektir ve hızlı deşarj olabilmesinden dolayı güvenlik tehlikeleri oluşturmaktadır (Malgoza ve ark., 2010).

3.1.7.1. Hücre sayısı

Bataryaların gerilimi bünyesinde bulundurduğu hücre sayısı (S) ile adlandırılır (An ve ark., 2022; Mach ve ark., 2018). Tablo 3.4'te hücre sayısı ile gerilim arasındaki ilişki verilmiştir.

Tablo 3.4. Hücre sayısı ile gerilim arasındaki ilişki

1 S = 1 hücre = 3,7 V	2 S = 2 hücre = 7,4 V	3 S = 3 hücre = 11,1 V
4 S = 4 hücre = 14,8 V	5 S = 5 hücre = 18,5 V	6 S = 6 hücre = 22,2 V

3.1.7.2. Kapasite

Kapasite, batarya tükenmeden bir saat boyunca çekilebilecek akım miktarını ifade eder. Bir bataryanın kapasitesi miliamper saat birimiyle ifade edilir ve mAh olarak kısaltılır (Plesca ve Paturca, 2020). Örneğin; 7000 mAh bir batarya, yüzde yüz doluyken 7 amper akım ile bir saat boyunca çalışabilmektedir.

3.1.7.3. Deşarj oranı

Bu oran bataryanın sürekli deşarj oranını (C) ifade etmektedir. C derecesi olarak da belirtilmektedir. Deşarj oranı bataryaya herhangi bir zarar oluşturmada güvenli bir biçimde çekebilecek maksimum sabit akımı ifade etmektedir (Plesca ve Paturca, 2020). 3 S 5200 mAh 15 C değerlerine sahip olan bir bataryadan çekilecek güvenli en yüksek akım $5200 \text{ mAh} \times 15 \text{ C} = 75 \text{ amper}$ dir.

Çalışma için Turnigy marka Graphene model 5200 mAh 3 S 15 C özelliklerine sahip bir lipo batarya seçilmiştir. (URL, 2022f). Tablo 3.5'te çalışmada kullanılacak bataryaya ait teknik özellikler verilmiştir.

Her ne kadar az akım çeken motorlar kullanılmaya çalışsak da pervanelerin eğimlerinin farklı olmasından daha yüksek akımın çekilmesine yol açacağı öngörüsünden

dolayı uzun süre yüksek akım verebilecek batarya seçilmiştir. Çalışmada kullanılan bataryanın görseli Şekil 3.7’de gösterilmiştir.



Şekil 3.7. Çalışmada kullanılan bataryanın görseli

Tablo 3.5. Çalışmada kullanılan bataryaya ait teknik özellikler

Marka/model	Turnigy/Graphene
Kapasite	5200 mAh
Gerilim	11,1 V
Hücre sayısı / Paralel sayısı	3 S / 2 P
Sürekli deşarj oranı / Üst deşarj oranı	15 C / 30 C
Max sürekli akım	78 A
Max ani akım	156 A
Kütle	363 g
Boyut	107x35x51 mm
Teknoloji	Lipo

Çalışmada kullanılacak bataryayı şarj etmek için SKYRC marka Imax B6 V2 model şarj cihazı seçilmiştir. Tablo 3.6’da SKYRC marka Imax B6 V2 modeline ilişkin teknik özellikler sunulmuştur (URL, 2022g).

Tablo 3.6. Çalışmada kullanılan şarj makinesine ait teknik özellikler

Marka/Model	SKYRC/Imax B6 V2
Giriş gerilimi	11–18 V
Şarj gerilimi	60 W
Batarya türü / Hücre sayısı	Lipo/LiFe/Li-Ion/LiHV: 1–6 S NiMH: 1-15 S Pb: 3/6 P
Şarj kapasitesi / Hücre başına	100–300 mAh
Akım	0,1–6 A
Deşarj	5 W
Gösterge	LED
Doluluk göstergesi	Var
Boyut	115x84x31 mm

Burada bilinmesi gereken, batarya 5200 mAh ve 11,1 V sahiptir. Yani güç denkleminde ($V \times A = W$) bataryanın şarjı için $11,1 \text{ V} \times 5 \text{ A} = 55,5 \text{ W}$ güç gerekmektedir.

Seçilen şarj makinesinin teknik özelliklerinden en fazla 500 W güç verilebildiği görülmektedir. Bu durum şarjın bataryayı doldurmasına engel teşkil etmemektedir. Öyle ki bataryamız şarj edilirken 5,2 A'e kadar şarj edilmeye izin vermektedir. Bu akım değeri sadece bataryamızın şarj süresini değiştirmektedir. Yani batarya 2 amper ile şarj etmek mümkündür fakat maksimum 5,2 amper akıma göre 2,6 kat daha yavaş şarj edecektir.

3.1.8. Global konumlama sistemi

GPS, uydulardan gelen konum bilgisini kullanarak statik veya kinematik olarak nokta koordinatlarını belirlemektedir. Sisteme, Glonass ve Galileo uydularından gelen bilgi ile koordinat bilgisi sağlanmaktadır (Altınışık, 2019). GPS'e konum bilgisi yeryüzünden 20.000 km yüksekte olan 31 adet GPS uydusundan sağlanmaktadır. Uydular, konum bilgisini düzenli olarak yeryüzü ile paylaşır. GPS alıcılarına gelen veri kullanılarak anlık konum hesaplanır (Calvo-Palomino ve ark., 2020). GPS ile uydular arasında genleştirme metodu denilen bir yöntem ile bilgi alışverişi yapılır. GPS konum bilgisi için 31 adet uydudan bilgi alır fakat iki boyutlu konum için 3 adet uydunun verisini kullanır. Üç boyutlu konumu belirlemek için en az 4 adet uydudan bilgi almaktadır. Bu uydular, GPS alıcısına mesaj ile iletiği konumda kesişecek şekilde lokasyon bilgisini cihaza iletir (Calvo-Palomino ve ark., 2020; URL, 2022h).

GPS modülü olarak, Ublox firmasının M8N modeli seçilmiştir (Ublox, 2022). Bu modül Pixhawk ve APM gibi kontrol kartlarıyla uyumludur. Modülün, alışma sıcaklığı: -40~85 C, güncelleme oranı: 10 Hz'e kadar, verici gücü: 100 mW, yeniden konumlama: -167 dBm ve kütlesi ise 31 gramdır.



şekil 3.8. Çalışmada kullanılan GPS modülü

GSP modülünün donanımında aynı zamanda iSentek marka IST8310 model elektronik pusula bulunmaktadır. Kontrol kartı ve harici pusulaların modülleri aynı

olması durumunda pusula çalışmamaktadır. Fakat farklı pusula modülü kullanıldığında, kontrol kartı otomatik olarak herhangi birini seçmektedir. Bu pusula bilgisinin alınmasında herhangi bir sorun yaratmamaktadır. Şekil 3.8’de Ublox marka M8N GPS modülü gösterilmiştir.

3.1.9. Dijital anemometre

Bu çalışmada hava aracına etki eden rüzgâr hızını tespit etmek için dijital anemometre kullanılmıştır. Çalışma için seçilen dijital anemometre uçuş kontrol kartı ile uyumlu çalışabilmektedir. Üzerinde bulunan pitot tüpleri arasında oluşan basıncın farkının ölçülmesi ile rüzgâr hızı hesaplanmaktadır. Tablo 3.7’de Anemometrenin teknik özellikleri verilmiştir (URL, 2022i).

Tablo 3.7. Çalışmada kullanılan anemometrenin teknik özellikleri

Marka/Model	TE/MS4525DO
Maksimum basınç	300 psi
Hassasiyet	% $\pm$ 0,25
Kütle	25 g

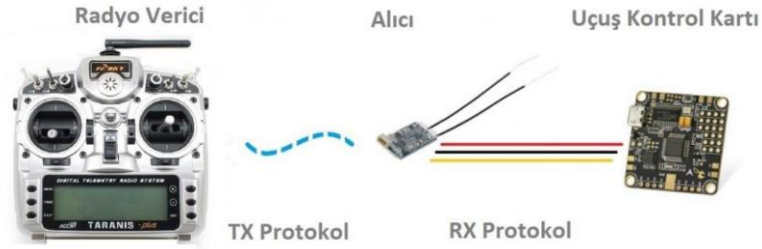
3.1.10. Hareket kontrolü

Bir İHA’yı kontrol etmek için iki yöntem vardır. Basit olarak uzaktan kontrol kumanda ile kontrol edilebildiği gibi çeşitli yer kontrol istasyonu gibi yazılımlar vasıtasıyla bilgisayar, tablet, telefon gibi cihazlar ile de hareketleri kontrol edilebilmektedir. Bu tamamen kullanıcının ihtiyaçları doğrultusunda verebileceği bir tercihtir. Fakat iki sistemi birbirinden temel olarak ayıran fark otonom sürüş özelliğidir. Otonom sürüş tamamen sistem tarafından yapılmakta olup, pilotun sürüş esansında müdahalesi olmamaktadır. Bir diğer ifade ile otonom sürüşte önceden planlanmış rota, İHA tarafından gerçekleştirilmektedir (Raimundo, 2016; URL, 2022j).

3.1.10.1. Uzaktan kumanda ve alıcı/verici

Pilot, İHA’nın yönlendirmesini uzaktan kumanda ile sağlanmaktadır. Bu teknoloji yaklaşık 60 yıldır kullanılmaktadır. Uzaktan kumanda, yön, motor dönüş hızı, servo kontrolleri gibi verilerin komuta edilmesini sağlar. Uzaktan kumanda ile iletişimi sağlanan cihazlar, alıcı ve vericiden oluşmaktadır. İHA’nın kumanda sisteminde,

yunuslama, yuvarlanma, sapma ve itki kanalları mevcuttur. Her bir kanal, kumanda üzerinde bulunan bir tuşu veya hareketi gerçekleştirmeyi sağlar. Bunlara ek olarak, motorları hazır etme, uçuş modlarının değişimi, görüntü aparat kontrolleri, yük bırakma gibi çeşitli amaçlar için de ek kanallar kullanılabilir (Pala, 2018). Şekil 3.9'da Kumandaya entegre edilebilen radyo verici ile alıcının şematik gösterimi verilmiştir.



Şekil 3.9. Uzaktan kontrol bağlantı şeması

Bu çalışma için uzaktan kumanda cihazı, Quadcopter için gerekli testlerin yapılması ve otonom uçuşa geçiş için gerekmektedir. Bu gereklilikler için kullanılacak uzaktan kumanda Frsky marka Taranis Q X7 modeldir. Bu kumandanın 32 kanala kadar desteği bulunmaktadır (Frsky RC, 2020). Bu kumanda için bulunan harici alıcı ve verici modülleri ile kullanımı mümkün olmaktadır. Bu kumanda sadece kendi ürettiği alıcı ve vericiler ile çalışabilmektedir. Bundan dolayı yine aynı şirket tarafından üretilen R9M telemetri ve R9 slim+ alıcı ile kullanılmıştır. Şekil 3.10, Şekil 3.11 ve Şekil 3.12'de bu modellerin görünümeleri verilmiştir.



Şekil 3.10. Frsky R9M OTA+ alıcı modülü



Şekil 3.11. Frsky Taranis Q X7 kumanda



Şekil 3.12. Frsky R9M kumanda modülü

3.1.11. Uçuş kontrol yazılımı

Bir İHA'nın otonom uçuşu gerçekleştirebilmesi için dört temel donanımına sahip olabilmesi gerekir. Bunlar; otonom uçuşu destekleyen uçuş kontrol kartı, GPS alıcısı, GPS verilerinin dönüştürülmesini sağlayan IMU sistemi ve son olarak bu verileri diğer

hedeye aktaran cihazlardır. Bu donanımlardan GPS dışındakiler, minimum gereksinimleri oluşturur.

3.1.11.1. Uçuş kontrol yazılımı

Bu çalışmada veriler elde edilirken, pilotun yapılacak olan birçok deneyde aynı performansı her deney için sağlayamayacağından dolayı, otonom uçuş modu seçilmiştir. Deney şartların olabildiğince bağımsız olmasını sağlayarak, yüksek doğrulukta ve tutarlılıkta test sonuçlarının elde edilmesi sağlanmış olacaktır.

Önceki alt bölümde açıklanan otopilot yazılımlarından olan Mission Planer çalışma kullanılmak üzere seçilmiştir. Telemetry sayesinde İHA ile yer istasyonu (Ground Control Station-GCS) arasında uzaktan iletişim kurulabilmektedir. Bu sayede İHA'ya, komutlar göndermek, İHA'nın durumu, konumu hakkında yer istasyonunu haberdar etmek ve yer istasyonu üzerinden aracı takip etmek veya araca görev yüklemek mümkündür.

Mission Planer yazılımı, İHA'nın kontrolü ve iletişimi üstlenmektedir. Bu kontrol yazılımı sayesinde aşağıdaki değişiklikleri yapmak mümkündür; uçuş kartında bulunan parametreler değişilebilir, otonom uçuş gerçekleştirilebilir, telemetry verileri incelenebilir, dahili ve harici sensörlerin kalibrasyonları yapılabilir, uzaktan kontrol kumandasının tuşlarına komut ataması yapılabilir, sensör hataları denetlenebilir, batarya ve uçuş hakkında bilgi alınabilmektedir. Bunlara ek olarak, gerçek zamanlı yer takibi ve kontrolü sağlanabilmektedir (Raimundo, 2016).

3.2. Kalibrasyon ve Uçuş Ayarları

Quadcopter'in ilk uçuşundan önce birtakım kalibrasyon yapılması gerekmektedir. Sensör kalibrasyonları yapılması gereken en önemli hususlardan birisidir. Mission Planner yazılımı ile uçuş kontrol kartına bağlanarak sensör kalibrasyonları yapılmaktadır. Söz konusu bağlantı USB veya telemetry modül ile sağlanabilmektedir (Özen, 2019). Bu tezde, kalibrasyonların yapılması için uçuş kontrol kartına USB ile bağlanılmıştır. İlk yapılması gereken kalibrasyonlar; ivmeölçer ve kumpas kalibrasyonlarıdır. Pervane ve diğer kalibrasyonlar uçuş kontrol kartı olmadan yapılan kalibrasyonlardır.

3.2.1. İvmeölçer kalibrasyonu

İvmeölçer kalibrasyonu, mekanik ve elektronik ayarlamalar tamamlandıktan sonra Quadcopter'ın ilk uçuşunu yapmadan hemen önce yapılan son kalibrasyondur. İvmeölçer sensörünün kalibrasyonunu yapılabilmek için daha önce tüm bağlantıların yapılmış olması gerekmektedir. Quadcopter, USB vasıtasıyla Mission Planner yazılımına bağlanılır. Bağlantı sağlandıktan sonra kalibrasyon için Quadcopter, bir su terazisi yardımıyla düzgün bir açı yakalayacak şekilde, aşağı, yukarı, sağ ve sol pozisyonlarına getirilerek, kalibrasyon tamamlanır. Buna ek olarak, Quadcopter yan aksamı olmadan da kalibrasyon yapmak mümkündür. Fakat sistemin ağırlık dengesini doğru bir şekilde saptayabilmesi için ivmeölçer kalibrasyonun Quadcopter'ın tüm aksamı ile gerçekleştirilmesi önerilmektedir.

3.2.2. Pusula kalibrasyonu

Uçuş kontrol kartı üzerinde bulunan sensörler, manuel uçuş için yeterli olmaktadır. Sensör birleştirme metodu, otonom uçuşlar için kullanılan bir yöntem olup, yapıdaki tüm sensörlerin birleştirilmesi ve bir referansa göre hataların düzeltilmesi temeline dayanır. Dahili sensörler, ilk kalibrasyonun yapıldığı yeri referans olarak kabul etmektedir. Hatalar uçuşun başlamasından sonra toplanmaya başlanır (Özen, 2019). GPS yardımı ile konum kuzey olarak belirlenir. Böylece yazılım ile noktasal bölgeler belirlenmektedir. Quadcopter'ın farklı ekseninde kendi etrafında döndürülmesi ile kalibrasyon tamamlanır.

3.2.3. Pervane kalibrasyonu

Pervane balansı, hava aracının uçuş performansı için oldukça önemlidir. Balanslı pervane ile uçuş temel olarak daha stabil olmaktadır. Çünkü uçuş esnasında oluşacak titreşim ve çekilen akım azalmaktadır. Böylece Quadcopter'ın havada kalma süresi artmaktadır (Carvalho, 2013; Mizui ve ark., 2012). Balansı bozuk olan pervane, hava aracında titreşim oluşturur. Titreşimler zamanla motor yatağı ve şaftı aşındırmaktadır. Ayrıca titreşim, motordan daha yüksek akım çekmesine neden olarak bataryanın hızlı tükenmesi ile sonuçlanacaktır. Bunların dışında sistem bünyesinde bulunan sensörlerin yanlış ölçümler almasına sebebiyet vererek, aracın kararsız uçuş yapmasına neden olmaktadır (Çakıcı, 2019; Hasan, 2017).

Pervanelerin balansı, oldukça basit test düzenekleri ile kontrol edilmektedir. Bu düzeneklerden en basiti ve en çok kullanılan test düzeneği, pervanenin merkezinden geçirilen bir çubuk ile pervane sabitlenir ve denge durumu gözlemlenir. En basit tabirle pervane yatay pozisyonda durabiliyorsa balanslıdır. Fakat pervane duruş pozisyonunda herhangi bir eğim varsa, pervane balansı bozuk olduğu anlamına gelmektedir. Bir diğer ifade ile palların biri, diğerine göre daha ağırdır ve bu dengesizliğin giderilmesi gerekir. Bu balanssızlık, pervane yüzeyi zımparalanarak veya hafif bir bant ile dengelenir. Şekil 3.13'te bu çalışma için kullanılan pervane balans düzeneği gösterilmiştir.



Şekil 3.13. Çalışmada kullanılan pervane balans düzeneği

3.2.4. ESC kalibrasyonu

Bu kalibrasyon, batarya gücünün ve ESC'nin çekebileceği akımın sisteme tanıtılması esasına dayanır. Bu işlem diğer kalibrasyonlar gibi Mission Planner yazılımı yardımıyla yapılmaktadır. Oldukça basit ve kısa bir işlem olup, gaz kolunun alt ve üst noktalarını belirlemek için gaz kolu boşta ve en yüksek seviyesine getirilerek, sınır değerleri kaydedilir.

3.2.5. Batarya balansı

Batarya balansı, batarya paketinde bulunan her bir hücrenin aynı gerilim değerine sahip olması esasına dayanan işlemdir. Batarya balansı yapılmamasıyla her hücreden aynı miktarda güç çekmek mümkün olmaktadır. Bu işlem bataryanın performansını arttırmaktadır (Hasan, 2017). Hücrelerarası şarjın eşit ve dengeli bir biçimde yapılmaması, zamanla bataryanın şişmesine neden olacaktır (Bulut, 2019). Bu durum, bataryanın tehlikeli bir durumda olması anlamına gelmektedir. Bataryayı balansı şarj etmek, gelişmiş şarj cihazlarında bulunan balanslı şarj özelliği sayesinde kolay bir şekilde yapılabilmektedir. Seçilen şarj makinesi bu özelliği desteklediğinden, hücrelerin gerilimi uçuş öncesinde eşitlenmiştir.

3.2.6. Uçuş modları ve güvenlik

3.2.6.1. Uçuş modları

Her bir uçuş modunun kendine özgü karakteristiği vardır. Bu karakteristikler İHA'nın farklı uçuş performansı sergilemesini sağlamaktadır. Bu tezde kullanılacak otonom uçuş özelliği, auto mode olarak geçmektedir. Bu mod sayesinde otonom uçuş gerçekleşir. Tablo 3.8'de Pixhawk 4 tarafından desteklenen çoğu uçuş modunun açıklaması yapılmıştır (ArduPilot, 2020b; Özen, 2019).

Tablo 3.8. Uçuş modları

Mod	Özet
Manuel	Kontrol manuel ayarlanır.
Altitude Hold	Bulunan yükseklikte sabit kalmayı sağlar.
Loiter	Konum ve yüksekliği sabit tutarak, GPS yardımı ile daire çizerek hareket eder.
RTL	Başlangıç kalkış konuma geri döner.
Auto	Otonom uçuş yapmayı sağlar.
Acro	Akrobatik uçuş yapmayı sağlar.
Brake	Kumanda komutlarını devre dışı bırakır.
Guided	Pilot tarafından tanımlanan noktaya doğru ilerlemesini sağlar.
Land	Bulunduğu yere iniş yapmayı sağlar.
Follow me	Bir objeyi takip etmeye imkân verir.

3.2.6.2. Güvenlik modları

Genel hatları ile güvenlik modları herhangi bir hata durumunda İHA'nın güvenliği kontrol altına almasını sağlayan düzenlemelerdir (Özen, 2019).

- **GPS güvenliği:** GPS bağlantısında herhangi bir hata olması durumunda devreye giren güvenlik ayarıdır.
- **Gaz kolu güvenliği:** Kumanda ile bağlantı kesildiğinde devreye giren güvenlik ayarıdır.
- **Batarya güvenliği:** Batarya gerilimi düşük seviyenin altına indiğinde devreye giren güvenlik ayarıdır. Batarya güvenlik gerilim sınırı olarak 10,5 V ayarlanmıştır. Batarya gerilimi bu sınırın altına düştüğünde mod aktifleşmektedir.
- **Yer istasyonu güvenliği:** Yer istasyonu ile bağlantının kesilmesi durumunda devreye giren güvenlik ayarıdır. Sinyal kaybı sonrasında genellikle hava aracı başlangıç kalkış konumuna veya bulunduğu konuma iniş yapmaktadır.

4. MATERYAL VE METOT

Bu bölümde Quadcopter sisteminin nasıl çalıştığı ve pervanenin fiziksel parametreleri tanımlanacaktır. Geleneksel sabit kanatlı uçakların uçuş dinamikleri, Bernoulli prensipleri ile çözülürken, Quadcopter uçuş dinamikleri ise Newton prensiplerine göre çözülmektedir (Iannace ve ark., 2021). Bernoulli prensipleri ile alçak ve yüksek basınçlarının nasıl oluştuğu temel olarak açıklanabilmektedir. Pervane dönerken önünde bulunan havanın hızını arttırmaktadır. Pervanenin önünde oluşan yüksek hız, düşük basınca neden olmaktadır. Benzer biçimde düşük hızın meydana geldiği alt bölgede ise basınç daha yüksek olmaktadır. Pervanenin ön ve arka yüzeyi arasında basınç farkı oluşacağından araç basıncın daha düşük olduğu ön yüzeye doğru yükselme hareketi yapacaktır. Bu da yukarı yönde net itki oluşacağı anlamına gelir (Wall, 2012). Bu durum Newton'un üçüncü yasası ile tanımlanır. Pervane dönerken hava sütununu aşağı yöne doğru iterek, zıt yönde yani yukarı yönde ve eşit miktarda itki kuvvetinin oluşmasını ile ifade edilmektedir. Aracın kendi ağırlığından dolayı etki eden taşıma kuvveti, aerodinamik kuvvetlere eşit olması durumunda araç, havada asılı kalma hareketini yapar. (Jutras ve ark., 2021).

Pervanenin matematiksel model tanımlamadan önce genel pervane yapısı ile ilgili bilgiler verilecektir.

4.1. Pervane Yapısı

Bir İHA'nın uçmasını sağlayan kuvveti oluşturan temel parça pervanedir. Pervane, motor ile uyumlu bir biçimde seçilerek hesaplanan itki kuvvetini meydana getirir. Hava aracı için motordan en verimli performansı çekebilmek için pervanenin doğru seçilmesi gerekir. Çünkü bu bileşen gerekli itki elde edilirken harcanan enerji miktarını etkilemektedir. İHA'larda pervaneler çap, hatve, dönüş yönü, gövde ve kullanılan malzemeye göre seçilmektedir (Carvalho, 2013; Pala, 2018). Pervanenin seçimi, motorun verimini ve ömrünü doğrudan etkilemektedir. Motorlar genellikle belirli bir aralıktaki yük miktarına maruz kalacak şekilde üretilmektedir. Bu yüzden motorun yüksek yükten dolayı çekebileceğinden fazla akım çekmesi durumunda, motor fazla ısınır veya düşük yük altında kalarak daha yüksek devirde dönmesi durumunda, motorun kullanım ömrü azalmaktadır. Bu bilgilerden hareketle pervanenin devir aralığı, belirlenen aralıkta olmalıdır. Ne fazla yüksek ne de fazla düşük olmalıdır. Genellikle motor

üreticileri tarafından her bir motor için tavsiye edilen pervane ebatları belirtilmektedir (Karagöz, 2011). Bu ebatlar göz önünde bulundurularak, pervane ebatları için farklı tasarımlar kullanılabilir. Örneğin; motor üreticisi tarafından tavsiye edilen pervane ebatları 10x7 olması durumunda, daha hızlı bir uçuş için 9x8 veya daha yavaş uçuş ile daha fazla havada tutunma isteniyorsa 11x6 ebatlarında pervane seçilebilir. Bu gibi değişiklikler motorun verimini etkileyerek, çekilen akımı değiştirecektir. Pervane değişikliğinden sonra meydana gelecek verim değişikliği test düzeneği ile tespit edilebilir. Genel itibarıyla pervanelerden istenilen özellikler; dayanıklı, rijit ve hafif olmasının yanı sıra yüksek bir uçuş performansına sahip olmasıdır (Oflaz, 2013). Standart bir multikopter; maksimum hızda kalkış, %50 devirde havada asılı kalır ve %50–100 arasında da manevra yapar (Hell ve ark., 2018). Uçuş için gerekli olan itki kuvveti miktarını en az tork ile mümkün kılmak, iyi bir pervanenin oluştuğunun göstergesidir (Başaran, 2017).

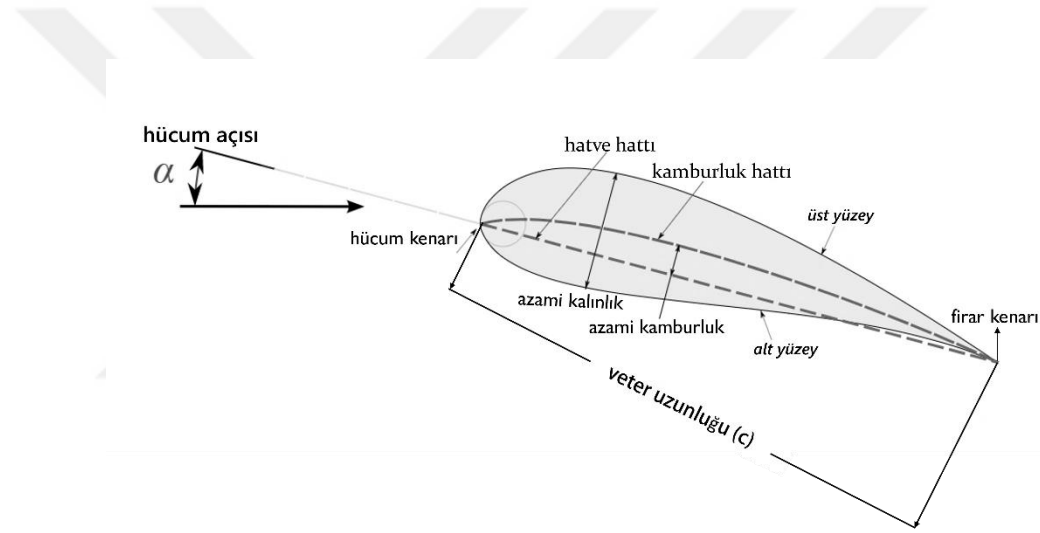
Bir pervanenin verimli olması için tasarımda belirlenen parametrelerin kalkış, seyir ve iniş hareketlerini esnasında efektif bir şekilde yerine getirmelidir. İHA bu hareketleri farklı bölgelerde yapmaktadır. Bölgelerin değişmesi ile irtifa da değişmekte, pervaneye etki eden havanın özellikleri de değişmektedir. Bu yüzden pervane için uygun koşullar oluşturulduğunda tasarımda akış rejimleri de göz önünde bulundurması gerekmektedir. Çünkü yüksek irtifada sıcaklık ve yoğunluk düştüğünden, Reynolds sayısı ve ses hızının da düşmesine sebep olacaktır. Reynolds sayısının değişmesi akışın türüne direkt etki etmektedir. Ses hızının düşmesi ise pervanenin uç bölgelerinde oluşan Mach sayısının artmasına neden olarak bir şok oluşturma ihtimalini arttırmaktadır (Başaran, 2017).

4.1.1. Kanat profili

Pervane kanat profili, hava aracı tasarımı için oldukça önemli bir parametredir. Havacılığın ilk yıllarında tasarımcılar, düşük Reynolds sayılarında ($Re < 100.000$) çok iyi performans göstermesinden dolayı keskin, bombeli ve ince kanat profilleri tercih etmekteydi. Fakat I. Dünya Savaşı sonunda, Prandtl'in araştırmaları sayesinde ince ve sivri uçlu geometrilerin düşük Reynolds sayısında daha iyi performans gösterdiği ortaya çıkmıştır (Lentink ve Gerritsma, 2003).

Bir kanat profili, kanadın enine kesitini ifade eder. Kanat profili, pervane ile üretilen itki kuvveti hesaplamasında ve pervane etrafındaki hava akışını göstermek için

kullanılmaktadır. Kanat profilinin en önemli parametreleri, hücum açısı, kamburluk hattı ve azami kalınlık özellikleridir (Vestlund, 2018). Pal büyüklüğü, kanat profilinin karakteristiği, aerodinamik performansı, güç ve pal rijitliğine direkt etki etmektedir. Bir kanat profilinin boyut ve şekli tanımlanırken normal birimler kullanılmaz. Bir kanat profilini dört bölüme ayırmak mümkündür; hücum kenarı (leading edge), firar kenarı (trailing edge), üst yüzey (upper surface) ve alt yüzey (lower surface). Profil boyunca hücum kenarı ile firar kenarını bağlayan hat çizgisine veter hattı (chord line) denir. Üst yüzey ile alt yüzeyin ortasından geçen eğrisel çizgiye ise kamburluk hattı (mean chamber line) denir. Profilin üst yüzey ile alt yüzey arasında kalan maksimum uzaklığa azami kalınlık (chord) denir (Mamadaminov, 2013). Tipik kanat profilinde bulunan büyüklükler Şekil 4.1’de gösterilmiştir.



Şekil 4.1. Tipik kanat profil yapısı

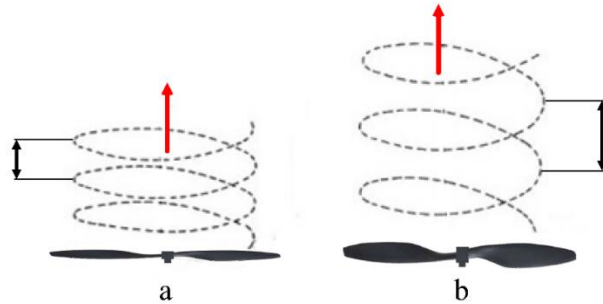
4.1.2. Çap

Pervane özelliklerini gösteren iki değer ($D \times B$) vardır. Bu değerler, pervanenin sahip olduğu özellikler ile ilgili bilgiler vermekte ve sayısal olarak ifade edilmektedir. Bu değerlerden ilki pervane çapı (D), ikincisi ise pervanenin hatve (B) değeridir. Hatve, pervanenin tam bir tur dönüşü ile katettiği mesafedir. Pervane çapı, bir uçtan diğer uca olan uzaklığı tanımlar. Bu uzunluk, pervanenin dönerken taradığı havanın alan çapını ifade eder (Elmas, 2019). Pervane çapı arttıkça, pervanenin süpürdüğü alan da artmaktadır. Aynı açısal hızda pervanenin uç bölgelerindeki çizgisel hız daha yüksektir. Bu yüzden pervane çapında oluşan değişiklik, itki miktarını ve verimini değiştirmektedir. Büyük pervanelerin havada asılı kalma kabiliyetleri, küçük pervanelere göre daha

yüksektir. Aynı itki kuvveti oluşturmak için büyük pervane, daha küçük pervaneye göre daha az dönmesi gerekecektir. Bu da veriminin daha yüksek olmasını sağlayacaktır. Küçük ölçekli pervaneler ivmelenmeyi veya yavaşlamayı, büyük pervanelere kıyasla daha kolay gerçekleştirirler. Özetlemek gerekirse pervaneler kullanım alanına göre ayırmak mümkündür. Büyük pervaneler daha çok video ve kamera gibi ağır yük ekipmanları taşıma amacıyla, küçük pervaneler ise hızlı manevra yapmaya daha uygundur (Lowe, 2015; Y. S. Öngül, 2017; Pala, 2018).

4.1.3. Hatve

Bu ifadeyi tanımlarken geometrik hatve ve ortalama geometrik hatve ifadeleri arasındaki ayrımı yapmak gerekir. Geometrik hatve pervanenin bir kesiti ile sıfır taşıma hattı arasındaki açının büyüklüğünü ifade eder. Geometrik hatve açısı pervane boyunca değişmektedir. Bu yüzden pervane yarıçapın yüzde 75'inde ($0,75 R$) bulunan kesitin hatvesi ortalama geometrik hatve olarak ifade edilir (Chevula ve ark., 2021).



Şekil 4.2. a) küçük hatveli pervanenin itkisi, b) büyük hatveli pervanenin itkisi

Geometrik hatve, pervanenin tam bir tur dönerken dikey olarak kat edeceği mesafeyi ifade eder. Pervane dönerken, pervane alanı kadar havayı sürükleyerek itki oluşturmaktadır. Pervane dönüş hızı arttıkça, oluşacak itki kuvvet miktarı da artacaktır. Hatve miktarı yüksek olması durumunda pervane daha geniş bir alanı süpürüleceğinden daha fazla itki oluşturarak daha fazla kütle taşıyabilecektir. Buna bağlı olarak da pilden daha fazla akım çekilecektir. Bu da uçuş süresini azaltacaktır. Hatve miktarı küçük olması durumunda, hızlı manevra veya yükselme hareketi esnasında uçuş sürati daha düşük oluşmaktadır (Elmas, 2019; Güleç, 2013; Pala, 2018). Yüksek hatve değerine sahip olan pervaneler, düşük devir ile yüksek miktarda itki kuvveti ürettiğinden dolayı yüksek hızlı İHA'larda kullanılmaktadır (Y. S. Öngül, 2017). Yüksek hatve miktarı harcanacak enerji

miktarını da arttırmaktadır. Ayrıca İHA iniş yaparken dengeli bir biçimde hızını düşürmede güçlük yaşamaktadır (Elmas, 2019; Güleç, 2013). Şekil 4.2’de pervane hatvesinin itkiye etkisi görülmektedir (Elmas, 2019). Pervanenin hatve üzerinde oluşturduğu etkiler Tablo 4.1’de özetlenmiştir.

Tablo 4.1. Hatvenin pervane üzerinde oluşturduğu etkiler

Yüksek hatve durumunda	Düşük hatve durumunda
Hızlı uçuş sağlar.	Düşük hızda uçuş
Yavaş süratlenme	Yüksek süratlenme
Yavaş yükselme	Yüksek yükselme
İnişte uçağın süratini düşürmek zor olur.	İyi motor devri kontrolü gerçekleşir.

Pervanenin hatve değeri sabittir. Bir diğer ifade ile hatve sayısının değiştirilemez olduğu pervanelere sabit hatveli pervane, hatve değeri değiştirilebilen pervanelere ise değişken hatveli pervane adı verilir (Yükselen, 2021).

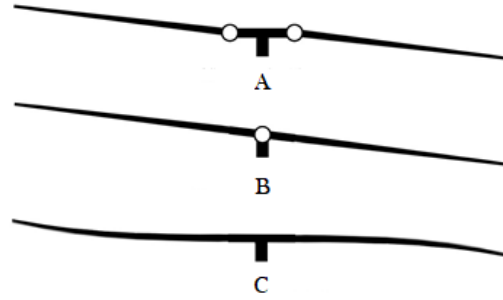
4.1.4. Pal sayısı

Pervane göbeğine bağlı her bir bıçak, pal olarak ifade edilmektedir. Bir pervane, bir, iki, üç veya dört paleye sahip olabilir (Altın, 2013). Bir paleli pervaneler pek de yaygın olmamakla birlikte en verimli pale sayısı ikidir. İki paleli pervane verimi, üç ve dört paleye sahip pervaneler ile karşılaştırıldığında daha yüksektir. Genel olarak pale sayısı arttıkça, verim düşmektedir (Altın, 2013; Elmas, 2019). Pala sayısı, yük kapasitesine ve kullanım amacına göre değişiklik göstermektedir. Düşük devirlerde çalışan motorlarda, yüksek pal sayısı tercih edilebilir. Böylece oluşacak itki kuvveti artmaktadır fakat bu durum bataryadan daha yüksek akım çekilmesine neden olur (Elmas, 2019; Pala, 2018). İki pala sahip pervanenin Reynolds sayısı, üç ve daha fazla pala göre yüksektir. Pala sayısı arttıkça Reynolds sayısı da azalmaktadır (Carvalho, 2013).

4.1.5. Bağlantı

Pervaneleri bağlantı mekanizmasına göre üç gruba ayırmak mümkündür. Bunlar; katlanır, sabit ve değişken hatveli pervane çeşitleridir. Sabit pervane tek bir parçadan meydana gelirken, katlanır pervane temel olarak iki pervane bölümü ile göbekten oluşmaktadır. Katlanır pervaneler ise kendi aralarında dönüş yönünde katlanır pervane ve ilerleme yönünde katlanır pervane olarak sınıflandırılır. Katlanır pervaneler,

devir ile birlikte oluşan merkezkaç kuvveti ile açılıp, ideal biçimde dönerler (Pala, 2018). Değişken hatveli pervane, konum açısına göre hücum açısını değiştirmektedir (Tunca, 2018). Şekil 4.3'te bağıntı şekline göre katlanır pervane (A), değişken hatveli (B) ve sabit pervane (C) tipleri gösterilmiştir (Kılıç, 2014).



Şekil 4.3. Pervane tipleri

4.1.6. Malzeme

Pervane üretiminde kullanılan malzemeler çok çeşitlidir. Bunlar ahşap, karbonfiber, plastik ve fiber dolgulu plastik olarak ifade edilebilir. Pervaneler dinamik kuvvete maruz kaldıkları için sağlam olmaları gerekir. Sağlam pervaneler daha güvenlidir. Fakat bu durumun oluşturduğu olumsuzluk da vardır. Herhangi bir kaza durumunda sağlam pervaneler kırılmaz ise oluşan kuvvet, motora ve gövdeye aktararak daha fazla hasara neden olmaktadır. Katlanır pervanelerde ise yükün birikmesi daha az problem oluşturmaktadır. Bunun yanı sıra malzemenin homojen olması pervanenin balans ve mukavemeti açısından kolaylık sağlar (Pala, 2018).

- **Ahşap pervaneler:** Ahşaptan üretilen pervaneler diğer malzemelere göre daha hafiftir fakat en az mukavim olan malzeme türüdür. Hafif olmasından dolayı daha hızlı dönebilmektedir (Altın, 2013).
- **Karbonfiber pervane:** Maliyetleri en yüksek pervane olmasına karşın pervane için en verimli malzeme türüdür. Karbonfiber, çapı 5–10 mikrometreden oluşan ve çoğunlukla karbon atomlarından meydana gelen bir malzemedir. Karbon lifleri, yüksek çekme dayanımı, yüksek kimyasal direnç, yüksek sıcaklık toleransı, düşük termal genleşme, yüksek sertlik ve düşük kütle gibi birçok üstün özelliğe sahiptir (Uz, 2019).
- **Plastik pervane:** Plastikten yapılan malzemeler esnek olması ve yüksek devir ile etkiyen gücün artmasından dolayı şekil değişikliğine uğrayabilir. Bu da pervane

hatve değerinin değışmesine ve titreşime neden olur. Buna rağmen plastik pervaneler oldukça dayanıklı olmasının yanı sıra hava araçlarında yaygın olarak kullanılmaktadır (Altın, 2013; Elmas, 2019).

- **Fiberglas dolgulu plastik pervane:** Yapılarında fiberglas olduğundan en ağır pervane malzemesi olarak karşımıza çıkar. Fakat paralel olarak sağlam malzemedir. Darbeler ve çarpmalara karşı oldukça mukavimdir. Verimlilik açısından ahşap ve karbonfiberden sonra gelmektedir. Fakat düşük maliyetli olmasından dolayı sık tercih edilmektedir (Altın, 2013).

4.1.7. Dönüş yönü

Birden fazla kanada sahip İHA’larda saat yönünde (clockwise) ve saat yönünün tersine (counter-clockwise) hareket eden pervaneler bulunmaktadır. Örneğin; bir dört pervaneli multikoperde, iki adet CW ve iki adet CCW yönünde dönen pervane bulunur. Zıt yönlü pervanelerin olması ile yönelim sağlanabilmektedir (Fum, 2015).

4.2. Matematiksel Model

4.2.1. Pervane teorisi

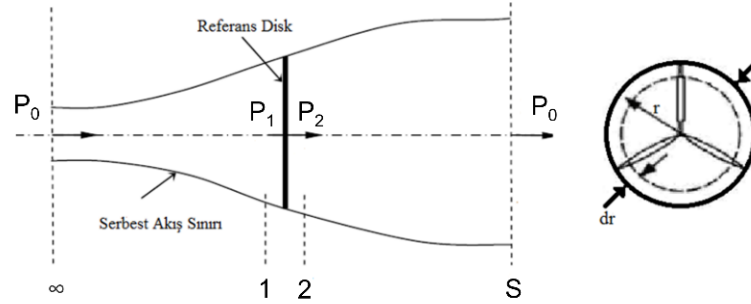
Pervane tasarım ve analizine ilişkin geliştirilmiş klasik üç önemli teori vardır. Bunlar Froude disk teorisi (momentum teoremi), pala elemanı teorisi ve bu teoremlerin birleşiminden meydana gelen pala elemanı momentum teorisidir. Özellikle bu iki teorinin açıklamadığı bölümler ise pala elemanı momentum teorisi ile çözülmektedir. Bu teorem günümüzde oldukça sık kullanılan bir teoremdir (Chevula ve ark., 2021). Froude disk teorisinde pervane yekpare değil de sonsuz sayıda aynı çap ve sonsuz ince disk olarak ele alınır. Diskten geçen havanın kazandığı momentum incelenir. Froude teoreminde pervanenin performansına ilişkin bazı bilgiler edinmek mümkündür fakat bu bilgiler geneldir. Akım alanının daha detaylı bir biçimde incelenmesi, palanın şekli, kesit profili ve kuvvetlerin nasıl oluştuğu ile ilgili detaylı bilgiye ihtiyaç duyulmaktadır. Bu bilgileri de pala elemanı teorisi ile elde etmek mümkündür (Bağçe, 2015; Yükselen, 2021).

Pervane profili ile pervane performans açılarını tanımlanırsa, hücum açısı, akış hızı ile pervanenin açısal hızı arasındaki farktan meydana gelmektedir. Bağlanma açısı, pervane boyunca değışmekte ve pervane kanadının bir dönüşü ile kat ettiği teorik mesafe olarak ifade etmektedir.

4.2.1.1. Momentum teorisi

Bu teori, Bernoulli prensiplerine dayanmakta ve sistemi pervane yerine aktüatör disk olarak kabul ederek çözümleme yapar. Aktüatör disk yaklaşımında, enerji transferi aktüatör düzleminde gerçekleşir. Diskin önünde ve arkasında enerji dönüşümü meydana gelir. Kanata ilişkin ön tasarım bilgilerin elde edilmesini sağlar. Şekil 4.4'te disk kontrol hacmi verilmiştir. Bu teorem ile diskten geçen akışkanının momentum değişimleri ortaya konulur (Mejia ve Escobar, 2017). Diskin genel özellikleri şöyledir (Doğan, 2014; Işık ve Ünal, 2020);

- Homojen, sıkıştırılamayan sürekli akış oluşur.
- Akış sürtünmesiz ve aktüatör diskte sürtünme direnci ihmal edilmiştir. Bu yüzden, akışın iç enerjisi tüm süreç boyunca sabit kalmaktadır.
- Diskin arkasındaki hava dönmektedir. Analiz bir boyutludur ve tek hız doğrultusu disk doğrultusundadır.
- Akış girdap oluşumuna neden olmaz.
- Havanın tamamı kinetik enerjisinin bir kısmını bırakarak diskten çıkmaktadır.



Şekil 4.4. Disk kontrol hacmi

Kütlesel debi, (yoğunluk x kesit alanı x hız) olarak tanımlanabilir ve kontrol hacmi boyunca sabittir. Kütle korunumu veya süreklilik denkleminde göre aşağıdaki eşitlik yazılır (Doğan, 2014; Işık ve Ünal, 2020);

$$\dot{m} = (\rho AV)_{\infty} = (\rho AV)_{1-2} = (\rho AV)_S \quad (4.1)$$

Burada; ∞ : giren rüzgâr, s: çıkan rüzgârı ifade etmektedir. Denkleminde bulunan ρ : yoğunluk (kg/m^3), A: kesit alanı (m^2), V: hız (m/s) ve $\dot{m}$: kütlesel debiyi (kg/s) ifade eder. Momentum korunum ilkesi giriş ve çıkışa uygulanırsa; kanatlara etkiyen itkiyi

bulmak mümkün olur. Sistemde meydana gelen momentum farkı yani havanın disk girişi ve çıkışı, itki kuvvetine eşittir. (Işık ve Ünal, 2020).

$$T = V_{\infty} (\rho AV)_{\infty} - V_s (\rho AV)_s \quad (4.2)$$

Denklemden, T: itki kuvvetini (N), V_{∞} : giren hız (m/s) ve V_s : çıkan hızı (m/s) ifade etmektedir. Kontrol hacminde gerçekleşen momentum değişimi, kabullerde ifade edildiği gibi sisteme etkiyen herhangi bir kuvvet olmadığından meydana gelmeyecektir. Bu bilgiler ile itki kuvvetini oluşturan değişim, kontrol hacminin atmosferik basınç etkisi altında olmasından dolayı basınç farkı ile oluşmaktadır (Doğan, 2014).

$$T = A_D (P_1 - P_2) \quad (4.3)$$

Denklemden bulunan A_D : Diskin alanı (m^2) ve P_1 ile P_2 : basınç (Pa) olarak ifade edilmektedir. Basınç farkından meydana gelen değişim için Bernoulli prensibi uygulanırsa (Doğan, 2014; Işık ve Ünal, 2020);

$$P_{\infty} + \frac{1}{2} \rho V_{\infty}^2 = P_1 + \frac{1}{2} \rho V_0^2 \quad (4.4)$$

$$P_{\infty} + \frac{1}{2} \rho V_s^2 = P_2 + \frac{1}{2} \rho V_0^2 \quad (4.5)$$

Denklemden bulunan P_0 : diskin basıncı (Pa) olarak ifade edilir. Yukarıdaki denklem düzenlenirse aşağıdaki bağıntı elde edilir (Doğan, 2014);

$$P_1 - P_2 = \frac{1}{2} \rho (V_{\infty}^2 - V_s^2) \quad (4.6)$$

Denklem (4.6) numaralı (4.3) denkleminde yerine koyarsak oluşan denklem aşağıdaki gibidir (Doğan, 2014);

$$T = \frac{1}{2} \rho A_D (V_{\infty}^2 - V_s^2) \quad (4.7)$$

Diskten üzerinden geçen havanın hızı, diskten önce ve sonraki hızın aritmetik ortalamasıdır. Elde edilen denklem aşağıdaki verilmiştir. Denklem V_0 : diskte bulunan pervanenin hızını (m/s) ifade etmektedir (Doğan, 2014; Işık ve Ünal, 2020);

$$V_0 = \frac{V_\infty + V_s}{2} \quad (4.8)$$

İtke kuvveti eşitliklerini kullanarak akıştaki akışkanın kütleli debisi bulunabilir (Doğan, 2014);

$$\dot{m}(V_\infty - V_s) = \frac{1}{2} \rho A_D (V_\infty^2 - V_s^2) \quad (4.9)$$

Kütleli debi ifadesi yalnız bırakılırsa aşağıdaki bağıntı elde edilmektedir (Doğan, 2014);

$$\dot{m} = \rho A_D V_2 \quad (4.10)$$

Bunlara ek olarak, üç noktadaki hız ifadesini gösteren boyutsuz ve orantısal olarak ifade edilen eksenel indüksiyon faktörü (a) aşağıdaki bağıntı ile elde edilmektedir (Doğan, 2014; Işık ve Ünal, 2020);

$$a = \frac{V_\infty - V_0}{V_\infty} \quad (4.11)$$

Daha önce verilen Denklem (4.8) ile Denklem (4.11) birleştirilirse elde edilen aşağıda bağıntılar oluşacaktır (Doğan, 2014);

$$V_0 = V_\infty (1 + a) \quad (4.12)$$

$$V_s = V_\infty (1 + 2a) \quad (4.13)$$

İtke bağıntısı tekrar düzenlenirse aşağıdaki ifade elde edilir (Doğan, 2014; Işık ve Ünal, 2020);

$$T = 2 \rho A_d V_\infty^2 a (1 - a) \quad (4.14)$$

İtke katsayısı (C_T), diskte oluşan itki ile havanın verebileceği maksimum itkinin oranı olarak ifade edilen boyutsuz bir katsayıdır. İtke bağıntısı aşağıda verilmiştir; (Doğan, 2014; Işık ve Ünal, 2020);

$$C_T = \frac{T}{\frac{1}{2} \rho A_d V_\infty^2} \quad (4.15)$$

Denklem dönüştürülürse aşağıdaki bağıntı elde edilmektedir (Doğan, 2014);

$$P_1 - P_2 = \frac{1}{2} \rho (V_\infty^2 - V_s^2) \quad (4.16)$$

Pervanenin oluşturduğu güç (P_G); havanın diskteki hızı ile itki ifadesinden elde edilmektedir (Işık ve Ünal, 2020);

$$P_G = TV_0 \quad (4.17)$$

Güç; eksenel indüksiyon faktörü cinsinden tanımlarsa aşağıdaki bağıntı elde edilir (Doğan, 2014; Işık ve Ünal, 2020);

$$P_G = 2 \rho A_d V_\infty^3 (1 - a)^2 \quad (4.18)$$

Güç katsayısı (C_P) ise benzer biçimde boyutsuz bir sayıdır ve havadan elde edilen güç ile havadan elde edilebilecek maksimum güç oranı olarak ifade edilmektedir. Aşağıdaki bağıntı ile elde edilmektedir (Doğan, 2014; Işık ve Ünal, 2020);

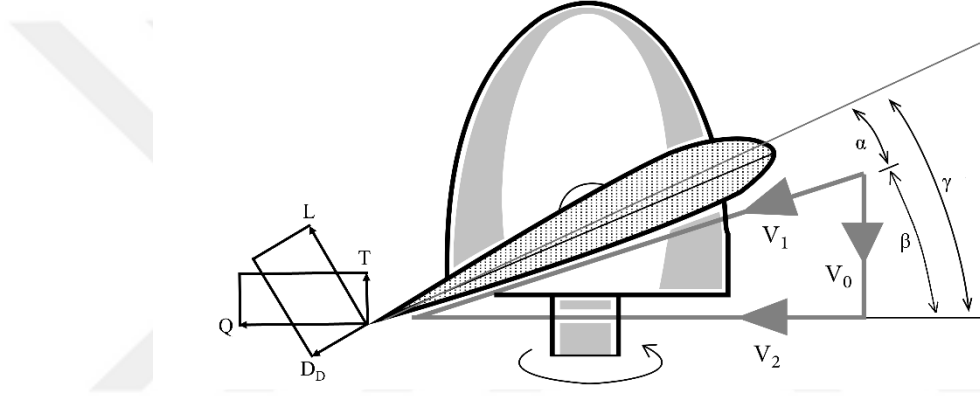
$$C_P = \frac{P_G}{\frac{1}{2} \rho A_d V_\infty^3} \quad (4.19)$$

Güç faktörü, eksenel indüksiyon faktörü ile tanımlarsa aşağıdaki bağıntı elde edilmektedir (Işık ve Ünal, 2020);

$$C_P = 4a(1 - 2a)^2 \quad (4.20)$$

4.2.1.2. Pala elemanı teorisi

Klasik bir pervane göbeğine birden fazla palanın bağlanması ile pervane oluşturulur (Öner, 2010). Pala elemanı teorisi, pervanenin itki ve diğer parametreleri hesaplamada kullanılan klasik bir teoridir. Bu teorem yaygın olarak kullanılması ve referans verilmesinden dolayı kapsamlı olarak geliştirilmiş bir teoremdir (Gu ve ark., 2016). Bu teoride pervane küçük dilimlere ayrılarak çözümleme yapılır. Akım iki boyutludur ve pervanenin bir ucundan diğer ucuna doğru herhangi bir etkileşim olmadığı varsayıldığından, radyal akış gerçekleşmez. Ayrıca her bir pal ayrık kabul edilir ve diğer pal ile etkileşim yoktur (Öner, 2010).



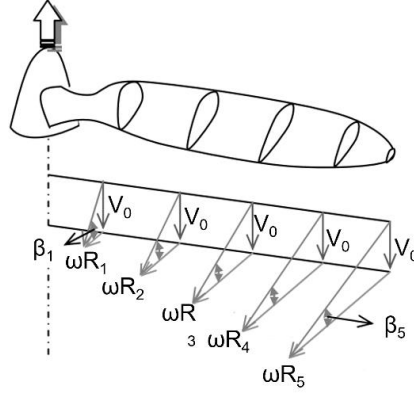
Şekil 4.5. Pervaneye etki eden akış ve kuvvet vektörleri

Ayrıca Şekil 4.5'te görülebileceği gibi, kaldırma (L) ve sürüklenme (D_D) kuvvetleri bileşenlerinden itki (T) ve tork (Q) kuvvetlerinin nasıl ayrıldığı görsel ile ifade edilmiştir. Kaldırma ve sürüklenme vektörleri ile itki ve tork kuvvetleri hesaplamak mümkün olmaktadır. Şekil 4.5'te pervaneye etki eden akış ve kuvvet vektörleri gösterilmiştir (Chevula ve ark., 2021). Pervane göbeğinden belirli uzaklıkta oluşturulan pervane kesitinin görseli Şekil 4.6'da verilmiştir.

T ile L arasındaki açı tanımlanırsa, denklemde bulunan γ : hatve açısı ($^\circ$), α : hücum açısı ($^\circ$) ve β : bağlanma açısı ($^\circ$) olarak tanımlanır. Kaldırma ve sürüklenme kuvvetleri iki boyutlu kanat profili ile hesaplanabilmektedir. V_2 : açısız akış hızı (m/s) ve V_1 : bileşke hız (m/s) olarak tanımlanır;

$$\beta = \gamma - \alpha \quad (4.21)$$

Bu teoremden pervane palası sonsuz sayıda profillere bölünmesi temelinde yatar. Pervane kök ile uç arasında çizgisel hızların farklı olmasından dolayı akım hızları da pala boyunca değişir. Hücüm açısına bağlı olarak oluşan palanın dağılımının önüne geçmek için pala boyunca pervane profil dağılımına eğim verilir. Eğim verilen pervane ile pala düzgün bir şekilde itki kuvveti üretmekte ve gücün düşmesine de engel olmaktadır. Göbekteki veter, pervane ucuna doğru ilerledikçe azalmaktadır. Çünkü pervane palasının ucunda akan hava akımının hızı maksimumdur (Yükselen, 2021).



Şekil 4.6. Pala boyunca hız ve bağlanma açısı arasındaki ilişkisi

Şekil 4.6’da verilen ifadelerden, rüzgârın bağıl hızı (V_1); pervane hızı (V_0) ve kanadın açısal hızı ($V_2 = \omega R$) vektörel toplamına eşitliğini bulmak mümkündür. V_0 ve V_2 hızlarını doğru bir şekilde hesaplamak için, çizgisel ve açısal momentum dengesinin yapılarak, verilen bir pala elemanı üzerindeki indüklenmiş akış mutlaka uygulanmalıdır. Denklemden b : açısal indüksiyon faktörüdür (URL, 2020b; Yükselen, 2021);

$$V_2 = \omega R(1-b) \quad (4.22)$$

Bileşke hız için aşağıdaki denklem kullanılırsa (URL, 2020b);

$$V_R = \sqrt{(V_0^2 + V_2^2)} \quad (4.23)$$

Aynı zamanda bileşke hızın dönme düzlemiyle yaptığı açı ilişkisi aşağıdaki denklemde verilmiştir (Yükselen, 2021);

$$V_R = \frac{V_\infty(1+a)}{\sin \beta} = \frac{R \cdot \omega(1-b)}{\cos \beta} \quad (4.24)$$

Yukarıdaki denklemi kullanarak aşağıdaki bağıntıyı yazmak mümkündür (Yükselen, 2021);

$$\frac{V_{\infty}}{R \cdot \omega} = \frac{1+b}{1-a} \tan \beta \quad (4.25)$$

Bir pervane palası, birden fazla profilin bir araya getirilmesi ile oluşmaktadır. Bu profil kesitlerinin bağlantı noktasına ise bağlanma açısı denir. Bir pervanenin bağlanma açısı 0,75 yarıçap uzaklıkta kabul edilmektedir (Öner, 2010). Etkin akış yüzeyine yatay ile yapılan açı, bağıl akış açısı (γ) ve o kesitteki bağlanma açısına akış açısı (β) denir. Bu durumda kesitin hücum açısı $\alpha = \gamma - \beta$ elde edilmektedir (URL, 2020b);

$$\tan \beta = \left(\frac{V_{\infty}}{V_2} \right) \quad (4.26)$$

$$\beta = \tan^{-1} \left(\frac{V_{\infty}}{V_2} \right) \quad (4.27)$$

Bu katsayılar elde edildikten sonra, bağıl kuvvet katsayısı ve çizgisel kuvvet katsayısının değerleri akış açısı ile belirlenebilir. Ortalama pervane performansını tanımlamak için aşağıdaki formül ile kuvvet katsayılarından aşağıdaki kuvvet (F_x) bağıntısı elde edilmektedir (Carvalho, 2013);

$$F_x = \frac{1}{2} \rho V_1^2 c C_x \quad (4.28)$$

Pala elemanına etkiyen kaldırma (dL) ve sürüklenme (dD) kuvvetlerinin denklemleri aşağıda verilmiştir. Denklemden bulunan c: veter uzunluğu ve B: pal sayısıdır (Öner, 2010; URL, 2020b);

$$dL = \frac{1}{2} \rho V_R^2 c B C_L dr \quad (4.29)$$

$$dD = \frac{1}{2} \rho V_R^2 c B C_D dr \quad (4.30)$$

Son formülde kaldırma ve sürüklenme bağıntıları yerlerine yazılırsa, itki kuvveti (dT) ve tork (dQ) denklemleri elde edilir. Aşağıda bağıntıları verilmiştir (Koşar, 2014);

$$dT = dL \cos \beta + dD \sin \beta = \frac{1}{2} \rho V_R^2 cB (C_L \cos \beta + C_D \sin \beta) dr \quad (4.31)$$

$$dQ = (dL \sin \beta - dD \cos \beta) r = \frac{1}{2} \rho V_R^2 cB (C_L \sin \beta - C_D \cos \beta) dr \quad (4.32)$$

Boyutsuz tork katsayısı (C_Q) ve itki katsayısı (C_T) aşağıdaki denklemler ile elde edilmektedir. Denklemden bulunan n: açılmal hızdır (Carvalho, 2013; URL, 2020b);

$$C_Q = \frac{Q}{\rho n^2 D^5} \quad (4.33)$$

$$C_T = \frac{T}{\rho n^2 D^4} \quad (4.34)$$

İlerleme oranı (J) denklemi aşağıda verilmiştir (Carvalho, 2013; URL, 2020b);

$$J = \frac{V}{nD} \quad (4.35)$$

Pervane verimi (η) ise performans parametrelerinden olup aşağıdaki formüller ile elde edilmektedir (Carvalho, 2013; Yükselen, 2021);

$$\eta = \left(\frac{C_T}{C_Q} \right) \frac{J}{2\pi} \text{ veya } \eta = \frac{C_T}{C_P} J \quad (4.36)$$

Son olarak Denklem (4.24) kullanılarak eksenel ve açılmal hız indüksiyonu elde edilmektedir. İfadelerin bağıntıları aşağıda verilmiştir. Denklemden bulunan σ : katılık oranını ifade eder (Demirtaş, 2006);

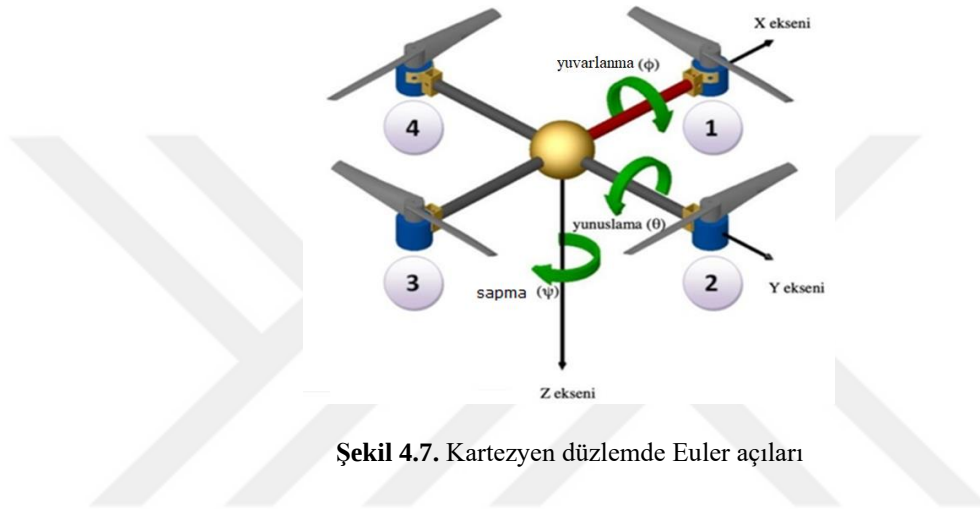
$$\frac{a}{1+a} = \frac{\sigma}{4} C_L \frac{\cos(\beta + \gamma)}{\sin^2 \beta} \quad (4.37)$$

$$\frac{b}{1-b} = \frac{\sigma}{4} C_L \frac{\cos(\beta + \gamma)}{\sin^2 \beta} \quad (4.38)$$

4.2.2. İHA'nın aerodinamik modeli

4.2.2.1. Temel uçuş dinamiği

Uçuş dinamiği sayesinde üç boyutlu düzlemde pervane hızlarının değiştirilmesi ile Quadcopter'ı kontrol etmek ve yönlendirmek mümkün olmaktadır (Batmaz, 2013; Özen, 2019). Şekil 4.7'de kartezyen düzlemde Euler açıları verilmiştir (Kuzu, 2018; Premachandra ve Demirhan, 2020).



Şekil 4.7. Kartezyen düzlemde Euler açıları

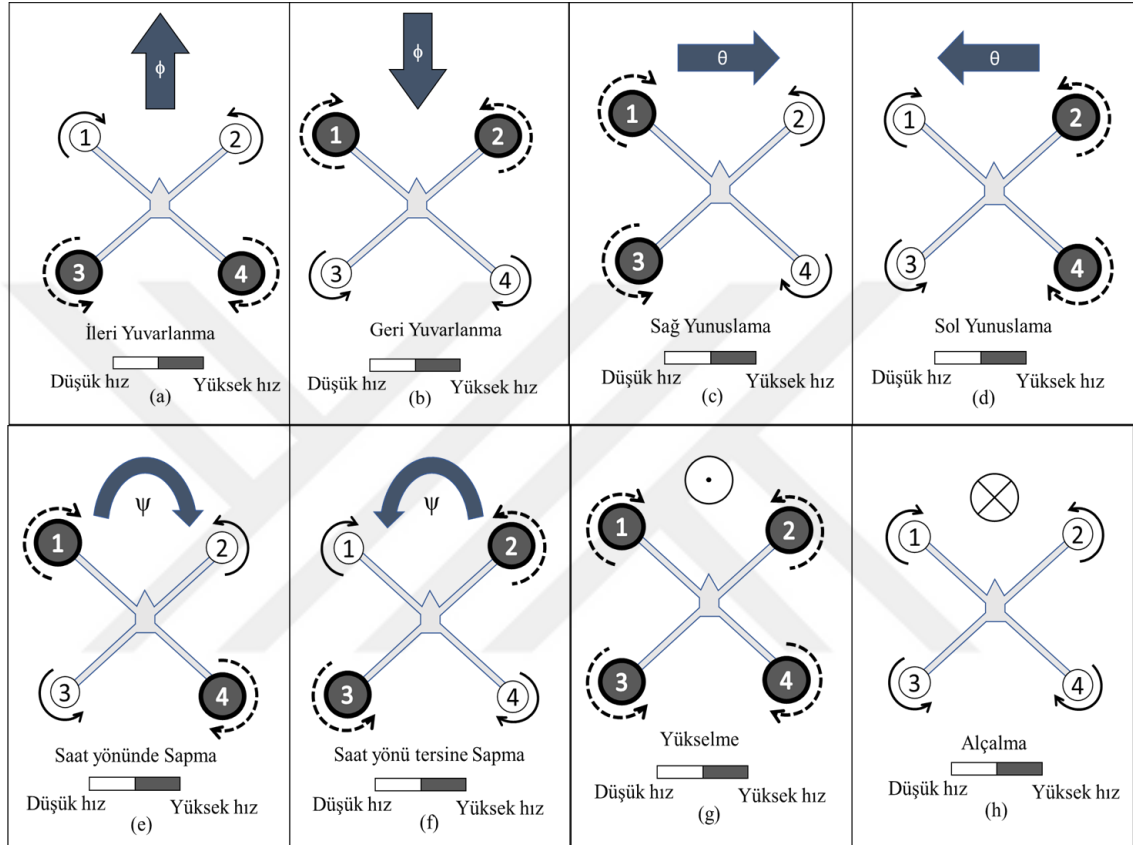
Tipik bir multikopter olan Quadcopter, 6 serbestlik derecesinde hareket etmektedir. Bu diğer ifadeyle; üç boyutlu düzlemde hava aracının ileri-geri, sağa-sola ve aşağı-yukarı yönlerinde (X , Y , Z , α , β ve γ değişkenleri) hareket etmektedir.

Tablo 4.2. Euler açılarının değişimi

Durum	Yönlendirme	ϕ	θ	X	Y	Z
1	Havada Asılı kalma	$\phi = 0^\circ$	$\theta = 0^\circ$	0	0	$\pm T_z$
2	İleri	$0^\circ < \phi < 90^\circ$	$\theta = 0^\circ$	T_x	0	$\pm T_z$
	Geri	$-90^\circ < \phi < 0^\circ$	$\theta = 0^\circ$	$-T_x$	0	$\pm T_z$
3	Sol	$\phi = 0^\circ$	$0^\circ < \theta < 90^\circ$	0	T_y	$\pm T_z$
	Sağ	$\phi = 0^\circ$	$-90^\circ < \theta < 0^\circ$	0	$-T_y$	$\pm T_z$
4	Yunuslama+ yuvarlanma	$0^\circ < \phi < 90^\circ$	$0^\circ < \theta < 90^\circ$	T_x	T_y	$\pm T_z$
	Yunuslama+ yuvarlanma	$-90^\circ < \phi < 0^\circ$	$-90^\circ < \theta < 0^\circ$	$-T_x$	$-T_y$	$\pm T_z$

Bu durum 6 serbestlik derecesi ve 6 Euler açısı olmak üzere toplam 12 durum ile ifade edilmektedir (Karahan, 2019; Kuzu, 2018). Yatay ekseninde oluşan değişimler ile yunuslama (pitch), uzunlamasına eksen ile yuvarlanma (roll) ve dikey eksen ile sapma (yaw) hareketleri gerçekleştirilir. Quadcopter'ın havada asılı kalma durumu (hover) da

bu açılar ile sağlanır (Pala, 2018). Tablo 4.2’de Euler açı değişiminin pozisyonlar üzerindeki etkileri verilmiştir (Karahana, 2019). Quadcopter’in Şekil 4.8 (a-b)’de ileri ve geri hareketini sağlayan yunuslama açısı, Şekil 4.8 (c-d)’de sağa ve sola hareketi sağlayan yuvarlanma açısı, Şekil 4.8 (g-h)’de sapma açısı, Şekil 4.8 (e)’de yükselme hareketi ve Şekil 4.8 (f)’de alçalma hareketi durumları gösterilmektedir (Bozkurt, 2018).



Şekil 4.8. (a-b-c-d-e-f-g-h) Quadcopter denetimi

Yuvarlanma, yunuslama ve sapma hareketi esnasında motorlarda oluşan açısal hız dengesi Tablo 4.3’te verilmiştir (Elmas, 2019).

Tablo 4.3. Yönelim hareketlerinin hız dengesi

Yönelim	Açısal hız dengesi
İleri yönde yunuslama	$\omega_3 = \omega_4 > \omega_1 = \omega_2$
Geri yönde yunuslama	$\omega_1 = \omega_2 > \omega_3 = \omega_4$
İleri yönde yuvarlanma	$\omega_1 = \omega_4 > \omega_2 = \omega_3$
Geri yönde yuvarlanma	$\omega_2 = \omega_3 > \omega_1 = \omega_4$
İleri yönde sapma	$\omega_2 = \omega_4 > \omega_1 = \omega_3$
Geri yönde sapma	$\omega_1 = \omega_3 > \omega_2 = \omega_4$

Quadcopter'ın Newton-Euler yöntemine göre kinematik ve dinamik modeli elde edilirken aşağıdaki kabullerden yararlanılmıştır (Bozkurt, 2018);

- Modelde bütün parçalar sabit kütleli katı (rijit) cisimdir.
- Quadcopter'ın tam olarak simetrik bir yapıdadır.
- Hava basıncı etkisi önemsenmemiştir.
- Pervanelerden elde edilen itki ve sürüklenme kuvveti, motor hızının karesiyle orantılı olduğu kabul edilmiştir.

4.2.2.1.1. Yunuslama

Bu hareket ön ve arka pervaneler arasında meydana gelen itki kuvveti farkından oluşur. Bu fark ile yunuslama açısını değiştirmek mümkün olmaktadır. Daha basit tabir ile Quadcopter'ın x eksenini etrafında dönmesiyle elde edilen açıya denir (Batmaz, 2013; Karahan, 2019).

4.2.2.1.2. Yuvarlanma

Yuvarlanma (yalpalama) hareketi, sol veya sağ bölümde bulunan pervanelerin dönüş hızının farkı ile meydana gelen itki kuvveti sayesinde gerçekleşmektedir. Bir diğer ifade ile Quadcopter'ın y eksenini etrafında dönmesi ile elde edilen açıya denir (Batmaz, 2013; Karahan, 2019).

4.2.2.1.3. Sapma

Sapma hareketi, aynı yönde dönen pervane çiftinin dönme hızları, zıt yönde dönen pervane çiftine göre daha hızlı olması durumunda, pervane kendi eksenini etrafında dönmektedir. Bu harekete sapma denir. Quadcopter'ın z eksenini etrafında dönmesi ile elde edilen açıya denir (Batmaz, 2013; Karahan, 2019). Dört dönerli bir pervane takımında, çapraz yönlü pervaneler aynı yönde dönmektedir.

4.2.2.1.4. İrtifa

Quadcopter'ın gerçekleştirebildiği diğer hareket olan kalkış (yükselme), iniş (alçalma) ve havada asılı kalma hareketleri ise tüm motorların aynı hızda dönmesiyle oluşur. Pervanelerin eşit fakat artan bir açısal hız ile dönmesi durumunda, hava aracı

yükselecektir. Pervanelerin eşit fakat azalan bir açısal hız ile dönmesi durumunda, hava aracı alçalacaktır. Pervanelerin dönme hızı eşit ve sabit olduğunda ise hava aracı havada asılı kalmaktadır (Elmas, 2019).

4.2.2.2. Dinamik kuvvet analizi

Bir hava aracının tasarım ve üretim safhasına geçmeden önce araca etki eden dinamik kuvvetlerin tespit edilmesi gerekmektedir. Bu dinamik kuvvetlere aerodinamik kuvvetler adı verilmekte ve atalet, kaldırma, sürüklenme kuvvetleri ile moment ifadelerinden oluşmaktadır. Dinamik modeli ortaya koymak için hava aracına etki eden kuvvetleri ve momenti hesaplamak gerekmektedir. Aerodinamik kuvvetler sayesinde hava aracı yukarı yönde hareket eder (Özen, 2019).

Uçak dinamikleri tanımlamadan önce, referans yer ekseninin tanımlanması gerekmektedir. Bu koordinat merkezine İHA gövdesi yerleştirilir. Oluşturulan sistemde motorlar sisteme etki ettiğinden, hava aracının hareketi ile koordinat merkezi değişime uğramaktadır. Bu koordinat merkezi, hava aracının ağırlık merkezinde konumlandırılmıştır. Bir diğer koordinat merkezi ise atalet koordinat merkezidir ki yerçekimi gibi kuvvetler atalet koordinat merkezi ile tanımlanacaktır. Bu ikincil merkez, hava aracının konumu için referans oluşturmaktadır. Bu referans ile hava aracının yönü ve dünya üzerindeki konumu belirlenmektedir (Çalışır, 2015; Magnussen ve Skjønhaug, 2011).

Hava aracının dünya yerçekimi eksenine göre üç boyutlu konum (ζ) denklemi aşağıdaki gibi ifade edilir (Mohsin ve Abdulhady, 2022; Saribaş, 2015);

$$\zeta = \begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix} \quad (4.39)$$

Hava aracının dünya yerçekimi eksenine göre üç boyutlu hız (V) denklemi aşağıdaki gibi ifade edilir (Mohsin ve Abdulhady, 2022; Saribaş, 2015);

$$V = \begin{bmatrix} \dot{x} \\ \dot{y} \\ \dot{z} \end{bmatrix} \quad (4.40)$$

Üç boyutlu ivme (a) denklemi aşağıdaki denklem ile elde edilmektedir (Mohsin ve Abdulhady, 2022; Saribaş, 2015);

$$a = \begin{bmatrix} a_x \\ a_y \\ a_z \end{bmatrix} \quad (4.41)$$

Ayrıca gövdeye göre yuvarlanma, yunuslama ve sapma açıları tanımlarsa aşağıdaki denklem elde edilmektedir;

$$\theta = \begin{bmatrix} \phi \\ \theta \\ \psi \end{bmatrix} \quad (4.42)$$

Bu yönelim açılarının zamana göre türevi alınır, açısal hız elde edilmektedir. İfadelerin denklemleri aşağıda verilmiştir;

$$\dot{\theta} = \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \quad (4.43)$$

Rotasyon matrisi, Öklid uzayında dönüş hareketlerini gerçekleştirmek için kullanılan bir matristir. Bunlar; üç dönme ve üç öteleme hareketinden oluşmakta ve altı serbestlik derecesine sahiptir. R_x , R_y , R_z sırasıyla yunuslama (ϕ), yuvarlanma (θ) ve sapma (ψ) dönüşümleridir (Mohsin ve Abdulhady, 2022; Yih ve Wu, 2022);

$$R_x(\phi) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \phi & \sin \phi \\ 0 & -\sin \phi & \cos \phi \end{bmatrix} \quad (4.44)$$

$$R_y(\theta) = \begin{bmatrix} \cos \theta & 0 & -\sin \theta \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \theta & 0 & \cos \theta \end{bmatrix} \quad (4.45)$$

$$R_z(\psi) = \begin{bmatrix} \cos \psi & \sin \psi & 0 \\ -\sin \psi & \cos \psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (4.46)$$

Dönüşüm matrisi, her bir Euler açısı ve sabit eksene göre yerel dönüşüm matrislerinden meydana gelmektedir (Bulut, 2019; Mohsin ve Abdulhady, 2022);

$$R = R_x(\phi)R_y(\theta)R_z(\psi) \quad (4.47)$$

Dünyanın yerçekimi merkez eksenine göre hesaplamalar yapıldığında elde edilen denklem aşağıdaki gibidir (Mohsin ve Abdulhady, 2022; Rahmani ve ark., 2021);

$$R = \begin{bmatrix} \cos \psi \cos \phi & \cos \psi \sin \theta \sin \phi - \sin \psi \sin \theta & \cos \psi \cos \theta \sin \phi + \sin \psi \sin \theta \\ \sin \psi \cos \phi & \sin \psi \sin \theta \sin \phi - \cos \psi \cos \theta & \sin \psi \cos \theta \sin \phi + \cos \psi \sin \theta \\ -\sin \phi & \sin \theta \cos \phi & \cos \theta \cos \phi \end{bmatrix} \quad (4.48)$$

Toplam itki kuvveti hava aracında bulunan motor sayısı ile çarpılarak bulunur. Her bir motorun ürettiği itki kuvveti aşağıda verilen denklem ile bulunur. Denklemde; T_i : bir motordan elde edilen itki kuvveti, ω : motorun açısal hızı, i : motor sayısı ve C_T : itki katsayısını ifade etmektedir (Maggo ve ark., 2022);

$$T_i = C_T \omega_i^2 \quad (4.49)$$

Toplam kuvveti hesaplamak için aşağıda verilen bağıntı kullanılmaktadır. Denklemde bulunan T : toplam itki kuvvetini ifade etmektedir (Maggo ve ark., 2022);

$$T = C_T \sum_{i=1}^4 \omega_i^2 \quad (4.50)$$

Newton'un ikinci yasasından dolayı oluşan ivme ise aşağıdaki denklemde verilmiştir. Denklemde m : Quadcopter'in toplam kütle miktarıdır (Maggo ve ark., 2022);

$$a = \frac{C_T}{m} \sum_{i=1}^4 \omega_i^2 \quad (4.51)$$

Düşey doğrultudaki ivme dengesi ise aşağıdaki gibidir. Denklemde bulunan g : yerçekimi ivmesi ve a_F : itki kuvvetinin oluşturduğu ivmeyi verir (Saribaş, 2015);

$$a = -g + a_F \quad (4.52)$$

Bu denklem takımları çözülürse Quadcopter'ın eksenel ivmeler aşağıdaki bağıntıya dönüşür. Denklemde bulunan; a_x : x eksenindeki hareket ivmesi, a_y : y eksenindeki hareket ivmesi ve a_z : z eksenindeki hareket ivmesi ifade etmektedir (Haidong ve ark., 2021; Saribaş, 2015);

$$a_x = (\sin \phi \cos \theta \cos \psi + \sin \theta \sin \psi) \frac{C_T}{m} (\omega_1^2 + \omega_2^2 + \omega_3^2 + \omega_4^2) \quad (4.53)$$

$$a_y = (\sin \phi \cos \theta \cos \psi - \sin \theta \sin \psi) \frac{C_T}{m} (\omega_1^2 + \omega_2^2 + \omega_3^2 + \omega_4^2) \quad (4.54)$$

$$a_z = -g + (\cos \phi \cos \theta) \frac{C_T}{m} (\omega_1^2 + \omega_2^2 + \omega_3^2 + \omega_4^2) \quad (4.55)$$

Quadcopter'ın simetrik olmasından dolayı atalet momenti matris aşağıdaki gibidir. I: Quadcopter'ın atalet momentini ifade etmektedir (Mohsin ve Abdulhady, 2022; Rahmani ve ark., 2021);

$$I = \begin{bmatrix} I_{xx} & 0 & 0 \\ 0 & I_{yy} & 0 \\ 0 & 0 & I_{zz} \end{bmatrix} \quad (4.56)$$

Eksenel açısal ivme ($\ddot{\phi}$, x yönündeki, $\ddot{\theta}$, y yönündeki ve $\ddot{\psi}$, z yönündeki) değerinin elde edilmesi ise aşağıdaki bağlantılar oluşur. Denklemde bulunan l: motor ile ağırlık merkezi arasındaki uzaklık ve C_D : sürüklenme katsayısını ifade etmektedir (Saribaş, 2015);

$$\ddot{\phi} = \dot{\theta} \dot{\psi} \left(\frac{I_y - I_z}{I_x} \right) - \frac{I}{I_x} \dot{\theta} (-\omega_1^2 + \omega_2^2 - \omega_3^2 + \omega_4^2) + \frac{C_T l}{2I_x} (-\omega_2^2 + \omega_4^2) \quad (4.57)$$

$$\ddot{\theta} = \dot{\phi} \dot{\psi} \left(\frac{I_z - I_x}{I_y} \right) - \frac{I}{I_y} \dot{\phi} (-\omega_1^2 + \omega_2^2 - \omega_3^2 + \omega_4^2) + \frac{C_T l}{2I_y} (-\omega_2^2 + \omega_3^2) \quad (4.58)$$

$$\ddot{\psi} = \dot{\phi} \dot{\theta} \left(\frac{I_x - I_y}{I_z} \right) + \frac{C_D}{I_z} (-\omega_1^2 + \omega_2^2 - \omega_3^2 + \omega_4^2) \quad (4.59)$$

Hava aracının her bir motorunun hızı değişkendir. Bundan dolayı her bir motor için yükseklik (U_1), yuvarlanma (U_2), yunuslama (U_3) ve sapma (U_4) ve tork

parametreleri hesaplara dahil edilerek denklem oluşturulur (Bulut, 2019; Darwito ve ark., 2022; Özen, 2019);

$$U_1 = C_T (\omega_1^2 + \omega_2^2 + \omega_3^2 + \omega_4^2) \quad (4.60)$$

$$U_2 = C_T (-\omega_2^2 + \omega_4^2) \quad (4.61)$$

$$U_3 = C_T (-\omega_1^2 + \omega_3^2) \quad (4.62)$$

$$U_4 = C_D (-\omega_1^2 + \omega_2^2 - \omega_3^2 + \omega_4^2) \quad (4.63)$$

$$\omega_r = -\omega_1 + \omega_2 - \omega_3 + \omega_4 \quad (4.64)$$

Denklemde l: motorun gövde merkezine olan uzaklığını ifade etmektedir. En genel durumdaki hareket denklemleri yazılırsa aşağıda verilen denklemler elde edilmektedir;

$$a_x = (\sin \phi \cos \theta \cos \psi + \sin \theta \sin \psi) \frac{l}{m} U_1 \quad (4.65)$$

$$a_y = (\sin \phi \cos \theta \cos \psi - \sin \theta \sin \psi) \frac{l}{m} U_1 \quad (4.66)$$

$$a_z = -g + (\cos \phi \cos \theta) \frac{l}{m} U_1 \quad (4.67)$$

$$\ddot{\phi} = \dot{\theta} \cdot \dot{\psi} \left(\frac{I_y - I_z}{I_x} \right) - \frac{J}{I_x} \dot{\theta} \cdot \omega_r + \frac{l}{2I_x} U_2 \quad (4.68)$$

$$\ddot{\theta} = \dot{\phi} \cdot \dot{\psi} \left(\frac{I_z - I_x}{I_y} \right) - \frac{J}{I_y} \dot{\phi} \cdot \omega_r + \frac{l}{2I_y} U_2 \quad (4.69)$$

$$\ddot{\psi} = \dot{\phi} \cdot \dot{\theta} \left(\frac{I_x - I_y}{I_z} \right) + \frac{U_4}{I_z} \quad (4.70)$$

Quadcopter gövdesini etki eden etki eden üç açı (yuvarlanma, yunuslama ve sapma) ile gövdede meydana gelen hızlanmamalar jiroskobik etki yapmaktadır. Fakat yalnızca iki açıda (yuvarlanma ve yunuslama) tork meydana gelir. Açısal hız ile gövdede meydana gelen moment, aşağıdaki bağıntıda verilmiştir (Altın, 2013; Ceylan, 2018).

Denkleimde bulunan; Q_ϕ : yuvarlanma açısı tarafından oluşturulan tork, Q_θ : yunuslama açısı tarafından oluşturulan tork ve J_r : rotorun ataletini ifade etmektedir;

$$Q_\phi = J_r \cdot Q \frac{\pi}{30} (\omega_1 - \omega_2 + \omega_3 - \omega_4) \quad (4.71)$$

$$Q_\theta = J_r \cdot P \frac{\pi}{30} (-\omega_1 + \omega_2 - \omega_3 + \omega_4) \quad (4.72)$$

Quadrotor'un gövde ve kanatlarının hareket etmesiyle ortaya çıkan jiroskobik tork ifadeleri ve gövdeye etki eden toplam tork aşağıdaki denklem ile elde edilmektedir. Denkleimde bulunan Q_x : x eksenindeki tork, Q_y : y eksenindeki tork ve Q_z : z eksenindeki torku ifade etmektedir (Bulut, 2019; Özen, 2019);

$$Q = \begin{bmatrix} Q_x \\ Q_y \\ Q_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} C_T \omega_2^2 l - C_T \omega_4^2 l + Q_\phi \\ -C_T \omega_1^2 l + C_T \omega_3^2 l + Q_\theta \\ -C_D (\omega_1^2 + \omega_2^2 - \omega_3^2 + \omega_4^2) \end{bmatrix} \quad (4.73)$$

4.3. Hesaplamalar

4.3.1. Quadcopter hesaplamaları

Genel olarak batarya, motorlar ve pervaneler tasarımcının seçimine bırakılabilmektedir. Bir diğer ifade bu bileşenler ile sabit değişkenlerdir. Fakat motor ve pervane değişkenlerin değeri bağımsız olarak belirlenmesi mümkün değildir.

Tablo 4.4. Quadcopter bileşenlerinin kütle hesaplanması

	Bileşen	Adet	Kütle (kg)
1	Gövde	1	0,312
2	Pervane	4	0,052
3	Motor	4	0,196
4	ESC	4	0,104
5	Pil	1	0,363
6	GPS	1	0,031
7	Uçuş kontrolcüsü	1	0,0158
8	Anemometre	1	0,025
9	Ara bağlantılar	-	0,055
Toplam			1,432

Çünkü bu değişkenler bağımlı değişkenlerdir. Bu değerlerin belirlenebilmesi için hesaplama yapılması gerekmektedir. Çalışmada kullanılan Quadcopter bileşenlerinin

kütlesi Tablo 4.4'te verilmiştir. Quadcopter'in toplam kütlesi hesaplanırken; gövde, pervaneler, motorlar, güç modülü, elektronik hız kontrolcüler, pil, GPS modülü ve uçuş kontrol kartı bileşenlerinin kütlesi ile toplam kütle hesaplanmıştır.

Hesaplanan toplam kütle ile Quadcopter'in kalkış için gerekli en az kuvvetin hesaplanması aşağıdaki bağlantı ile elde edilir.

$$T = m \times g \quad (4.74)$$

Bağlantıda; m: Quadcopter'in toplam kütle (kg), g: yerçekimi ivmesi (m/s^2) ve T: Quadcopter'in karşılaşması gereken minimum itki kuvvet (N) ifade edilmektedir.

4.3.1.1. Batarya

İHA'ya ait sırasıyla gövde, motor ve ESC seçildikten sonra bu donanımlara uygun pervane seçilmektedir. Tüm bu donanımlardan sonra sisteme uygun bataryanın hesabı yapılabilmektedir. Fakat bu çalışmada kullanılacak olan pervaneler sabit bir pervane olmayacağından, gövde ve motor üreticileri tarafından önerilen çap aralığından bir referans pervane seçilerek batarya seçimi yapılmıştır.

İHA'ya bataryadan aktarılan güç; batarya sayısı, bataryanın gerilimi ve kapasitesi ile doğru orantılıdır (İpek, 2019). İHA'nın uçuş süresi hesaplamak için aşağıdaki denklem kullanılmaktadır (Bozkurt, 2018).

$$E_w = N_B \times V_B \times C_B \quad (4.75)$$

Denklem bulunan ifadelerden; E_w : İHA enerjisi (mWh), N_B : Batarya sayısı, V_B : Batarya gerilimi (V) ve C_B : Batarya kapasitesi (mAh) şeklinde ifade edilmektedir.

Batarya kapasiteleri mAh birimiyle ifade edilir. Bataryanın sahip olduğu gerilim ise volt birimi ifade edilir. Kapasite ve gerilim çarpılması ile mWh cinsinden enerji bulunur. Quadcopter gibi hava araçları genellikle sadece dakikalarca uçabilmekte ve bu enerji dakika cinsinden ifade edilirse, aşağıdaki bağıntı elde edilir. Bağıntıda bulunan $E_{w,dk}$: İHA enerjisi ($W \times dakika$) şeklinde tanımlanır.

$$E_{w,dk} = \frac{60}{1000} N_B \times V_B \times C_B \quad (4.76)$$

4.3.1.2. İtke kuvveti

Her motor ve pervane kombinasyonu itke kuvveti ve tork oluşturmaktadır. Bu kuvvetler ile multikopter kalkış, iniş, yuvarlanma, yunuslama ve sapma hareketlerini meydana getirmektedir. Motorlar pervanelerin dönmesini sağlarken pervaneler ise kalkış için gerekli kuvveti oluşturarak İHA'nın uçuşunu sağlamaktadır. Kullanılan bataryanın hücre sayısı oluşacak maksimum itke kuvveti miktarını belirlemektedir. Uçuş ve kalkış boyunca dört pervane eşit itke kuvveti oluşturmaktadır. Çünkü; yunuslama, yuvarlanma ve sapma açıların değeri sıfırdır (Özen, 2019). Toplanan Quadcopter'in itke kuvveti hesaplaması için kullanılan bileşenlerin özellikleri Tablo 4.5'te verilmiştir.

Tablo 4.5. İtke kuvveti hesaplanırken kullanılan bileşenlerin özellikleri

Özellik	Değer
Nominal batarya gerilimi	11,1 V
Motor K _v değeri	380 K _v
Referans pervane (Çap x Hatve)	10x45 inç

Quadcopter için hesaplamalar yapılırken tam güç durumunda her bir motor tarafından sağlanacak maksimum itke kuvveti miktarı belirlenmelidir. Genel olarak hava aracının kalkışı için gereken minimum itke kuvveti, kumanda gaz ayarı yüzde 50 komundayken elde edilmesi gerektiği ifade edilir. Fakat bu kuvvet miktarının aşılması ile hava aracı yönelim hareketini yapabilecektir. Bu yüzden minimum itke kuvveti değeri hesaplaması yapılırken bir belirli katı kadar kuvvet oluşturmaları gerekmektedir. Bu katsayıya itke ağırlık oranı denir. Bu oran bazı araştırmacılar tarafından 1,5 veya 1,75 (Yeong ve Dol, 2016) olarak belirlenmiştir. Bu çalışmada itke ağırlık oranı (I_K) 1,5 olarak belirlenmiştir. Bu oran bu sistem için yeterli olmaktadır. Quadcopter'in oluşturmaları gereken itke kuvveti hesaplamak için aşağıdaki denklem kullanılmaktadır (Yeong ve Dol, 2016);

$$T = \frac{I_K \cdot m \cdot g}{i} \quad (4.77)$$

Denklemden bulunan; T: İtke kuvveti (N), I_K : İtke ağırlık oranı, m: Quadcopter kütlesi (kg), g: yerçekimi ivmesi (m/s²) ve i: motor sayısıdır. Gerekli değerler Denklem (4.77)'deki ifadede yerine koyulursa Quadcopter'in kalkış yapması için gerekli minimum

itki kuvveti miktarı belirlenmiş olur. Bu değer kalkış için bir pervanenin üretmesi gereken kuvvet miktarıdır.

$$T = \frac{1,5 \times 1,432 \text{ kg} \times 9,81 \text{ kg/ms}^2}{4} = 5,2679 \text{ N} \quad (4.78)$$

4.3.1.3. Hız

Quadcopter'in ön tasarım hesaplamaları yapılırken kullanılan parametrelerden bir diğeri de teorik hızdır. Quadcopter'in hızını aşağıdaki denklem yardımıyla hesaplamak mümkündür (Yeong ve Dol, 2016);

$$T = \dot{m} (V_1 - V_4) = \rho A V (V_1 - V_4) \quad (4.79)$$

Denklemde $\dot{m}$: kütleli debi (kg/s), V_1 : yukarı yönlü hava hızı (m/s), V_4 : aşağı yönlü hava hızı (m/s), ρ : hava yoğunluğu (kg/m³), A : referans pervane yüzey alanı (m²) ve V : Quadcopter'in hızı (m/s) olarak ifade edilir.

Denklemde bulunan yukarı yönlü hava hızı ifadesi, kalkış esnasında sıfır ($V_4=0$) olmaktadır ve aşağı yönlü hava hızı ise Quadcopter'in hızına eşit ($V_1=V$) olmaktadır. Gerekli dönüşüm yapıldığında aşağıdaki bağıntı elde edilmektedir (Yeong ve Dol, 2016);

$$V = \sqrt{\frac{T}{2\rho A}} \quad (4.80)$$

Şu aşamada henüz pervane tasarımı yapılmadığından motor ve gövde için önerilen pervanenin yani orijinal pervanenin yüzey alanı hesaplamalar için kullanılmıştır. DJI 1045 referans pervanesinin yüzey alanı 0,010664 m² olarak ölçülmüştür. Ayrıca havanın yoğunluğu (deniz seviyesinde, 1 atm ve oda sıcaklığında 15 °C için $\rho=1,225$ kg/m³), kuvvet değeri ($T=5,2679$ N) ve pervane yüzey alanı ($A=0,010664$ m²) değeri denklemde yerine konulduğunda teorik Quadcopter hızı elde edilmektedir;

$$V = \sqrt{\frac{T}{2\rho A}} = \sqrt{\frac{5,2679}{2 \times 1,225 \times \pi \times 0,010664}} = 8,0112 \text{ m/s} \quad (4.81)$$

4.3.1.4. Uçuş süresi

Hava aracının uçuşu genel olarak kalkış, havada asılı kalma ve iniş olarak özetlendiği daha önce ifade edilmişti. Kalkış durumunda hava aracı kalkış gücü harcayacaktır. Bu durum diğer hareketler için de geçerlidir. Ayrıca hava aracına etkiyen rüzgâr olması durumunda bu kuvvete karşı koyabilmek için gerekli aerodinamik güç miktarı da artmaktadır. Bundan dolayı da hava aracının uçuş süresi azalmaktadır. Hava aracının uçuş süresi, batarya enerjisinin toplam gücü bölünmesi ile elde edilir. Denklemden; P_G : motorların ve devrenin çektiği güç (W) ve t_{dk} : hava aracının uçuş süresini (dk) ifade etmektedir.

$$t_{dk} = \frac{E_{w,dk}}{P_G} \quad (4.82)$$

4.3.2. Özgün pervane tasarımı

Kaldırma ve sürüklenme katsayısı, Denklem (4.29) ile (4.30) yardımıyla hesaplanmaktadır. Bir pervane tasarlanırken takip edilmesi gereken hususları şöyle özetlemek mümkündür; ilk önce kanat profili seçilir. Daha sonra çalışma koşulları için Reynolds sayısı belirlenir ve son olarak maksimum C_L / C_D oranına karşılık hücum açısı tespit edilir (Koç ve ark., 2016).

Büyük ölçekli pervane için Reynolds sayısı 1.500.000 civarındadır (Turner, 2011). Fakat Reynolds sayısı kanat profili boyunca değişmektedir. Bu yüzden çalışma koşulları için gerekli Reynolds sayısı literatür çalışmalarına göre belirlemek gerekmektedir. Bu çalışmada tasarlanan pervaneler, bir multikopter için kullanılacağından düşük Reynolds sayısı aralığında çalışacaktır. Seçilen pervanenin Reynolds sayısı 25.000–100.000 aralığındadır.

Tasarım yapılırken göz önünde bulunması gereken genel kriter ise spesifik bir çap seçmektir. Ayrıca bu ilk tasarımın aşamalarındandır. Gerçekte tasarım değerlerinin performansa etkisi seçilen profil ile belirlenir. Pervanenin 0,75 R konumundaki profil ölçüsü, performansı en fazla etkileyen konum olduğundan tasarımda kullanılan parametreler bu noktaya göre seçilmektedir (Kaan ve ark., 2012). Bu yüzden pervanelerin 0,75 R konumundaki değerleri baz alınarak performans parametreleri seçilir.

C_L değerinin teorik olarak hesaplanması mümkün olmadığından temel olarak bir kanat profili seçilirken deneysel sonuçlardan yararlanılır (Tuna, 2009). C_L değeri rüzgâr

tüneli ortamında model kullanarak deneysel olarak belirlenmektedir. Belirli bir aralıktaki hücum açısı karşılık elde edilen C_L ve C_D katsayılarının oranları hesaplanır. Aerodinamik açıdan optimum pervane tasarımı için gerekli parametre, maksimum C_L / C_D oranına karşılık gelen hücum açısıdır (Keleş ve ark., 2013). C_L değeri, pervane şeklini, eğimini ve bazı akış koşullarının model üzerindeki etkisini ifade etmek için kullanılır. Küçük ölçekli pervaneler için bu katsayı açı cinsinden, hücum açısının iki pi sayısı ile çarpılmasıyla elde edilmektedir (Nasa, 2022).

$$C_L = 2 \times \pi \times \alpha \quad (4.83)$$

Denklemden C_L : kaldırma katsayısı, α : hücum açısını (radyan) ifade eder. Pervane profilini belirlemek için çeşitli analiz yazılımları mevcuttur. Daha önce belirtildiği gibi bazı pervane geometrileri için rüzgâr tüneli deneyleri sonuçları olmadığından bu pervane geometrileri analiz etmek için alternatif uygulamalar kullanılır. Aşağıda çeşitli pervane tasarım araçları ile ilgili bilgiler verilmiştir.

- **JAVAFOIL:** Pervane geometrilerinin analizi için kullanılan ticari bir uygulamadır. Programının arayüzü basit ve kullanışlı olmasına rağmen program arayüzüne kaldırma ve sürüklenme katsayıları yüklemek veya oluşturmak mümkün değildir (Wisniewski ve ark., 2015).
- **XFLR5:** Bu yazılım düşük Reynolds sayısında çalışabilen uçak ve kanatların analizi için kullanılmaktadır. Bünyesinde bulunan XFOIL olarak adlandırılan program sayesinde kaldırma ve sürüklenme katsayılarını hesaplamak mümkündür. Pervane tasarımı için kullanılan bir yaygın bir yazılımdır. Bu yazılım verilen bir Reynolds sayısı için ideal itki/sürüklenme oranına karşılık hücum açısının tespit edilmesine yardımcı olur (Wisniewski ve ark., 2015).
- **PROP-DESIGN:** Bu yazılım açık kaynak kodlu bir pervane tasarım programıdır. Vortex teoremi kullanarak, Mach sayısı 0–1,3 arasındaki düz/eğik, sabit/eliptik hatveli pervanelerinin veter hesaplaması kullanılmaktadır. Bu program klasik bir arayüze sahip değildir. Komut işlemi ile çalışmakta ve model uçak kanatlarının tasarımı için uygun değildir (Wisniewski ve ark., 2015).
- **PROPID:** Bu program, Illinois Üniversitesi tarafından tasarlanmış olup, momentum ve pala elemanı teorisi kullanarak dikey eksenli rüzgâr türbininin

analizi ve tasarımı için kullanılmaktadır. Küçük ölçekli pervanelerin tasarımı için kullanışlı değildir.

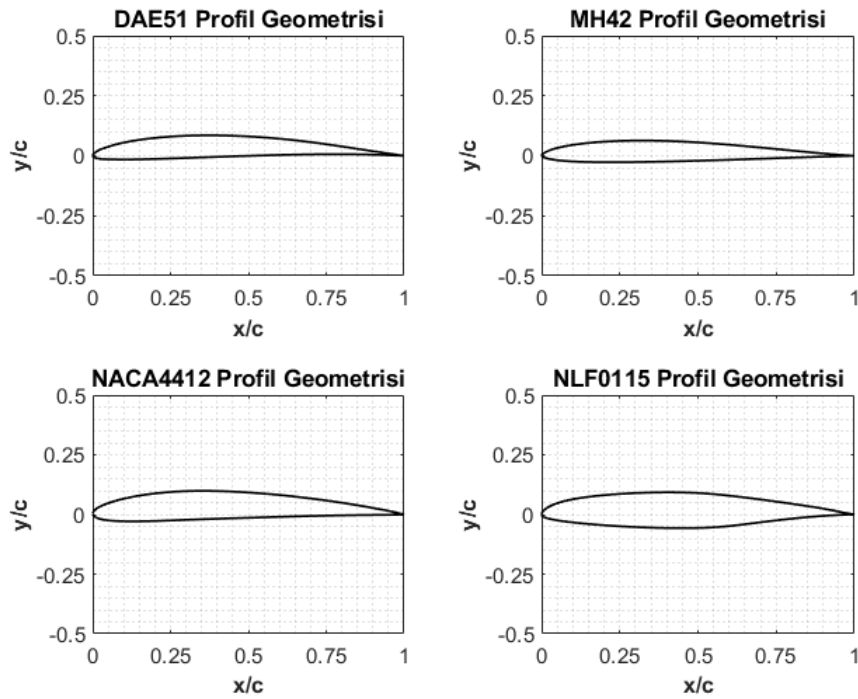
- **PROPGEN:** Bu program ise rüzgâr türbini, buhar türbini ve çeşitli sıvı veya gaz ile çalışabilecek, pervanelerin tasarımı için kullanılmaktadır. Bu programın bilgisayara kurulumu oldukça zor olmakta ve karmaşık amaçlar için yetersiz kalmaktadır (Wisniewski ve ark., 2015).
- **OPENPROP:** Bu uygulama Matlab kodu ile çalışan bir tasarım aracıdır. Su pervaneleri ya da dikey eksenli türbinler için kullanılmaktadır. Küçük ölçekli pervanelerin tasarımı için uygun değildir (Wisniewski ve ark., 2015).
- **PROPDESIGNER:** Bu yazılım, pala ve momentum teorisinin kombinasyonu kullanarak, pervane tasarımı yapabilmektedir. Tasarım noktaları kullanarak pervane analizi ve tasarımı yapılmasına imkân verir. Bünyesinde sınırlı sayıda pervane geometrisi bulunmaktadır. Bilgisayara doğru bir biçimde yüklemek mümkün olmamaktadır (Wisniewski ve ark., 2015).
- **JBLADE:** Bu program açık kaynak kodlu pervane tasarım ve analiz aracıdır. Pervane performansını analiz etmek için diğer açık kaynak kodlu araçlardan yararlanmıştır. Özellikle QBLADE rüzgâr türbini tasarım aracından yararlanmıştır. İyi sonuçlar vermesine rağmen oluşturulan tasarımın katı çizimini dışarıya aktarmaya imkân vermemektedir (Dumitrache ve ark., 2017; Morgado ve ark., 2014; Wisniewski ve ark., 2015).
- **JAVAPROP:** Bu yazılım pala elemanı teorisini kullanarak pervane tasarımı ve analizi yapmaya olanak vermektedir. İnternete ihtiyaç duymadan bir bilgisayarda çalışabilmektedir. Kullanıcı dostu arayüzü sahiptir ve Matlab, Java gibi bir program vasıtasıyla çalışabilmektedir. Reynolds sayısına göre pervane geometrisi kullanmakta ve oluşturulan tasarımın katı çizimi diğer katı çizim programlarına aktarılabilir. Başlangıç aşaması için kullanabilir fakat uzun süreli kullanım için kullanışlı değildir (Wisniewski ve ark., 2015).
- **QMIL/QPROP:** Bu yazılım bünyesinde iki farklı program bulundurur. QPROP, motor-pervane kombinasyonun performansını tahmin etmek için kullanılan bir analiz programıdır. QMIL ise pervane tasarım programıdır. QPROP'ta kullanılan aerodinamik modeller hesaplanırken tesir eden hız hesaba katılmakta ve sonuçlar bakımından eksizdir. Ayrıca İHA temel motor modellerini bünyesinde bulundurur ki bu itki sistemi modellemek için kullanılmaktadır. (Wisniewski ve ark., 2015)

Bu çalışmada pervane kanat profili ile belirlenen Reynolds sayısında, hücum açısı karşılık sürüklenme ve kaldırma katsayısını elde etmek için JBLADE yazılımı kullanılmıştır. Daha sonra takip edilmesi gereken adımlar şöyledir; Öncelikle pervane istasyonlara dilimlenir. Daha sonra her bir istasyon için hücum açısı hesaplanır. Bir sonraki aşama ise her bir istasyon için veter uzunluğu hesaplanır ve son olarak her bir istasyona için bağlanma açısı hesaplanır. Bu çalışmada, pervanenin istasyonlara dilimlenmesi, veter uzunluklarının hesaplanması ve burulma açısının hesaplanması için QPROP/QMIL yazılımı aracılığıyla yapılmıştır.

4.3.2.1. Pervane girdileri

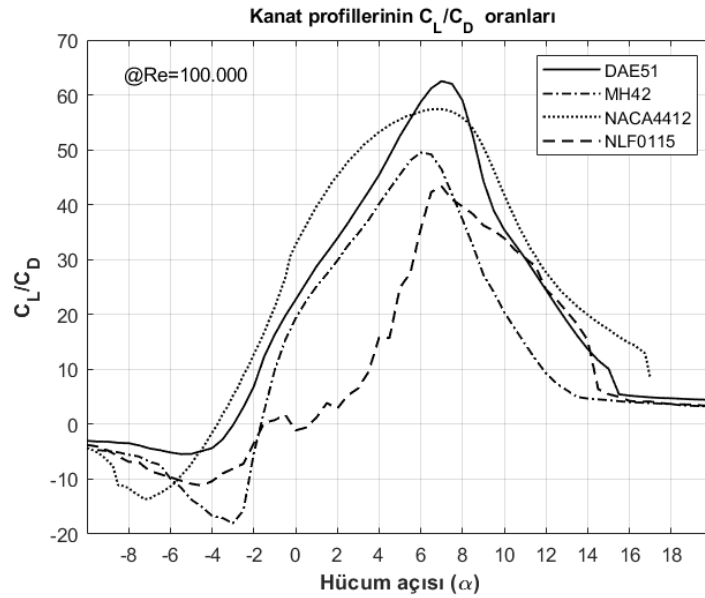
Literatürde düşük Reynolds sayısında verimli bir şekilde kullanılabilecek kanat profillerinden olan, DAE51, NLF0115, NACA4412 ve MH42 kanat profilleri çalışma için seçilmiştir (Carvalho, 2013; Gökdemir ve Ürgün, 2020; Park ve ark., 2018; Williamson ve ark., 2012).

Bu profillerin rüzgâr tüneli deneyleri Illinois Üniversitesi Havacılık Departmanı tarafından yapılmış olup, bu pervane profillerinin deneysel verileri yayımlanmıştır (Selig, 1996). Profiller için gerekli X ve Y koordinat verileri web sitelerinden alınarak çizilmiştir (URL, 2022k, 2022l). Şekil 4.9’da seçilen profillerin görünümü verilmiştir.



Şekil 4.9. Seçilen kanat profillerinin görünümü

Pervane ön tasarımı, pervane çapı 10 inç ve pal sayısı 2, hava yoğunluğu 1,225 kg/m³, Reynolds sayısı 100.000, açısal hız ise 5500 ve 6000 rpm olarak seçilmiştir. NACA4412 ve NLF0115 profilleri için 6000 rpm, DAE51 ve MH42 için ise 5500 rpm’de tasarım yapılmıştır. Bu aşamada hatırlatmakta yarar var ki, tüm pervaneler için bir tasarım noktası belirlenerek pervane kesiti oluşturulmuştur. İtke kuvveti sabit olduğu durumda açısal hız ile veter uzunlukları ters orantı olarak değişmektedir. Açısal hız attıkça veter uzunlukları azalmaktadır. NLF0115 ve NACA4412 test pervaneleri için 5500 rpm açısal hızda, veter uzunlukları çok büyük olmasından dolayı açısal hız 6000 rpm olarak seçilmiştir. Şekil 4.10’da $Re=10^5$ sayısında her bir profil için hücum açısına karşılık gelen C_L/C_D oranları verilmiştir.



Şekil 4.10. Kanat profillerinin hücum açısına karşılık C_L/C_D oranları

C_L/C_D oranına karşılık α belirlemek için JBLADE yazılımı yardımıyla grafikler elde edilmiştir. Bu yazılım matematiksel olarak C_L/C_D karşılık hücum açısını hesaplamaktadır. Tablo 4.6’da DAE51, NLF0115, NACA4412 ve MH42 profillerinin kanat performans değerleri karşılaştırılmıştır.

Tablo 4.6. Kanat profili performans değerlerinin karşılaştırılması

DAE51				NLF0115				NACA4412				MH42			
α	C_L	C_D	C_L/C_D	α	C_L	C_D	C_L/C_D	α	C_L	C_D	C_L/C_D	α	C_L	C_D	C_L/C_D
-1,00	0,30	0,0185	16,32	6,50	0,88	0,019	42,29	1,50	0,62	0,017	35,53	-2,00	-0,07	0,012	-5,27
7,00	1,20	0,020	62,52	7,00	0,88	0,020	43,33	6,75	1,14	0,019	57,41	6,00	0,82	0,020	49,51
11,50	1,44	0,0526	27,37	12,75	1,16	0,056	20,50	16,25	1,33	0,092	14,38	10,00	1,06	0,051	20,44

Yazılımı kullanmadan önce her profilin X ve Y koordinatları uygun formatta yüklenmiştir. Profil koordinatları ve ortam girdileri, program arayüzüne girildikten sonra C_L , C_D , α ve C_L/C_D oranına ait grafik $Re=10^5$ koşulu için elde edilmiştir. C_L ve C_D değerleri -10° ile $+20^\circ$ hücum açısı aralığında elde edilmiştir. Tablo 4.7’de her bir pervane profili için seçilen tasarım değerleri verilmiştir.

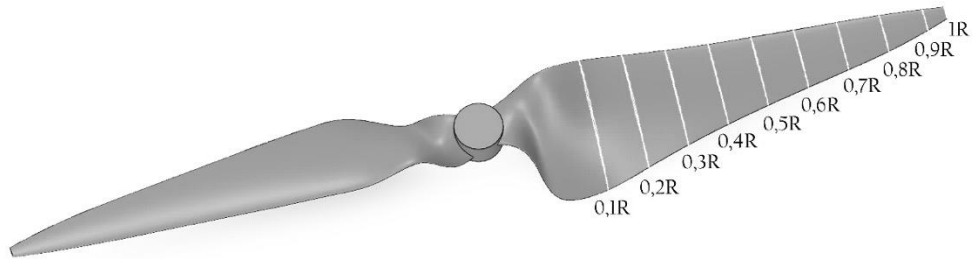
Tablo 4.7. Seçilen profillerin tasarım parametreleri

	Tasarım 1	Tasarım 2	Tasarım 3	Tasarım 4
Kesit Tipi	DAE51	NLF0115	NACA4412	MH42
C_L/C_D	62,52	43,33	57,41	49,51
Hücum açısı @ 0,75 R (°)	7	7	6,75	6

4.3.2.2. Tasarım

Önceki alt bölümde girdiler seçilmişti. Bu bölüm ise bu girdilere karşılık, kesitler halinde pervane istasyonları elde edilecek ve pervanenin katı çizimi oluşturulacaktır.

Kanat geometrisinin değerlerini elde etmek için kanat boyu eşit aralıklı 11 istasyona ayrılmıştır. Bu değer pervanenin katı çizimini elde etmek için toplam veter uzunluğunun istasyon sayısı kadar dilimlere ayrılmasıdır. Şekil 4.11’de bir pervanenin istasyonlara bölünmesinin görünümü verilmiştir (Chevula ve ark., 2021).



Şekil 4.11. Pervanenin istasyonlara bölünmesi

Aralık uzunluğu, veter uzunluğunun istasyon sayısına bölünmesi ile elde edilir. Aralık uzunluklarını elde etmek amacıyla aşağıdaki denklem kullanır. Denklemde bulunan r: aralık uzunluğunu (mm), t: istasyon sayısını ve R: pervane yarıçapıdır;

$$r = \frac{R}{t} \quad (4.84)$$

parametrelerinden hesaplanabilmektedir (Drela, 2007). Ölçümler sonucunda her bir pervane profili için elde edilen aerodinamik parametreler Tablo 4.8’de verilmiştir.

Tablo 4.8. QMIL için elde edilen aerodinamik parametre değerleri

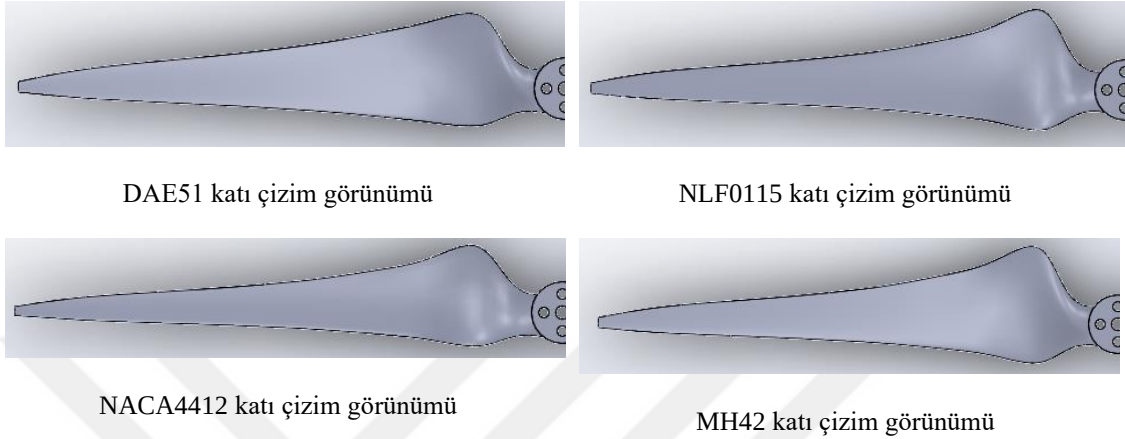
Profil/Parametre		DAE51		MH42		NACA4412		NLP0115	
		X	Y	X	Y	X	Y	X	Y
Cl_alpha	Üst nokta	12	1,438	10,1427	1,07788	8,46989	2,01233	12,25	1,206
	Alt nokta	-8,015	-0,03345	-1,08285	0,141738	-1,90408	0,684558	-7,383	-0,5902
Cl_Cd	Üst nokta	0,05078	1,441	0,01945	0,9013	0,059304	2,07733	0,04718	1,194
	Alt nokta	0,07777	-0,4221	0,015442	-0,28755	0,09073	0,056942	0,07029	-0,5651
CD0		0,01593		0,0132576		0,02228803		0,02128	
CLCD0		1,013		0,166825		1,28661		0,8449	
$\Delta CL1$		0,428		0,8858576		0,79072		0,3491	
$\Delta CD2$		0,03485		-0,147375		0,03701547		0,0259	
CD2		0,190245873		-0,186877241		0,059202197		0,212520127	
$\Delta CL2$		1,47145		0,936142		1,327772		1,7962	
Δa		20,015		11,22555		10,37397		19,633	
CL_a		13,60222909		11,99128978		7,813065797		10,93029729	
Clmin		-0,4221		-0,287548		0,056942		-0,5651	
Clmax		1,441		0,9013		2,07733		1,194	
CL0		-0,03345		0,141738		0,684558		-0,5902	
CD2u		0,428		0,734475		0,79072		0,3491	
CD2l		1,4351		0,454373		1,229668		1,41	

Yazılım ile kanat profillerine ait istasyon sayısı, aralık uzunluğu, bağlanma açısı ve veter uzunluğunu elde edilmiştir. QMIL hesaplaması sonucunda her kanat profili için elde edilen tasarım değerleri Tablo 4.9’da verilmiştir.

Tablo 4.9. Hesaplamalar sonucunda her profil için elde edilen tasarım değerleri

İstasyon	r (mm)	DAE51		MH42		NACA4412		NLF0115	
		c (mm)	β (°)	c (mm)	β (°)	c (mm)	β (°)	c (mm)	β (°)
1	18,70	66,26	36,5104	56,29	50,5159	43,52	59,8094	53,16	54,9826
2	30,10	43,22	25,8968	51,64	37,1731	41,94	46,3033	48,79	41,6371
3	41,50	31,89	20,5165	43,44	29,2638	36,17	37,9361	41,04	33,7228
4	52,90	25,20	17,3148	36,37	24,2078	30,65	32,4558	34,37	28,6622
5	64,30	20,79	15,2002	30,74	20,7443	26,02	28,6476	29,05	25,1944
6	75,70	17,62	13,6999	26,14	18,2377	22,12	25,8656	24,70	22,6838
7	87,10	15,16	12,5788	22,14	16,344	18,67	23,7492	20,92	20,7863
8	98,50	12,97	11,7072	18,31	14,8639	15,33	22,0855	17,29	19,3024
9	109,90	10,52	11,0082	14,07	13,6748	11,69	20,7418	13,30	18,1095
10	121,30	6,51	10,4329	8,15	12,6976	6,70	19,6316	7,70	17,1283
11	127,00	3,93	10,1918	4,55	12,2884	3,70	19,1642	4,30	16,7171

Her bir pervanenin ön tasarım hesaplamaları ile elde edilen değerlerle pervanenin katı modeli çizilebilmektedir. Tablo 4.9’da elde edilen tasarım verileri MATLAB kodu sayesinde SOLIDWORKS katı çizim programına aktarılmıştır. Pervane çapı, veter ve bağlanma açısı QMIL ile elde edilmiştir.



Şekil 4.13. (a-b-c-d) Pervanelerin katı çizim görünümü

Daha sonra bu veriler ile pervanenin her bir dilimi yani istasyonu MATLAB kodu vasıtasıyla iki boyutlu çizime dönüştürülmüştür. Son olarak SOLIDWORKS katı çizim yazılımında, bu çizimlerden katı cisim elde etmek için LOFT komutuyla katı model elde edilmiştir. Katı çizimi yapılan pervanelerin görünümü Şekil 4.13’te verilmiştir.

4.3.2.3. Reynolds sayısı

Reynolds sayısı hava aracına etkiyen aerodinamik kuvvetler belirlenirken kullanılan en önemli boyutsuz parametrelerden biridir. Bu sayı, atalet kuvvetlerinin viskoz kuvvetlere oranını ölçen boyutsuz bir sayıdır. Bu boyutsuz sayı, farklı sistemlerin benzerliklerini kullanarak akışın davranışını ve rejimini tahmin etmek için kullanılır. Kanat profillerinin davranışları da Reynolds sayısına bağlı olarak değişmektedir. Bir İHA pervanesi tasarımında, boyutu nispeten küçük olduğu için tasarlanan aracının kanadına ait Reynolds sayısı 25.000–100.000 aralığında olması beklenmektedir. Bu değer sayesinde akışın rejimi (laminer veya türbülanslı) belirlenir.

Tasarım sırasında İHA’nın uçuşması istenen en düşük ve en yüksek hızlar belirlenmeli, bu hızlar için Reynolds sayıları hesaplanmalı ve profil seçimi buna göre yapılmalıdır (F. F. Öngül, 2015; Pala, 2018).

Reynolds sayısı aşağıdaki denklem ile hesaplanmaktadır. Bu bağıntıyı açısal hız türünden ifade edersek, aşağıdaki bağıntı elde edilir. Bağıntıda; ω : açısal hız (rad/s), c : veter (mm), r : aralık uzaklığı (mm), ρ : yoğunluk ve μ : dinamik viskozite (Pa.s) olarak ifade edilir.

$$Re = \frac{\omega \cdot R \cdot c \cdot \rho}{\mu} \quad (4.85)$$

Mach sayısı gerçek akışkan hızının ses hızına oranı olarak tanımlanan boyutsuz bir sayıdır. Hızı tanımlanmak için kullanılan bir ifadedir. Denklemde; V : akışkanın hızı (m/s), a_m : ses hızı (m/s) ve M : Mach sayısı olarak tanımlanır (Başaran, 2017).

$$M = \frac{V}{a_m} \quad (4.86)$$

Reynolds sayısı düşük değerlerde laminar, daha yüksek değerlerde türbülanslı akım şeklinde oluşmaktadır. Reynolds sayısının 10.000–100.000 aralığında olmasına düşük Reynolds sayısı denir (Li ve ark., 2022). Tablo 4.10’da Reynolds sayısı ile rejim arasındaki ilişki verilmiştir (Muratoğlu, 2014).

Tablo 4.10. Reynolds sayısına göre rejim bölgeleri

Akış rejimi / Uygulama	Düz plaka	Pervane kesiti
Laminer	$Re < 3 \times 10^6$	$Re > 10^3$
Geçiş	$3 \times 10^6 < Re < 4 \times 10^6$	$10^3 < Re < 10^6$
Türbülans	$Re > 4 \times 10^6$	$Re > 10^6$

Quadcopter çok yüksek rakımlarda uçmadığından hesaplamalar için standart hava koşulları kullanılabilir (Carvalho, 2013). Reynolds sayısının hesaplanması için kullanılan parametreler Tablo 4.11’de gösterilmiştir.

Tablo 4.11. Reynolds sayısının hesaplanmasında kullanılan parametreler

Özellik	Değer
Hava yoğunluğu (kg/m ³)	1,225
Dinamik viskozite (Pa.s)	179×10^{-7}

Pervaneler farklı dönüş hızlarında döndükleri için oluşacak Reynolds sayısı da farklı olacaktır. Dönüş hızını açısal hız cinsinden hesaplamak için aşağıdaki bağıntı

kullanılmıştır. Denklemden bulunan n : açısal hız (dakikada dönüş sayısı) olarak verilmiştir;

$$\omega = \frac{2 \cdot \pi \cdot n}{60} \quad (4.87)$$

Tablo 4.9 ve Tablo 4.11’de verilen referans bilgiler ile her pervane istasyonunda meydana gelen Reynolds sayısını hesaplamak mümkündür. Parametreler ile DAE51, MH42, NFL0115 ve NACA4412 profilleri için elde edilen istasyon, aralık uzunluğu ve veter uzunluğu verilmiştir. Hesaplamalar sonucunda her bir profil için elde edilen tasarım değerleri Tablo 4.12’de verilmiştir.

Tablo 4.12. Hesaplamalar sonucunda her profil için elde edilen tasarım değerleri

İstasyon	r (mm)	DAE51		MH42		NACA4412		NLP0115	
		c (mm)	Re	c (mm)	Re	c (mm)	Re	c (mm)	Re
1	18,70	66,26	26639	56,29	22631	43,52	17497	53,16	21372
2	30,10	43,22	27969	51,64	33418	41,94	27141	48,79	31570
3	41,50	31,89	28453	43,44	38758	36,17	32272	41,04	36618
4	52,90	25,20	28660	36,37	41364	30,65	34859	34,37	39089
5	64,30	20,79	28740	30,74	42496	26,02	35970	29,05	40154
6	75,70	17,62	28677	26,14	42543	22,12	36001	24,70	40201
7	87,10	15,16	28389	22,14	41460	18,67	34962	20,92	39177
8	98,50	12,97	27466	18,31	38775	15,33	32464	17,29	36623
9	109,90	10,52	24856	14,07	33244	11,69	27621	13,30	31416
10	121,30	6,51	16977	8,15	21254	6,70	17473	7,70	20073
11	127,00	3,93	10730	4,55	12423	3,70	10102	4,30	11734

4.4. Pervanelerin Üretimi

Bu çalışmada pervanelerin baskısı için üç boyutlu yazıcı kullanılmıştır. Temel nedenleri, hızlı üretim ve düşük maliyet olarak sıralanabilir. Bu çalışma kapsamında tasarlanan pervane modellerinin üretimi için kullanılan üç boyutlu yazıcı, Creality marka CR-10 V2 modelidir. Bu yazıcıya ait teknik bilgiler Tablo 4.13’te verilmiştir.

Üç boyutlu yazıcıların baskısı için birçok malzeme kullanılmaktadır. Bunlardan PLA, zararsız nişastalı bitkilerden üretilmektedir. Termoplastik özelliğine sahip olup, 190–220 °C sıcaklığında erimekte ve elastisite modülü 3,5 GPa, çekme dayanımı 50 MPa ve özkütlesi 1300 kg/m³’tür. ABS ise bir petrol türevli bir malzemedir. Filamentin erime sıcaklığı 235–260 °C, elastisite modülü 2–2,6 GPa, çekme dayanımı 37–110 MPa aralığında ve özkütlesi 1000–1400 kg/m³’tür (Karamanlı, 2018).

Bu çalışmada pervanelerin baskısı için PLA malzemesi kullanılmıştır. Katı modeli oluşturulan pervanelerin formatı, katı çizim yazılımının desteklediği dosya türleri ile sınırlı kalmaktadır. Oluşturulan bu katı modeller, yazıcının okuyabileceği, yazdırılabilir format olarak da bilinen STL formatına dönüştürülmüştür.

Tablo 4.13. Kullanılan üç boyutlu yazıcının teknik özellikleri

Marka/Model	Crealty/CR-10 V2
Baskı hacmi	300x300x400 mm
Baskı nozle	Tek nozzle
Nozzle boyutu	0,4 mm
Maksimum sıcaklık	260 °C
Tabla sıcaklığı	100 °C
Filament çapı	1,75 mm
Filament malzemesi	ABS, Ahşap, TPU, Karbonfiber, PLA
Yazma hızı	100 mm/s
Baskı teknolojisi	FDM
Baskı hassasiyeti	$\pm 0,1$ mm
Toplam güç	350 W



Şekil 4.14. Kullanılan üç boyutlu yazıcının görünümü

Ultimaker CURA, üç boyutlu yazıcı ile baskı almak için oluşturulan katı modelleri dilimlemeye yardımcı olan bir programdır (URL, 2022m). Her bir katı model dilimlenmiş ve yazıcıya hafıza kartı yardımıyla yüklenerek, baskıları alınmıştır. Yazıcıdan üretilen pervanelerin baskı özellikleri Tablo 4.14'te verilmiştir.

Tablo 4.14. Pervane baskılarının teknik özellikleri

Model/Özellik	Geçen süre	Kütle (g)	Destek	Net Kütle (g)
DAE51	10 s 18 dk	28	Var	23
MH42	9 s 44 dk	26	Var	26
NLF0115	9 s 37 dk	28	Var	23
NACA4412	11 s 10 dk	33	Var	20

Pervane yüzeyinde çok eğimli bölümler olduğundan basılma işlemleri oldukça karmaşıktır. Bu zorlukları aşmak için eğimli yüzeylere destek oluşturulmuş ve bu bölgelerin daha kaliteli basılmasına sağlanmıştır. Bu destek bölümler basım tamamlandıktan sonra parça yüzeyinden ayrılabilir. Şekil 4.15'te yazıcıdan basılan pervanenin destek malzemedan ayrılma öncesi (b) ve pervanenin destekten ayrıldıktan sonraki durumu (a) verilmiştir. Bu işlem sonunda, dört numune için 4 adet (2 CW-2 CWW) olmak üzere toplam 16 adet pervane üretilmiştir.



Şekil 4.15. Yazıcıdan üretilen pervanelerin görünümü

5. SAYISAL VE DENEYSEL ANALİZ

5.1. Sayısal Analiz

Bir pervane modelini aerodinamik açıdan incelemek için deneysel ve sayısal metotlar bulunmaktadır. Bu yöntemleri; test düzeneği, sayısal analiz ve analitik çözüm olarak ifade edebiliriz. Bu yöntemlerin avantajları ve dezavantajları mevcuttur. Örneğin; test düzenekleri (rüzgâr tüneli, itki test standı vb.) ile gerçek koşulları oluşturmak mümkündür fakat bu düzenekler maliyet ve zaman bakımından diğer yöntemlere göre daha elverişsizdir. Deneysel analizde, pervane statik veya farklı türbülans akışlarında bir rüzgâr tüneline test edilmektedir. Analitik yöntemde ise çözümler denklemden ibaret olduğundan oldukça hızlıdır fakat oldukça karmaşık koşulların çözülmesi her zaman mümkün değildir. Sayısal analizle ise daha karmaşık koşullar, gerçek koşullara oldukça yakın sonuçlar verebilmektedir. Sayısal analizde üç boyutlu bilgisayarlı akış dinamikleri simülasyonu ve Reynolds ile Navier-Stokes denklemlerinin yardımlarıyla çözülmektedir (Kutty ve Rajendran, 2017). Bu tarz problemleri çözmek için yüksek donanımlı bilgisayara ve zamana ihtiyaç duyulmaktadır (Başaran, 2017). Bu çalışmada sayısal analiz yönteminden yararlanılacaktır.

HAD ilk defa 1970’lerde havacılık ve uzay problemlerinin çözümleri için geliştirilmiş, daha sonra statik analiz, elektromanyetik, ısı transferi, akışkanlar mekaniği ve diş hekimliği gibi birçok mühendislik ve tıp problemlerinin çözümü için kullanılan sayısal bir yöntem haline gelmiştir. Problem çözümleri için matematiksel modeller kullanılmaktadır (Basri ve ark., 2016; Jiao ve ark., 2019). Mühendislik problemlerinin çözümü için kullanılan matematiksel modeller, problem ile ilgili başlangıç ve sınır şartlarını içeren diferansiyel denklemlerden oluşmaktadır. Fakat bu denklemler analitik yaklaşımlar ile çözülememektedir. Bundan dolayı mühendislik problemlerinde kullanılan matematiksel modeller için yaklaşık çözümler bulmak amacıyla sayısal analiz metotları kullanılmaktadır. Gerçek sistemde nokta olarak ifade edilen her bir analitik referansa karşılık, sayısal çözümlemede bunlar düğüm noktaları olarak tanımlanır ve bu noktaların çözümleri yaklaşık olarak ifade edilmektedir. Sayısal analiz metodunda çözüm için ilk adım ağ oluşturma veya daha bilinen adıyla mesh oluşturma prosesidir. Bu proses ile birlikte oluşturulan sistemdeki tüm yapılar küçük elemanlara ve düğüm noktalarına parçalanmaktadır. Oluşan elemanlar matematiksel modelin bir parçası olduğundan, bu

aşama önemlidir. Çünkü fiziksel özelliklerin bir düğümden diğer düğüme ne tür bir interpolasyon ile aktarılacağını bu elemanların yapısı ile belirlenmektedir (Öztürk, 2019).

5.1.1. Sayısal analiz doğrulama

Pervanenin akış hacmi içerisinde göstermiş olduğu davranış ile itki, tork, güç ve direnç gibi pervane performansını etkileyen parametreler elde edilebilmektedir. Fakat bu değerleri tespit etmek için rüzgâr deneyleri yapmak gerekir ki bu deneyler büyük maliyetler oluşturmaktadır. Fakat bilgisayarların hızlanması ile bilgisayar ortamında analizler yapmanın imkanı artmıştır. Bu doğrultuda kullanılan en popüler paket programlardan biri de ANSYS Fluent veya CFX paketleridir. Bu paket programlar ile her bir pervane için itki ve tork kuvvetleri elde edilebilmektedir.

İtki kuvveti ve tork elde edildikten sonra pervane performans parametre değerleri olan itki katsayısı (C_T), tork katsayısı (C_Q), güç katsayısı (C_P) ve verim (η) değerleri hesaplanabilmektedir. Ayrıca bu değerler tasarım için ön analiz veya karşılaştırma amacıyla kullanılabilir (Yılmaz ve Çiçek, 2017). Günümüzde ANSYS sayısal analiz yazılımı birçok alanda kullanılmakta ve simülasyon sonuçları yüksek doğruluktadır (Gu ve ark., 2016).

HAD ile performans değerleri elde etmeden önce bir model için doğrulama yapılması gerekmektedir. Genellikle literatürde deneysel analizi gerçekleştirilmiş modeller ile modelin doğrulaması yapılır. Bu çalışmada ANSYS Fluent programı kullanılarak literatürde deneysel verileri bulunan pervanelerin performans değerleri aynı model için tasarlanmış ve karşılaştırma yapılmıştır. Böylece tasarlanan pervanelerin sayısal analizi gerçekleştirmek için gerekli analiz koşulları belirlenmiştir. Tasarlanan pervanelerin performans değerlerini ortaya koymak için aynı koşullar kullanılmıştır. Yapılan bu işleme analiz doğrulama denilmektedir.

5.1.1.1. Model geometrisi

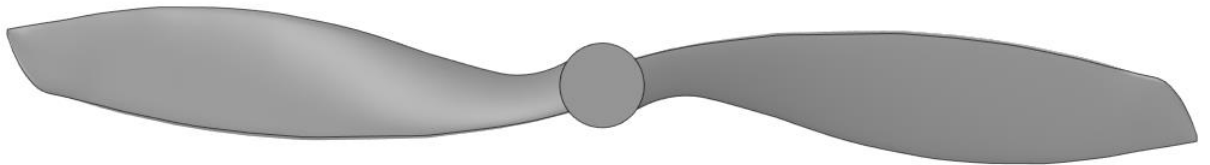
Sayısal analiz için ANSYS Fluent yazılımı kullanılmıştır. Analiz yapmadan önce ticari bir pervane olan APC 10x7 Slow Flyer pervanesi ile doğrulama gerçekleştirilmiştir. Bu pervaneye ait deneysel veriler Illinois Üniversitesi Havacılık ve Uzay Mühendisliği departmanı tarafından yapılmış ve sonuçlar yayımlanmışlardır (Brandt ve ark., 2020).

Tablo 5.1’de APC 10x7 Slow Flyer pervane modelinin deneysel performans verileri verilmiştir.

Tablo 5.1. Analiz doğrulamada kullanılan modelin deneysel performans verileri

J	C_T	C_Q	C_P	η
0,192	0,1257	0,01084	0,0681	0,355
0,236	0,1181	0,01054	0,0662	0,421
0,282	0,1109	0,01028	0,0646	0,484
0,334	0,1027	0,01001	0,0629	0,546
0,383	0,095	0,00971	0,0610	0,596
0,432	0,0865	0,00933	0,0586	0,639
0,486	0,0766	0,00880	0,0553	0,674
0,527	0,0692	0,00837	0,0526	0,694
0,573	0,0607	0,00783	0,0492	0,708
0,628	0,0493	0,00707	0,0444	0,697
0,659	0,0426	0,00664	0,0417	0,674
0,717	0,029	0,00565	0,0355	0,586
0,773	0,0143	0,00450	0,0283	0,391
0,799	0,0078	0,00401	0,0252	0,247
0,862	-0,0089	0,00266	0,0167	-0,462
0,911	-0,0225	0,00156	0,0098	-2,085

APC 10x7 Slow Flyer pervanesi 10 inç çapında olup hatvesi 7 inçtir. Bu pervanenin farklı test koşulları için deneyler mevcuttur. Sayısal doğrulaması için APC 10x7 Slow Flyer pervanesinin için 3008 rpm’deki dönüş hızı seçilmiştir. Simülasyonla elde edilen C_T , C_P ve η karşılaştırılması yapılmış ve hata oranları tespit edilmiştir. Şekil 5.1’de analiz doğrulama için kullanılan APC 10x7 Slow Flyer görünümü verilmiştir.



Şekil 5.1. APC 10x7 Slow Flyer’in görünümü

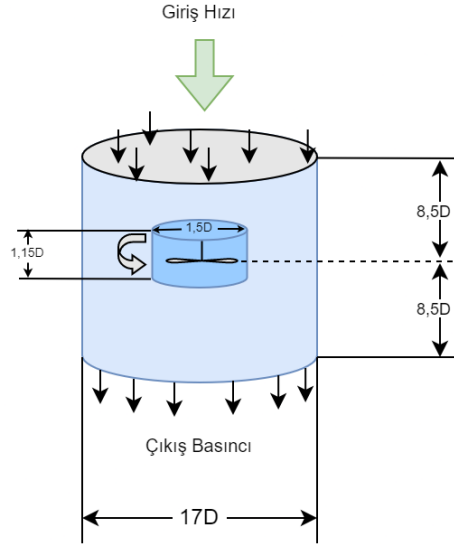
5.1.1.2. Yaklaşım

Sayısal akış mekaniğini üç parçaya bölmek mümkündür; geometri modelleme, çözüm ağının oluşturulması, bağımsızlık kontrolü ve analiz olarak özetlenebilir. Sayısal

analiz metodu ile pervane hareketlerini gözlemek için sistem, dönen bölge yaklaşımı olarak tanımlanmaktadır. Bu yöntemde iki farklı akış hacmi oluşturulmaktadır. Hareketli referans uzay olarak tanımlanır ve pervane merkezinde konumlandırılır. Bu bölge silindirik olarak tanımlanır ve dönen hacim olarak ifade edilir. Dönen hacim metodunda akışkan uzay hacmine göre hareketli olarak tanımlanır. Bir başka ifade ile sistem belirlenen açısal hızda, bu hacmin eksenini etrafında döndüğü varsayılır. Daha sonra bu dönen hacim içine alacak bir kontrol hacmi oluşturulur. Bu iki bölge arasındaki temas noktası, sınır bölgesi olarak tanımlanır. Bu bölgelerdeki ağ yapısı kayan ağ yapısı olarak tanımlanır. Kayan ağ yapısı, bu bölgelerde oluşturduğu ağ yapısını korumakla birlikte izafi olarak dönerek, hücreler arasındaki bilginin bu sınırdan diğer bölgelere iletilmesini sağlar (Başaran, 2017). Havanın özellikleri ise deniz seviyesindeki akışkanın özelliklerine sahip olacak biçimde tanımlanmıştır.

5.1.1.3. Akış hacmi

Önceki alt bölümde bilgi verilen dönen bölge yaklaşımı, pervane akışlarında yaygın biçimde kullanılmaktadır. Akış modeli, ANSYS Design Modeller ile yapılmıştır. Şekil 5.2’de Kontrol hacmi ve dönen akış hacminin akış şematiği verilmiştir.

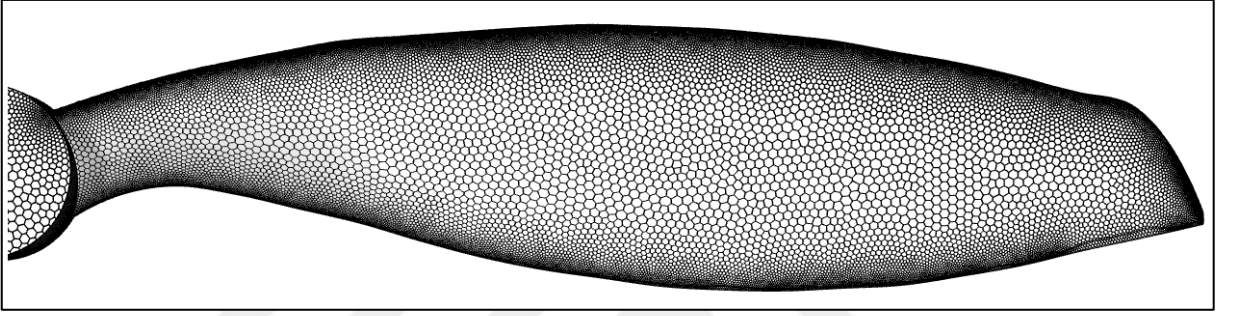


Şekil 5.2. Kontrol hacmi ve dönen akış hacmi

Pervanenin dönen hacmini oluşturmak için disk çapı 1,5 D ve yüksekliği 1,15 D ölçülerinde, kontrol hacminin ölçüsü ise eni ve boyu 17 D katı olarak şekilde modellenmiştir.

5.1.1.4. Ağ yapısı

Çözüm ağ yapısı ANSYS Fluent Meshing programında yapılmış ve yapısı olarak da ‘poly-hexcore’ kullanılmıştır. Bu ağ yapısı, Tetahedral, polyhedral ve hexcore ağ yapılarına göre daha az eleman oluşturarak çözümün daha hızlı olmasına olanak vermektedir (Zore ve ark., 2020). Oluşturulan çözüm ağları, pervane yüzeyi ve etrafında oldukça küçük boyutlarda oluşturulmuştur. Elemanların boyutları pervane yüzeyinden dış hacme doğru uzaklaştıkça artmaktadır. Şekil 5.3’te pervane yüzeyinde oluşturulan çözüm ağ yapısı gösterilmiştir.

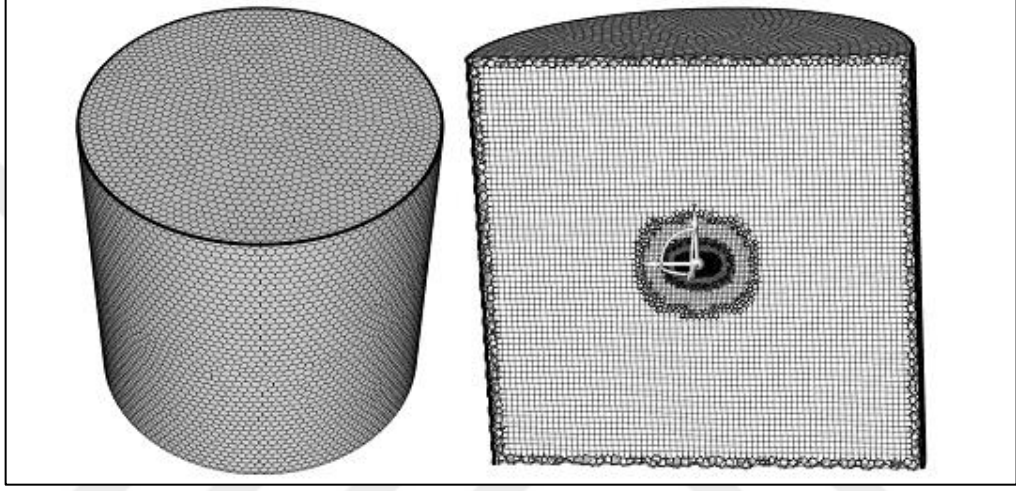


Şekil 5.3. Pervane yüzeyinde oluşturulan ağın görünümü

y^+ değeri, eğiklik (skewness) ve dikey kalite (orthogonal quality), oluşturulan çözüm ağının eleman kalitesi ile ilgili bilgi veren parametrelerdir. Bu parametrelerden eğiklik; oluşturulan elemanların ideal geometriye ne kadar yakın olduğunu ifade eden değerdir. Bu değer 0,95’in altında olması gerekmektedir (Yılmaz ve Çiçek, 2017). Bu değer 1’den uzaklaştıkça çözüm ağında oluşturulan kaliteli eleman miktarı artmaktadır. Dikey kalite ise her bir elemanın merkezinden kenarlara olan uzaklığın, komşu elemanın merkezine olan uzağını ifade eder (Ovalı, 1999). Bu değer minimum 0,1’den büyük olmalıdır. Bu değer 1’e yaklaştıkça oluşturulan çözümün ağ yapısı daha ideal duruma gelmektedir (Gök ve Gök, 2020). Şekil 5.4’te Akış hacmi ve kesitinde oluşturulan çözüm ağ yapısının görünümü verilmiştir.

Akışkanın olduğu çözümlerde, akışın doğru bir şekilde gözlemlenebilmesi için modelin etrafında 5–6 katmandan oluşan bir sınır tabaka (inflation) oluşturulur. Sınır tabaka tanımlanırken ilk elemanın duvardan uzaklığına y^+ değeri denir ve hesaplama ile belirlenmektedir. Duvar içeren akışlarda duvar boyunca sınır tabaka meydana gelir. Akışın hızı duvara doğru ilerledikçe azalır ve duvarda sıfıra ulaşır. Sınır tabakadaki yüksek hız değişiminden dolayı duvar etrafında yüksek gradyanlar meydana gelir.

Duvardaki sürtünme kuvveti de gradyanlar tarafından oluşturduğundan duvar etrafındaki akışın doğru bir şekilde tahmin edilmesi için y^+ katman değerinde sınır tabaka uygulanır. Bu değer seçilen türbülans modeline göre değişim gösterir. y^+ değeri, Shear Strees Transport (SST) k-omega türbülans modeli için 5'in altında, k-epsilon türbülans modeli için 5'in üstünde olması çözüm için yeterlidir. Fakat pervane gibi zor geometrilerde y^+ değeri ilk katman kalınlığı ile birlikte değerlendirdiğinde bu sınırlarda tutmak oldukça güçtür (Akyildiz, 2019; Yılmaz ve Çiçek, 2017).



Şekil 5.4. Akış hacmi ve kesitinde oluşturulan ağ yapısının görünümü

Bu çalışmada, hız ve basınç değişkenlerinin daha iyi yakalanması amacıyla pervane üzerinde ve pervaneye yakın bölgede yapısal çözüm ağı kullanılmıştır. Pervane üzerindeki bölgeye sınır katmanı uygulaması yapılmıştır.

Reynolds sayısı Denklem (4.85) ile elde edildiğinden daha önceki bölümlerde bahsedilmişti. 10^9 'dan düşük Reynolds sayılarında yüzey sürtünmesi (C_f) aşağıdaki bağıntı ile hesaplanmaktadır (Nacakli ve Alabaş, 2019);

$$C_f = [2 \log_{10} (Re_x) - 0,65]^{-2,3} \quad (5.1)$$

Denklemde bulunan; τ_w : kayma gerilmesini ifade etmektedir ve aşağıda bulunan denklem ile hesaplanmaktadır (Nacakli ve Alabaş, 2019);

$$\tau_w = \frac{1}{2} C_f \rho V^2 \quad (5.2)$$

Sürtünme hızı ise aşağıda bulunan bağıntı ile hesaplanmaktadır. u_* :sürtünme hızını (m/s) ifade etmektedir (Nacakli ve Alabaş, 2019);

$$u_* = \sqrt{\frac{\tau_w}{\rho}} \quad (5.3)$$

Bu denklemler ile birlikte sınır tabakanın ilk katman kalınlığı aşağıdaki bağıntı ile hesaplanmaktadır. denklemde bulunan y : ilk katman kalınlığı (mm), y^+ : katman sayısı ve μ : dinamik viskoziteyi (Pa.s) ifade etmektedir (Nacakli ve Alabaş, 2019);

$$y = \frac{y^+ \mu}{\rho u_*} \quad (5.4)$$

Yukarıdaki bağıntı ile ilk katman kalınlığı 0,1798 mm olarak bulunmuştur. 1,2 kat büyüme oranı ile 5 adet katman oluşturulmuştur.

5.1.1.5. Bağımsızlık analizi

Sayısal analizlerde bağımsızlık analizi yapılması önem teşkil etmektedir. Ağın yapısından bağımsız simülasyon sonuçları elde etmek için ağdan bağımsız bir çalışma yapmak çok önemlidir. Bir diğer ifade ile sonuçların, ağ yapısının artması durumunda bile değişmemesi koşulunun oluşması durumudur. Bu doğrultuda analizlere başlarken, düşük eleman sayısı ile çözüm ağı oluşturulur. Daha sonra eleman sayısı artırılarak, sonuçların çözüm ağ yapısından bağımsız olduğu eleman sayısı bulunur. Bağımsızlık analizi $J=0,628$ ve 3008 rpm koşulları için gerçekleştirilmiştir. Tablo 5.2’de APC 10x7 Slow Flyer pervanesinin bağımsız analizi için oluşturulan elemanlara ilişkin sayısal veriler ve kalite ölçüt değerleri sunulmuştur.

Tablo 5.2. Analiz doğrulama için farklı eleman sayısı ve kalite ölçüt verileri

Mesh	Eleman sayısı	Yüzey sayısı	Ağ sayısı	Eğiklik	Dikey kalite
Fine	4.786.422	20.656.050	11.552.972	0,76	0,17
Coarse	3.141.866	13.621.624	7.671.163	0,72	0,21
Standart	1.955.128	8.496.191	4.811.612	0,68	0,34

Çözüm ağı bağımsızlığı için yapılan hesaplamada elde edilen veriler incelendiğinde, itki kuvveti ve torkun eleman sayısı ile değişiminin çok küçük olduğu görülmektedir.

Tablo 5.3'te $J=0,628$ ve 3008 rpm için deney sonuçlarının farklı eleman sayısındaki itki ve tork değerlerinin değişimleri verilmiştir.

Tablo 5.3. Farklı ağ sayısında APC 10x7 modeli oluşan itki ve tork değerleri

Mesh	İtki (N)	Tork (Nm)
Fine	0,63200	0,024200
Coarse	0,63285	0,024244
Standart	0,63638	0,024402
Deney	0,63180	0,023002

C_T , C_Q , C_P ve η , Denklem (4.19), (4.33), (4.34) ve (4.36) verildiği gibi hesaplanmaktadır. Yüzde itki katsayısı ve tork katsayısı farkının hesaplanması için aşağıda bağlantılar kullanılmaktadır (Kutty ve Rajendran, 2017; Nacakli ve Alabaş, 2019);

$$\Delta C_T (\%) = \frac{C_{T,HAD} - C_{T,deney}}{C_{T,deney}} \times 100 \quad (5.5)$$

$$\Delta C_Q (\%) = \frac{C_{Q,HAD} - C_{Q,deney}}{C_{Q,deney}} \times 100 \quad (5.6)$$

Bağımsızlık analizleri için $J=0,628$ adımı referans alınarak bağımsız eleman sayısı belirlenmiştir. İtki, tork ve verimin eleman sayısı ile değişimi Tablo 5.4'te verilmiştir.

Tablo 5.4. Analiz doğrulama modelinin farklı eleman sayılarındaki hata oranları

Mesh	Hata (%)		
	C_T	C_Q	η
Fine	0,034	5,157	-4,878
Coarse	0,168	5,348	-4,923
Standart	0,727	6,035	-5,011

Pervane etrafında bulunan elemanların sayısı yüksek tutularak, 1,9 milyon eleman sayısı için itki ve tork değerleri kaydedilmiştir. Daha sonra eleman sayısı 3,1 milyon ve 4,7 milyon durumları da incelenmiştir. Sırasıyla bu eleman sayıları için oluşturulan çözüm ağ yapısının çözülmesi 10,4 saat, 18 saat ve 31,4 saat sürmüştür. Tablo 5.3 incelendiğinde 3,1 milyon elemanın itki ve tork değerleri, 1,9 milyon elemana göre yakınsamıştır. Fakat 4,7 milyon eleman sayısı ile kıyaslandığı sonuçlardaki değişim

oldukça küçük seviyede kalmıştır. Bu bilgiler değerlendirildiğinde, analizde 3,1 milyon eleman sayısının kullanılması, bilgisayar gücü ve zaman açısından yararlı olacaktır. Bu eleman sayısı sonuçlarda ciddi değişim yaratmayacaktır.

5.1.1.6. Sınır koşulları

Sınır şartları, modelde hesaplanan rüzgârın hızı giriş hızı, çıkış ise atmosfer basıncı olarak tanımlanmıştır. Akışın laminar olması durumunda hem giriş hem de çıkış atmosfer basıncı olarak tanımlanır. ANSYS arayüzünde ise bu ifade “velocity inlet” olarak karşılık bulur. APC 10x7 pervanesi için her adım değerine karşılık gelen hız değeri Tablo 5.5’te verilmiştir (Brandt ve ark., 2020).

Tablo 5.5. APC 10x7 pervanesi için her adım değerine karşılık gelen hız değeri

J	V (m/s)
0.192	2,4449
0.236	3,0052
0.282	3,5910
0.334	4,2531
0.383	4,8771
0.432	5,5010
0.486	6,1887
0.527	6,7107
0.573	7,2965
0.628	7,9969
0.659	8,3916
0.717	9,1302
0.773	9,8433
0.799	10,1744
0.862	10,9766
0.911	11,6006

Şekil 5.2’de görüleceği gibi kontrol hacmine akışın girdiği varsayılan yüzeye hız girişi tanımlanmaktadır. Bu değere istinaden hız değerleri tanımlanarak analiz yapılmıştır. Akış çıkışı değeri ise akışkanın kontrol hacmini terk ettiği yüzey olarak ifade edilir ve değeri atmosfer basıncı (0 Pa) olarak tanımlanmıştır.

Pervane pal ve göbeği, kontrol hacmi içerisinde hareketsiz kayma olmayan duvar olarak tanımlanmıştır. Sınır tabaka, akışkan duvar yüzeyi üzerinden geçerken, duvara temas eden akışkanın duvara yapıştığı yani kaymanın gerçekleşmediği duruma

denir. Dolayısıyla bu bölgelerde akışkan hızı sıfırdır. Bu durum ANSYS arayüzünde “No slip wall condition” ifadesi ile karşılık bulmaktadır. Tablo 5.6’da Sınır koşul parametreleri verilmiştir.

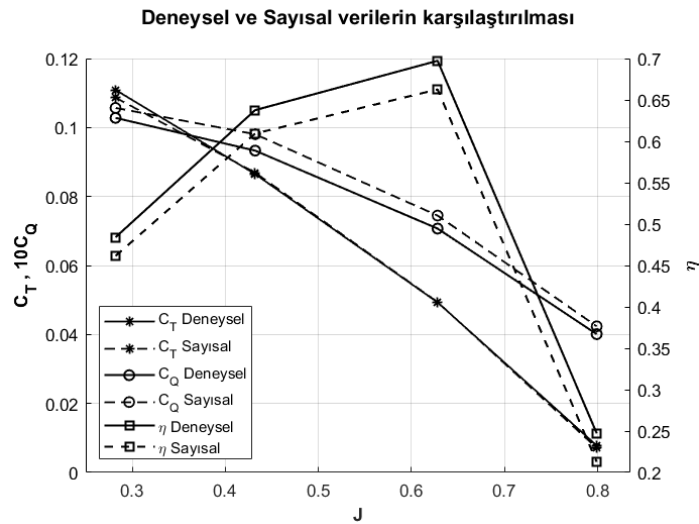
Tablo 5.6. Analiz doğrulama modeli için sınır koşulları

Özellik	Değer
Türbülans modeli	SST k-omega
Akışkan türü/Yoğunluğu	Hava
Akışkan yoğunluğu (kg/m ³)	1,225
Giriş hızı (m/s)	8,0112
Çıkış basıncı (Pa)	0
Pervane duvar koşulu	‘None Slip Wall’ sınırı

5.1.1.7. Analiz doğrulama sonuçları

APC 10x7 slow flyer pervane için yapılan sayısal doğrulama çalışması için deneysel ile sayısal analiz sonuçları karşılaştırılmıştır. Pervanenin $J=0,282, 0,423, 0,628$ ve $0,799$ durumları için karşılaştırma yapılmıştır.

Şekil 5.5’te deneysel ile sayısal analiz sonucunda elde edilen itki katsayısı, tork katsayısı ve verim değerlerinin ilerleme katsayısı oranı ile değişimi grafiksel olarak verilmiştir. Şekil 5.5’te bulunan grafikten görülebileceği üzere, sayısal ve deneysel sonuçlar arasında fark ihmal edilebilecek kadar küçüktür. Sayısal itki katsayısı verileri ile deneysel verilerinin birebiriyle eşleştiği gözlemlenmektedir. Bu da oldukça doğru bir analiz yapıldığını göstermektedir. Analizler sonucunda arasında oluşan en büyük fark ise verim ifadesi için gerçekleşmiştir.



Şekil 5.5. APC 10x7 pervane için deneysel ve sayısal verilerinin karşılaştırılması

Tablo 5.7’de itki, tork katsayıları ile verim parametrelerinin hata oranları verilmiştir. Genellikle sayısal analiz çalışmalarında, deneysel sonuçlar ile yapılan karşılaştırma %5 sapma, kabul edilebilir olarak görülmektedir. Veriler bu koşul ile değerlendirildiğinde, sayısal analiz için kullanılan metodun doğruluğu kabul edilebilir sınırlar içerisinde olduğu söylenebilir.

Tablo 5.7. APC 10x7’nin performans sonuçlarındaki hata oranları

J	Hata (%)		
	C_T	C_Q	η
0,282	-2,008	2,803	-4,645
0,432	0,477	5,098	-4,631
0,628	0,168	5,348	-4,923
0,799	-9,125	5,656	-13,867

5.1.2. Tasarlanan pervanelerin sayısal analizi

Önceki alt bölümde, tasarlanan pervanelerin sayısal analizi yapılmadan önce doğrulanabilir bir metot ortaya konmuştur. Bu yol haritası ile birlikte tasarım pervaneleri için HAD analizi yapılmasına imkân yaratılmıştır. Bu bölümde tasarım pervaneleri için oluşturulan çözüm ağının özellikleri açıklanmıştır.

Sayısal analiz hesaplaması yapılırken oluşturulan ağ yapısı sonuçlara etki etkilemektedir. Ağ yapısının uygun bir şekilde modellenmesi ile sonuçların doğru oluşması mümkün olmaktadır. Modeller için oluşturulan çözüm ağı, yüksek ağ kalitesi parametreleri göz önünde bulundurularak hedeflenen en yüksek eleman sayısı yakalanana kadar yeniden düzenlenmiştir. Analiz doğrulama modeli için yaklaşık toplam 13 milyon eleman sayısı ile istenen hassasiyet limitlerine ulaşılmıştır. Bu eleman sayısı tüm modeller için aşılmıştır. Test pervanelerini modellerken kullanılan varsayılan değerler ile hedeflenen eleman sayısı ve ağ kalitesine ulaşılammıştır. Bu yüzden başlangıç değerleri, ideal ağ yapısı elde edilene kadar düşürülmüş ve son değerler elde edilmiştir.

Tablo 5.8. Tasarım pervanelerin analizi için kullanılan parametreler

Parametreler		Başlangıç değerleri	Son değerler
Curvature açısı		Varsayılan (18°)	Varsayılan (18°)
İlerleme oranı		Varsayılan (1,20)	Varsayılan (1,20)
Dikey kalite sınırı		0,05	0,3
Eğiklik sınırı		0,8	0,7
Min boyut	Pervane yüzeyine	Varsayılan (6,21mm)	0,25 mm
	Dönen hacim	Varsayılan (6,21 mm)	1 mm
Max boyut	Dönen hacim	Varsayılan (159,10 mm)	90 mm
	Statik hacim	Varsayılan (204,52 mm)	100 mm

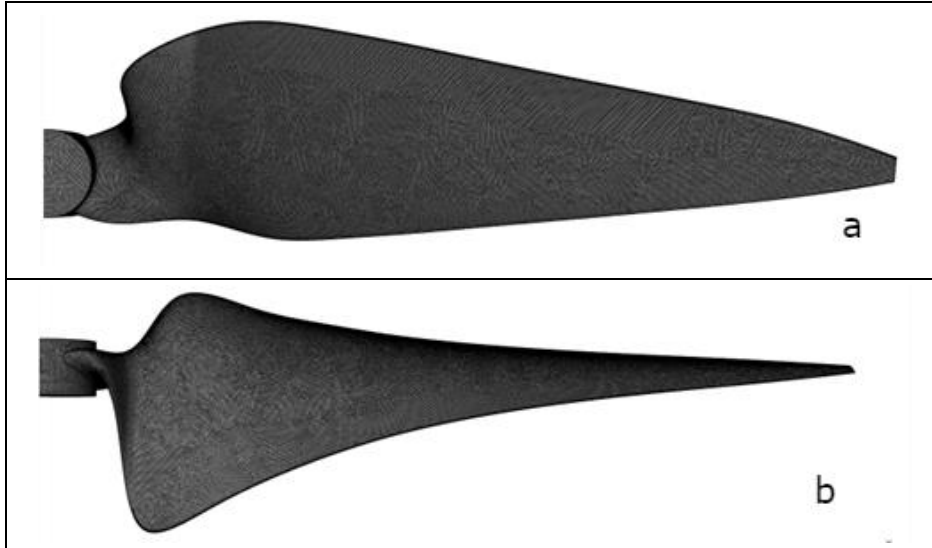
Tablo 5.8’de tasarım pervane modellerinin ağ yapısı oluşturulurken kullanılan başlangıç ve son parametre değerleri verilmiştir. Pervanelerin modellenmesi Şekil 5.2’de verildiği gibi oluşturulmuştur. Bu metotta en dış bölümde akış hacmi, daha iç bölümde dönen hacim ve en iç bölümde ise pervane bulunmaktadır.

5.1.2.1. DAE51 pervanesinin sayısal analizi

Tablo 5.9’da DAE51 tasarım pervanesi için eleman sayısı ve kalite ölçüt değerleri verilmiştir. Bu tabloda verilen değerler, sayısal doğrulama yapılan referans pervanenin değerleri karşılaştırıldığında ağ yapılarının aynı doğrultuda olduğunu söylemek mümkündür. Bunun yanı sıra ağ yapısının kalitesine ilişkin değerlerin kabul edilebilir sınırlar içerisinde olduğunu ifade edilebilir. Toplam eleman sayısı sınırı aşılmış olup, eğiklik için en yüksek değer 0,69 ve dikey kalitenin için en düşük değer 0,30 oluşmuştur. Şekil 5.6’da DAE51 tasarım pervanesinin üst (a) ve yan (b) kesitin çözüm ağ yapısının görünümü verilmiştir.

Tablo 5.9. DAE51 pervanesi için eleman sayısı ve kalite ölçüt verileri

Hücre sayısı	Yüzey sayısı	Ağ sayısı	Eğiklik	Dikey kalite
2.607.804	14.315.397	10.159.102	0,69	0,30



Şekil 5.6. DAE51 pervanesinin üst (a) ve yan kesitteki (b) çözüm ağ yapısı

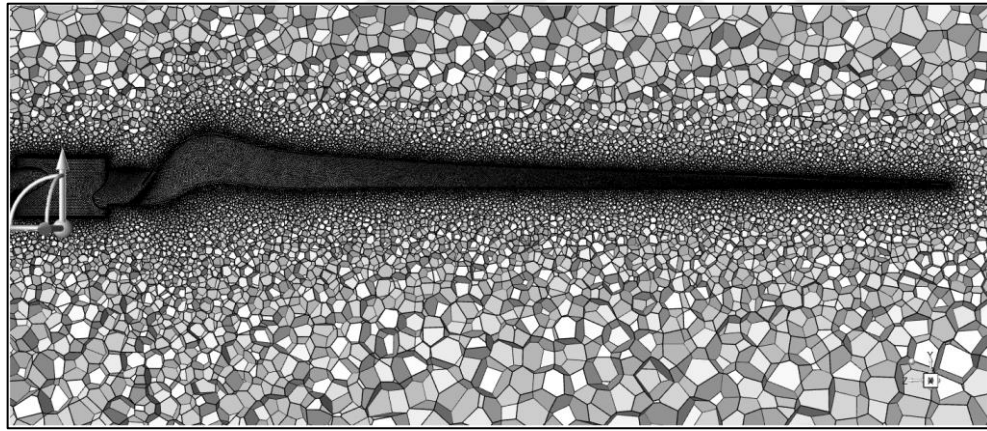
İtki katsayısı Denklem (4.34)’deki bağıntı ile elde edilmiştir. Analitik hesaplama yapılırken Quadcopter’ın minimum uçuş sınır değerleri olan aerodinamik kuvvetlerin oluşmasına imkân kılacak koşullar için hesaplamalar yapılmıştır. Dolayısıyla bu

kuvvetlerin büyüklüğü Quadcopter'ın uçuşuna direkt etki edecektir. Analitik hesaplamalar sonucu elde edilen itki katsayısı ile sayısal analiz arasındaki fark $\% -3,935$ olarak gerçekleşmiştir. Negatif yüzde sonucun daha az oluştuğu ifade etmek için kullanılmıştır. Bu sonuçla, pervane itki kuvvetinin, tasarımda kullanılan değere çok yakın gerçekleşeceğini ifade edebiliriz. Tablo 5.10'da DAE51 test pervanesi için sayısal analiz ile elde edilen itki, tork katsayıları ve verim değerleri verilmiştir.

Tablo 5.10. DAE51 tasarım pervanesi için sayısal performans sonucu

Analiz yöntemi	Pervane performans parametresi	
	C_T	Fark $\%C_T$
Analitik metot	0,1487	$\% -3,935$
HAD	0,1428	

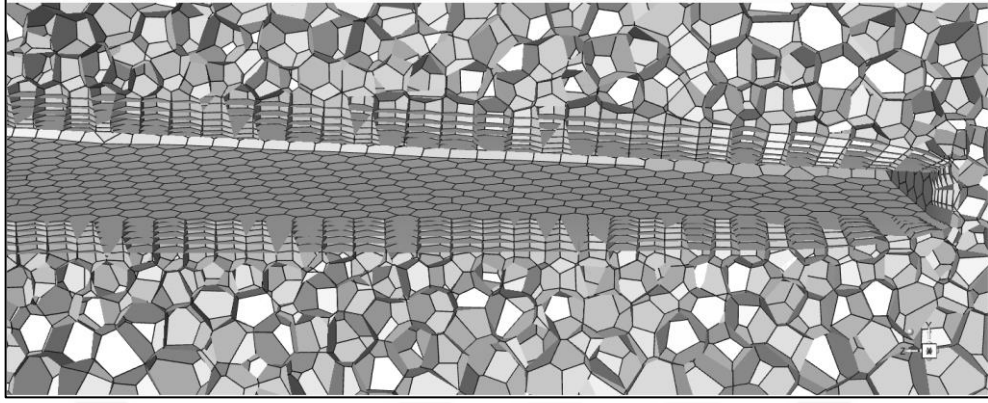
Şekil 5.7'de DAE51 pervane üzerinde genel çözüm ağının yapısının görünümü verilmiştir. Çözüm ağ yapısının geneline bakıldığında, pervane yüzeylerinde ve çevresinde oluşacak hız profilini iyi yakalayabilmek için yoğun bir çözüm ağı oluşturulduğu görülmektedir.



Şekil 5.7. DAE51 pervane yüzeyindeki genel çözüm ağ yapısı

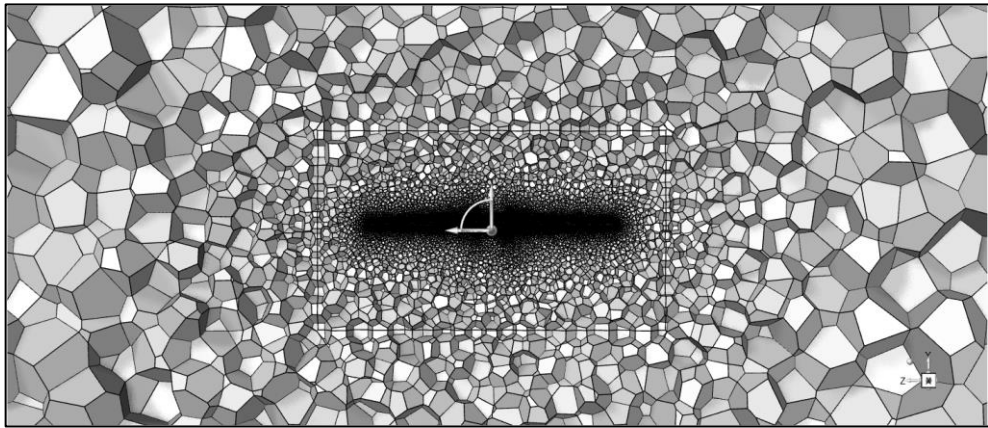
DAE51 tasarım pervanesi için analitik ve sayısal performans parametrelerinin karşılaştırılması elde edilen farkın düşük olması ile tasarıma ilişkin parametrelerin doğru olduğu anlamına gelmektedir. Şekil 5.8'de DAE51 pervanesinin uç bölümlerinde oluşturulan sınır tabakanın görünümü verilmiştir. Pervane gibi akışın olduğu modellerde yüzeylerden geçen hava akışının doğru bir şekilde tahmin edilebilmesi için sınır tabaka uygulaması yapılır. 5 katmandan oluşan sınır tabaka yüzeylere uygun bir şekilde tanımlanmıştır.

Şekil 5.9’da DAE51 pervanesinin akış hacmindeki çözüm ağ yapısı gösterilmiştir. DAE51 pervanesinin akış hacmindeki çözüm ağ yapısına bakıldığında, pervane ve etrafında oluşturulan elemanların oldukça sık olduğu görülmektedir.



Şekil 5.8. DAE51 pervane uçlarında oluşturulan sınır tabaka görünümü

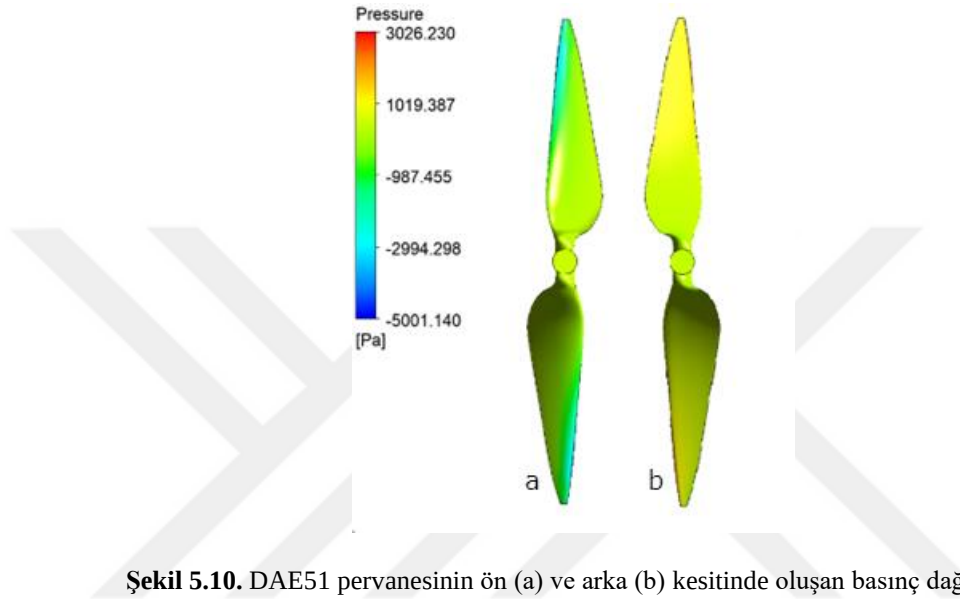
Pervaneden uzaklaştıkça elemanların sıklığı azalmaktadır. Pervaneden uzak bölgelerde oluşturulan çözüm ağının hız ve basınç gelişimine etkisi çok düşüktür. Bu bölgelerde sık bir çözüm ağı kullanmak analiz süresini uzatacağından daha az yoğunlukta çözüm ağı oluşturulmuştur.



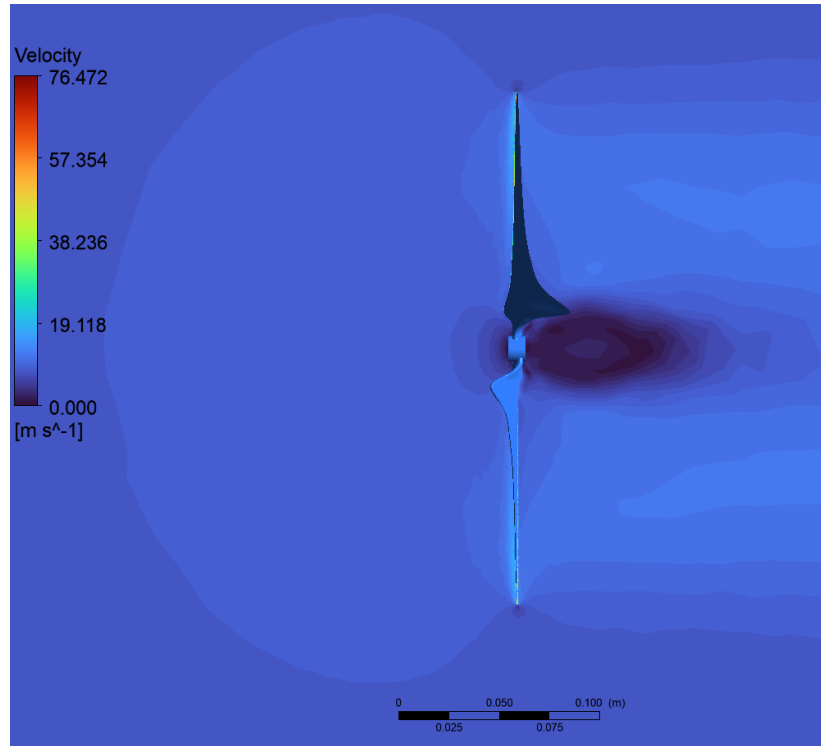
Şekil 5.9. DAE51 pervanesinin akış hacminde oluşturulan çözüm ağı

Pervane üzerine etki eden basınç dağılımı incelendiğinde, pervanenin alt yüzeyinde bulunan bölümlerde, basıncın yoğunluğu diğer bölgeler ile kıyaslandığında daha yüksek oluşmuştur. Bu yüzeyler hava direnci ile karşılaşan bölümler olduğundan bu bölgelerde yüksek basınç olması beklenen bir durumdur. Çünkü alt yüzeyde oluşan basınç ile üst yüzde oluşan basınç arasındaki fark itki kuvvetini meydana getirerek, Quadcopter’ın uçmasını sağlar. Pervane emme yüzeyinde 3026 Pa değerinde pozitif

basınç oluşmuştur. Bu değer dört pervane arasındaki en düşük pozitif basınç değeridir. En düşük basınç değeri -5001 Pa olarak oluşmuştur. Yeşil ile mavi arasında bulunan renkler negatif basınç oluşturmıştır. Yeşilden maviye doğru basıncın azaldığı görülmektedir. Pervane göbeğinden uçlara doğru ilerledikçe basıncın arttığı gözlemlenebilir. Şekil 5.10'da DAE51 pervanesinin ön (a) ve arka (b) yüzünde oluşan basınç dağılımı gösterilmiştir.



Şekil 5.10. DAE51 pervanesinin ön (a) ve arka (b) kesitinde oluşan basınç dağılımı



Şekil 5.11. DAE51 pervane etrafında oluşan hız dağılımı

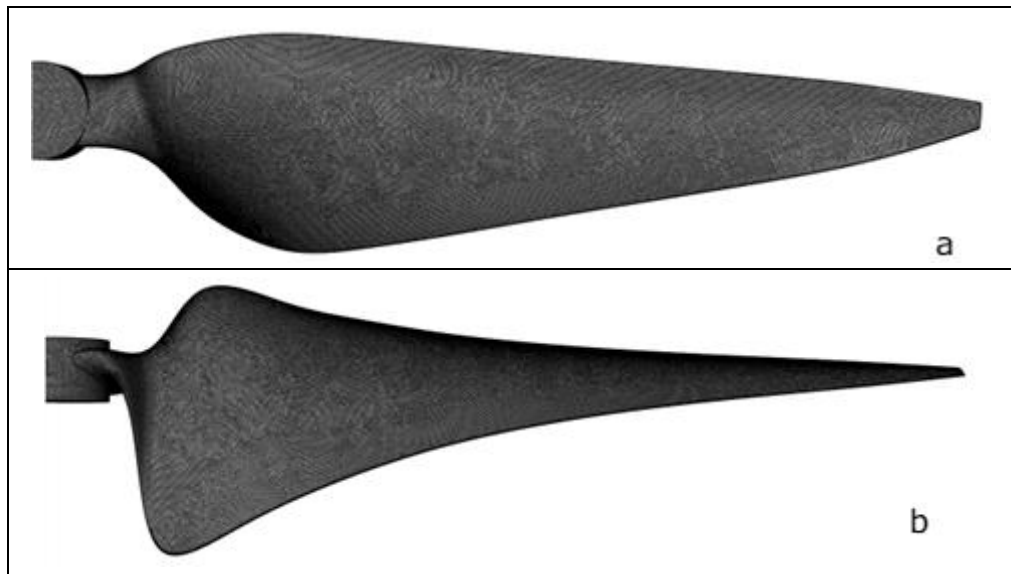
Şekil 5.11’de DAE51 pervane etrafında oluşan akış hız dağılımı gösterilmiştir. DAE51 pervane etrafında oluşan akış hız dağılımına ait grafik incelendiğinde, en yüksek hız değeri pervanenin kanat uçlarında oluşmuştur. Bu görsel pervanenin akışkan üzerindeki etkisini görmek açısından önemlidir. Basıncın düşük olduğu bölgelerde, yüksek hız, yüksek basıncın olduğu bölgelerde ise düşük hız olduğu gözlemlenebilir. Teorikte göbekte oluşan hız sıfırdır. Bu durum grafikten de görülebilir. Bu Bernoulli prensipleri bir sonucu olarak oluşmaktadır.

5.1.2.2. MH42 pervanesinin sayısal analizi

Tablo 5.11’de MH42 tasarım pervanesi için eleman sayısı ve kalite ölçüt değerleri verilmiştir. MH42 test pervanesi için oluşturulan ağ yapısına ilişkin değerler, referans pervane ağ yapısı sayısına ilişkin değerlerinden daha yüksektir. Bu da oluşturulan ağ yapısı sayısının yeterli olduğunu gösterir. Bunun dışında oluşturulan ağın kalitesine ilişkin değerlerden olan eğiklik ve dikey kalite sayıları sırasıyla 0,75 ve 0,24 olarak oluşmuştur. Bu verilerden anlaşılacağı üzere ağ yapının kalitesi yeterli seviyededir. Şekil 5.12’de MH42 pervanesinin üst ve yan kesitin çözüm ağ yapısının görünümü verilmiştir.

Tablo 5.11. MH42 pervanesi için eleman sayısı ve kalite ölçüt değerleri

Hücre sayısı	Yüzey sayısı	Ağ sayısı	Eğiklik	Dikey kalite
2.997.781	16.222.689	11.987.005	0,75	0,24



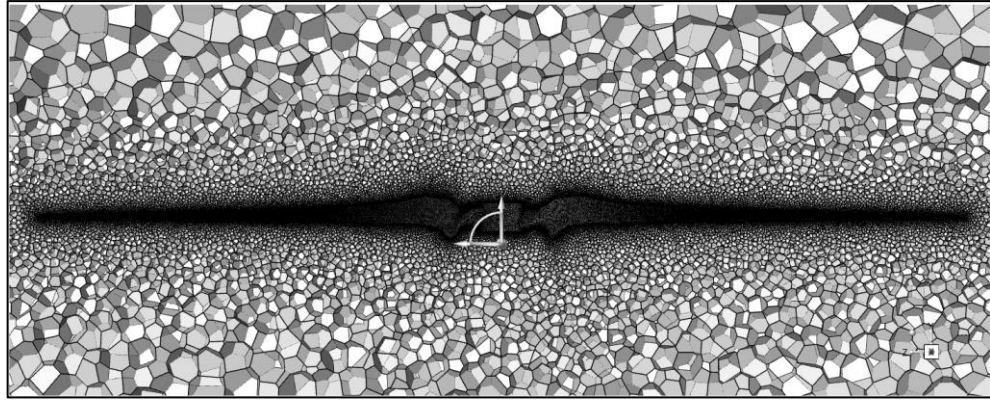
Şekil 5.12. MH42 pervanesinin üst (a) ve yan kesitteki (b) çözüm ağ yapısı

Tablo 5.12’de MH42 test pervanesi için sayısal analiz ile elde edilen itki, tork katsayıları ve verim değerleri verilmiştir. Pervane itki kuvveti, uçuşa direkt eden en temel değerdir. Bu değer hesaplanan değer ile eşleşmesi önemlidir. MH42 test pervanesi için tasarım noktası olarak belirlenen itki kuvveti olan 5,2679 N oluşturacağını hesaplanarak tasarım yapılmıştır. Bu kuvveti, Denklem (4.33) yardımıyla itki katsayısına dönüştürdüğümüzde 0,1487 değeri elde edilir. Sayısal analizde elde edilen itki kuvvetinin değeri ise 0,1411 oluşmuştur. İki katsayı arasındaki fark %–5,11 olarak hesaplanmıştır. Bu sonuçla, hesaplanan pervanenin itki kuvvetinin, istenilen itki kuvvetine çok yakın gerçekleştiği ifade edilebilir.

Tablo 5.12. MH42 tasarım pervanesi için sayısal performans sonucu

Analiz yöntemi	Pervane performans parametresi	
	C_T	Fark % C_T
Analitik metot	0,1487	%–5,11
HAD	0,1411	

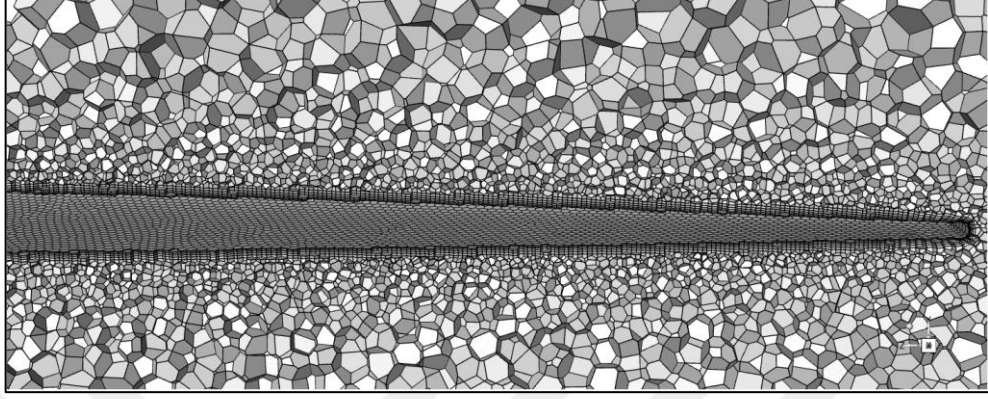
Şekil 5.13’te MH42 pervane üzerinde genel çözüm ağının yapısı gösterilmiştir. Pervane yüzeyi ve etrafında meydana gelen hız profilini iyi yakalayabilmek için bu bölgelerde çözüm ağının yoğunluğu yüksek tutulmuştur.



Şekil 5.13. MH42 pervane yüzeyindeki genel çözüm ağ yapısı

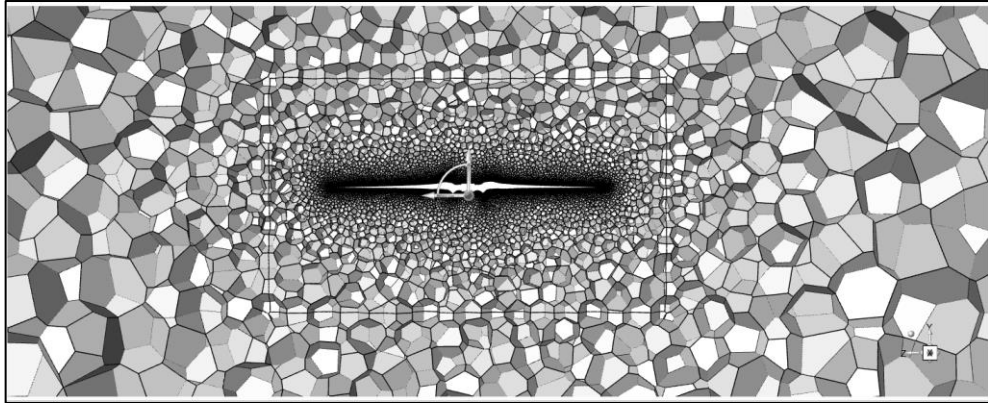
Şekil 5.14’te MH42 pervane uçlarındaki sınır tabakanın görünümü verilmiştir. Pervane modeli duvar içermesinden dolayı akışta pervane boyunca sınır tabaka meydana gelecektir. Pervane etrafında oluşan akışın doğru şekilde tahmin edilebilmesi için 5 katman değerinde sınır tabaka uygulanmıştır.

Şekil 5.15'te MH42 pervanesinin akış hacmindeki çözüm ağ yapısı gösterilmiştir. MH42 pervanesinin akış hacmindeki çözüm ağ yapısına bakıldığında, oluşturulan elemanların büyük çoğunluğu pervane ve etrafında toplandığı görülmektedir.



Şekil 5.14. MH42 pervane uçlarındaki sınır tabakanın görünümü

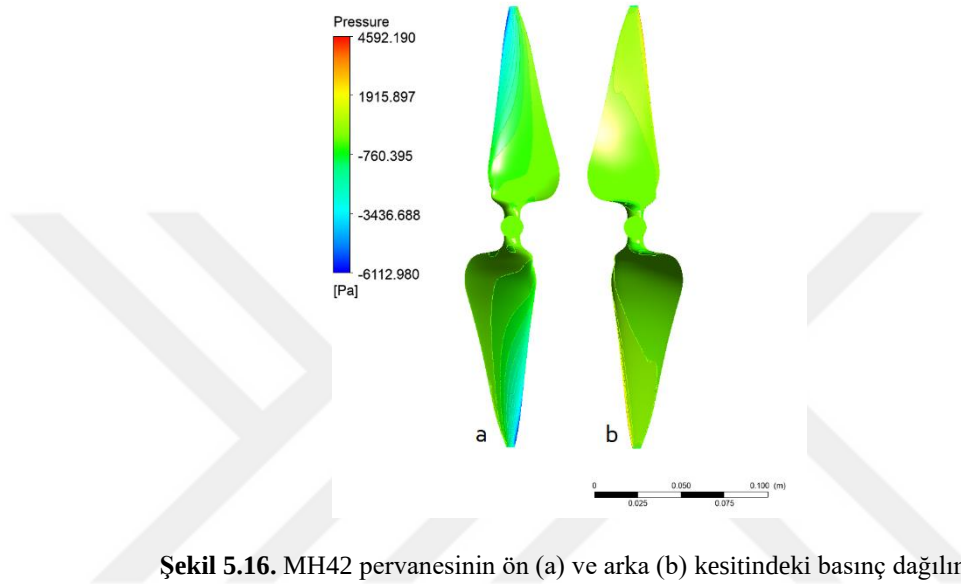
Pervaneden uzaklaştıkça elemanların sıklığının azaldığı görülmektedir. Toplam eleman sayısı artması ile modelin çözümlenmesi daha fazla zaman almaktadır. Pervaneden uzak bölgelerde oluşturulan çözüm ağı, pervane üzerinde oluşan kuvvetlerin doğruluğuna az etki etmektedir. Bundan dolayı bu bölgelerde daha az yoğunlukta çözüm ağı kullanılmıştır.



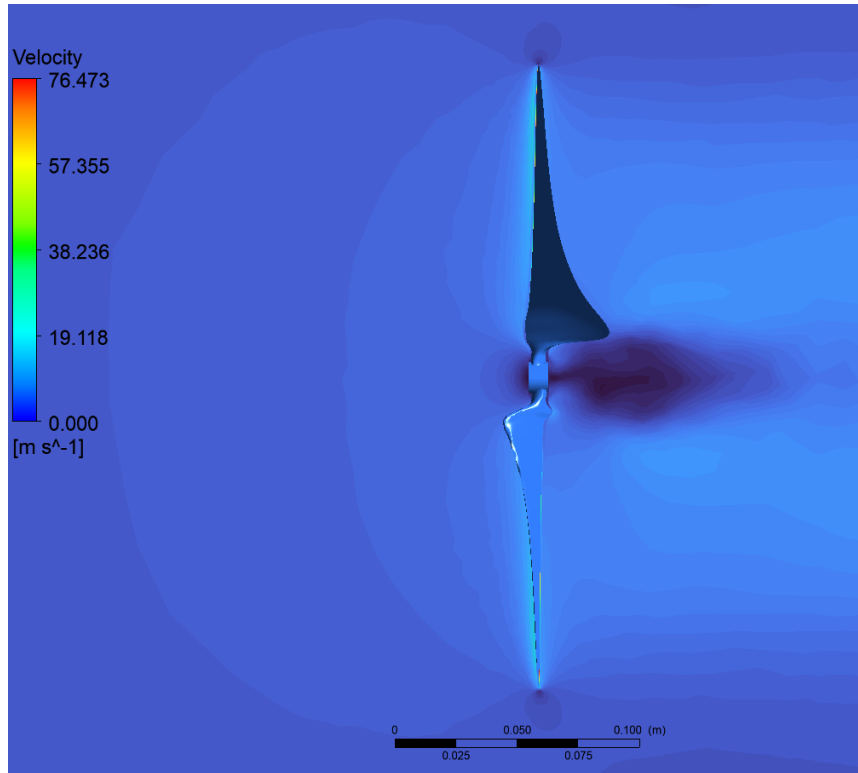
Şekil 5.15. MH42 pervanesinin akış hacmindeki çözüm ağı

MH42 tasarım pervanesine ait basınç dağılımı grafiği incelendiğinde, basıncın alt yüzeyde daha yüksek olduğu, üst yüzeyde ise düşük olduğu görülmektedir. Bu durum daha önceki pervanelerde olduğu gibi gerçekleşmiştir. Pervanenin yüzeyleri arasında basınç farkı oluşması gerekir. Çünkü oluşacak itki kuvveti basıncın bir formu olarak elde edilmektedir. Hava aracı, pervanenin alt yüzeyinde oluşan yüksek basıncı

dengelemek için pervane üst yüzey yönüne doğru hareket edecektir. Pervane yüzeyinde oluşan en yüksek basınç 4592 Pa ve en düşük basınç -6112 Pa oluşmuştur. Buna ek olarak, 4592 Pa değeri, test pervaneleri arasında ortaya çıkan en yüksek basınç değeridir. Pervane uç bölümlerinde oluşan basınç en yüksek değerlerdir. Göbeğe doğru ilerledikçe basıncın azaldığı görülmektedir. Şekil 5.16'da MH42 pervanesinin ön (a) ve arka (b) yüzünde oluşan basınç dağılımı gösterilmiştir.



Şekil 5.16. MH42 pervanesinin ön (a) ve arka (b) kesitindeki basınç dağılımı



Şekil 5.17. MH42 pervane etrafında oluşan hız dağılımı

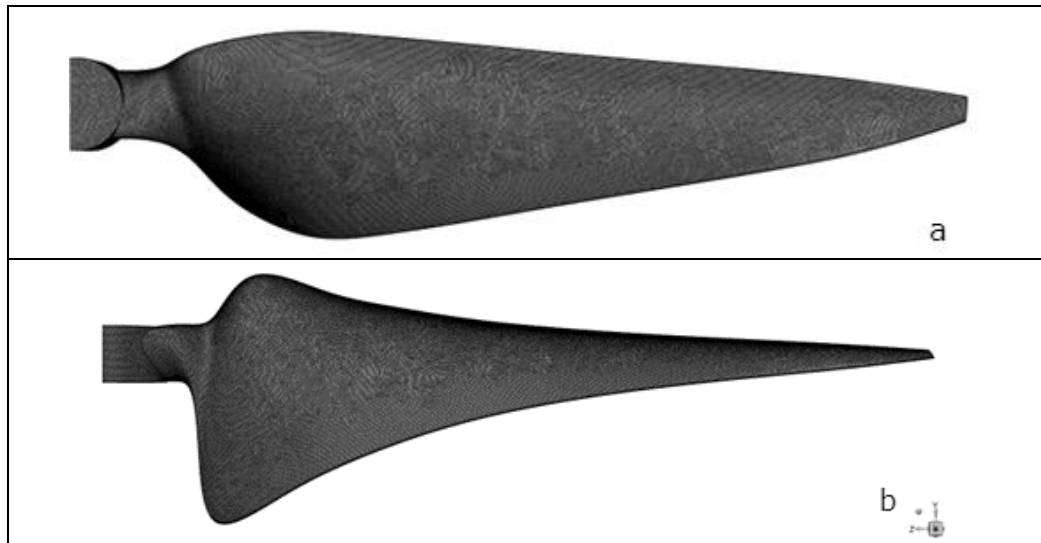
Şekil 5.17’de MH42 pervane etrafında oluşan hız dağılımı gösterilmiştir. MH42 test pervanesinin dönmesiyle etrafında oluşan akış hız dağılım grafiğine bakıldığında, uçlarda hızın daha yüksek olduğu görülmektedir. Bunun temel nedeni pervanenin dönmesi ile göbeğe yakın bölgede bulunan bir nokta ile uç bölümde bulunan bir noktanın kat edeceği yolun aynı olmamasıdır. Bundan dolayı bu iki noktada oluşacak hızlarında farklı olması beklenen bir durumdur. Uç bölümler diğer bölgelere göre daha fazla yol kat etmesinden dolayı daha yüksek hız oluşacaktır. Bu durum hızın denklemi, yol bölü zaman eşitliği ile açıklanabilir. Şekil 4.9’te pervane genel profil yapısı incelendiği, diğer pervanelere göre daha ince olduğu görülmektedir. Bu durum pervane boyunca hızın yüksek çıkmasına neden olmuştur.

5.1.2.3. NACA4412 pervanesinin sayısal analizi

Tablo 5.13’te NACA4412 tasarım pervanesi için eleman sayısı ve kalite ölçüt değerleri verilmiştir. Bu test pervanesi için kalite ölçüt verilerinden olan eğiklik değerinin 0,9’dan daha düşük ve dikey kalite değeri ise 0,10’dan daha yüksek olduğundan, ağ yapısının yeterli seviyede olduğu söylenebilir. Bunun dışında NACA4412 pervanesi için ağ yapısının sayısı, hedeflenen eleman sayısı ile karşılaştırıldığında yeterli miktarda çözüm ağının oluşturulduğunu söylenebilir.

Tablo 5.13. NACA4412 pervanesi için eleman sayısı ve kalite ölçüt verileri

Hücre sayısı	Yüzey sayısı	Ağ sayısı	Eğiklik	Dikey kalite
2.578.445	14.040.433	9.894.974	0,75	0,24



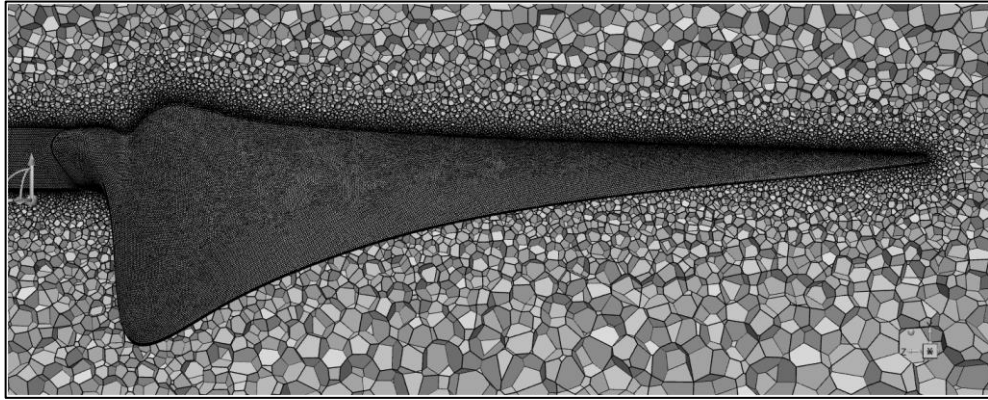
Şekil 5.18. NACA4412 pervanesinin üst (a) ve yan kesitteki (b) çözüm ağ yapısı

Şekil 5.18’de NACA4412 pervanesinin üst (a) ve yan (b) kesitin çözüm ağ yapısı görünümü verilmiştir. Pervanenin uçmasını sağlayacak en temel parametre olan itki kuvveti değeri tasarım parametrelerin biridir. Bu değerin istenilenden düşük olması durumunda, pervane kalkış için yeterli kuvveti elde edemeyebilir. Bu da hava aracının hiç kalkış yapamamasına veya kalkışın tam gerçekleşmemesine neden olacaktır. Analitik metot ile hesaplanan itki katsayısının değeri 0,1033 ve sayısal analiz ile elde edilen değer ise 0,0973 olarak gerçekleşmiştir. Hesaplanan itki katsayı ile sayısal itki katsayısı arasında oluşan fark %-5,80 olarak gerçekleşmiştir. Bu değer pervanenin tasarımda istenen itki değerini oluşturacağını göstermektedir. Tablo 5.14’te test pervanesi için sayısal analiz ile elde edilen itki, tork katsayıları ve verim değerleri verilmiştir.

Tablo 5.14. NACA4412 tasarım pervanesi için sayısal performans sonucu

Analiz yöntemi	Pervane performans parametresi	
	C_T	Fark % C_T
Analitik metot	0,1033	%–5,80
HAD	0,0973	

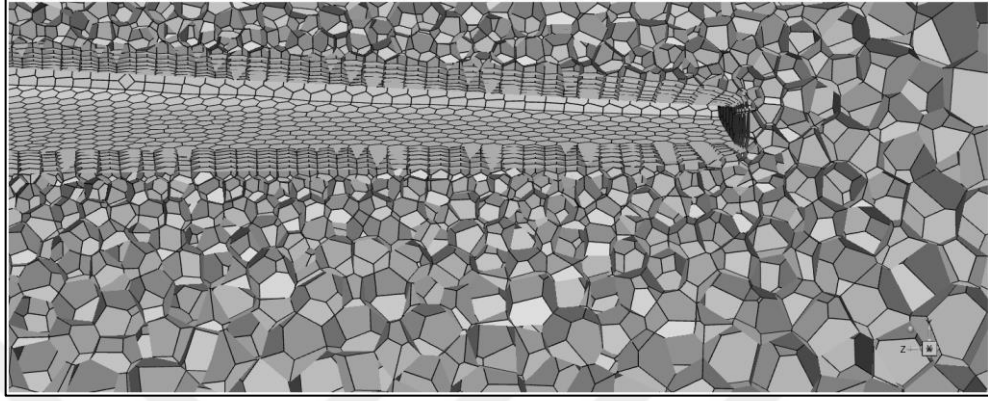
Şekil 5.19’da NACA4412 pervane üzerinde genel çözüm ağının yapısının görünümü verilmiştir. Pervane yüzeyleri ve çevresinde oluşturulan çözüm ağ yapısı, bu bölgede oluşacak hıza doğrudan etki etmektedir. Bundan dolayı pervane yüzeyi ve çevresinde yoğun bir çözüm ağı oluşturulmuştur.



Şekil 5.19. NACA4412 pervane yüzeyindeki genel çözüm ağ yapısı

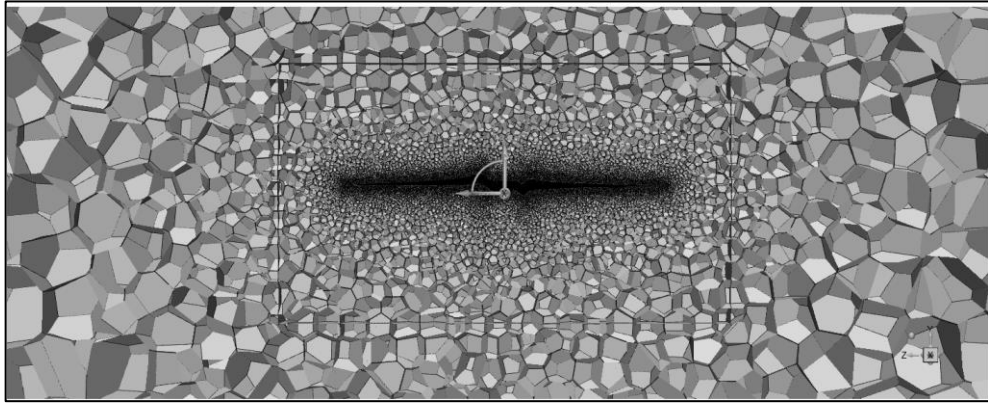
Şekil 5.20’de NACA4412 pervane uçlarındaki sınır tabakanın görünümü verilmiştir. Pervane akış modellerinde yüksek hız değişimlerinden dolayı pervane yüzeyinde yüksek gradyanları meydana gelmektedir. Yüksek gradyan oluşumu aşmak için katlanmanlar halinde sınır tabaka uygulanmıştır. Ağ yapısının parametre değerleri,

başlangıç değerlerinden son değerlere değiştirilmesi ile birlikte oluşan ağ yapısı, analizin hassasiyetini arttıracak düzeye getirmiştir. Pervane akış hacminde oluşan çözüm ağ yapısına ilişkin görsele bakıldığında, toplam eleman sayısının büyük çoğunluğu, pervane ve etrafında oluşturulduğu görülmektedir.



Şekil 5.20. NACA4412 pervane uçlarındaki sınır tabakanın görünümü

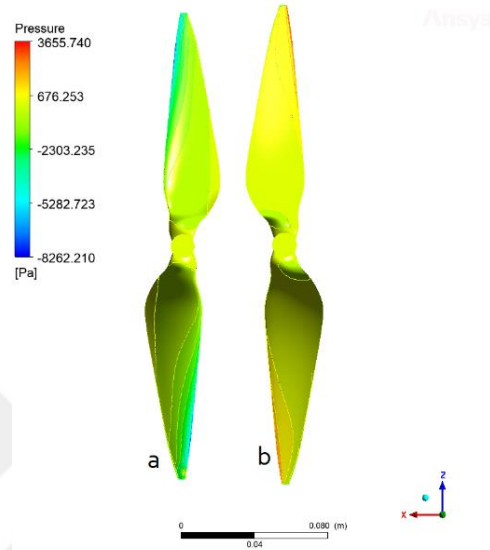
Bu da pervane yüzeyi ve etrafında oluşacak hız profilinin doğru tahmin edilmesine olanak vermektedir. Şekil 5.21’de NACA4412 pervanesinin akış hacmindeki çözüm ağ yapısı gösterilmiştir.



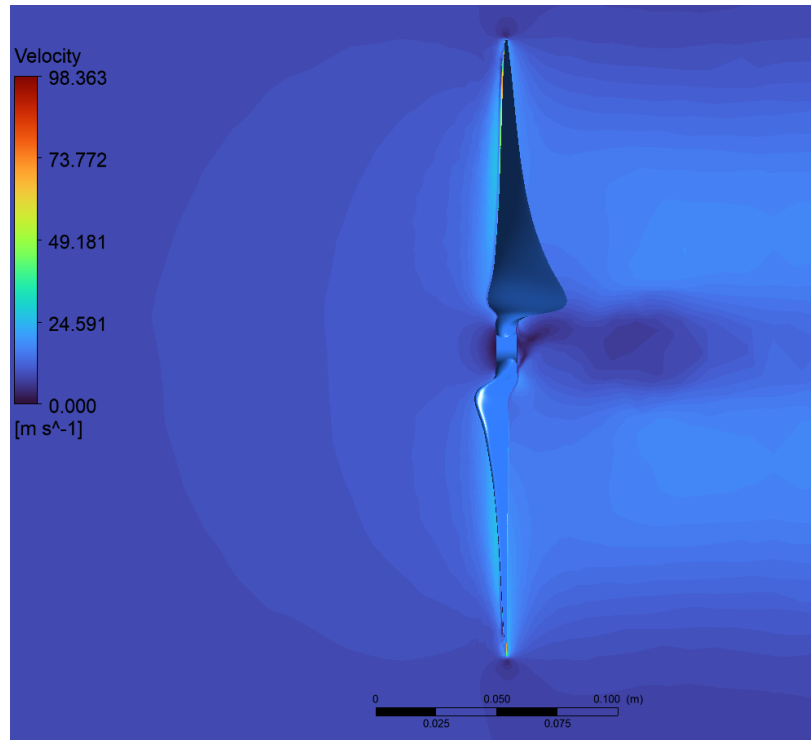
Şekil 5.21. NACA4412 pervanesinin akış hacmindeki çözüm ağ

Pervane yüzeyinde meydana gelen basınç, pervane profili sayesinde oluşmaktadır. Pervanenin üst yüzeyinin bombeli olmasından dolayı üst yüzeyinden geçen hava daha hızlı akacaktır. Yüksek hız ise düşük basınç oluşturur. Genel olarak pervane geometrisinin genel yapısına bakıldığında hücum kenarında hız daha yüksek olmaktadır. Çünkü hücum kenarı hava ile ilk karşılaşan pervane bölümüdür. Hücum kenarından firar kenarına ilerledikçe hız düşmektedir (Seenı, 2019). Bu durum NACA4412’ye ait hız

grafisinde de görülmektedir. Pervane yüzeyinde oluşan en yüksek basınç 3655 Pa ve en düşük basınç -8262 Pa olarak gerçekleşmiştir. Pervane üzerinde oluşan negatif basınç ön bölümüne doğru ilerledikçe artmaktadır. Pervane üzerinde oluşan negatif basınç bölümü, hava akışından dolayı firar kenarına doğru ilerledikçe artmıştır. Şekil 5.22’de NACA4412 pervanesinin ön (a) ve arka (b) yüzünde oluşan basınç dağılımı gösterilmiştir.



Şekil 5.22. NACA4412 pervanesinin ön (a) ve arka (b) kesitindeki basınç dağılımı



Şekil 5.23. NACA4412 pervane etrafında oluşan hız dağılımı

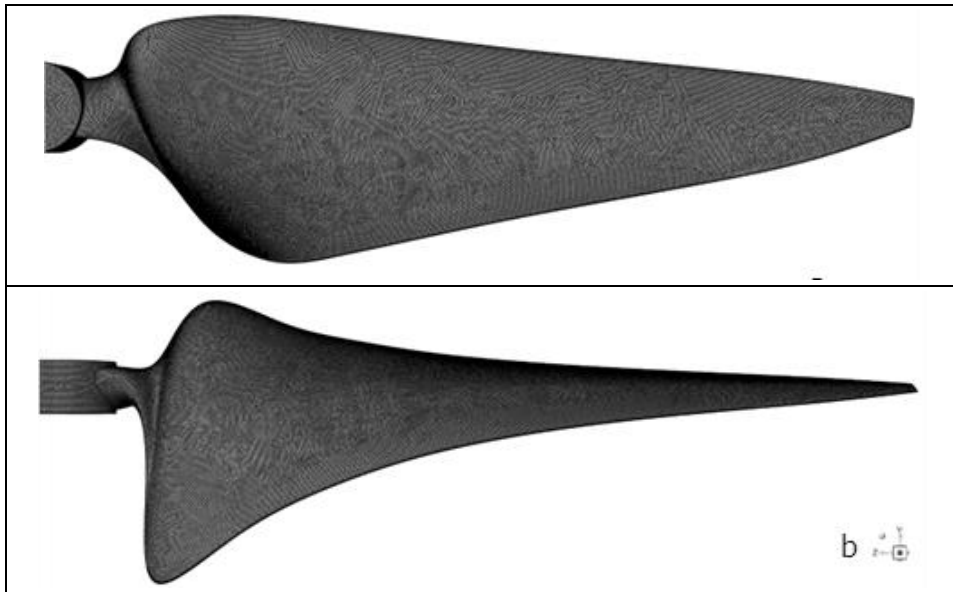
Şekil 5.23'te NACA4412 pervane etrafında oluşan akış hız dağılımı gösterilmiştir. NACA4412 pervanesine ait akış hız dağılımı grafine bakıldığında, uç bölümlerde hızın arttığı görülmektedir. Pervanenin uç bölümünden göbeğe doğru ilerledikçe hızın azaldığı görülmektedir. NACA4412 pervanesine ilişkin tasarım parametrelerine bakıldığında, açisal hız yüksek olması durumunda, akış hız dağılımının grafiğinde oluşan maksimum hız da yüksek oluşmaktadır. Oluşan akım çizgileri ile meydana gelen girdap, pervane ekseninden aşağı doğru olduğu grafikten görülmektedir.

5.1.2.4. NLF0115 pervanesinin sayısal analizi

Tablo 5.15'te NLF0115 tasarım pervanesi için eleman sayısı ve kalite ölçüt değerleri verilmiştir. NLF0115 test pervanesinin ağ yapısına ilişkin değerler incelendiğinde, sınır olarak seçilen 13 milyon eleman sayısından daha yüksek eleman oluşturulduğu görülmektedir. Bunun dışında ağ yapısının kalitesine ilişkin verilere bakıldığında, eğiklik 0,79 ve dikey kalite ise 0,2 olarak gerçekleşmiştir. Hem eğiklik hem de dikey kalite değerleri yeterli seviyededir. Şekil 5.24'te NLF0115 pervanesinin üst (a) ve yan (b) kesitin çözüm ağ yapısının görünümü verilmiştir.

Tablo 5.15. NLF0115 pervanesi için eleman sayısı ve kalite ölçüt verileri

Hücre sayısı	Yüzey sayısı	Ağ sayısı	Eğiklik	Dikey kalite
2.894.968	15.688.078	11.021.857	0,79	0,20



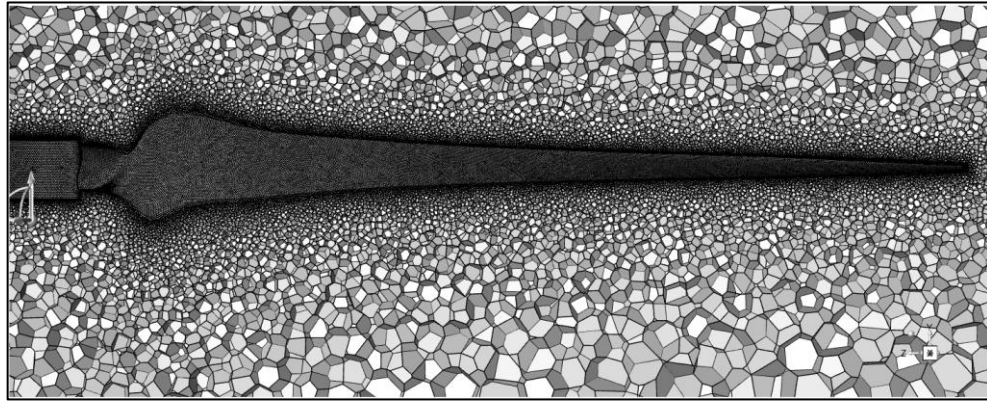
Şekil 5.24. NLF0115 pervanesinin üst (a) ve yan kesitteki (b) çözüm ağ yapısı

Analitik metot ile elde edilen itki katsayısı 0,1033 olarak hesaplanmıştır. Sayısal analiz ile elde edilen itki katsayısı ile 0,0963 elde edilmiştir. Sayısal sonuçlar karşılaştırıldığında aradaki farkın çok küçük olduğu görülmektedir. Sayısal ve analitik metot arasındaki fark %–6,73 olarak hesaplanmıştır. Tablo 5.16’da test pervanesi için sayısal analiz ile elde edilen itki, tork katsayıları ve verim değerleri verilmiştir.

Tablo 5.16. NLF0115 tasarım pervanesi için sayısal performans sonucu

Analiz yöntemi	Pervane performans parametresi	
	C_T	Fark % C_T
Analitik metot	0,1033	%–6,73
HAD	0,0963	

Şekil 5.25’te NLF0115 pervane üzerindeki genel çözüm ağ yapısının görünümü verilmiştir. Pervane yüzeyi ve çevresinde oluşan hız ve basınç gradyanlarıyla pervaneye etki eden kuvvetler elde edilmektedir. Bundan dolayı bu bölgede yoğun bir çözüm ağı oluşturulmuştur.

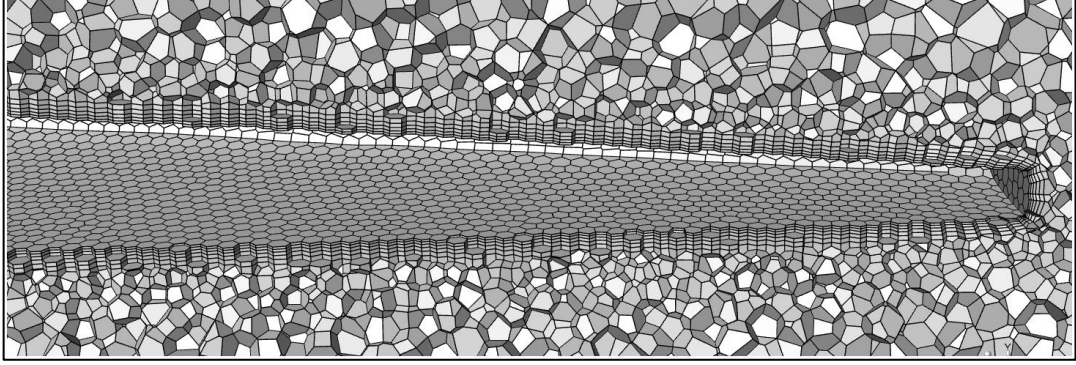


Şekil 5.25. NLF0115 pervane yüzeyindeki genel çözüm ağ yapısı

Şekil 5.26’da NLF0115 pervane uçlarındaki sınır tabakanın görünümü verilmiştir. Pervane üzerinden geçen akışkanın davranışının doğru bir şekilde incelenmesi için sınır tabaka uygulanmaktadır. Pervanenin tüm yüzeylerine uygulanan sınır tabakanın yeterli olmaması durumunda akış doğru gözlemlenmemektedir. Bu da elde edilen sonuçlara etki etmektedir.

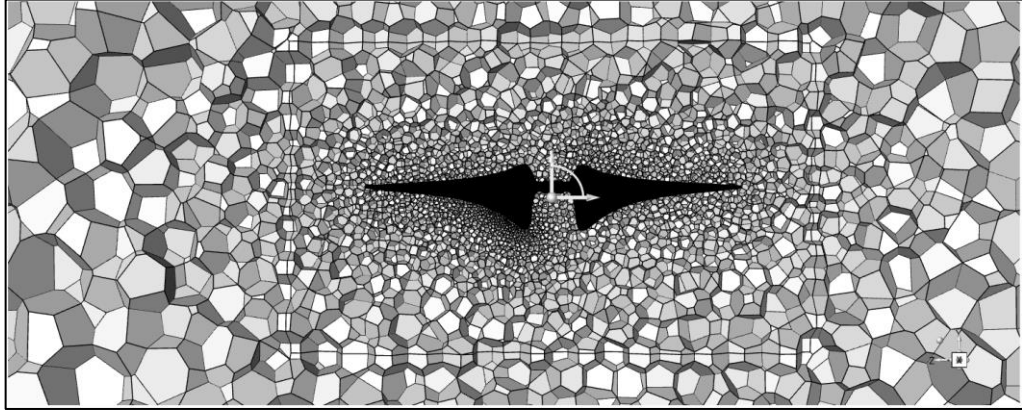
Şekil 5.27’de NLF0115 pervanesinin akış hacminde bulunan çözüm ağ yapısının görünümü verilmiştir. Ağ yapısına ilişkin görsellerde görülebildiği üzere, elemanların büyüklüğü akış hacminin dışına doğru ilerledikçe artmaktadır. Bunun temel sebebi, bu bölgelerde oluşturulan ağ yapısı sonuçlara doğrudan etki etmesinden dolayı, pervane

yüzeyinde oldukça yoğun bir ağ yapısı oluşturulmuştur. Oluşturulan elemanların büyük çoğunluğu pervane ve çevresinde yer almaktadır. Bu da sonucun daha doğru gözlemlenmesine olanak vermektedir.



Şekil 5.26. NLF0115 pervane uçlarındaki sınır tabakanın görünümü

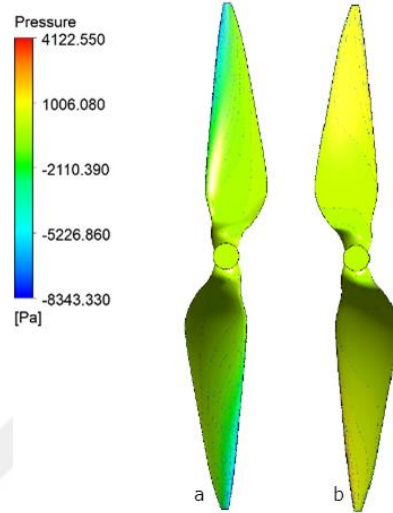
Şekil 5.28’de NLF0115 pervanesinin ön (a) ve arka (b) yüzeyde oluşan basınç dağılımı gösterilmiştir. Basınç dağılımı ait grafik incelendiğinde, en yüksek basıncın 4123 Pa ve en düşük -8343 Pa olarak oluştuğu görülmektedir.



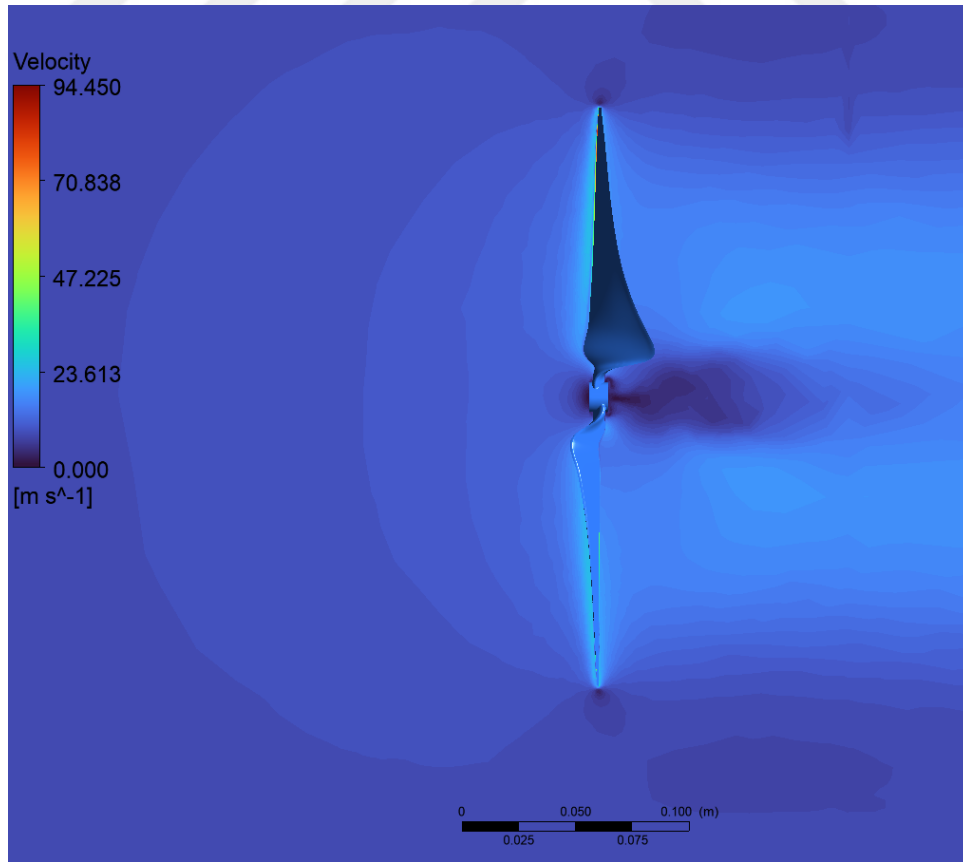
Şekil 5.27. NLF0115 pervanesinin akış hacmindeki çözüm ağı

Alt yüzeyde daha yüksek basınç meydana gelmiştir. Bu hava aracının yükselme hareketi yapmasını sağlayacaktır. Bu durum pervane profili üzerindeki havanın dinamik etkisi olarak tanımlanır (Kuantama ve ark., 2017). NLF0115 için oluşan basınç dağılımı grafiği, NACA4412 pervanesi ile benzer karakteristikte oluşmuştur.

Şekil 5.29’da NLF0115 pervane etrafında oluşan akış hız dağılımı gösterilmiştir. NLF0115 test pervanesinin etrafında oluşan akış hız dağılım grafiği incelendiğinde, pervane uçlarında hızın en yüksek olduğu ve pervane göbeğine doğru hızın azaldığı görülmektedir.



Şekil 5.28. NLF0115 pervanesinin ön (a) ve arka (b) kesitindeki basınç dağılımı



Şekil 5.29. NLF0115 pervane etrafında oluşan hız dağılımı

NLF0115 pervanesinin açısai hızı NACA4412 pervanesi ile aynı değerdendir. NLF0115 pervanesine ait hız dağılım grafiğine bakıldığında, oluşan maksimum hız arttırmaktadır. MH42 ve DAE51'e göre daha yüksek oluşmuştur. Daha yüksek açısai hız, daha yüksek uç hızına neden olmaktadır (Pérez ve ark., 2017). Ayrıca pervane profil geometrisi biraz daha bombeli olarak ilerlemesinin, uçlarda daha ince bölümlerin oluşmasına neden olmuştur. Uç bölümler dışında pervane hızı düşük seyretmiştir.

5.1.2.5. Tasarım pervaneleri için HAD sonuçları

HAD analizi sonuçlarından tasarım pervaneleri için itki ve tork elde edilmiş ve bu değerlerden pervane performans değerleri C_T , C_Q ve η hesaplanmıştır. HAD analizi ile tasarım pervaneleri için oluşan performans değerleri Tablo 5.17'de verilmiştir.

Tablo 5.17. Tasarım pervaneleri için oluşan performans değerleri

Pervane/Parametre	C_T	C_Q	η
DAE51	0,1428	0,01379	0,0866
MH42	0,1414	0,01365	0,0858
NACA4412	0,0973	0,01116	0,0701
NLF0115	0,0963	0,01141	0,0717

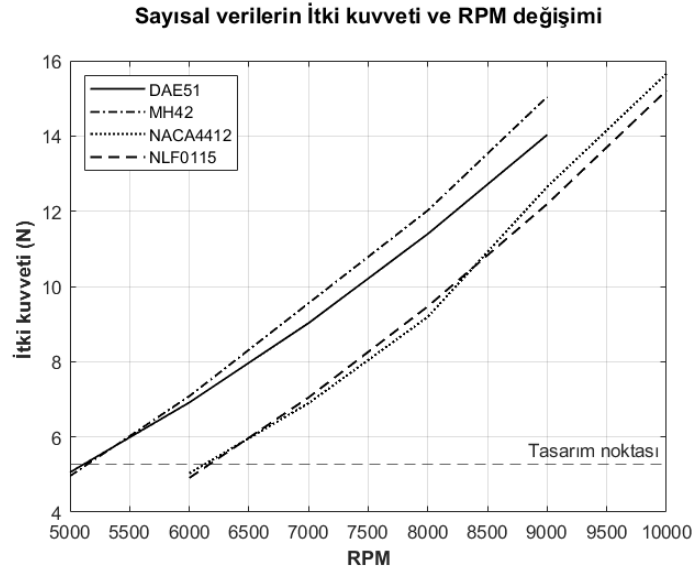
Tasarlanan pervanelere ait analitik itki katsayısı, DAE51 ile MH42 için 0,1487 ve NACA4412 ile NLF0115 pervaneleri için 0,1033 olarak hesaplanmıştır. Bu katsayı değerini doğrulamak için gerçekleştirilen HAD analizinde, itki katsayısı DAE51 pervanesi için %–3,935, MH42 için %–5,11, NACA4412 için %–5,80 ve NLF0115 için %–6,73 daha düşük oluşmuştur. Hesaplanan ve simülasyonda elde edilen itki katsayılarında fark çok düşük olmuştur. Analitik analiz ile HAD arasında oluşan performans hata oranları Tablo 5.18'de verilmiştir.

Tablo 5.18. Tasarım pervaneleri için oluşan performans hata oranları

Pervane/Hata oranı	Hata (%)
	C_T
DAE51	–3,935
MH42	–5,11
NACA4412	–5,80
NLF0115	–6,73

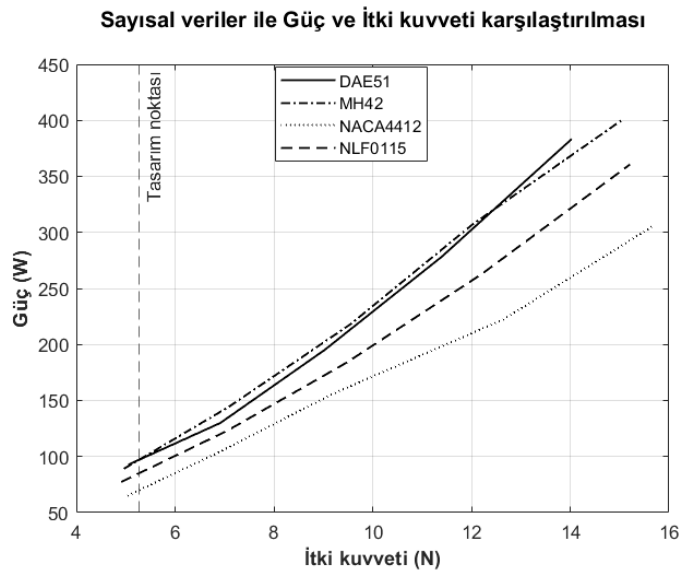
Önceki alt bölümde 4 test pervanesine ait sayısal veriler elde edilmişti. Bu verilerin ana çıkış noktası, tasarımın da temel noktası olan itki kuvveti ile açıklanacaktır.

İtke kuvveti ve tork parametrelerinin açısal hızı karşılık elde edilen değişimler grafikler ile açıklanacaktır.



Şekil 5.30. HAD ile elde edilen itke kuvvetinin açısal hızla değişimi

Tasarım pervaneler için itke kuvvetinin açısal hızla değişimine ilişkin grafik incelendiğinde, NACA4412 ve NLF0115 pervaneleri daha düşük devirde istenilen itke kuvvetini oluşturduğu görülmektedir. Diğer yandan DAE51 ve MH42 test pervaneleri, aynı itke miktarı için daha fazla dönecektir. Sayısal verilerin itke kuvvetinin açısal hızla karşı değişimi Şekil 5.30’da verilmiştir.



Şekil 5.31. HAD ile elde edilen gücün itke kuvveti ile değişimi

Sayısal veriler ile güç ve itki kuvvetinin değişimi Şekil 5.31’de verilmiştir. Sayısal analiz ile elde edilen güç ve itki kuvvetinin değişimine ait grafik incelenirse, pervanenin performansına ilişkin göstergeler elde etmek mümkündür. Tasarım noktası referans alındığında, aynı itki kuvvetini elde edebilmek için DAE51’nin en fazla güç harcaması gereken pervane olduğu grafikten tespit edilebilmektedir. DAE51pervanesinden sonra MH42 test pervanesi en fazla güç harcaması gereken ikinci pervane konumundadır. Grafikten tespit edilebildiği üzere en az gücü NACA4412 pervanesi harcayacaktır. NLF0115 pervanesi ise teorikte NACA4412’den sonraki en az güç harcayan ikinci pervane konumundadır.

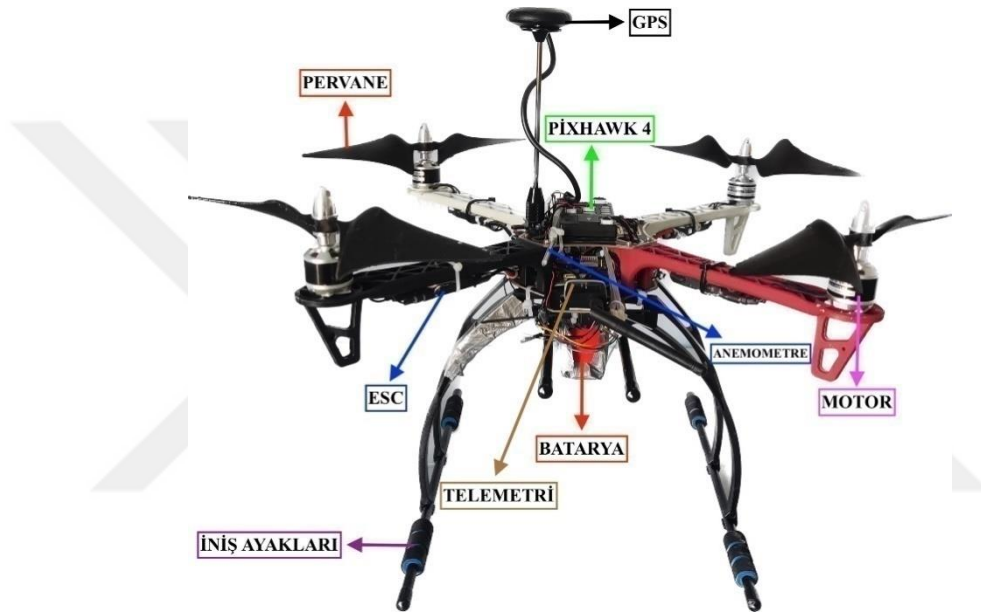
5.2. Deneysel Analiz, Deney Düzeneği ve Prosedür

Pixhawk kendi sitesinde Genişletilmiş Katman Filtre algoritması için hava aracının pozisyonu, hızını ve açısal yönelimini jiroskop, ivmeölçer, pusula, GPS, anemometre ve barometre sensörleri aracılığıyla tespit ettiğini ifade etmektedir. Pixhawk 4 uçuş kontrol kartı bünyesinde kaydettiği uçuş parametreleri içerisinde yuvarlanma, yunuslama ve sapma verilerini açı cinsinden gözlemlemek mümkündür. Bunların dışında tez için doğrultu kararlılığını ölçmek için Pixhawk’ın IMU sisteminden yükseklik bilgisi de alınabilmektedir. Son olarak da oluşan titreşimi de ham ivme verisiyle ifade ederek elde etmek mümkündür. Quadcopter’in harcadığını enerji miktarı ise güçölçer yardımıyla hesaplanmıştır. Bataryanın enerjisi uçuştan önce ve sonra dijital güçölçer ile ölçülerek kaydedilmiştir.

Quadcopter, bir güzergah boyunca hareket ederken çeşitli iç (yazılımsal veya donanımsal) ve dış (hava koşulları) etkenlerden dolayı denge durumunu sürdürmesi bazen mümkün olmamaktadır. Bu durum özellikle manuel kontrol ile kumanda edildiğinde daha da zorlaşmaktadır. Uçuşun otomatik olarak önceden belirlenip tüm kontrolün işlemci tarafından yapılması, Quadcopter’in kararlılık ve performans özelliklerini arttırmaktadır. Quadcopter için tasarlanan pervanelerin analizlerini yapmak için otonom uçuş düzenlenmiştir. Böylece pilotun sürüşü yüzünden oluşan hataların ortadan kaldırılması sağlanarak, aynı şartlarda uçuş gerçekleştirilmiştir. Aynı rota ile otonom uçuş planlanmış ve tüm tasarım pervaneleri ile rota takip ettirilmiştir. GPS ise otonom uçuş için gerekli olan ani pozisyon bilgisini uydular aracılığıyla almaktadır. Rota boyunca oluşan değişimler, Pixhawk tarafından SD kart modülüne kaydedilmiştir. Ayrıca elde edilen verileri karşılaştırmak için base pervane de aynı rota takip edilmiştir. Base pervane,

Quadcopter oluşturulurken tavsiye edilen en uygun pervane olarak ifade edilebilir. Bu pervane, yüksek verimliliğe sahip DJI marka 10x45 inç ölçülerinde bir pervane çiftidir.

Dış ortam deneyinde, gerçek zamanlı uçuşlar planlanmasından dolayı Quadcopter'a etki eden rüzgârın verisi de kaydedilmelidir. Her ne kadar dış ortamdaki rüzgâr hızı kontrol edilemese bile her test uçuşu için rüzgâr hızı verileri kaydedilmiştir. Böylece rüzgâr etkisi ortaya konulması ile analiz daha da anlam kazanacaktır. Pixhawk tarafından desteklenen aygıtlardan olan rüzgâr hızını ölçen anemometre sensörü de ayrıca sistemde bulunmaktadır. Deney düzeneğinin şeması Şekil 5.32'de verilmiştir.



Şekil 5.32. Deney düzeneğinin şeması

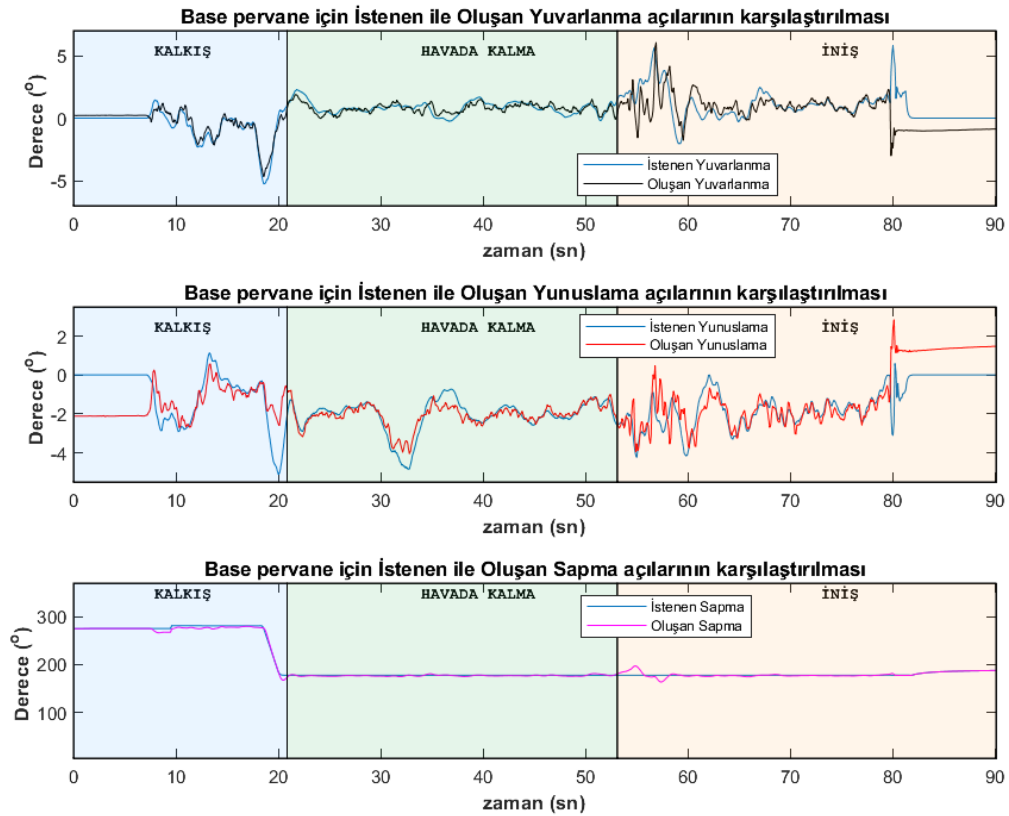
5.2.1. Havada kalma esnasındaki hareket analizi

Quadcopter'ın farklı koşullarına maruz bırakılarak uçuş rotası düzenlenmiştir. Mission Planner yazılımı vasıtasıyla önce aynı noktaya üç farklı "waypoint" yani uçuş noktası oluşturulmuştur. Bu uçuş noktalarından ilki "takeoff" yani kalkış olarak düzenlenmiştir. İkinci uçuş noktası ise havada asılı kalma olarak hareket sağlayacaktır. Ne kadar havada kalması gerektiğine dair düzenleme ise "delay" komutu sağlanmıştır. Bu komuta saniye cinsinden zaman tanımlanmıştır ki bu rota 15 sn olarak girilmiştir. Üçüncü uçuş noktası ise "landing" yani iniş olarak ayarlanmıştır. Bu rota pervane ilk önce kalkış yaparak 10 m yüksekliğine çıkacaktır. Daha sonra 10 m daha yükselerek 20 m yüksekliğinde havada kalacaktır. Daha sonra iniş hareketine başlayarak önce 10 m yüksekliğine alçalacak ve sonra iniş hareketini tamamlayacaktır.

Bu rota esnasında hava aracı tam otonom şekilde uçuşunu sağlamıştır. Daha önce çizilen rota uçuş kontrol kartına USB ile aktarılmıştır. Hava aracı pilotu olarak, sadece uçuşa hazır durumu olan ARM duruma manuel modda getirilmiş ve kumanda üzerinden AUTO moduna geçişi sağlanarak uçuş başlatılmıştır. Bundan sonraki safhada pilot sadece gözlem yaparak, hava aracının uçuşunu tamamlamasını beklemiştir.

5.2.1.1. Base pervanenin uçuş analizi

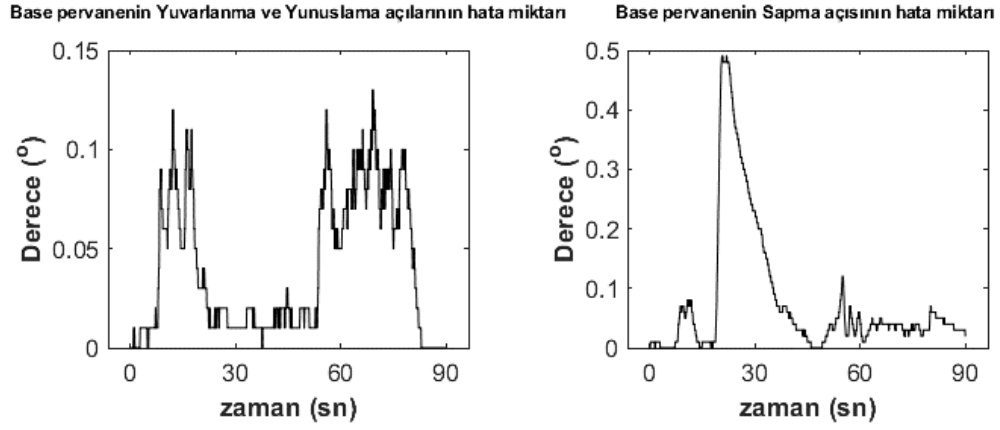
Şekil 5.33'te base pervanesi için istenen ve ulaşılan Euler açıları değişimi verilmiştir. Bu grafikte yunuslama, yuvarlanma ve sapma açılarının otonom uçuş süresince elde edilen istenilen ve ulaşılan açı arasındaki fark birçok bölgede ihmal edilecek kadar az olduğu görülmektedir. Bu da base pervanenin uçuş süresince istenilen rotayı çoğunlukla doğru bir biçimde takip ettiği yorumu yapılabilir.



Şekil 5.33. Base pervane için istenen ve oluşan Euler açıları değişimi

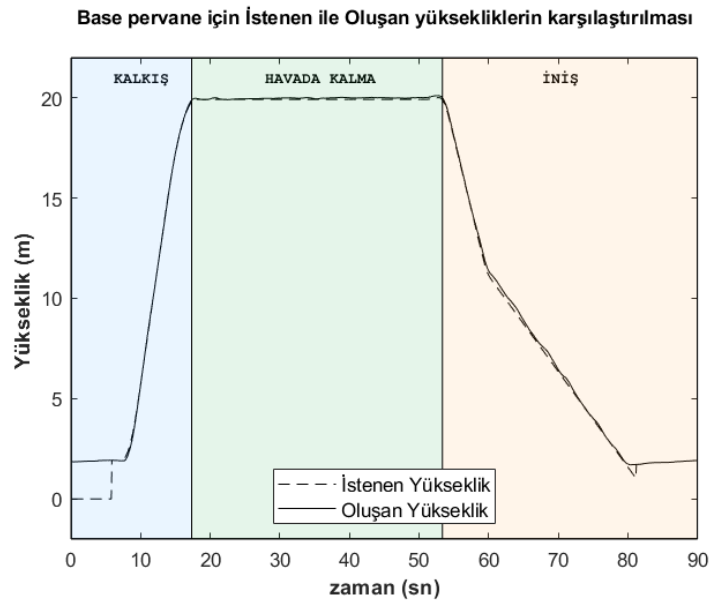
Fakat iniş hareketi esnasında oluşan yuvarlanma ve yunuslama açısında sapmalar meydana gelmiştir. İstenen ve oluşan açıları arasındaki en yüksek fark, yuvarlanma için 8,15° olarak gerçekleşirken yunuslama için 2,14° olarak meydana gelmiştir. Sapma açısı ait grafiğinde

ise genel olarak istenilen rotanın takip edildiğini söylemek mümkündür. İstenilen ve oluşan sapma arası arasındaki fark ihmal edilecek düzeyde gerçekleşmiştir. Sapma açısı elde edilirken meydana gelen en yüksek fark ise $14,07^\circ$ olarak gerçekleşmiştir.



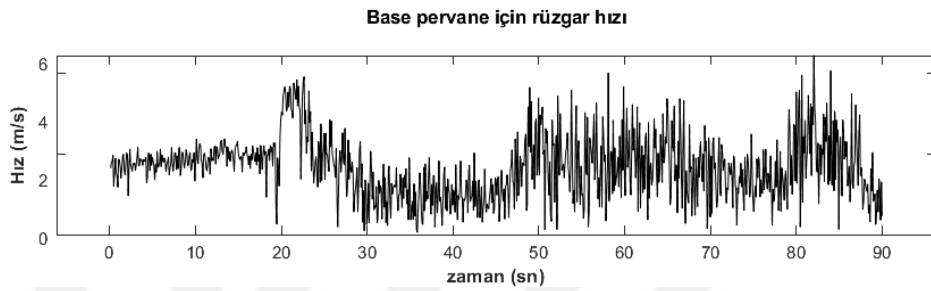
Şekil 5.34. Base pervanesinin Euler açıları elde edilirken oluşan hata oranları

Şekil 5.34'te base pervane uçuş süresince elde edilen Euler açılarının hata oranının grafiği açı cinsinden verilmiştir. Bu grafik, Pixhawk tarafından elde edilen Euler açıları oluşurken meydana gelen hata oranlarının miktarını ifade etmektedir. Grafik incelendiğinde uçuş boyunca oluşan farkın çok küçük olduğunu ve hata miktarının $0,5^\circ$ 'den daha yüksek olmadığını görülmektedir. Bu sonuçlarla uçuş boyunca İHA'da oluşan etkiler, Euler açıları ile değerlendirmeyi mümkün kılmıştır.



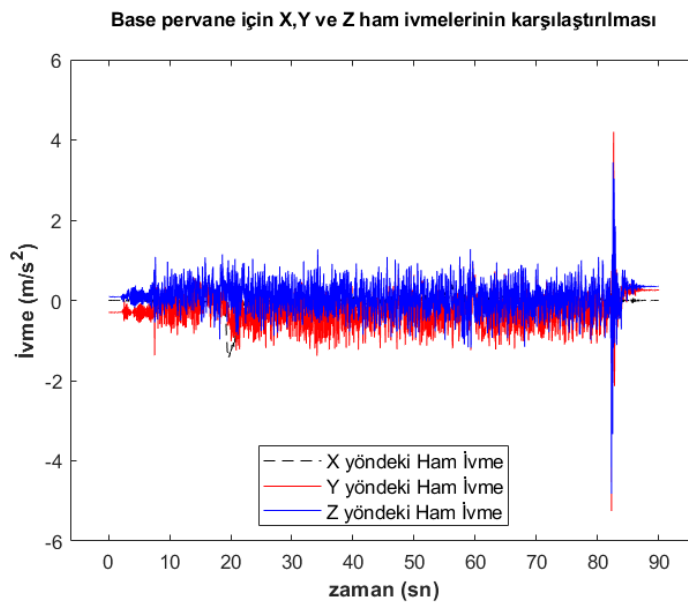
Şekil 5.35. Base pervanesinin istenen ve ulaşılan yükseklik farkı

Şekil 5.35 'te base pervane için istenen ve ulaşılan yükseklik bilgisinin zamana göre değişimi verilmiştir. Bu grafik pervanenin stabilizasyonu için önemli bir grafikdir. Quadcopter'ın istenilen rotayı ne kadar takip ettiği ile ilgili bilgi vermektedir. Base pervane için oluşan grafikte, hava aracı yön ve irtifa değişimi yaparken, istenilen pozisyon kararlılığı sürdürmekte zorlanmadığı ifade edilebilir. Grafikte elde edilen maksimum sapma yüksekliği yaklaşık olarak 85. saniyede 0,24 m olarak meydana gelmiştir. Uçuş boyunca ortalama sapma payı ise 0,10 metredir.



Şekil 5.36. Base pervanesine ait rüzgâr hızı

Şekil 5.36'da Base pervanenin rüzgâr hızının zamana göre değişimi verilmiştir. Uçuş boyunca anemometre sensörü vasıtasıyla elde edilen rüzgâr hızına ilişkin grafiğe bakıldığında uçuş boyunca rüzgâr hızının 6 m/s sınırını geçmediği görülmektedir. İHA için belirlenen 20 m irtifa için rüzgârın herhangi bir olumsuz etkisi gözlemlenmiştir. Rüzgârın sistemde oluşan düzensizliklere doğrudan bir etkisi saptanmamıştır.



Şekil 5.37. Base pervanesinin X, Y ve Z ham ivme değişimi

Hava aracının doğrultu stabilizasyonu ölçmemizi sağlayan parametrelerden bir diğeri de titreşim bilgisidir. Quadcopter bünyesinde bulunan ivmeölçer, titreşime karşı oldukça hassastır. İvmeölçer ile birlikte GPS ve basınç ölçer sensörleri vasıtasıyla aracın pozisyonu belirlenir (URL, 2022n). Yüksek titreşim, hava aracının düşmesine neden olabilir ve doğru pozisyon almamasına neden olarak kötü uçuş performansı ile sonuçlanır.

Şekil 5.37’de base pervanesinin X, Y ve Z ham ivmelerinin zamana karşı değişimi verilmiştir. Pixhawk, ivme değerlerinin yuvarlanma ve yunuslama için -3 ile +3 arasında, sapma için +15 ile -15 arasında olması gerektiğini belirtmiştir (URL, 2022n). Base pervanesinin X, Y ve Z ham ivme değişimine ilişkin grafik incelendiğinde, kalkış ve iniş dışında yunuslama, yuvarlanma ve sapma ivme değerlerinin istenilen değerler arasında olduğu görülmektedir. Bu da hava aracının performansını etkileyecek, kötü bir titreşim oluşmadığı yorumu yapılabilir.

Bataryaya ait tüketim veri tablosu incelendiğinde, bu uçuş için 16,33 Wh’lik bir enerji tüketimi gerçekleşmiştir. Tablo 5.19’de Base pervane için gerçekleşen batarya değişimi verilmiştir.

Tablo 5.19. Base pervane için gerçekleşen enerji değişimi

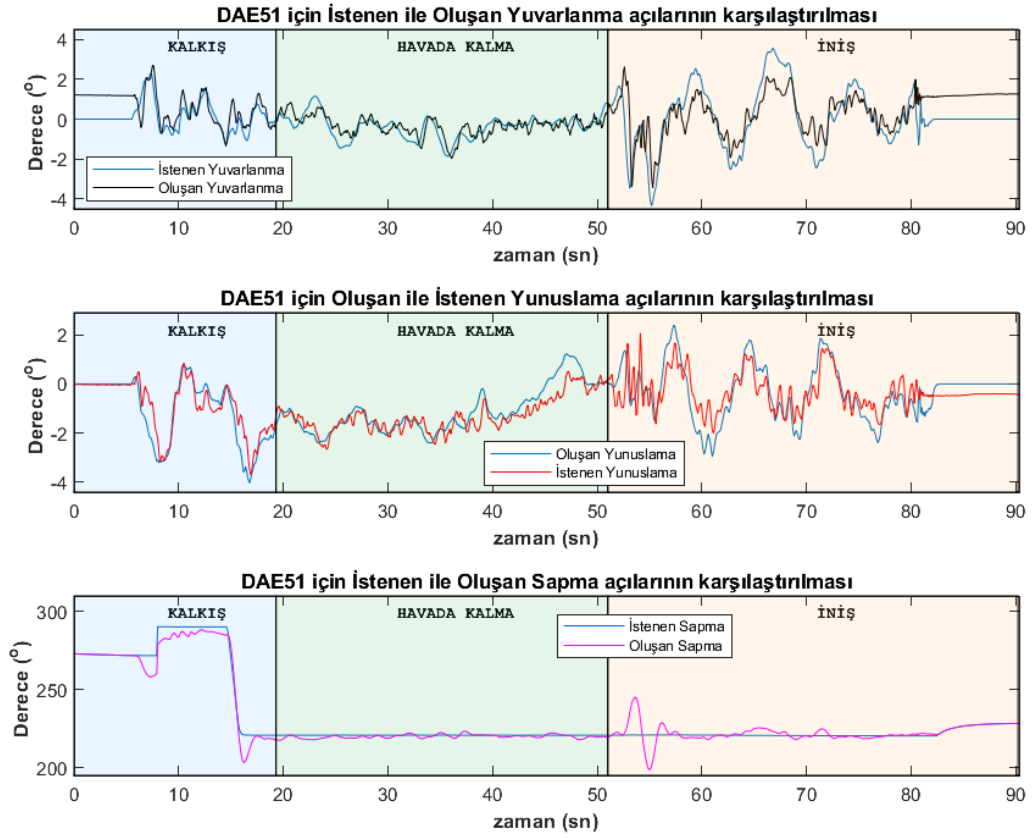
Kapasitesi (V)	Okunan ilk değer (V)	Okunan son değer (V)	Tüketim (V)	Enerji tüketimi (Wh)
12,60	12,60	12,03	0,57	16,33

5.2.1.2. DAE51 pervanenin uçuş analizi

Şekil 5.38’de DAE51 tasarım pervanesi için istenen ve ulaşılan Euler açıları değişimi verilmiştir. DAE51 test pervanesine ait yuvarlanma, yunuslama ve sapma açılarının zamana karşı istenen ve oluşan açıların değişimlerinin grafiğine bakıldığında, istenen ve oluşan değerler için yuvarlanma açısı, pervane uçuşu boyunca olumsuz farklılıklar olduğu görülmektedir. Bu olumsuzluk ayrıca hem yunuslama hem de sapma açısı için de gerçekleşmiştir. Bu olumsuzluk uçuş boyunca görülmesine rağmen, istenen ve oluşan açıları arasındaki fark düşük seyretmiştir. Ayrıca, DAE51 test pervanesinin yuvarlanma, yunuslama ve sapma açılarındaki düzensizlik uçuş boyunca seyretmesinin yanı sıra NACA4412 ve NLF0115 pervaneleri ile kıyaslandığında daha yüksek oluşmuştur. Uçuş boyunca yuvarlanma açısı gerçekleşen en yüksek fark 1,75°, yunuslama için 2,20° ve sapma için 22,17° olarak gerçekleşmiştir.

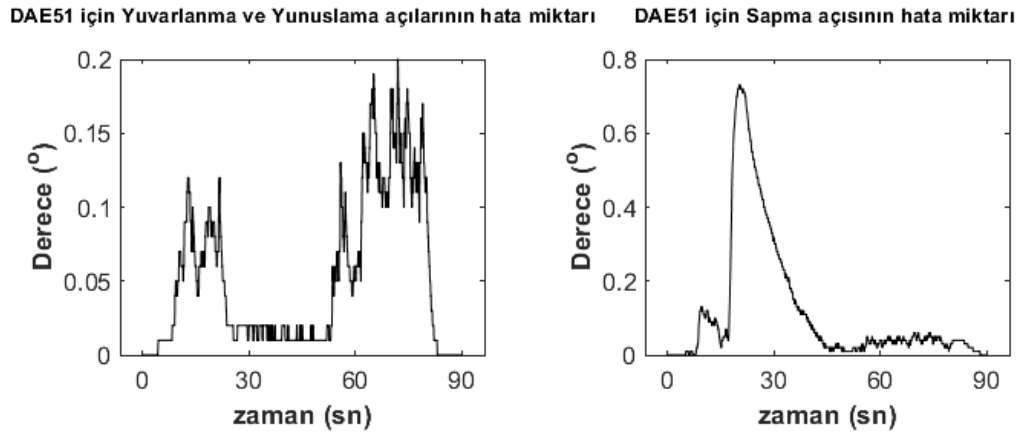
Şekil 5.39’da DAE51 pervane uçuş süresince elde edilen Euler açılarının hata oranının grafiği açı cinsinden verilmiştir. Kalkış, havada kalma ve iniş hareketleri boyunca

yuvarlanma, yunuslama ve sapma açıları meydana gelen hata oranları oldukça düşük seyretmiştir.



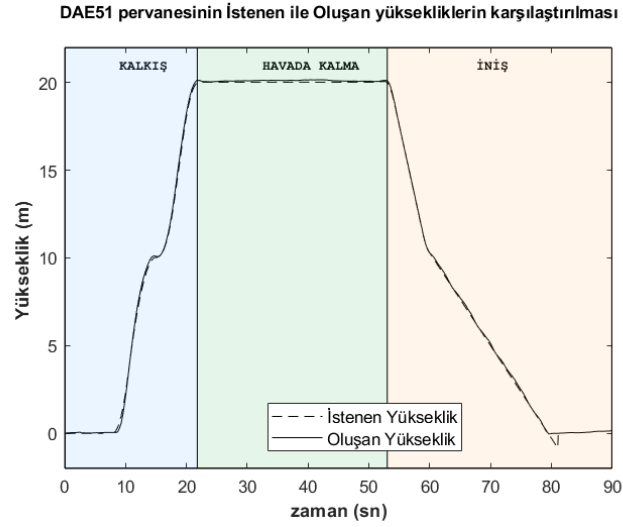
Şekil 5.38. DAE51 pervane için istenen ve oluşan Euler açıları değişimi

Yuvarlanma ve yunuslama hata oranı $0,2^\circ$ ile sınırlandırılırken, sapma açısında hata oranı ise en yüksek yaklaşık $0,8^\circ$ olarak meydana gelmiştir. Bu da oluşan verilerin güvenilirliğinin yüksek seviyede olduğunu ortaya koymaktadır.



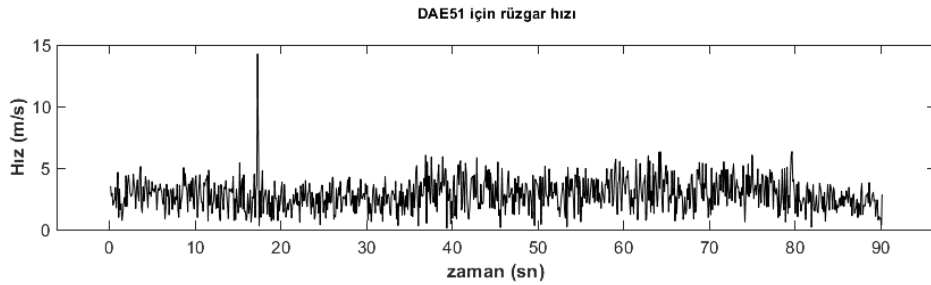
Şekil 5.39. DAE51 pervanesinin Euler açıları elde edilirken oluşan hata oranları

Şekil 5.40'ta DAE51 pervanesinin istenen ve ulaşılan yükseklik bilgisinin zamana göre değişimi verilmiştir. Şekil 5.35'te DAE51 test pervanesi, uçuş deney test düzeneği bölümünde anlatıldığı gibi uçuşa hazırlanmıştır. Pervane önce kalkış yapacak, 10 m yüksekliğe çıkacaktır. Daha sonra 10 m daha yükselerek 20 m yüksekliğe ulaştığında ise bu pozisyonda havada asılı kalacaktır. Son olarak da iniş hareketini kalkıştaki gibi ilk önce 10 m, daha sonra yere inişini tamamlamıştır.



Şekil 5.40. DAE51 pervanesinin istenen ve ulaşılan yükseklik farkı

Bu durum anlatıldığı gibi grafikten oluştuğu gözlemlenebilmektedir. Kayda değer herhangi bir olumsuzluk oluşmamıştır. Uçuş boyunca oluşan en yüksek sapma yüksekliği 0,4 m ve ortalama sapma yüksekliği 0,072 m olarak kaydedilmiştir. Ortalama sapma miktarı, diğer pervanelere göre daha yüksek oluşmuştur.

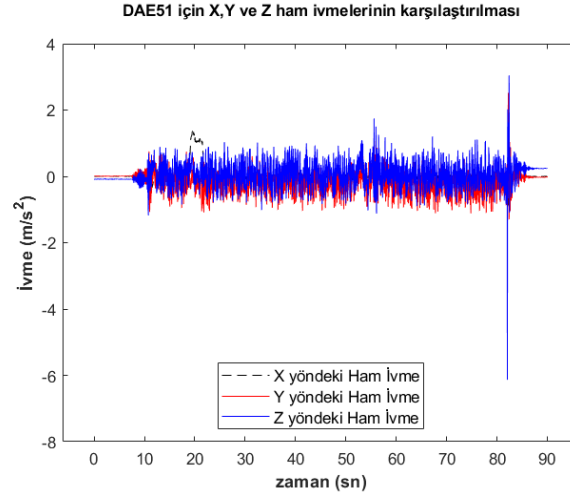


Şekil 5.41. DAE51 pervanesine ait rüzgâr hızı

Şekil 5.41'de DAE51 test pervanesine rüzgâr hızının zamana göre değişimi verilmiştir. Quadcopter'a etki eden rüzgâr hızı, uçuş kontrol kartına bağlanan dijital anemometre ile mümkün olmaktadır. Rüzgâr verisinin olması, istenen ve oluşan Euler

açılarına oluşan etkinin pervaneden olup olmadığına dair yorum yapabilmek açısından önemlidir. Rüzgâr hızına ilişkin grafiğe bakıldığında, rüzgâr hızının genel olarak stabil olduğu söylenebilir. Sadece yaklaşık olarak 18. saniyede rüzgâr hızının 15 m/s'ye çıktığı görülmektedir. Fakat sistemi doğrudan etkileyecek kuvvetli bir rüzgâr oluşmamıştır.

Şekil 5.42'de DAE51 pervanesinin X, Y ve Z ham ivmelerinin zamana karşı değişimi verilmiştir. DAE51 test pervanesine ait uçuş rotasının ham ivme değerleri incelendiğinde, genel olarak ham X, Y ve Z değerlerinin istenen sınırlar içerisinde olduğu söylenebilir. Bu verinin titreşim oluşturduğu daha önce ifade edilmişti. Grafikteki veriler incelendiğinde, hava aracına etki eden herhangi bir olumsuz durum olmadığı ifade edilebilir. Bir başka ifade ile pervaneden kaynaklanan ve hava aracına etki eden kayda değer titreşim oluşmamıştır.



Şekil 5.42. DAE51 pervanesinin X, Y ve Z ham ivme değişimi

Bataryaya ait tüketim veri tablosu incelendiğinde, bu uçuş için 16,90 Wh'lik bir enerji tüketimi gerçekleşmiştir. Bu tüketim base pervanesinden daha yüksek bir tüketim oluşturmuştur. Tablo 5.20'de DAE51 için gerçekleşen batarya değişimi verilmiştir.

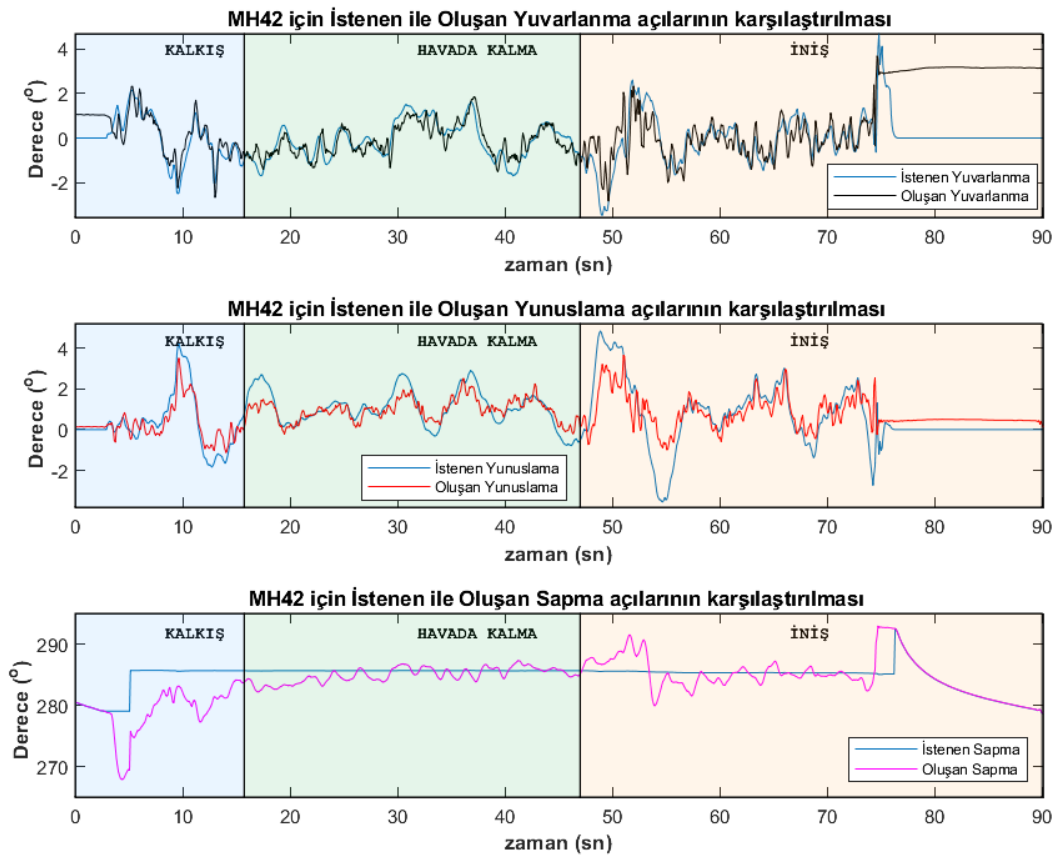
Tablo 5.20. DAE51 için gerçekleşen enerji değişimi

Kapasitesi (V)	Okunan ilk değer (V)	Okunan son değer (V)	Tüketim (V)	Enerji tüketimi (Wh)
12,60	12,03	11,5	0,59	16,90

5.2.1.3. MH42 pervanesinin uçuş analizi

Şekil 5.43'te MH42 pervanesi için istenen ve ulaşılan Euler açıları değişimi verilmiştir. MH42 tasarım pervanesinin Euler açılarının zamanla değişim grafiğini

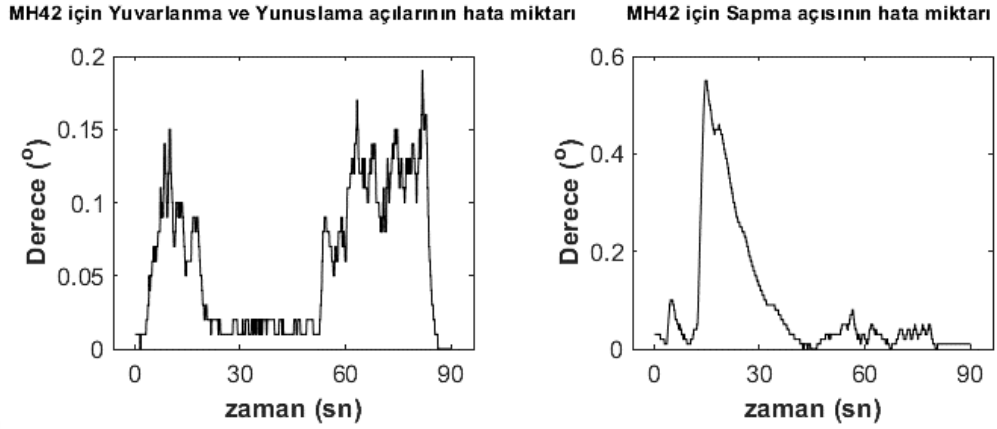
incelersek, oluşan ve istenen yuvarlanma açısının uçuş boyunca çok az bir fark ile birbirlerini takip ettiğini ifade edebiliriz. Fakat kalkış başlangıcında ve iniş hareketinin sonunda bu farkın oldukça yüksek bir değere çıktığı söylenebilir. Bu fark kalkışta 1° civarındayken, iniş hareketi sonunda ise 3° kadar çıkmıştır. Yuvarlanma açısı bakımından değerlendirdiğimizde ise uçuş boyunca birçok yerde istenen ve oluşan açı arasında 2° fazladan fark oluşmuştur. Bu olumsuzluğu sapma açısı grafiğinde de görmek mümkündür. Deney boyunca en kötü yuvarlanma, yunuslama ve sapma açıları elde edildiğini ifade etmek mümkündür. MH42 pervanesi uçuşu gerçekleşirken istenen ve ulaşılan açılar arasındaki en yüksek fark, yunuslama için $2,4^\circ$, yunuslama için $2,8^\circ$ ve sapma için $11,18^\circ$ olarak gerçekleşmiştir.



Şekil 5.43. MH42 pervane için istenen ve oluşan Euler açıları değişimi

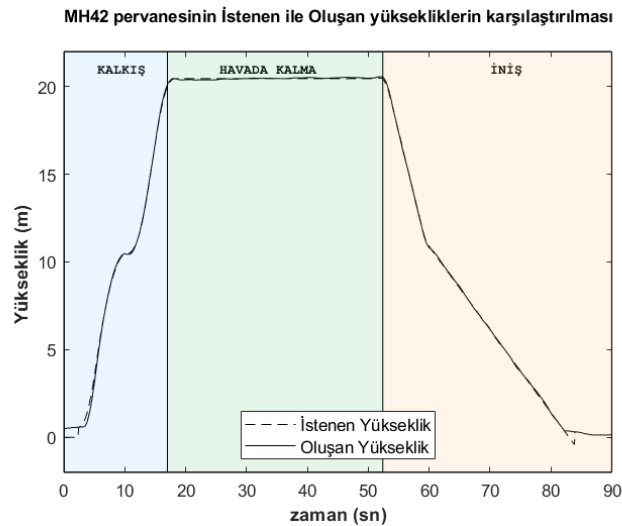
Şekil 5.44'te MH42 pervane uçuş süresince elde edilen Euler açılarının hata oranının grafiği açı cinsinden verilmiştir. Uçuş kontrol kartından uçuş boyunca elde edilen verilerin doğruluğunu ölçmemize yardımcı olan parametre olan hata oranına göz attığımızda ise bu farkın olağan sınırlar içerisinde gerçekleştiğini ifade edebiliriz. MH42

pervanesinin yuvarlanma ve yunuslama açısı için en yüksek hata miktarı yaklaşık $0,2^\circ$ olarak kaydedilmiştir. Sapma açısı hata miktarı ise yaklaşık $0,6^\circ$ olarak oluşmuştur.



Şekil 5.44. MH42 pervanesinin Euler açıları elde edilirken oluşan hata oranları

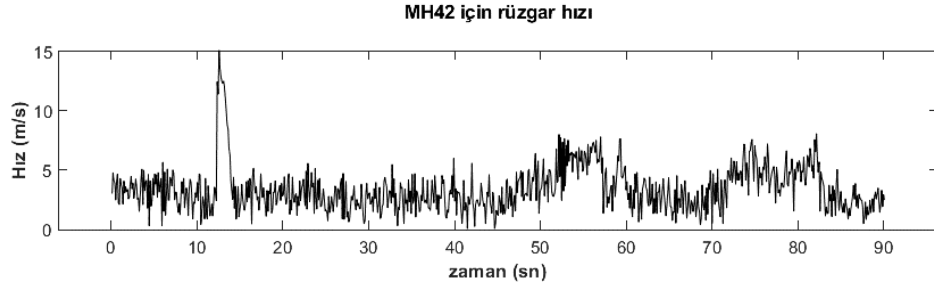
Şekil 5.45'te MH42 pervanesinin istenen ve ulaşılan yükseklik bilgisinin zamana göre değişimi verilmiştir. MH42 test pervanesine ait istenen ve oluşan yükseklik verisine ait grafik incelendiğinde, daha önce Euler açıları ile gözlemlenen kalkış başlangıcı ve iniş hareketinin tamamlanması sırasında oluşan olumsuzlukların etkisi görülmektedir. Kalkış esnasındaki fark en yüksek 0,57 m olarak ölçülmüştür. Uçuş boyunca oluşan ortalama sapma ise 0,019 m olarak kaydedilmiştir.



Şekil 5.45. MH42 pervanesinin istenen ve ulaşılan yükseklik farkı

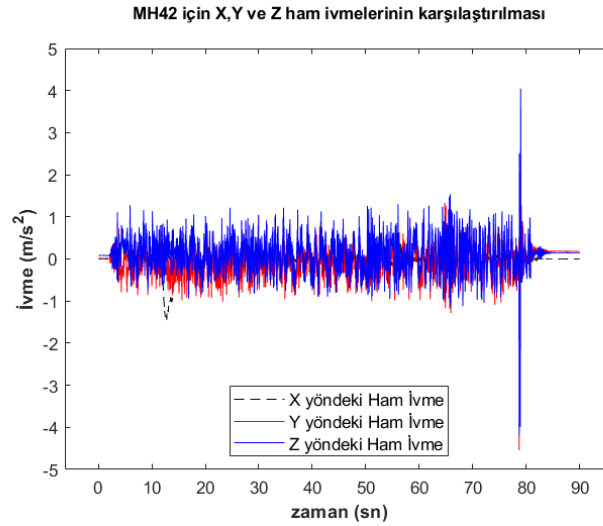
Şekil 5.46'da MH42 test pervanesine rüzgâr hızının zamana göre değişimi verilmiştir. MH42 test pervanesinin rüzgâr verilerini incelediğimizde, yaklaşık 13.

saniyede rüzgâr hızının 15 m/s seviyesine çıktığı görülmektedir. Bu periyotta oluşan rüzgârın, hava aracının konumuna hafif bir şekilde etki ettiği yunuslama, yuvarlanma ve sapma açısı grafiklerinde görülebilmektedir. Bunun dışında hava aracına rüzgâr direncinden dolayı olumsuzluk gözlemlenmemiştir.



Şekil 5.46. MH42 pervanesine ait rüzgâr hızı

Şekil 5.47'de MH42 pervanesinin X, Y ve Z ham ivmelerinin zamana karşı değişimi verilmiştir. MH42 tasarım pervanesine ait ham ivmenin zamana karşı değişimi incelendiğinde ise yüksek miktarda titreşim oluşturacak herhangi bir olumsuzluk oluşmadığını görülmektedir. X, Y ve Z'ye ait ham ivme verileri sınırları içerisinde.



Şekil 5.47. MH42 pervanesinin X, Y ve Z ham ivme değişimi

Tablo 5.21. MH42 için gerçekleşen enerji değişimi

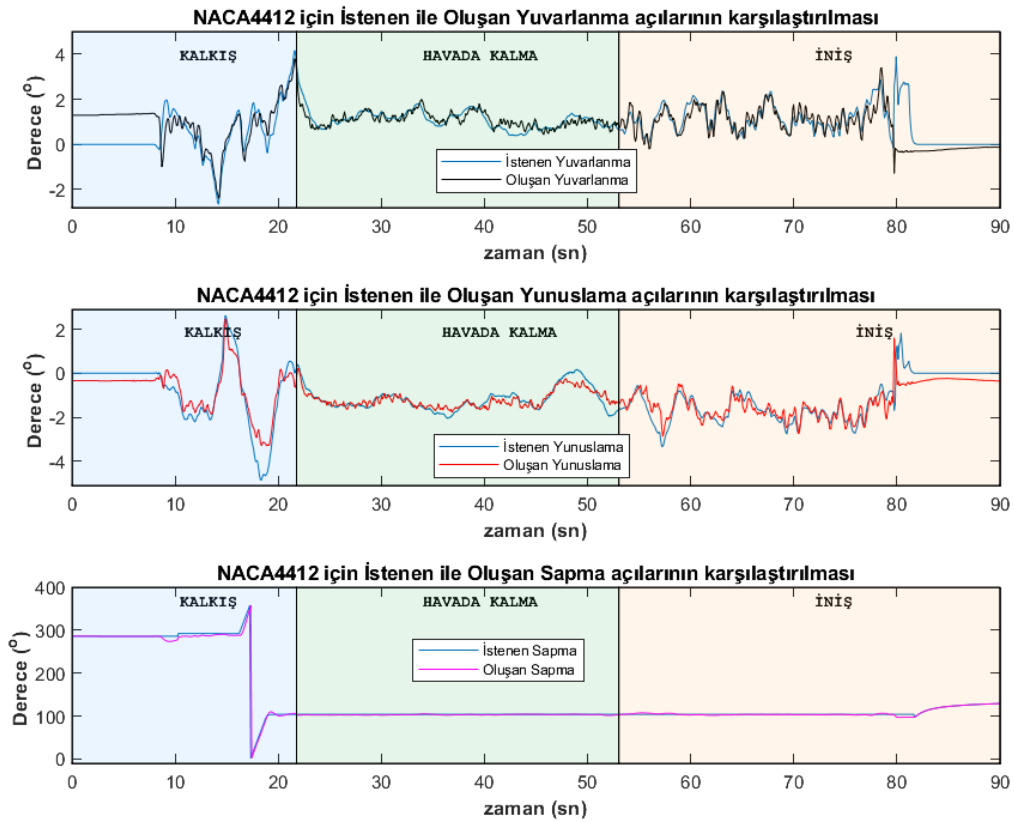
Kapasitesi (V)	Okunan ilk değer (V)	Okunan son değer (V)	Tüketim (V)	Enerji tüketimi (Wh)
12,60	11,50	10,86	0,64	18,33

Bataryaya ait tüketim veri tablosu incelendiğinde, bu uçuş için 18,33 Wh'lik bir enerji tüketimi gerçekleşmiştir. Bu tüketim değeri, bu uçuş rotası için gerçekleşen en

yüksek değer olarak kaydedilmiştir. Tablo 5.21’de MH42 için gerçekleşen batarya değişimi verilmiştir.

5.2.1.4. NACA4412 pervanesinin uçuş analizi

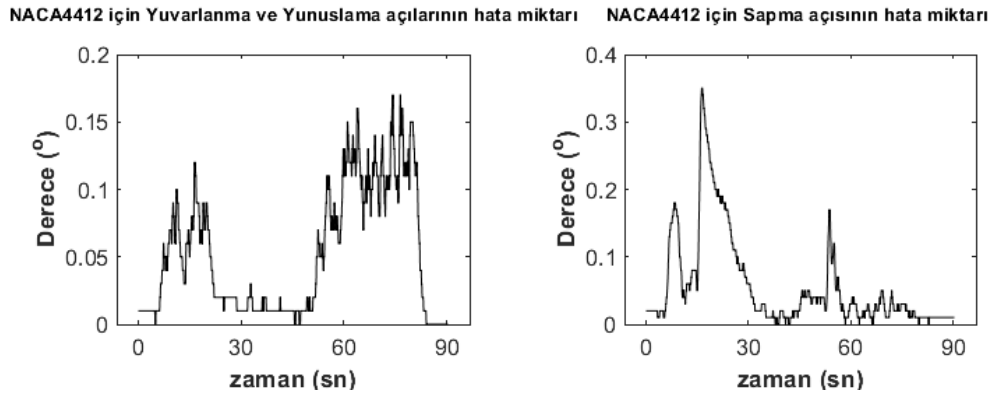
Şekil 5.48’de NACA4412 pervanesi için istenen ve ulaşılan Euler açıları değişimi verilmiştir. NACA4412 tasarım test pervanesi ait yuvarlanma açısının değişimi incelendiğinde kalkış hareketinin başlangıcında ve iniş hareketinin sonunda istenilen hareketi gerçekleştirmekte zorlandığını söylemek mümkündür.



Şekil 5.48. NACA4412 pervanesinin istenen ve oluşan Euler açıları değişimi

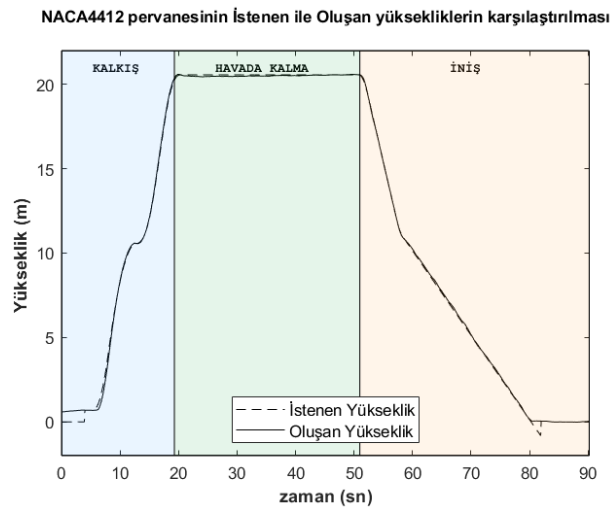
Bunların dışında özellikle havada kalma hareketi yaparken yani pozisyonunu korumaya çalışmakta oldukça iyi performans gösterdiğini söyleyebiliriz. Yunuslama açısına ilişkin grafiğini incelediğimizde, Quadcopter verileri Euler açılarında cinsinden sağladığından dolayı bu açıların herhangi bir bölümde oluşan düzensizlik, diğer yönelim açılarının oluşumlarına da doğrudan etki edecektir. Benzer bir şekilde kalkış hareketinin başlangıcında ve iniş hareketinin sonunda uçuş kararlılığını sürdürmekte zorlanmıştır. Son olarak sapma açısı grafiği gözlemlendiğinde ise istenen ve oluşan değerler arasında önemsenmeyecek derecede farklar meydana gelmiştir. İstenen ve ulaşılan arasında

gerçekleşen en yüksek fark yuvarlanma için $4,1^\circ$, yunuslama açısı için $2,3^\circ$ ve sapma açısı için $18,19^\circ$ olarak gerçekleşmiştir.



Şekil 5.49. NACA4412 pervanesinin Euler açıları elde edilirken oluşan hata oranları

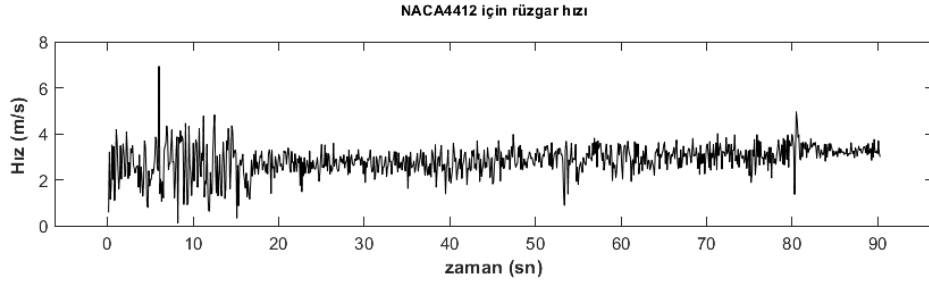
NACA4412 test pervanesine ait hata miktarının zamana karşı grafiği incelendiğinde, yuvarlanma, yunuslama ve sapma açıları elde edilirken oluşan hatanın çok düşük olduğu seyretiltiği görülmektedir. Sapma açısının hata miktarı MH42 ve DAE51 pervanelerine göre daha düşük kaydedilmiştir. Bu miktar yaklaşık $0,35^\circ$ olarak oluşmuştur. Bunun yanı sıra en düşük yuvarlanma ve yunuslama açı hata miktarı $0,17^\circ$ ile NACA4412 tasarım pervanesi için kaydedilmiştir. Şekil 5.49'da NACA4412 pervane uçuş süresince elde edilen Euler açılarının hata oranının grafiği açı cinsinden verilmiştir.



Şekil 5.50. NACA4412 pervanesinin istenen ve ulaşılan yükseklik farkı

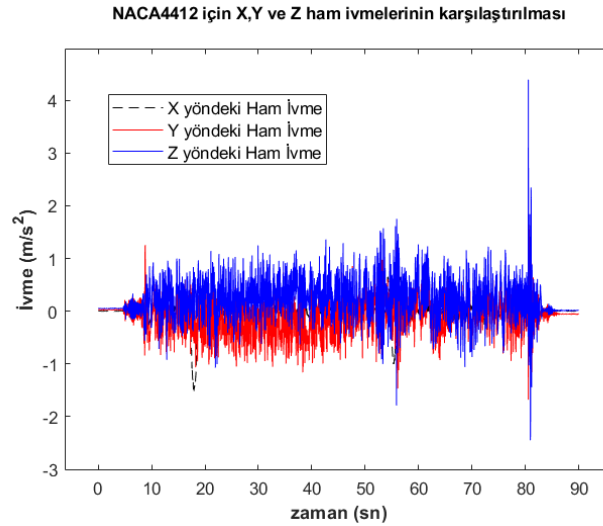
Şekil 5.50'de NACA4412 pervanesinin istenen ve ulaşılan yükseklik bilgisinin zamana göre değişimi verilmiştir. NACA4412 pervanesinin uçuş boyunca istenen ve

oluşan yükseklik bilgisinin zamana karşı grafiği incelendiğinde, genel olarak istenilen yüksekliği karşıladığını gözlemlenmektedir. Yüksekliğin bazı anlarında sapmalar oluşmasına rağmen bu sapmalar önemsenmeyecek düzeydedir. En büyük sapma 0,47 m ve uçuş boyunca oluşan ortalama sapma ise 0,031 m olarak ölçülmüştür.



Şekil 5.51. NACA4412 pervanesine ait rüzgâr hızı

Şekil 5.51’de NACA4412 test pervanesine rüzgâr hızının zamana göre değişimi verilmiştir. NACA4412 test pervanesine ait rüzgâr hızı grafiğinin akışına ait grafiğe bakıldığında, rüzgârın 0–5 m/s arasında değiştiği görülmektedir. Bu rüzgâr hızının hava aracına olumsuz etkisi olmamıştır.



Şekil 5.52. NACA4412 pervanesinin X, Y ve Z ham ivme değişimi

Şekil 5.52’de NACA4412 pervanesinin X, Y ve Z ham ivmelerinin zamana karşı değişimi verilmiştir. NACA4412 pervanesi için X, Y ve Z yönlerine ait ham ivme verilerinin zamana karşı değişimini incelersek, büyük çapta titreşim oluşturacak herhangi bir olumsuzluk oluşmamıştır.

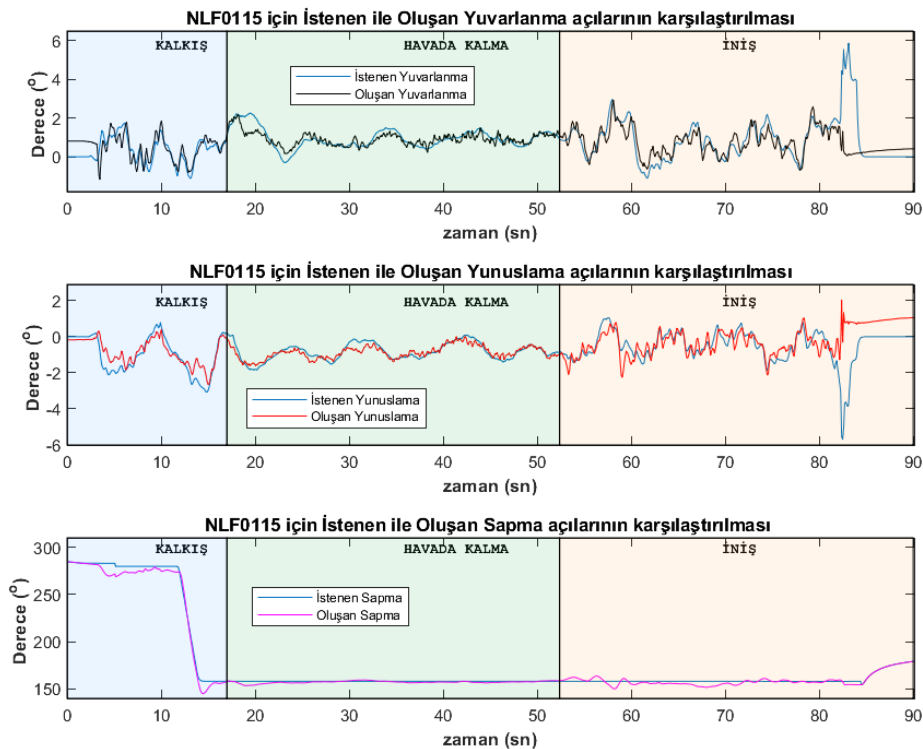
Bataryaya ait tüketim veri tablosu incelendiğinde, bu uçuş için 15,18 Wh bir tüketim gerçekleşmiştir. Bu tüketim kalkış, havada kalma ve iniş esnasında oluşan en düşük tüketim olmuştur. Tablo 5.22’de NACA4412 için gerçekleşen batarya değişimi verilmiştir.

Tablo 5.22. NACA4412 için gerçekleşen enerji değişimi

Kapasitesi (V)	Okunan ilk değer (V)	Okunan son değer (V)	Tüketim (V)	Enerji tüketimi (Wh)
12,60	10,86	10,27	0,53	15,18

5.2.1.5. NLF0115 pervanenin uçuş analizi

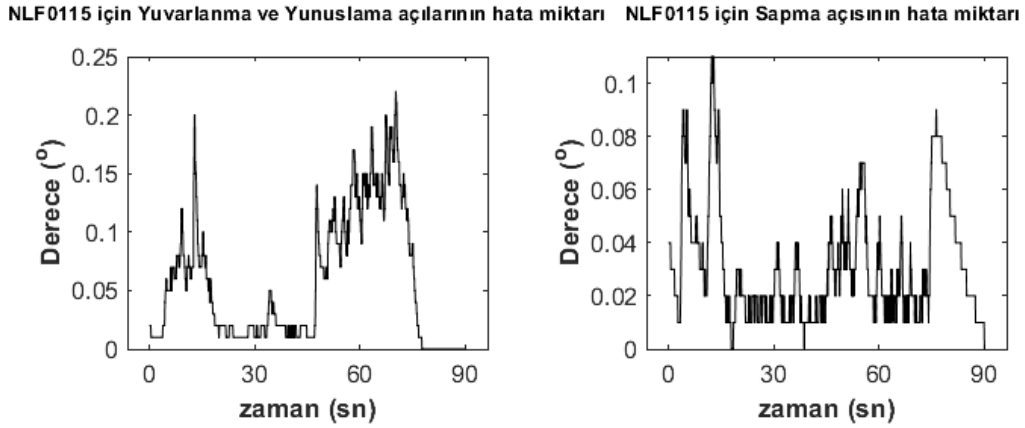
Şekil 5.53’te NLF0115 pervanesi için istenen ve ulaşılan Euler açıları değişimi verilmiştir. NLF0115 test pervanesine ait yuvarlanma açısı değişim grafiği incelendiğinde, kalkış hareketinin başlangıcında, havada kalma hareketinin bazı bölümlerinde ve iniş hareketi boyunca istenen ve oluşan yuvarlanma açısı farkının daha yüksek olduğu görülebilir. Bu fark iniş hareketi boyunca en yüksek yaklaşık 5° olarak oluşmuştur.



Şekil 5.53. NLF0115 için istenen ve oluşan Euler açıları değişimi

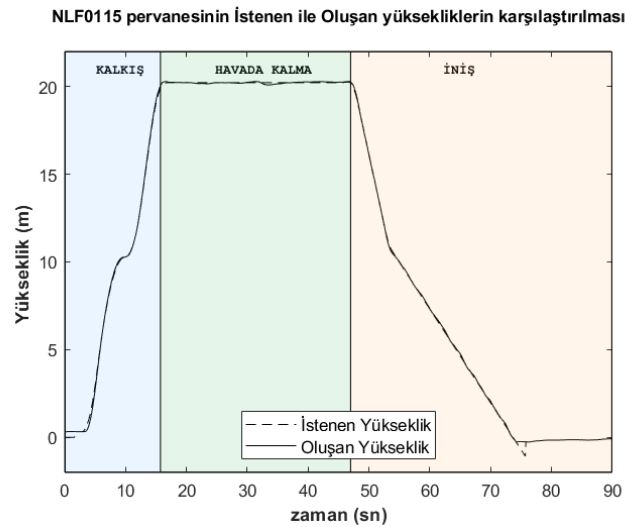
Özellikle inişte farkın oldukça yüksek olduğu grafikten gözlemlemek mümkündür. Yunuslama açısı değişimine ilişkin grafik incelendiğinde ise yunuslama açısının

değişiminde oluşan olumsuzluklar, yuvarlanma açısı değişimine benzer biçimde gerçekleşmiştir. Bu olumsuzluk maksimum yaklaşık $5,13^\circ$ olarak ölçülmüştür.



Şekil 5.54. NLF0115 pervanesinin Euler açıları elde edilirken oluşan hata oranları

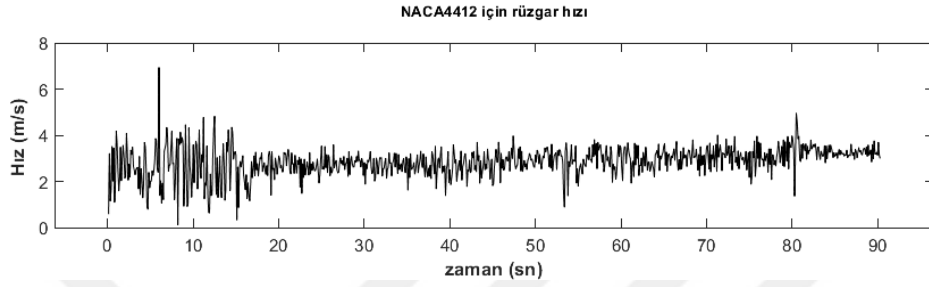
Bu olumsuzluk, sapma açısı değişimine de yansımıştır. Hareket bir bütün olarak ele alındığında, olumsuzluğun zincirleme bir biçimde tüm açılara etki ettiği görülmektedir. Bu bilgiler ile değerlendirdiğimizde, NLF0115 tasarım pervanesinin özellikle iniş hareketi boyunca doğrultu kararlılığına daha az sahip olduğu söylenebilir. Uçuş boyunca istenilen ve ulaşılan açılar arasındaki en yüksek fark, yunuslama açısı için $1,53^\circ$ ve sapma açısı için $13,53^\circ$ olarak gerçekleşmiştir.



Şekil 5.55. NLF0115 pervanesinin istenen ve ulaşılan yükseklik farkı

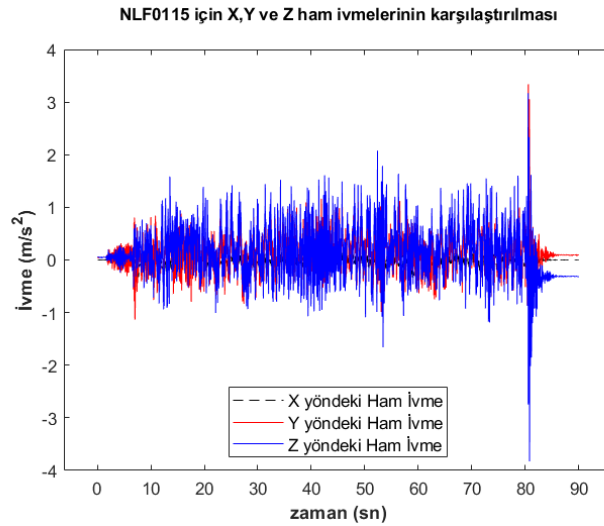
Şekil 5.54'te NLF0115 pervane uçuş süresince elde edilen Euler açılarının hata oranının grafiği açı cinsinden verilmiştir. Yuvarlanma, yunuslama ve sapma açıları elde

edilirken oluşan hata miktarı grafiğine bakıldığında, sapma açısı hata miktarına ilişkin elde edilen grafik tüm pervaneler göz önünde bulundurulduğunda, bu değerler uçuş sırasında oluşan en düşük hata miktarıdır. Yuvarlanma ve yunuslama hata miktarının $0,25^\circ$ geçmediği görülmektedir. Bu da verilerin elde edilmesinde kayda değer bir sorunun oluşmadığına işaret etmektedir.



Şekil 5.56. NLF0115 pervanesine ait rüzgâr hızı

NLF0115 pervanesinin uçuş boyunca istenen ve oluşan yükseklik bilgisinin zamana karşı verileri incelendiğinde, genel olarak uçuş rotası küçük sapmalar ile doğru takip ettiği ifade edilebilir. Uçuş boyunca oluşan en yüksek sapma 0,38 m ve ortalama sapma yüksekliği ise 0,022 m olarak meydana gelmiştir. Şekil 5.55'te NLF0115 pervanesinin istenen ve ulaşılan yükseklik bilgisinin zamana göre değişimi verilmiştir.



Şekil 5.57. NLF0115 pervanesinin X, Y ve Z ham ivme değişimi

Şekil 5.56'da NLF0115 test pervanesine rüzgâr hızının zamana göre değişimi verilmiştir. NLP0115 test pervanesine ait rüzgâr hızı grafiğinin akışına ait grafiğine

bakarsak, rüzgâr hızının 0–6 m/s arasında değiştiği görülmektedir. Bu rüzgâr hızının hava aracına olumsuz etkisi olmamıştır.

Şekil 5.57’de NLF0115 pervanesinin X, Y ve Z ham ivmelerinin zamana karşı değişimi verilmiştir. NLF0115 test pervanesinin ham ivme verileri incelendiğinde, oluşan değerlerin sınırlar içerisinde olduğu görülmektedir. Bu pervaneden kaynaklanan titreşimin oluşmadığı anlamına gelmektedir.

Bataryaya ait tüketim veri tablosu incelendiğinde, bu uçuş için 15,75 Wh’lik bir enerji tüketimi gerçekleşmiştir. Bu tüketim değeri, en düşük ikinci değer olarak kaydedilmiştir. Tablo 5.23’te NLF0115 için gerçekleşen batarya değişimi verilmiştir.

Tablo 5.23. NLF0115 için gerçekleşen enerji değişimi

Kapasitesi (V)	Okunan ilk değer (V)	Okunan son değer (V)	Tüketim (V)	Enerji tüketimi (Wh)
12,60	12,60	12,04	0,55	15,75

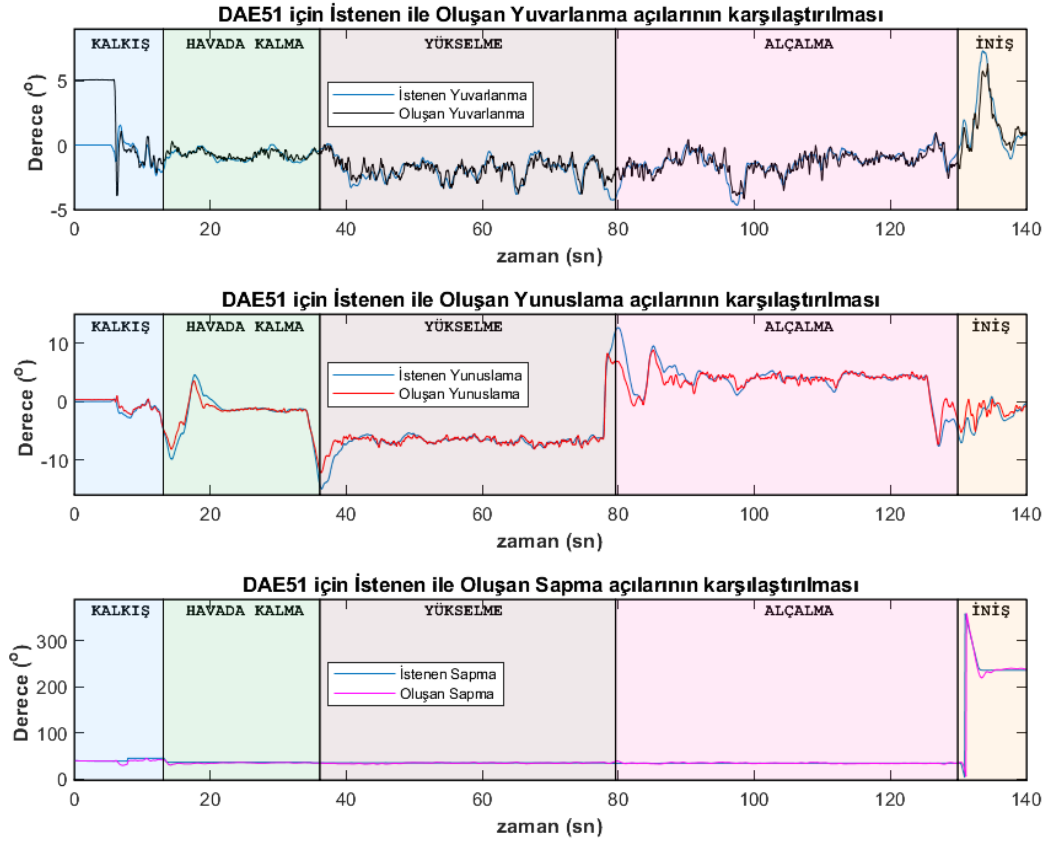
5.2.2. Seyir esnasındaki hareket analizi

Önceki alt bölümde hava aracı, kalkış, havada asılı kalma ve iniş esnasındaki hareket analizi yapılmıştı. Bu uçuşta ise kalkış, havada asılı kalma ve iniş hareketlerinin dışında seyir esnasındaki uçuş performansı da incelenmiştir. Hava aracı öncelikle seçilen noktadan 10 m yüksekliğine çıkıp, havada asılı kalmıştır. Daha sonra seyir haline devam ederek, yönelerek yükselme hareketi yapmış 20 m yüksekliğe çıkmıştır. Daha sonra bulunduğu en uzak noktadan geri dönüp, yönelerek alçalma hareketi yapıp 10 m yüksekliğine inmiştir. Son olarak 10 m yükseklikteyken iniş yapacağı noktaya ilerleyerek iniş yapmıştır.

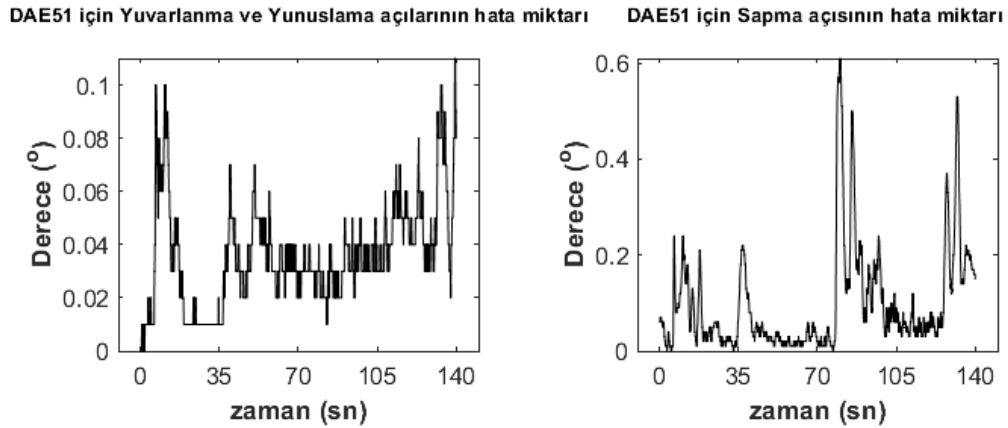
5.2.2.1. DAE51 pervanesinin uçuş analizi

Şekil 5.58’de DAE51 pervanesi için istenen ve ulaşılan Euler açıları değişimi verilmiştir. DAE51 test pervanesi için Euler açılarının zamana bağlı değişimlerine ilişkin grafiğe bakıldığında, yuvarlanma açısına ait grafikte istenen ve oluşan değerlerin birbirleri ile uyumlu olduğu söylenebilir ve aralarındaki fark önemsiz olacaktır. Yuvarlanma açısı elde edilirken oluşan en yüksek fark olarak $5,19^\circ$ oluşmuştur. Yunuslama açısı değişiminde ise yer yer sapmalar meydana gelmiştir. Bu olumsuzluk en yüksek yaklaşık 6° olarak kaydedilmiştir. Sapma açısına ilişkin oluşan

değişim, ihmal edilecek bir düzeydedir. En yüksek sapma açısı farkı $7,12^\circ$ olarak gerçekleşmiştir.



Şekil 5.58. DAE51 pervane için istenen ve oluşan Euler açıları değişimi

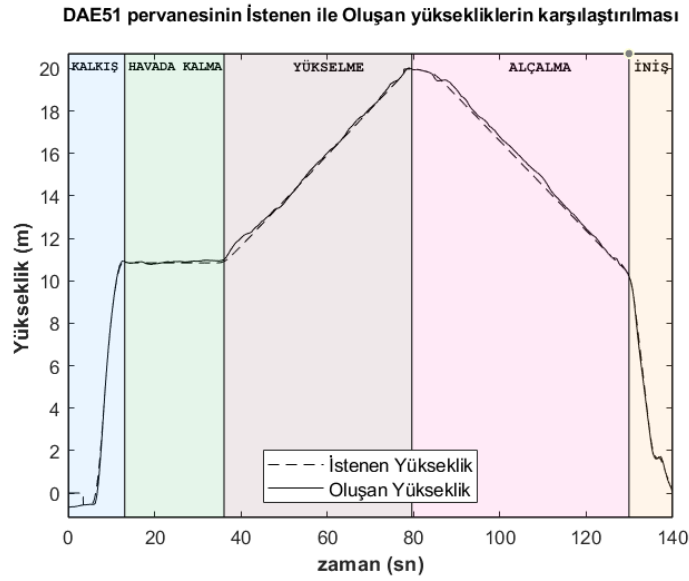


Şekil 5.59. DAE51 pervanesinin Euler açıları elde edilirken oluşan hata oranları

Şekil 5.59’da DAE51 pervane uçuş süresince elde edilen Euler açılarının hata oranının grafiği açı cinsinden verilmiştir. DAE51 pervanesinin Euler açıları elde edilirken oluşan hata oranlarına ilişkin grafik incelendiğinde, yunuslama ve yuvarlanma açıları için

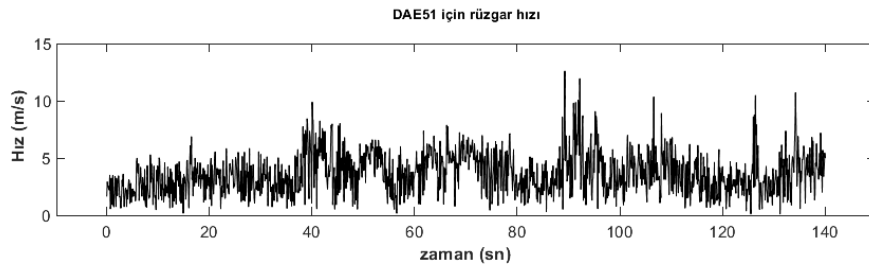
oluşan hata en yüksek $0,1^\circ$ gibi oldukça düşük değerde seyredilmiştir. Fakat buna zıt olarak sapma açısının hata miktarı $0,6^\circ$ kadar çıkmıştır.

Şekil 5.60'da DAE51 pervanesinin istenen ve ulaşılan yükseklik bilgisinin zamana göre değişimi verilmiştir. Uçuş boyunca hava aracı, kalkış, havada kalma, yükselme, alçalma ve iniş hareketleri gibi farklı hareketler yapmaktadır. Buna rağmen istenen yüksekliği doğru bir şekilde takip ettiği grafikten gözlemlenebilir. En yüksek sapma miktarı 0,35 m olarak kaydedilmiştir. Ortalama yükseklik sapma miktarı ise 0,05 m olarak ölçülmüştür.



Şekil 5.60. DAE51 pervanesinin istenen ve ulaşılan yükseklik farkı

Şekil 5.61'de DAE51 test pervanesine rüzgâr hızının zamana göre değişimi verilmiştir. DAE51 tasarım pervanesine ait rüzgâr hızının zamana göre değişimi grafiğini incelersek, 90. saniyeye yakın bir periyotta, rüzgâr yoğunluğunun biraz arttığını söylemek mümkündür. Buradaki rüzgârın etkisini yunuslama açısı grafiğinden görmek mümkündür. Fakat genel olarak rüzgâr hızının hava aracına güçlü bir etkisi olmamıştır.



Şekil 5.61. DAE51 pervanesine ait rüzgâr hızı

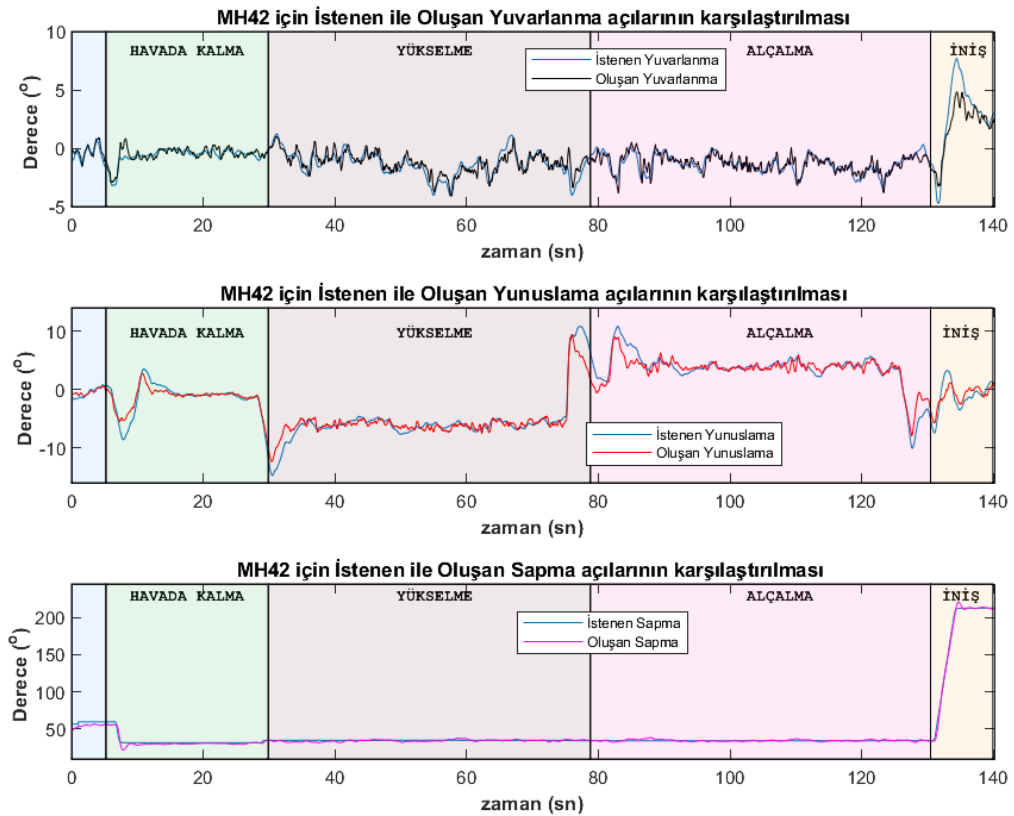
Bataryaya ait tüketim veri tablosu incelendiğinde, bu uçuş için 32,66 Wh'lık bir enerji tüketimi gerçekleşmiştir. Tablo 5.24'te DAE51 için gerçekleşen batarya değişimi verilmiştir.

Tablo 5.24. DAE51 için gerçekleşen enerji değişimi

Kapasitesi (V)	Okunan ilk değer (V)	Okunan son değer (V)	Tüketim (V)	Enerji tüketimi (Wh)
12,60	12,60	11,59	1,14	32,66

5.2.2.2. MH42 pervanesinin uçuş analizi

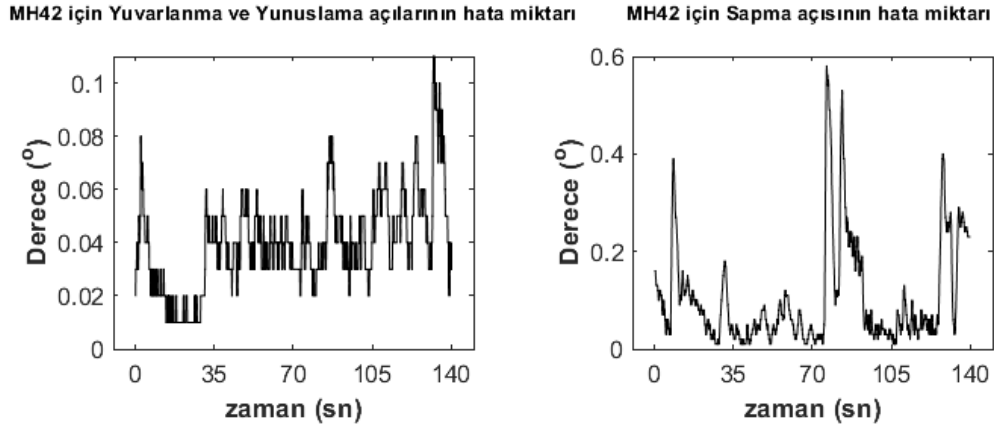
Şekil 5.62'de MH42 pervane için istenen ve oluşan Euler açıları değişimi verilmiştir. MH42 pervanesinin istenen ve oluşan Euler açılarına ilişkin karşılaştırma grafiğine bakıldığında, yuvarlanma açısı değişiminde iniş esnasında farklılık olması dışında genel olarak, uyumlu bir şekilde birbirini takip etmiştir. Bu fark en fazla $6,5^\circ$ 'ye ulaşmıştır.



Şekil 5.62. MH42 pervane için istenen ve oluşan Euler açıları değişimi

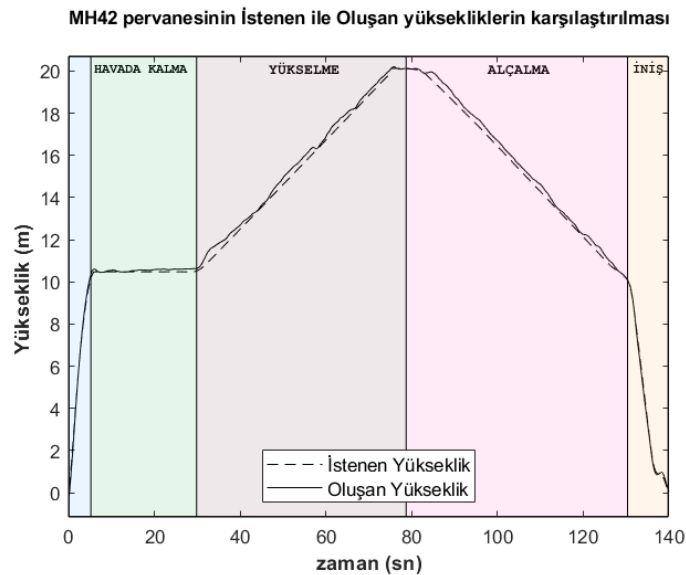
Yunuslama açısına ilişkin verilerde ise birkaç yerde farklılıklar olmuştur. Yunuslama açısı elde edilirken oluşan en yüksek fark $5,22^\circ$ olarak gerçekleşmiştir. Sapma açısı baştan

sona istenen sapma açısı ile uyumlu bir biçimde takip etmiştir. Sapma açısında oluşan en yüksek fark ise $11,73^\circ$ olarak kaydedilmiştir.



Şekil 5.63. MH42 pervanesinin Euler açıları elde edilirken oluşan hata oranları

Şekil 5.63'te MH42 pervane uçuş süresince elde edilen Euler açılarınin hata oranının grafiği açı cinsinden verilmiştir. Bu uçuş esnasında gerçekleşen hata miktarının yuvarlanma, yunuslama ve sapma açısı cinsinden ifade edildiği grafiğe bakıldığında, hata miktarlarının yunuslama ve yuvarlanma açıları için maksimum $0,1^\circ$ ve sapma açısı için $0,6^\circ$ yakın bir değer olarak kaydedilmiştir.

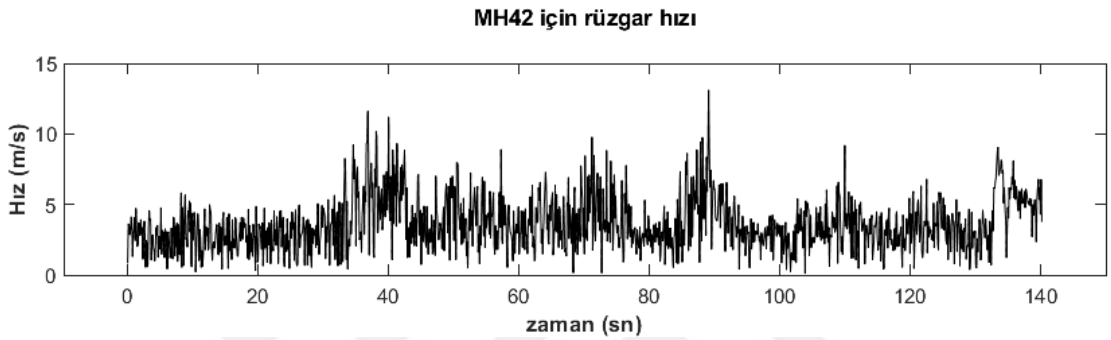


Şekil 5.64. MH42 pervanesinin istenen ve ulaşılan yükseklik farkı

Şekil 5.64'te MH42 pervanesinin istenen ve ulaşılan yükseklik bilgisinin zamana göre değişimi verilmiştir. MH42 test pervanesinin istenen ve oluşan yüksekliğe ilişkin

grafığı incelediğimizde, yükselme ve alçalma hareketleri esnasında farklılıklar oluştuğu gözlemlenmektedir. MH42 tasarım pervanesinin yükseklik parametresi için en yüksek sapma miktarı 0,42 m ve uçuş boyunca ortalama sapma miktarı ise 0,13 m olarak kaydedilmiştir.

Şekil 5.65'te MH42 test pervanesine rüzgâr hızının zamana göre değişimi verilmiştir. MH42 test pervanesine ait rüzgâr hızının uçuş boyunca değişimine ilişkin grafiğini incelerken, 83. saniyede rüzgâr hızının arttığı gözlemlenmektedir. Öyle ki rüzgâr anlık olarak 10 m/s üstüne çıkmıştır.



Şekil 5.65. MH42 pervanesine ait rüzgâr hızı

Bataryaya ait tüketim veri tablosu incelendiğinde, bu uçuş için 33,81 Wh'lik bir enerji tüketimi gerçekleşmiştir. Tablo 5.25'te MH42 için gerçekleşen batarya değişimi verilmiştir.

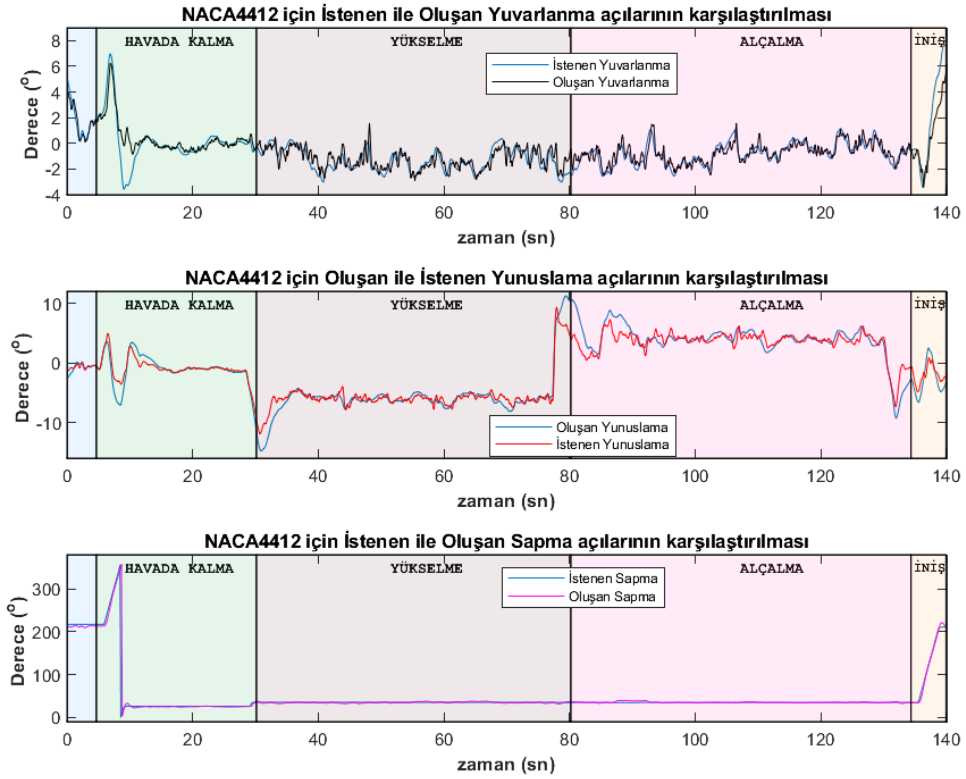
Tablo 5.25. MH42 için gerçekleşen enerji değişimi

Kapasitesi (V)	Okunan ilk değer (V)	Okunan son değer (V)	Tüketim (V)	Enerji tüketimi (Wh)
12,60	11,59	10,41	1,18	33,81

5.2.2.3. NACA4412 pervanesinin uçuş analizi

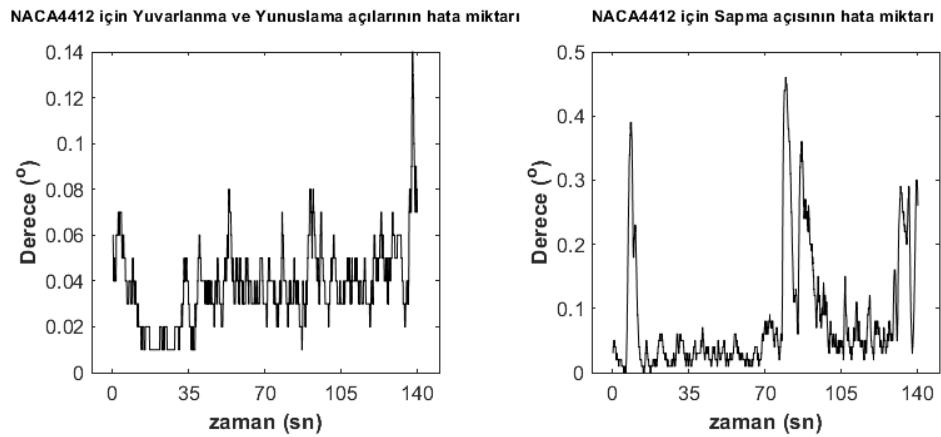
Şekil 5.66'da NACA4412 pervanesi için istenen ve ulaşılan Euler açılarının değişimi verilmiştir. NACA4412 pervanesi için elde edilen Euler açılarına ait grafiğine baktığımızda, yuvarlanma açısı bazı bölgelerde beklenenin dışında hareket ettiği görülmektedir. Özellikle havada asılı kalma ve iniş hareketleri esnasında olumsuzluklar oluşmuştur. Maksimum fark 3,7° olarak ölçülmüştür. Benzer sonuçlar yunuslama açısı için de elde edilmiştir. Maksimum yunuslama açısı farkı ise 6,5° olarak ölçülmüştür.

Sapma açısı için önemsenmeyecek düzeyde farklılık olmuştur. Sapma açısı için oluşan en yüksek fark ise $11,73^\circ$ olarak kaydedilmiştir.



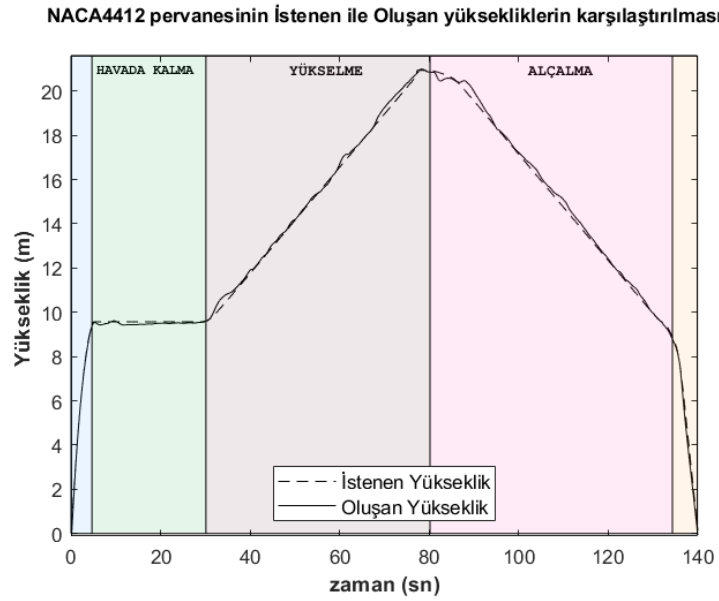
Şekil 5.66. NACA4412 pervane için istenen ve oluşan Euler açıları değişimi

Şekil 5.67’de NACA4412 pervane uçuş süresince elde edilen Euler açılarının hata oranının grafiği açı cinsinden verilmiştir. NACA4412 test pervanesi için uçuş süresince oluşan hata miktarı incelendiğinde, kayda değer yükseklikte bir hata oluşmamıştır.



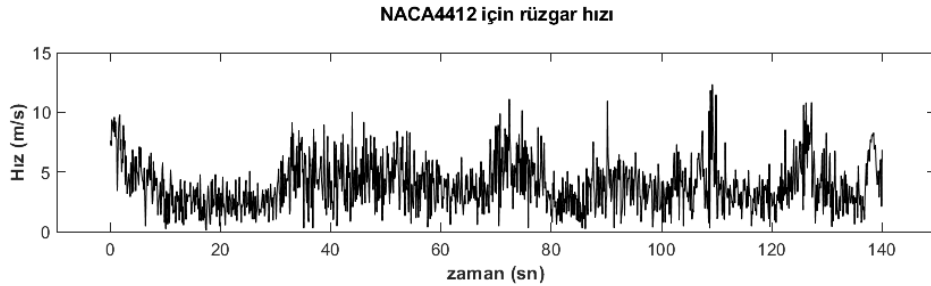
Şekil 5.67. NACA4412 pervanesinin Euler açıları elde edilirken oluşan hata oranları

Şekil 5.68’de NACA4412 pervanesi için istenen ve ulaşılan yükseklik bilgisinin zamana göre değişimi verilmiştir. NACA4412 test pervanesi istenen ve oluşan yükseklik değerlerine ait grafiğe bakıldığında, yükselme ve alçalma hareketi esnasında hafif bir farklılık olduğu gözlemlenmektedir. Bu periyotlarda İHA hızını arttırarak yön değiştirdiğinden dolayı bu bölgelerde aynı zamanda yuvarlanma ve yunuslama açılarının değişimlerinde de olumsuzluklar mevcuttur. NACA4412 test pervanesi için oluşan en yüksek sapma miktarı 0,34 m ve ortalama yükseklik sapma miktarı ise 0,03 m olarak kaydedilmiştir.



Şekil 5.68. NACA4412 pervanesinin istenen ve ulaşılan yükseklik farkı

Şekil 5.69’da NACA4412 test pervanesine ait rüzgâr hızının zamana göre değişimi verilmiştir. NACA4412 test pervanesine rüzgâr hızının zamana göre değişiminin grafiğine bakıldığında, rüzgâr hızının 100. saniye civarında 10 m/s üzerine çıktığı ve bunun etkisinin özellikle yükseklikte hissedildiği görülmektedir.



Şekil 5.69. NACA4412 pervanesine ait rüzgâr hızı

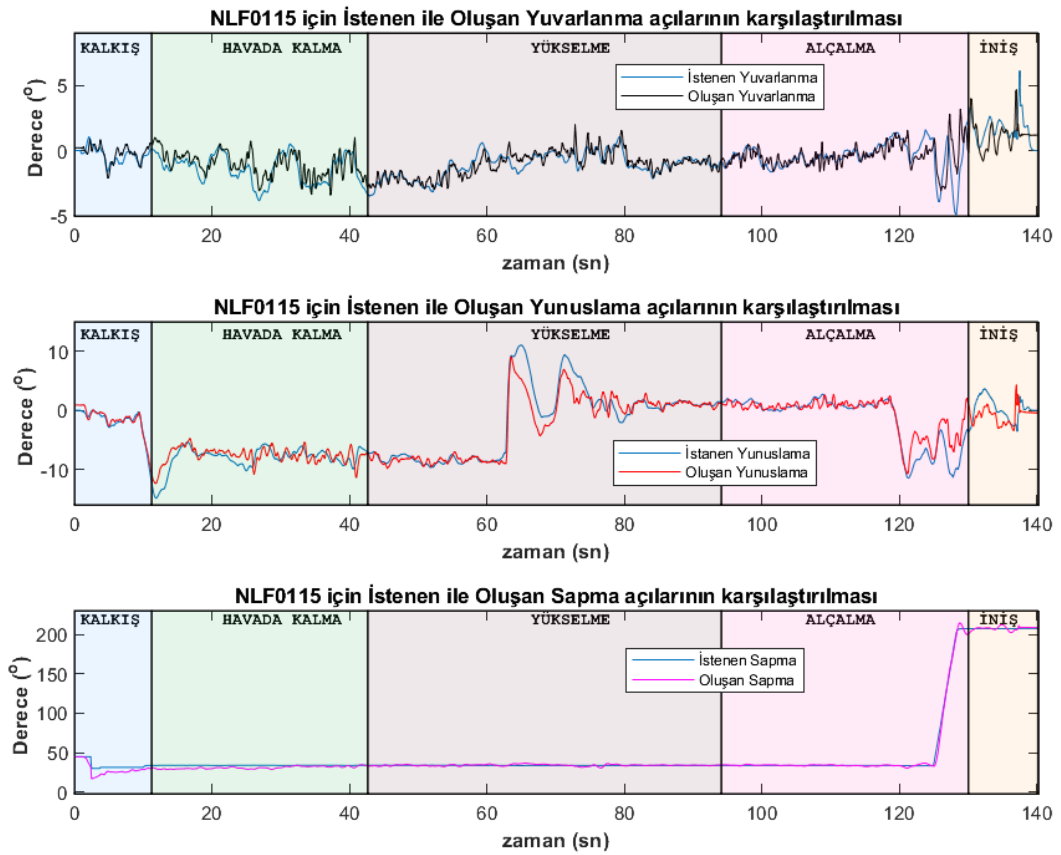
Bataryaya ait tüketim veri tablosu incelendiğinde, bu uçuş için 28,94 Wh'lık bir enerji tüketimi gerçekleşmiştir. Tablo 5.26'da NACA4412 için gerçekleşen batarya değişimi verilmiştir.

Tablo 5.26. NACA4412 için gerçekleşen enerji değişimi

Kapasitesi (V)	Okunan ilk değer (V)	Okunan son değer (V)	Tüketim (V)	Enerji tüketimi (Wh)
12,60	12,60	11,59	1,01	28,94

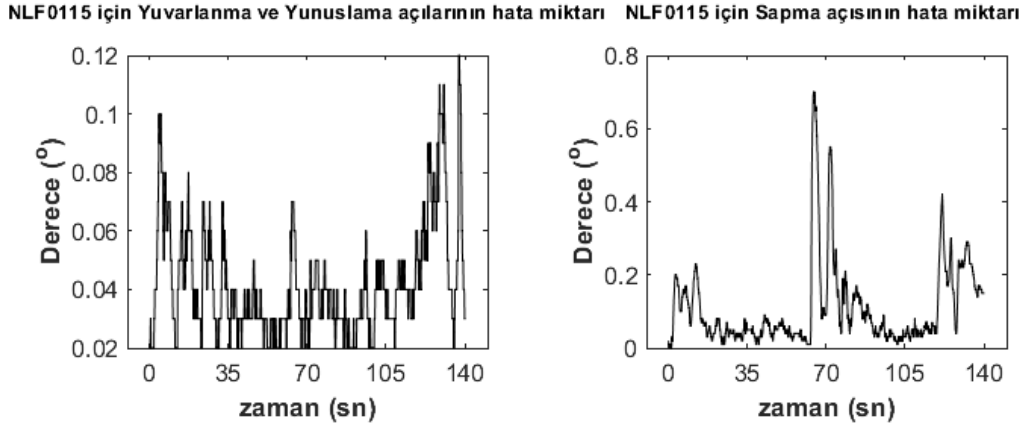
5.2.2.4. NLF0115 pervanesinin uçuş analizi

Şekil 5.70'te NLF0115 pervanesi için istenen ve ulaşılan Euler açılarının değişimi verilmiştir. Grafik incelendiğinde, istenen ve ulaşılan Euler açılarının oldukça yakın gerçekleştiği görülmektedir. Fakat iniş hareketi yaparken oldukça tutarsız hareket ettiğini söyleyebiliriz. Uçuş boyunca istenen ve oluşan açılar arasındaki fark, yuvarlanma açısı için $5,01^\circ$, yunuslama açısı için $6,12^\circ$ ve sapma açısı $15,06^\circ$ olarak oluşmuştur.



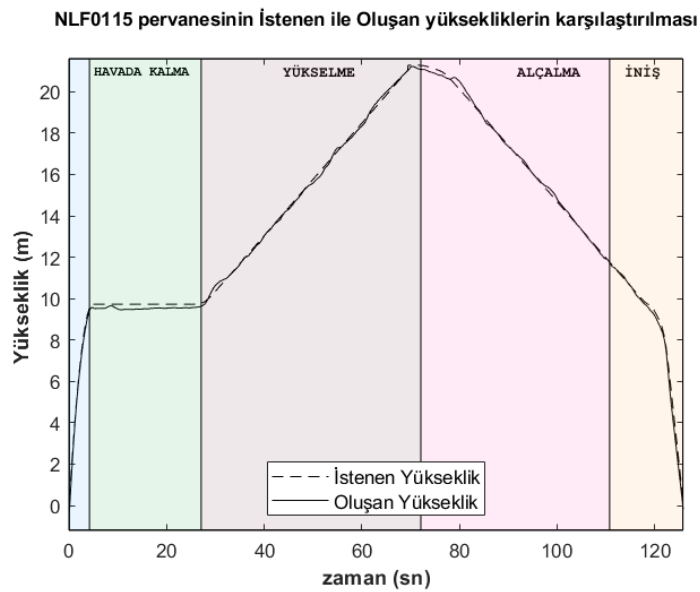
Şekil 5.70. NLF0115 pervane için istenen ve oluşan Euler açılarının değişimi

Şekil 5.71’de NLF0115 pervanesinin uçuş süresince elde edilen Euler açılarının hata oranının grafiği açı cinsinden verilmiştir. Bu grafik, diğer pervane grafiğine göre kıyaslandığında birbirine oldukça benzer şekilde gerçekleşmiş ve hata payı önemsenmeyecek derecede küçüktür.



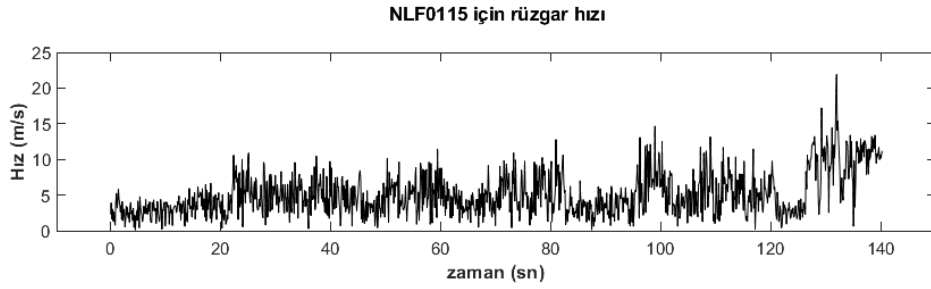
Şekil 5.71. NLF0115 pervanesinin Euler açıları elde edilirken oluşan hata oranları

Şekil 5.72’de NLF0115 pervanesinin istenen ve ulaşılan yükseklik bilgisinin zamana göre değişimi verilmiştir. Bu değişim hatlarıyla doğru bir şekilde ilerlemesine rağmen, bazı bölgelerde küçük sapmaların gerçekleştiği grafikten gözlemlenebilmektedir. Maksimum sapma payı ise 0,2 metre olarak kaydedilmiştir. Uçuş boyunca ortalama sapma payı ise 0,028 metredir.



Şekil 5.72. NLF0115 pervanesinin istenen ve ulaşılan yükseklik farkı

Şekil 5.73'te NLF0115 test pervanesine rüzgâr hızının zamana göre değişimi verilmiştir. NLF0115 test pervanesine rüzgâr hızının zamana göre değişiminin grafiğine bakıldığında, rüzgâr hızının 130. saniye civarında 15 m/s üzerine çıktığı ve bunun etkisinin özellikle yüksekliğe ait grafikte hissedildiği görülmektedir.



Şekil 5.73. NLF0115 pervanesine ait rüzgâr hızı

Bataryaya ait tüketim veri tablosu incelendiğinde, bu uçuş için 30,65 Wh'lık bir enerji tüketimi gerçekleşmiştir. Tablo 5.27'de NLF0115 için gerçekleşen batarya değişimi verilmiştir.

Tablo 5.27. NLF0115 için gerçekleşen enerji değişimi

Kapasitesi (V)	Okunan ilk değer (V)	Okunan son değer (V)	Tüketim (V)	Enerji tüketimi (Wh)
12,60	11,59	10,52	1,07	30,65

6. SONUÇLAR VE ÖNERİLER

Literatürde İHA araştırmaları ile ilgili oldukça çok araştırma bulunmasına rağmen Quadcopter gibi dört kanatlı bir hava aracının pervane performansına yönelik araştırma oldukça nadirdir. Genel olarak literatürde, Quadcopter analizine yönelik halihazırda bulunan APC ve DJI gibi ticari pervanelerin analizine yoğunlaşılmıştır. Bunların dışında maket uçak tasarımına ilgili araştırmalar azımsanmayacak miktardadır. Bu araştırmanın temel amacı farklı tip pervane tasarımları gerçekleştirerek, doğrultu kararlılığına etkilerini Quadcopter'ın üzerinde tespit etmektir. Literatür araştırması sonucunda, DAE51, MH42, NACA4412 ve NLF0115 kanat profilleri düşük Reynolds sayısında (100.000'den daha düşük) iyi performans verdiği araştırmacılar tarafından ifade edilmiştir. Bu kanat profilleri, 450 mm eksenel uzunluk ve 1,432 kg kütleyle sahip bir Quadcopter için seçilmiştir. Bir pervane tasarımı yapılırken kanat profili için öncelikle maksimum C_L ve minimum C_D koşullarına sahip olması istenir. Pervanenin 0,75 R'deki hücum açısı belirlemek için maksimum C_L/C_D oranı, Reynolds sayısı 100.000'den daha düşük çalışma koşulları için tespit edilmiştir. Hücum açısına karşılık maksimum C_L/C_D grafikleri, JBLADE yazılımı vasıtasıyla elde edilmiştir. Çünkü bu değerler sadece deneysel elde edilebilmektedir. Teorik olarak hesaplanması mümkün değildir. Daha önce araştırmacılar tarafından yapılan deneylerin sonucunda, C_L ve C_D değerlerini ait veriler oluşturulmuş ve literatürde bulunmaktadır. Çap, profil, itki miktarı, hız ve hücum açısı belirlendikten sonra kanat profillerin katı cismini oluşturmak için gerekli parametreler olan veter ve bağlanma açıları hesaplanmıştır. Bu aşamada pervane katı modelini oluşturmak için 11 istasyona, bir diğer ifade ile 11 parçaya bölünmüştür. Bu 11 istasyon için 11 veter uzunluğu ve bağlanma açısı QPROP/QMIL yazılımı vasıtasıyla elde edilmiştir. Bu yazılım ile pervanenin katı cisim ölçülerini elde etmek için pal sayısı, profilin geometrik özellikleri, Reynolds sayısı, pervane çapı, pervane göbeği, hava aracının hızı, pervane dönüş hızı ve bu dönme hızında oluşacak itki kuvveti verileri, QMIL yazılımına girdi olarak tanımlanmıştır. Yazılım çıktı olarak veter uzunluğu, aralık uzunluğu ve bağlanma açısı değerlerini vermiştir. Elde edilen bu veriler ile pervanenin katı çizimi, SOLIDWORKS katı çizim programı ile elde edilmiştir. Bu katı çizimler, önce yazdırabilir bir dilimleme programı olan CURA ile STL formatına dönüştürülmüştür. Daha sonra Creality marka CR-10 V2 model üç boyutlu yazıcı ile pervanelerin baskısı yapılmıştır. Quadcopter, dört kanatlı bir İHA olduğundan her pervane için 4 adet baskı oluşturulmuştur. Quadcopter pervanelerinin ikisi saat yönünde, diğer ikisi saat yönünün

tersine döndüğünden, baskılar buna göre alınmıştır. Toplanan Quadcopter, Pixhawk 4 uçuş kontrol kartı, Ublox GPS, F450 gövde, DJI 10x45 pervane, 4 adet Emax marka XA2212 model fırçasız motor, 4 adet HobbyWing marka XRotor 40A model elektronik hız kontrolcüsü, TE marka MS4525DO model dijital anemometre, Turnigy marka Graphene model 3S'lik batarya, Frsky marka Taranis Q X7 model uzaktan kumanda, Frsky marka R9M model hava aracı alıcı modülü ile kumanda alıcı modülü ve Pixhawk 4 güç modülünü bünyesinde bulundurmaktadır. Uçuştan önce Quadcopter'in pervane, ivmeölçer, pusula, ESC, batarya kalibrasyon ve balansı yapılmıştır. Mission Planner yazılımı ile otonom uçuşu için rota çizilip, hava aracına aktarılmıştır. İki farklı uçuş senaryosu için 4 test pervanesi için uçurulmuştur. Uçuş bilgileri, Pixhawk kontrolcüsü tarafından SD karta kaydedilmiştir.

Çalışmada test pervanelerinin sayısal analizi ANSYS Fluent ile yapılmıştır. Test pervanelerin sayısal analizi yapılmadan önce, doğru bir model oluşturmak için analiz doğrulaması yapılmıştır. Literatürde pervanesi kesit bilgileri bulunan APC 10x7 pervanesinin tasarımı ve sayısal analizi gerçekleştirilerek, doğrulamaya ilişkin sonuçlar tespit edilmiştir. Analiz için SST k-omega türbülans model, dönen bölge akış modeli (modelde pervanenin hemen dışında bir dönen hacim ve onu içine alan kontrol hacmi vardır), kenarda no slip wall koşulu, poly-hexcore ağ yapısı ile oluşturulmuştur. Dönen hacmin disk çapı 1,5 D ve yüksekliği 1,15 D ölçülerinde, kontrol hacminin ölçüsü ise eni ve boyu ise 17 D ölçülerinde tasarlanmıştır. Bu sayısal analiz doğrulamasının çözümü 18 saat sürmüştür.

Ortaya konulan modelleme ile APC 10x7 pervanesine ait C_T değeri yüzde 0,168 sapma ile C_Q değeri yüzde 5,348 sapma ve verim ise yüzde -4,923 sapma ile elde edilmiştir. Bu sapma miktarları sayısal analiz hesaplamaları için kabul edilebilir değerlerdir.

Tasarımı yapılan numunelerin üretiminden önce sayısal analizi yapılarak, araştırma için yeterli olup olmadığı incelenmiştir. Yeni bir tasarım yapılırken sayısal analiz sonuçları sayesinde baskı aşamasına geçmeden önce pervanenin tasarım sonuçlarının tespit edilmesi mümkün olmaktadır. Pervane hesaplamalarında oluşabilecek hatanın pervane baskısına geçmeden anlaşılmasına ve düzeltilmesine olanak vererek, maliyeti azaltır ve araştırmacıya zaman kazandırır. Bu amaçla tasarlanan pervanelere ait analitik itki katsayısı, DAE51 ile MH42 için 0,1487 ve NACA4412 ile NLF0115 pervaneleri için 0,1033 olarak hesaplanmıştır. Bu katsayıyı doğrulamak için gerçekleştirilen sayısal analizde, itki katsayısı DAE51 pervanesi için % -3,935, MH42

için %–5,11, NACA4412 için %–5,80 ve NLF0115 için %–6,73 daha düşük oluşmuştur. Hesaplanan ve simülasyonda elde edilen itki katsayıları arasında oluşan fark, çok düşük olmuştur. Bu sonuçlar, ticari bir uygulama olan ANSYS Fluent ile yapılan modellenmenin iyi sonuçlar vermesi ile güvenilir olduğunu sonucuna varılmıştır. Hatta tez kapsamında yapılan deneylerin ANSYS ile yapılabileceği ön görülmekte ve bu da araştırmacı zaman ve maliyet bakımından avantaj sağlayacaktır.

Yeni bir pervane tasarımı yapılırken minimum itki kuvvetinin oluşması ile pervanenin uçuşu yeterli olabilmektedir. Fakat bu aşamadan sonra pervane tasarımının geometrik özelliklerinden kaynaklanan dengesizlik, titreşim meydana getirebilir. Bu da pervanenin uçuş doğrultu kararlılığına etki etmektedir. Yüksek titreşim oluşturan pervaneler, daha fazla enerji tüketimine neden olacak ve bu da hava aracının menzilini düşürecektir. Buna ek olarak yüksek titreşim, uçuş kontrolcüsü gibi bünyesinde birçok sensör bulunan parçaların daha az doğrulukla çalışmasına neden olarak doğrultu kararlılığını ayrıca olumsuz etkilemektedir. Yapılan ilk ve ikinci deneyde oluşan sırasıyla DAE51 için 0,072 m ve 0,05 m, MH42 için 0,019 m ve 0,13 m, NACA4412 için 0,031 m ve 0,03 m ve NLF0115 için 0,022 m ve 0,028 m ortalama sapma miktarı oluşmuştur. Quadcopter'ın seyir ve havada kalma uçuşlarını göz önüne aldığında, tasarım pervanelerinin uçuş doğrultu kararlılığının yüksek olduğu ifade edilebilir. Bu durum kalkış, havada kalma, seyir ve iniş hareketlerini kapsamaktadır.

Tasarım pervanelerin uçuş kararlılığının yüksek olması ile birlikte, incelenmesi gereken bir diğer parametre ise harcanan enerji miktarıdır. Havada asılı kalma esnasındaki harcanan enerji verileri incelendiğinde, NACA4412 test pervanesi en az enerji tüketen pervane olmuştur. DAE51 test pervanesi, NACA4412'ten %11,3 daha fazla enerji harcamıştır. MH42 test pervanesi ise NACA4412'ye kıyasla %20 daha fazla enerji harcamıştır. Son olarak NLF0112 pervanesi ise NACA4412'den %2 daha fazla enerji harcamıştır. Buna ek olarak NACA4412 pervanesi, base pervane göre %7 daha az enerji harcamıştır. Tasarım pervanelerinin seyir esnasındaki harcanan enerji verileri incelendiğinde, en az güç tüketen pervanenin NACA4412 olduğu görülmektedir. Diğer pervanelerden NACA4412 ile kıyaslandığında, NLF0115 pervanesi %5,9, DAE51 pervanesi %12,8 ve MH42 pervanesi ise %16,8 daha fazla enerji harcamıştır. Dört tasarım pervanesi de uçuş doğrultu kararlılığı açısından iyi performans göstermiştir. Diğer yandan DAE51 ve MH42 test pervanelerinin enerji tüketimini arttırdığı gözlemlenmiştir. Enerji tüketimin artmasıyla Quadcopter'ın menzilinde düşüş gerçekleşecektir. NACA4412 ve NLF0115 tasarım pervaneleri, menzil ve doğrultu kararlılığı bakımından Quadcopter'ın

orijinal pervanesinden daha iyi sonuçlar vermişlerdir. Tüm pervaneler karşılaştırıldığında NACA4412 en iyi performansa sahip pervane olmuştur. NACA4412 ve NLF0115 pervanelerinin ideal kalınlığa ve düşük kütle gibi avantajlar sayesinde, diğer pervanelere üstünlük sağlamıştır.

İleriki çalışmalarda base pervaneye alternatif bir tasarım ve daha yüksek verimlikte pervane bulmak adına, literatürde düşük Reynolds sayısı için daha farklı pervane geometrileri seçilerek benzer çalışma yürütülebilir. Bunların dışında verimli pervanelerden bir hibrit kanat profili oluşturularak pervanenin oluşturacağı etkiler araştırılabilir.

Bu tezin Quadcopter deneyi yapılırken, dış ortamda uçuş yapıldığından dolayı GPS hatası, rüzgâr kaynaklı savrulma vb. etkileri öngörmek mümkün değildir. Bu test her kadar tekrar edilirse edilsin aynı sıkıntıların oluşmaması garanti değildir. İleriki çalışmalarda araştırmacılar, bu gibi öngörülemeyen parametrelerin etkilerini ortadan kaldırmak amacıyla, kapalı alanlarda deney yapabilirler. Bu sistemler için Indoor GPS ve Motion Capture Cameras gibi ileri teknolojik cihazlar kullanılabilir. Fakat bu cihazların maliyeti oldukça yüksek olmasının yanı sıra temin edilmesi oldukça güçtür. Bu cihazlar, ülkemizde sadece birkaç üniversitenin bünyesinde bulunmaktadır. Bunların dışında rüzgâr odasında kurularak, türbülanslı akış durumundaki hareketleri de incelenebilir.

KAYNAKLAR

- Ahmed, M. F., Zafar, M. N. ve Mohanta, J. C. (2020). Modeling and Analysis of Quadcopter F450 Frame. *2020 International Conference on Contemporary Computing and Applications (IC3A)* içinde (ss. 196–201). doi:10.1109/IC3A48958.2020.233296
- Akyildiz, S. (2019). Hava çoğaltıcı pervanesiz fanın aerodinamik performansının sayısal incelenmesi. Fen Bilimleri Enstitüsü.
- Ali, A. N. (2021). Praca dyplomowa inżynierska.
- Altın, C. (2013). *Dört rotorlu insansız hava aracının yükseklik ve konum kontrolü*. Bozok Üniversitesi.
- Altınışik, N. S. (2019). *Kadaströ güncelleme çalışmalarında insansız hava aracı (İHA)'nın kullanımının irdelenmesi: Çorum-Osmancık-Karaköy örneği*. Aksaray Üniversitesi.
- An, J.-H., Kwon, D.-Y., Jeon, K.-S., Tyan, M. ve Lee, J.-W. (2022). Advanced Sizing Methodology for a Multi-Mode eVTOL UAV Powered by a Hydrogen Fuel Cell and Battery. *Aerospace*. doi:10.3390/aerospace9020071
- Andrews, D. (2019). Comparative Analysis of 3D Printed Propellers.
- Andria, G., Di Nisio, A., Lanzolla, A. M. L., Spadevecchia, M., Pascazio, G., Antonacci, F. ve Sorrentino, G. M. (2018). Design and performance evaluation of drone propellers. *2018 5th IEEE International Workshop on Metrology for AeroSpace (MetroAeroSpace)* içinde (ss. 407–412). IEEE.
- ArduPilot. (2020a). Pixhawk PM PX4 User Guide. 13 Nisan 2020 tarihinde <https://ardupilot.org/copter/docs/common-3dr-power-module.html> adresinden erişildi.
- ArduPilot. (2020b). Flight Modes — Plane documentation. 13 Haziran 2020 tarihinde <https://ardupilot.org/plane/docs/flight-modes.html> adresinden erişildi.
- Arıkan, Y. (2016). *Mekatronik tasarım yöntemi ile haritalama yapan sabit kanatlı insansız hava aracı geliştirilmesi ve entegrasyonu*. Afyon Kocatepe Üniversitesi.
- Azizan, N. N. ve Sapit, A. (2022). Airflow Characteristic of UAV Quadcopter Propeller Blade Using Computational Fluid Dynamics (CFD). *Progress in Aerospace and Aviation Technology*, 2(2), 8–16.
- Bağçe, M. (2015). *Design and Performance Evaluations of The Propeller of A Uav*. Ortadoğu Teknik Üniversitesi.
- Başaran, E. (2017). *Pervane Performansının Analitik ve Sayısal Yöntemlerle Hesabı*.
- Basri, E. I., Riazuddin, V. N., Azriff, A., Zuber, M., Ahmad, K. ve Shahwir, S. (2016). Computational Fluid Dynamics Study in Biomedical Applications: A Review. *International Journal of Fluids and Heat Transfer*, 1, 2–14.
- Batğı, S. (2019). *Bölgesel denetim amaçlı insansız hava aracı (İHA) tasarımı ve imalatı*. Erciyes Üniversitesi.
- Batmaz, A. U. (2013). *Çok rotorlu insansız hava aracı tasarımı ve kablosuz algılayıcı ağlarda kaynak ataması eniyilemesi*. TOBB Ekonomi ve Teknoloji Üniversitesi.
- Boehm, D., Chen, A., Chung, N., Malik, R., Model, B. ve Kantesaria, P. (2017). *Designing an unmanned aerial vehicle (UAV) for humanitarian aid*. Technical report, Rutgers School of Engineering.
- Bozkurt, E. (2018). *Dört rotorlu bir insansız hava aracının modellenmesi, tasarımı ve yükseklik denetimi*. Fırat Üniversitesi.
- Brandt, J. B., Deters, R. W., Ananda, G. K., Dantsker, O. D. ve Selig, M. S. (2020). UIUC Propeller Database.

- Breivik, M., Hovstein, V. E. ve Fossen, T. I. (2008). Straight-line target tracking for unmanned surface vehicles.
- Bright, J., Suryaprakash, R., Akash, S. ve Giridharan, A. (2021). Optimization of quadcopter frame using generative design and comparison with DJI F450 drone frame. *IOP Conference Series: Materials Science and Engineering*, 1012(1), 12019. doi:10.1088/1757-899x/1012/1/012019
- Bulut, E. (2019). *Dört rotorlu insansız hava aracının (Quadrotor) farklı hava koşullarındaki davranışı üzerine bir inceleme*. Osmaniye Korkut Ata Üniversitesi.
- Çakıcı, E. (2019). *Mini İnsansız Hava Araçları İçin Bir Fırçasız Motor Test Sistemi Geliştirilmesi*. Eskişehir Osmangazi Üniversitesi.
- Çalışır, A. (2015). Development Of A Model Unmanned Aerial Vehicle With Simulink: Modelling And Control. Fen Bilimleri Enstitüsü.
- Calvo-Palomino, R., Bhattacharya, A., Bovet, G. ve Giustiniano, D. (2020). Short: LSTM-based GNSS spoofing detection using low-cost spectrum sensors. *2020 IEEE 21st International Symposium on "A World of Wireless, Mobile and Multimedia Networks"(WoWMoM)* içinde (ss. 273–276). IEEE.
- Carvalho, I. D. de S. B. (2013). Low Reynolds propellers for increased quadcopters endurance. Universidade da Beira Interior.
- Çetin, O. (2019). *Hava fotoğrafları ve insansız hava aracı görüntülerinden arazi topoğrafyası ölçümü, sonuçların analizi ve karşılaştırması (Haymana Yeşilyurt köyü uygulaması)*. Konya Teknik Üniversitesi.
- Çetinkaya, Ö. (2017). Uzaktan verilen koordinatlara insansız gidebilen hava aracının tasarımı ve deneysel araştırılması. Trakya Üniversitesi.
- Ceylan, A. (2018). Dört rotorlu hava aracı ile görme tabanlı nesne takibi/Visual-based object tracking with four-rotor aerial vehicle.
- Chevula, S., Chillamcharal, S. ve Maddula, S. P. (2021). A Computational Design Analysis of UAV's Rotor Blade in Low-Temperature Conditions for the Defence Applications. *International Journal of Aerospace Engineering*, 2021, 8843453. doi:10.1155/2021/8843453
- D'Ambrosio, D. ve Ruiz, M. C. (2019). CFD Simulation of Propellers: Best Practices Analysis.
- Dantas, A., Diniz, L., Gewehr, L., Alcino, C., Martins, W., Pimenta, T. ve Ramos, A. (2021). Low-cost UAV for medical delivery. *Int. J. Dev. Res*, 11, 21239.
- Darwito, P. A., Alfathrah, B. D., Nugroho, H. ve Biyanto, T. R. (2022). Autonomous Quadcopter Control System Design Using LQG Controller to Perform Obstacle Avoidance. *First Mandalika International Multi-Conference on Science and Engineering 2022, MIMSE 2022 (Mechanical and Electrical)(MIMSE-MEI-2022)* içinde (ss. 284–298). Atlantis Press.
- Demirtaş, H. (2006). Düşük hızlı uçaklarda aerodinamik pervane tasarımı ve optimizasyonu. Fen Bilimleri Enstitüsü.
- Dim, C., Nabor, F., Santos, G., Schoeler, M. ve Chua, A. (2019). Novel experiment design for unmanned aerial vehicle controller performance testing. *IOP Conference Series: Materials Science and Engineering* içinde (C. 533, s. 12026). IOP Publishing.
- Doğan, K. (2014). Yatay eksenli rüzgar türbin kanatlarının akışkan-yapı etkileşimi yönünden incelenmesi. Uludağ Üniversitesi.
- Drela, M. (2007). Qmil and Qprop. 18 Ağustos 2021 tarihinde https://web.mit.edu/drela/Public/web/qprop/qmil_doc.txt adresinden erişildi.
- Dufek, J., Traore, S., Swanson, C., Fipps, G. ve Murphy, R. (2019). Preventing irrigation canal breaches using small unmanned aerial system with multispectral payload. *2019 IEEE International Symposium on Safety, Security, and Rescue Robotics (SSRR)*

- içinde (ss. 133–138). IEEE.
- Dumitrache, A., Pricop, M., Niculescu, M., Cojocaru, M. G. ve Ionescu, T. (2017). Design and Analysis Methods For Uav Rotor Blades. *Scientific Research and Education In The Air Force*, 19, 115–126. doi:10.19062/2247-3173.2017.19.1.48
- Eid, S. E. ve Dol, S. S. (2019). Design and development of lightweight-high endurance unmanned aerial vehicle for offshore search and rescue operation. *2019 Advances in Science and Engineering Technology International Conferences (ASET)* içinde (ss. 1–5). IEEE.
- Elmas, E. E. (2019). *Bir insansız hava aracı gerçekleştirme ve hareketli nesnelerin tespit ve takibinde kullanımı*. Gazi Üniversitesi.
- Frsky RC. (2020). Taranis Q X7 - FrSky - Lets you set the limits. 19 Haziran 2020 tarihinde <https://www.frsky-rc.com/product/taranis-q-x7-2/> adresinden erişildi.
- Fum, W. Z. (2015). *Implementation of Simulink controller design on Iris+ quadrotor*. Naval Postgraduate School Monterey United States.
- Genç, M. S., Özışık, G. ve Kahraman, N. (2008). Düz flaplı NACA0012 kanat profilinin aerodinamik performansının incelenmesi. *Isı Bilimi ve Tekniği Dergisi*, 28(1), 1–8.
- Ghaffari, A. (2021). Optimization of blade profiles for a coaxial drone. uis.
- Gök, K. ve Gök, A. (2020). Östemperleme işleminin CBN kesici takım gerilmeleri üzerindeki etkisinin nümerik simülasyonu. *Politeknik Dergisi*.
- Gökdemir, M. ve Ürgün, S. (2020). Benzer Kamburluğa Sahip Kanat Profillerinin Aerodinamik Analizi. *Journal of Aviation*, 4(2), 25–35.
- Gorospe Jr, G. E., Kulkarni, C. S., Hogge, E., Hsu, A. ve Ownby, N. (2017). A study of the degradation of electronic speed controllers for brushless dc motors. *Asia Pacific Conference of the Prognostics and Health Management Society 2017* içinde .
- Gu, H., Zhao, J., Hu, D. ve Pei, Z. (2016). Analysis of propeller lift force based on FLUENT. *2016 IEEE International Conference on Aircraft Utility Systems (AUS)* içinde (ss. 119–123). IEEE.
- Güleç, E. (2013). *İnsansız hava aracı ile anten ışıma diyagramının elde edilmesi*. HAVA HARP OKULU.
- Gunarathna, J. k. ve Munasinghe, R. (2018). Development of a Quad-rotor Fixed-wing Hybrid Unmanned Aerial Vehicle. *2018 Moratuwa Engineering Research Conference (MERCon)* içinde (ss. 72–77). doi:10.1109/MERCon.2018.8421941
- Haidong, Z., Qiuyu, C., Chongfa, Z., Yajie, D., Yufeng, M. ve Jun, Y. (2021). Stability research of quadcopter UAV under unstable wind. *2021 IEEE 7th International Conference on Control Science and Systems Engineering (ICCSSE)* içinde (ss. 114–118). IEEE.
- Hasan, M. I. (2017). *Design and implementation of an unmanned aircraft*. Karadeniz Teknik Üniversitesi.
- Hell, M., Bolam, R. C., Vagapov, Y. ve Anuchin, A. (2018). Design of a portable drone for educational purposes. *2018 25th International Workshop on Electric Drives: Optimization in Control of Electric Drives (IWED)* içinde (ss. 1–5). doi:10.1109/IWED.2018.8321377
- Iannace, G., Ciaburro, G. ve Trematerra, A. (2021). Acoustical unmanned aerial vehicle detection in indoor scenarios using logistic regression model. *Building Acoustics*, 28(1), 77–96.
- İpek, M. Ç. (2019). *Bir insansız hava aracı baz istasyonunun uçuş dinamikleri kısıtları altında konuşlandırılması*. Hacettepe Üniversitesi.
- Işık, E. ve Ünal, O. (2020, 1 Ocak). *Rüzgar Türbini Kanat Tasarımı ve Analizi*.
- Jiao, Z., Yuan, S., Ji, C., Mannan, M. S. ve Wang, Q. (2019). Optimization of dilution ventilation layout design in confined environments using Computational Fluid

- Dynamics (CFD). *Journal of Loss Prevention in the Process Industries*, 60, 195–202. doi:https://doi.org/10.1016/j.jlp.2019.05.002
- Jo, D. ve Kwon, Y. (2017). Development of rescue material transport UAV (unmanned aerial vehicle). *World Journal of Engineering and Technology*, 5(4), 720–729.
- Jutras, J., Naik, R. K., Jawad, Z., Razvi, J., Wang, M., Rameshwarsingh, S., ... Hasija, A. (2021). The Ongoing Evolution of Air Travel.
- Kaan, O., Khalilov, J., Ostovan, Y., Çete, A., Turbotek, Ç., Teknolojileri, T., ... Sanayi, S. (2012). *İnsansız Hava Aracı Pervanelerinin Tasarım, Analiz ve Test Yeteneklerinin Geliştirilmesi*. doi:10.13140/2.1.2431.7127
- Karagöz, Ö. (2011). *Mini insansız hava aracı tasarımı ve üretimi*. Hava Harp Okulu.
- Karahan, M. (2019). *Dört rotorlu bir insansız hava aracının modellenmesi ve PID kontrolcü tasarımı*. TOBB Ekonomi ve Teknoloji Üniversitesi.
- Karamanlı, İ. A. (2018). *Model insansız hava aracı üretimi*. Karabük Üniversitesi.
- Keleş, D., Ayhan, V., Parlak, A., Cesur, İ., Boru, B. ve Koç, T. (2013). Bir rüzgar türbini tasarımı ve geliştirilmesi. *Sakarya Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü Dergisi*, 17(2), 207–216.
- Khalilov, J. (2016). Interfacing simulink/MATLAB with V-rep for analysis and control synthesis of a quadrotor. Middle East Technical University.
- Kinahan, J. ve Smeaton, A. F. (2021). Image segmentation to identify safe landing zones for unmanned aerial vehicles. *arXiv preprint arXiv:2111.14557*.
- Kılıç, B. (2014). *Quadcopter'in dinamik analizi ve tasarımı*. Bülent Ecevit Üniversitesi.
- Koç, E., Günel, O. ve Yavuz, T. (2016). Comparison of Qblade and CFD results for small-scaled horizontal axis wind turbine analysis. *2016 IEEE International Conference on Renewable Energy Research and Applications (ICRERA)* içinde (ss. 204–209). doi:10.1109/ICRERA.2016.7884538
- Koşar, O. (2014). *Kayseri-Pınarbaşı Rüzgâr Potansiyeline Uygun Küçük Ölçekli Rüzgârtürbini Aerodinamik Tasarımı Ve Optamizasyonu*. Erciyes Üniversitesi.
- Kuantama, E., Craciun, D., Tarca, I. ve Tarca, R. (2017). Quadcopter propeller design and performance analysis. *New Advances in Mechanisms, Mechanical Transmissions and Robotics* içinde (ss. 269–277). Springer.
- Kuo, C. H., Kuo, C. M., Leber, A. ve Boller, C. (2013). Vector thrust multi-rotor copter and its application for building inspection. *IMAV2013 Toulouse, France*.
- Kutty, H. A. ve Rajendran, P. (2017). 3D CFD simulation and experimental validation of small APC slow flyer propeller blade. *Aerospace*, 4(1), 10.
- Kuzu, F. (2018). *Dört pervaneli (quadcopter) insansız hava aracına farklı kontrol yöntemlerinin uygulanması*. Fırat Üniversitesi.
- Lentink, D. ve Gerritsma, M. (2003). Influence of airfoil shape on performance in insect flight. *33rd AIAA Fluid Dynamics Conference and Exhibit* içinde (s. 3447).
- Li, D., Yang, L. ve Wei, C. (2022). High subsonic and low reynolds number airfoil optimization of high-altitude propeller. *Journal of Physics: Conference Series* içinde (C. 2336, s. 12017). IOP Publishing.
- Liller, W. R. (2015). The design of small propellers operating at low Reynolds numbers and associated experimental evaluation.
- Lim, H., Park, J., Lee, D. ve Kim, H. J. (2012). Build your own quadrotor: Open-source projects on unmanned aerial vehicles. *IEEE Robotics & Automation Magazine*, 19(3), 33–45.
- Lopperi, T. ve Söderberg, H. (2022). Development and Systems Integration of Small Hydrofoiling Robot for Mapping and Sensing.
- Lowe, T. E. (2015). Development of a Microsoft Excel based UAV propeller design and analysis tool. Oklahoma State University.

- Mach, V., Kovář, S., Valouch, J. ve Adamek, M. (2018). Brushless DC motor control on arduino platform. *Przegląd elektrotechniczny*.
- Maggo, S., Hussain, S., Deshpande, A. ve Patil, S. L. (2022). Comparative Study of PID and FOPID Control Techniques for a Quadcopter. *2022 3rd International Conference on Electrical Engineering and Informatics (ICon EEI)* içinde (ss. 59–63). IEEE.
- Magnussen, Ø. ve Skjønhaug, K. E. (2011). Modeling, design and experimental study for a quadcopter system construction. Universitetet i Agder/University of Agder.
- Malgoza, D., Mercedes, E. F. D., Smith, S. ve West, J. (2010). Quad-Copter. *School of Electrical Engineering and Computer Science* içinde . University of Central Florida.
- Mamadaminov, U. (2013). Review of Airfoil Structure for Wind Turbine Blades.
- Mejia, O. D. L. ve Escobar, J. (2017). *Aerial Robots: Aerodynamics, Control and Applications*. BoD–Books on Demand.
- Mizui, M., Yamamoto, I. ve Ohsawa, R. (2012). Effects of propeller-balance on sensors in small-scale unmanned aerial vehicle. *IOSRJEN*, 2(8), 23–27.
- Mogili, U. R. ve Deepak, B. (2020). An intelligent drone for agriculture applications with the aid of the mavlink protocol. *Innovative product design and intelligent manufacturing systems* içinde (ss. 195–205). Springer.
- Mohanta, J. C., Ahmed, F., Keshari, A. ve Yadav, P. S. (2022). Recent Advances in Unmanned Aerial Vehicles: A Review. *Arabian Journal for Science and Engineering*, 1–22.
- Mohsin, A. K. ve Abdulhady, J. A. (2022). Comparing dynamic model and flight control of plus and cross quadcopter configurations. *FME Transactions*, 50(4), 683–692.
- Moita, N. S. M. ve Marta, A. C. (2019). Optimization of the Propeller-Driven Propulsion System for a Small UAV BT - EngOpt 2018 Proceedings of the 6th International Conference on Engineering Optimization. H. C. Rodrigues, J. Herskovits, C. M. Mota Soares, A. L. Araújo, J. M. Guedes, J. O. Folgado, ... J. F. A. Madeira (Ed.), (ss. 1372–1384). Cham: Springer International Publishing.
- Morgado, J., Silvestre, M. Â. R. ve Páscoa, J. C. (2014). Validation of New Formulations for Propeller Analysis. *Journal of Propulsion and Power*, 31(1), 467–477. doi:10.2514/1.B35240
- Morgut, M. ve Nobile, E. (2012). Influence of grid type and turbulence model on the numerical prediction of the flow around marine propellers working in uniform inflow. *Ocean Engineering*, 42, 26–34. doi:https://doi.org/10.1016/j.oceaneng.2012.01.012
- Munguía Calzada, J. ve Van Treuren, K. W. (2019, 23 Temmuz). *Designing Small Propellers for Optimum Efficiency*. <http://hdl.handle.net/10902/16634> adresinden erişildi.
- Muratoğlu, A. (2014). Design and simulation of a riverine hydrokinetic turbine. *University of Gaziantep*.
- Myeong, W. C., Jung, K. Y. ve Myung, H. (2017). Development of FAROS (fire-proof drone) using an aramid fiber armor and air buffer layer. *2017 14th International Conference on Ubiquitous Robots and Ambient Intelligence (URAI)* içinde (ss. 204–207). IEEE.
- Nacakli, Y. ve Alabaş, A. (2019). Bir Mini İnsansız Hava Aracı Pervanesinin Daimi Olmayan Üç Boyutlu Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği Simülasyonu.
- Najeebullah, S., Kasi, A. K. ve Kasi, J. K. (2019). Design, development and control of long range quadcopter. *Scientific Journal of Mehmet Akif Ersoy University*, 1(1), 17–21.
- Nasa. (2022). URL.

- Noda, R., Nakata, T., Ikeda, T., Chen, D., Yoshinaga, Y., Ishibashi, K., ... Liu, H. (2018). Development of bio-inspired low-noise propeller for a drone. *Journal of Robotics and Mechatronics*, 30(3), 337–343.
- Oflaz, T. (2013). *Dört rotorlu hava aracının irtifa denetimi için doğrusal olmayan denetleyici tasarımı ve uygulaması*. Yıldız Teknik Üniversitesi.
- Öner, L. (2010). *Pervane Analizi*. Fen Bilimleri Enstitüsü.
- Öngül, F. F. (2015). İnsansız hava aracı tasarımı, imalatı ve tezgâh geliştirilmesi.
- Öngül, Y. S. (2017). *Değişken hatve ve değişken hız kontrollü dört rotorlu insansız hava aracı tasarımı ve üretimi*. Gebze Teknik Üniversitesi.
- Ovalı, İ. (1999). *Ansys Workbench*. Kodlab Yayın Dağıtım Yazılım Ltd. Şti.
- Özen, E. (2019). *Design Of Unmanned Aerial Vehicle And Ground Terminal*. University Of Gaziantep.
- Özgür, İ. (2019). *Katlanabilir kanatlara sahip bir insansız hava aracının tasarımı, üretimi ve testleri - Tez Arşivi*. <https://tezarsivi.com/katlanabilir-kanatlara-sahip-bir-insansiz-hava-aracinin-tasarimi-uretimi-ve-testleri> adresinden erişildi.
- Öztürk, A. M. (2019). *Kompozit malzemeden mamul insansız hava aracı parçalarının yapısal analizi*. Atatürk Üniversitesi.
- Pala, E. (2018). *Dikey kalkış ve iniş yapabilen sabit kanatlı hava aracı tasarımı, kontrolü ve imalatı*. Gebze Teknik Üniversitesi.
- Park, D., Lee, Y., Cho, T. ve Kim, C. (2018). Design and performance evaluation of propeller for solar-powered high-altitude long-endurance unmanned aerial vehicle. *International Journal of Aerospace Engineering*, 2018.
- Pérez, A. M., Lopez, O. D. ve Escobar, J. A. (2017). Computational study of the wake of a quadcopter propeller in hover. *23rd AIAA computational fluid dynamics conference* içinde (s. 3961).
- Piljek, P., Kotarski, D. ve Krznar, M. (2020). Method for characterization of a multirotor UAV electric propulsion system. *Applied Sciences*, 10(22), 8229.
- Plesca, V. ve Paturca, S. V. (2020). Experimental System for Charging and Testing Batteries Specific to Multirotor Drones. *The Annals of "Dunarea de Jos" University of Galati. Fascicle IX, Metallurgy and Materials Science*, 43(4), 5–12.
- Premachandra, C. ve Demirhan, M. (2020). Development of an Automated Camera-Based Drone Landing System. *IEEE Access*, 8, 202111–202121. doi:10.1109/ACCESS.2020.3034948
- Rahmani, F., Rahmani, R., Mobayen, S. ve Fekih, A. (2021). LMI-Based State Feedback Design for Quadcopter Optimal Path Control and Tracking. *2021 American Control Conference (ACC)* içinde (ss. 4655–4659). IEEE.
- Raimundo, A. S. L. (2016). Autonomous obstacle collision avoidance system for uavs in rescue operations.
- Rible, G. P. S., Arriola, N. A. A. ve Ramos Jr, M. C. (2020). Modeling and implementation of quadcopter autonomous flight based on alternative methods to determine propeller parameters. *arXiv preprint arXiv:2010.08806*.
- Rodrigues, T. A., Patrikar, J., Choudhry, A., Feldgoise, J., Arcot, V., Gahlaut, A., ... Matthews, H. S. (2021). In-flight positional and energy use data set of a DJI Matrice 100 quadcopter for small package delivery. *Scientific Data*, 8(1), 1–8.
- Saeed, F., Mehmood, A., Majeed, M. F., Maple, C., Saeed, K., Khattak, M. K., ... Epiphaniou, G. (2021). Smart delivery and retrieval of swab collection kit for COVID-19 test using autonomous Unmanned Aerial Vehicles. *Physical Communication*, 48, 101373.
- Sanchez, R. D. (2020). Aerodynamic and aeroacoustic design of small unmanned aircraft system propellers at low Reynolds numbers.

- Sarıbaşı, H. (2015). *Dört rotorlu bir insansız hava aracının kesir dereceli denetleyici ile kontrolü*. <https://tez.yok.gov.tr/UlusalTezMerkezi/tezSorguSonucYeni.jsp> adresinden erişildi.
- Seenı, A. (2019). Aerodynamic Performance Characterization of Slotted Propeller: Part B Effect of Angle. *INCAS Bulletin*, 11(4), 155–170.
- Selig, M. S. (1996). UIUC airfoil data site.
- Shah, M. K. N., Dutt, M. B. J. ve Modh, H. (2014). Quadrotor–an unmanned aerial vehicle. *International journal of Engineering development and research*, 2(1), 1299–1303.
- Shi, T., Ma, P., Zheng, X., Chang, X. ve Duan, X. (2016). Experimental study on dynamic efficiency quad-rotor UAV. *2016 International Conference on Advanced Electronic Science and Technology (AEST 2016)* içinde (ss. 881–890). Atlantis Press.
- Soliman, A. M. S., Cagan, S. C. ve Buldum, B. B. (2019). The design of a rotary-wing unmanned aerial vehicles–payload drop mechanism for fire-fighting services using fire-extinguishing balls. *SN Applied Sciences*, 1(10), 1–10.
- Stewart, M., Martin, S. ve Barrera, N. (2021). Unmanned aerial vehicles: fundamentals, components, mechanics, and regulations. *Unmanned Aerial Vehicles*, 1–70.
- Su, Y., Malachuk, P., Shah, D. ve Khorana, A. (2022). Precision Differential Drone Navigation.
- Subahani, A. M., Kathiresh, M. ve Sanjeev, S. (2020). Transmission line inspection using unmanned aerial vehicle. *Role of Edge Analytics in Sustainable Smart City Development: Challenges and Solutions*, 105–126.
- Toleos Jr, L. R., Luna, N., Manuel, M. C. E., Chua, J. M. R., Sangalang, E. M. A. ve So, P. C. (2020). Feasibility study for Fused Deposition Modeling (FDM) 3D-printed propellers for unmanned aerial vehicles. *Int. J. Mech. Eng. Robot. Res*, 9, 548–558.
- Tracy, I. P. (2011). Propeller design and analysis for a small, autonomous UAV. Massachusetts Institute of Technology.
- Tuna, D. (2009). Rüzgar türbini kanadı tasarımı. Namık Kemal Üniversitesi.
- Tunca, C. (2018). *Tek motorlu bir İHA için pervane seçimi ve analizi*. Anadolu University (Turkey).
- Turner, R. S. A. (2011). Design and Optimisation of a Propeller for a Micro Air Vehicle Using Computational Fluid Dynamics. *The UNSW Canberra at ADFA Journal of Undergraduate Engineering Research*, 3(2).
- Ublox. (2022). NEO-M8 series | u-blox. 17 Aralık 2020 tarihinde <https://www.u-blox.com/en/product/neo-m8-series#tab-documentation-resources> adresinden erişildi.
- URL. (2020a). Xrotor 40A 6S Hobbywing Technology Co. 16 Nisan 2020 tarihinde http://www.hobbywing.com/goods.php?id=666&filter_attr=.0 adresinden erişildi.
- URL. (2020b). Blade Element Propeller Theory | Aerodynamics for Students. 23 Haziran 2020 tarihinde <http://www.aerodynamics4students.com/propulsion/blade-element-rotor-theory.php> adresinden erişildi.
- URL. (2022a). Website, DJI - Official. 14 Haziran 2022 tarihinde <https://www.dji.com/flame-wheel-arf/spec> adresinden erişildi.
- URL. (2022b). https://docs.px4.io/v1.10/en/flight_controller/mro_pixhawk.html.
- URL. (2022c). Holybro PM07 (Pixhawk 4 PM) · PX4 User Guide. https://docs.px4.io/master/en/power_module/holybro_pm07_pixhawk4_power_module.html adresinden erişildi.
- URL. (2022d). <https://www.renogy.com/template/files/2015/05/150A%20Meter.pdf>.
- URL. (2022e). FPV Drone ESC Buyer's Guide - Oscar Liang. 16 Nisan 2020 tarihinde <https://oscarliang.com/choose-esc-racing-drones/> adresinden erişildi.

- URL. (2022f). Turnigy Graphene Professional 5200mAh 3S 15C LiPo Pack w/XT60. 14 Haziran 2022 tarihinde https://hobbyking.com/en_us/turnigy-graphene-5200mah-3s-15c-w-xt60.html?__store=en_us adresinden erişildi.
- URL. (2022g). SKYRC Imax B6 V2. 17 Nisan 2020 tarihinde <https://www.skyrc.com/b6v2> adresinden erişildi.
- URL. (2022h). Wikipedia.
- URL. (2022i). <https://www.te.com/usa-en/product-CAT-BLPS0002.datasheet.pdf>. <https://www.te.com/usa-en/product-CAT-BLPS0002.datasheet.pdf> adresinden erişildi.
- URL. (2022j). The Differences Between UAV, UAS, and Autonomous Drones - Percepto. 20 Nisan 2020 tarihinde <https://percepto.co/what-are-the-differences-between-uav-uas-and-autonomous-drones/> adresinden erişildi.
- URL. (2022k). URL. <https://swarfer.co.za/rc/foils/airfoils.php> adresinden erişildi.
- URL. (2022l). URL. <http://airfoiltools.com/> adresinden erişildi.
- URL. (2022m). Ultimaker Cura: Powerful, easy-to-use 3D printing software. 18 Haziran 2021 tarihinde <https://ultimaker.com/software/ultimaker-cura> adresinden erişildi.
- URL. (2022n). Measuring Vibration — Copter documentation. 24 Haziran 2021 tarihinde <https://ardupilot.org/copter/docs/common-measuring-vibration.html> adresinden erişildi.
- Uz, U. (2019). *Hexacopter yapısında bir insansız hava aracı ile elektronik ilaçlama/sulama sisteminin oluşturulması*. İstanbul Gelişim Üniversitesi.
- Van Tilburg, C. (2017). First Report of Using Portable Unmanned Aircraft Systems (Drones) for Search and Rescue. *Wilderness & Environmental Medicine*, 28(2), 116–118. doi:<https://doi.org/10.1016/j.wem.2016.12.010>
- Vestlund, O. (2018). Aerodynamics and Structure of a Large UAV.
- Vuong, Q. H., Dang, G. T.-H., Quang, T. Do ve Pham, M.-T. (2021). Traveling Salesman Problem with Truck and Drones: A Case Study of Parcel Delivery in Hanoi. *International Conference on Modelling, Computation and Optimization in Information Systems and Management Sciences* içinde (ss. 75–86). Springer.
- Wall, D. (2012). Optimum propeller design for electric uavs.
- Wardihani, E., Ramdhani, M., Suharjono, A., Setyawan, T. A., Hidayat, S. S., Helmy, S. W., ... Saifullah, F. (2018). Real-time forest fire monitoring system using unmanned aerial vehicle. *Journal of Engineering Science and Technology*, 13(6), 1587–1594.
- Williamson, G. A., McGranahan, B. D., Broughton, B. A., Deters, R. W., Brandt, J. B. ve Selig, M. S. (2012). Summary of Low-Speed Airfoil Data, Vol. 5. *University of Illinois, Champaign, IL*, 204.
- Wisniewski, C. F., Byerley, A. R., Heiser, W., Van Treuren, K. W. ve Liller, T. (2015). Designing small propellers for optimum efficiency and low noise footprint. *33rd AIAA applied aerodynamics conference* içinde (s. 2267).
- Xuan-Mung, N., Hong, S. K., Nguyen, N. P., Ha, L. N. N. T. ve Le, T.-L. (2020). Autonomous Quadcopter Precision Landing Onto a Heaving Platform: New Method and Experiment. *IEEE Access*, 8, 167192–167202. doi:10.1109/ACCESS.2020.3022881
- Yeong, S. P. ve Dol, S. S. (2016). Aerodynamic Optimization of Micro Aerial Vehicle. *Journal of Applied Fluid Mechanics*, 9(5).
- Yih, C.-C. ve Wu, S.-J. (2022). Sliding Mode Path following and Control Allocation of a Tilt-Rotor Quadcopter. *Applied Sciences*. doi:10.3390/app122111088
- Yılmaz, N. ve Çiçek, İ. (2017). Standart test pervanesi analizleri ile hesaplı akışkanlar dinamiği analiz altyapısının doğrulanması. *Mühendislik Bilimleri ve Tasarım Dergisi*, 6(4), 681–690.

- You, K., Zhao, X., Zhao, S. Z. ve Faisal, M. (2020). Design and optimization of a high-altitude long endurance UAV propeller. *IOP Conference Series: Materials Science and Engineering* içinde (C. 926, s. 12018). IOP Publishing.
- Yükselen, M. A. (2021). *11 Bölüm Pervane Teorisi-Aerodinamik Ders Notlar*. <https://web.itu.edu.tr/yukselen/Uck351/11- Pervane teorisi.pdf> adresinden erişildi.
- Zabunov, S. ve Mardirossian, G. (2019). In-flight reconfiguration of lithium-ion cells aimed at extending flight times and range of electrically powered UAVs. *International Journal of Intelligent Unmanned Systems*.
- Zore, K., Caridi, D. ve Lockley, I. (2020). *Fast and Accurate Prediction of Vehicle Aerodynamics using ANSYS Mosaic Mesh*. SAE Technical Paper.



EKLER**EK-1** Tezde kullanılan kanat profili koordinatları

DAE51		MH42		NACA4412		NLF0115	
X	Y	X	Y	X	Y	X	Y
1	-0,00097	1,00000	0,00000	1,00000	0,00000	1,00000	0,00000
0,97779	0,00317	0,97749	0,00153	0,97754	0,00693	0,97898	0,00424
0,93249	0,01164	0,93339	0,00579	0,93343	0,01901	0,93582	0,01556
0,88599	0,02070	0,88808	0,01090	0,88392	0,03084	0,88785	0,02703
0,83928	0,02998	0,84267	0,01642	0,83307	0,04210	0,83771	0,03729
0,79263	0,03909	0,79714	0,02211	0,78211	0,05239	0,78609	0,04716
0,74620	0,04776	0,75156	0,02784	0,73089	0,06173	0,73429	0,05661
0,69990	0,05577	0,70628	0,03348	0,67937	0,07018	0,68258	0,06559
0,65366	0,06293	0,66103	0,03897	0,62789	0,07774	0,63107	0,07392
0,60744	0,06911	0,61552	0,04423	0,57647	0,08424	0,58024	0,08130
0,56113	0,07425	0,57006	0,04912	0,52497	0,08966	0,53068	0,08715
0,51467	0,07839	0,52462	0,05346	0,47347	0,09401	0,48176	0,09087
0,46824	0,08146	0,47918	0,05714	0,42239	0,09711	0,43223	0,09255
0,42186	0,08340	0,43377	0,06006	0,37190	0,09866	0,38190	0,09256
0,37560	0,08411	0,38836	0,06209	0,32212	0,09839	0,33128	0,09115
0,32943	0,08348	0,34297	0,06316	0,27302	0,09602	0,28070	0,08836
0,28351	0,08139	0,29763	0,06314	0,22454	0,09134	0,23046	0,08417
0,23785	0,07773	0,25243	0,06191	0,17706	0,08424	0,18118	0,07847
0,19270	0,07235	0,20738	0,05929	0,13137	0,07455	0,13405	0,07099
0,14841	0,06497	0,16266	0,05502	0,08868	0,06234	0,09125	0,06139
0,10545	0,05533	0,11854	0,04874	0,05368	0,04897	0,05617	0,04979
0,06510	0,04264	0,07561	0,03978	0,03003	0,03697	0,03150	0,03752
0,03050	0,02827	0,03657	0,02736	0,01593	0,02740	0,01642	0,02654
0,01175	0,01585	0,01252	0,01489	0,00755	0,01926	0,00774	0,01733
0,00349	0,00753	0,00332	0,00687	0,00254	0,01218	0,00282	0,00964
0,00025	0,00160	0,00016	0,00113	0,00007	0,00583	0,00031	0,00318
0,00099	-0,00353	0,00231	-0,00354	-0,00000	0,00001	0,00039	-0,00266
0,00635	-0,00809	0,01000	-0,00812	0,00275	-0,00582	0,00352	-0,00830
0,01759	-0,01242	0,02879	-0,01413	0,00831	-0,01145	0,01049	-0,01267
0,04089	-0,01554	0,06646	-0,02065	0,01711	-0,01666	0,02169	-0,01716
0,08187	-0,01644	0,11045	-0,02442	0,03089	-0,02115	0,04078	-0,02258
0,12746	-0,01634	0,15552	-0,02618	0,05300	-0,02531	0,07458	-0,02935
0,17435	-0,01521	0,20099	-0,02685	0,08794	-0,02813	0,12081	-0,03634
0,22156	-0,01355	0,24663	-0,02684	0,13377	-0,02897	0,17098	-0,04231
0,26891	-0,01156	0,29235	-0,02635	0,18419	-0,02798	0,22206	-0,04723
0,31606	-0,00941	0,33802	-0,02553	0,23622	-0,02570	0,27330	-0,05117
0,36379	-0,00720	0,38375	-0,02441	0,28941	-0,02310	0,32478	-0,05419
0,41136	-0,00503	0,42946	-0,02308	0,34283	-0,02058	0,37629	-0,05625
0,45866	-0,00297	0,47523	-0,02157	0,39635	-0,01816	0,42755	-0,05727
0,50622	-0,00101	0,52086	-0,01991	0,44986	-0,01597	0,47834	-0,05709
0,55374	0,00077	0,56659	-0,01814	0,50335	-0,01387	0,52791	-0,05543
0,60129	0,00235	0,61238	-0,01627	0,55701	-0,01171	0,57586	-0,05159
0,64863	0,00366	0,65803	-0,01431	0,61030	-0,00960	0,62452	-0,04510
0,69600	0,00465	0,70373	-0,01227	0,66325	-0,00769	0,67580	-0,03679
0,74327	0,00524	0,74956	-0,01020	0,71640	-0,00602	0,72792	-0,02835
0,79055	0,00538	0,79532	-0,00813	0,76985	-0,00459	0,77954	-0,02054
0,83765	0,00501	0,84109	-0,00612	0,82321	-0,00341	0,83070	-0,01363
0,88470	0,00402	0,88684	-0,00422	0,87642	-0,00249	0,88143	-0,00789
0,93168	0,00235	0,93256	-0,00246	0,92884	-0,00192	0,93149	-0,00354
0,97750	0,00014	0,97722	-0,00089	0,97622	-0,00092	0,97776	-0,00076
1	-0,00097	1,00000	0,00000	1,00000	0,00000	1,00000	0,00000

ÖZGEÇMİŞ

KİŞİSEL BİLGİLER

Adı Soyadı : Yahya ÇELEBİ
Uyruğu : T.C.

EĞİTİM

Derece	Adı, İlçe, İl	Bitirme Yılı
Üniversite	: Batman Üniversitesi, Makine Mühendisliği	2010-2015
Yüksek Lisans	: Batman Üniversitesi, Makine Mühendisliği	2015-2017
Doktora	: Batman Üniversitesi, Makine Mühendisliği	2017-2023

İŞ DENEYİMLERİ

Yıl	Kurum	Görevi
2018-Halen	Şırnak Üniversitesi	Öğretim Görevlisi

UZMANLIK ALANI

Biyoyakıtlar, İnsansız Hava Araçları, Sayısal Analiz, Pervane tasarımı

YABANCI DİLLER

İngilizce

YAYINLAR