T.C.

TRAKYA ÜNİVERSİTESİ

FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

YANGIN TOPU KULLANILARAK YANGIN SÖNDÜREN QUADROCOPTER TASARIMI VE PROTOTİP İMALATI

SEVİL KÖZ

YÜKSEK LİSANS TEZİ

MAKİNE MÜHENDİSLİĞİ ANABİLİM DALI

Tez Danışmanı: Doç. Dr. HİLMİ KUŞÇU

EDİRNE-2019

Sevil KÖZ'ün hazırladığı " Yangın Topu Kullanılarak Yangın Söndüren Quadrocopter Tasarımı ve Prototip İmalatı" başlıklı bu tez, tarafımızca okunmuş, kapsam ve niteliği açısından Makine Mühendisliği Anabilim Dalında bir yüksek lisans tezi olarak kabul edilmiştir.

Jüri Üyeleri — İmza

Doç.Dr. Hilmi KUŞÇU .....

Prof.Dr. Semiha ÖZTUNA .....

Doç.Dr. Uğur AKYOL .....

Tez Savunma Tarihi: 27/06/2019

Bu tezin Yüksek Lisans tezi olarak gerekli şartları sağladığını onaylarım.

İmza

Doç.Dr. Hilmi KUŞÇU .....
Tez Danışmanı

Trakya Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü onayı

.....
Prof.Dr. Murat YURTCAN
Fen Bilimleri Enstitüsü Müdürü

T.Ü. FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ
MAKİNE MÜHENDİSLİĞİ ANABİLİM DALI YÜKSEK LİSANS PROGRAMI
DOĞRULUK BEYANI

Trakya Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü, tez yazım kurallarına uygun olarak hazırladığım bu tez çalışmasında, tüm verilerin bilimsel ve akademik kurallar çerçevesinde elde edildiğini, kullanılan verilerde tahrifat yapılmadığını, tezin akademik ve etik kurallara uygun olarak yazıldığını, kullanılan tüm literatür bilgilerinin bilimsel normlara uygun bir şekilde kaynak gösterilerek ilgili tezde yer aldığını ve bu tezin tamamı ya da herhangi bir bölümünün daha önceden Trakya Üniversitesi ya da farklı bir üniversitede tez çalışması olarak sunulmadığını beyan ederim.

27/06/2019

Sevil KÖZ



Yüksek Lisans Tezi
Yangın Topu Kullanılarak Yangın Söndüren Quadrocopter Tasarımı ve Prototip İmalatı
T.Ü. Fen Bilimleri Enstitüsü
Makine Mühendisliği Anabilim Dalı

ÖZET

Quadrocopterler, teknolojinin de gelişmesiyle trafik denetlemelerinde, sağlık, askeri ve mühendislik gibi alanlardaki projelerde kullanılmaya başlamıştır.

Bu tez çalışmasında yerleşim yerlerinde çıkan yangınlara anlık müdahalede bulunarak baça/çatı yangınlarında kullanılması için bir sistem tasarlanmış ve X şeklinde şase kullanılarak quadrocopter imalatı yapılmıştır. Yangına anlık müdahalede bulunulması için quadrocopterin ağırlık merkezine yerleştirilen ve uzaktan kumanda ile açılması sağlanan hazne içerisine, yangın söndürücü toz koyularak simüle edilmiştir. Daha büyük çaplı yangınlarda kullanılmak üzere yangın topu üzerinde durulmuştur. Yangın topunun dış yüzeyinin straforla kaplı olması, içerisinde mono amonyum fosfat bulundurması ve ateşle temas ettiğinde patlayarak içerisindeki yangın söndürücü tozu etrafa saçarak ateşi söndürmesi üzerinde durulmuştur. Bu teze yangınlara gerekli müdahalenin zamanında yapılmasında trafik yoğunluğu, dar sokaklar ve bina önlerine park edilen araçların engel olması nedeniyle başlanmıştır.

Yangın topunun ağırlığını göz önünde bulundurarak uygun taşıma kapasitesine sahip motorlar, elektronik hız kontrolcüleri ve pervaneler kullanılması durumunda yangına müdahale edilerek yangının kısa sürede söndürebileceği üzerinde durulmuştur.

Yıl : 2019
Sayfa Sayısı : 94
Anahtar Kelimeler : Quadrocopter, Yangın Topu, Fırçasız Motor, Elektronik Hız Kontrolcüsü, Pervane

Master Thesis
Design of Quadrocopter Using Fireball to Extinguish Fire and Prototype Manufacturing
Trakya University Institute of Natural Sciences
Mechanical Engineering Department

ABSTRACT

With the development of technology, quadrocopters have begun to be used in traffic inspections, health , military and engineering projects.

In this thesis a system was designed for using in roof /chimney fires by instant intervention to the fires in the settlements and quadrocopter manufacturing was made by using X shaped chassis. It was simulated by putting fire extinguisher powder into the chamber which was worked with remote control and placed in the center of gravity of quadrocopter for instant intervention. It was focused on the fire ball to use in fires of larger diameter. It was also focused on the outer surface of fire ball was covered with styrofoam, and to be contained mono ammonium phosphate and it exploded when it came into contact with fire and extinguished the fire extinguisher powder by scattered around. This thesis was started because of traffic density, the narrow streets and the obstacles parked in front of the buildings is an obstacle to respond to a fire in time.

Considering the weight of the fire ball it was emphasized that if the engine, electronic speed controller and propeller were used with proper carrying capacity, the fire could be interfered and extinguished in a short time.

Year : 2019
Number of Pages : 94
Keywords : Quadrocopter, Fire Ball, Brushless Motors, Electronic Speed Controllers, Propellers

TEŞEKKÜR

Bu tez çalışmasının planlanmasında, araştırılmasında, yürütülmesinde ve oluşumunda ilgi ve desteğini esirgemeyen engin bilgi ve tecrübelerinden yararlandığım, yönlendirme ve bilgilendirmeleriyle çalışmamı bilimsel temeller ışığında şekillendiren sayın hocalarım Doç. Dr. Hilmi KUŞÇU' ya ve Prof. Dr. Selim KARA' ya sonsuz teşekkürlerimi sunarım.

Ayrıca sevgili anneme, babama, ablam Özlem KÖZ 'e ve arkadaşım Sevda ERGÜN'e manevi hiçbir yardımı esirgemeden yanımda oldukları için tüm kalbimle teşekkür ederim.

İÇİNDEKİLER

KABUL VE ONAY SAYFASI ii
DOĞRULUK BEYANI iii
ÖZET iv
ABSTRACT v
TEŞEKKÜR vi
İÇİNDEKİLER vii
ŞEKİLLER LİSTESİ x
TABLOLAR LİSTESİ xiii
KISALTMALAR xiv
BÖLÜM 1 1
1.GİRİŞ 1
BÖLÜM 2 2
2.LİTERATÜR TARAMASI 2
BÖLÜM 3 3
3.MULTİCOPTERE GENEL BAKIŞ 3
3.1.Uçuşta Temel Hareketler 3
BÖLÜM 4 5
4.MULTİCOPTER ÇEŞİTLERİ 5
4.1. Singlecopter (Tek Motorlu Multicopter) 5
4.2. Twincopter (İki Motorlu Multicopter) 6
4.3. Tricopter (Üç Motorlu Multicopter) 7
4.4. Quadrocopter (Dört Motorlu Multicopter) 7
4.5. Hexacopter (Altı Motorlu Multicopter) 8
4.6. Y6Copter 8
4.7. Y4Copter 8
4.8. Octocopter (Sekiz Motorlu Multicopter) 10
BÖLÜM 5 11
5.QUADROCOPTER 11
5.1.Yükselme 12
5.2.Yunuslama 12
5.3.Yuvarlanma 13

5.4.Yönelme 14
5.5.Geçmişten Günümüze Quadrocopter 15
5.5.1. Oehmichen No.2 (1920) 15
5.5.2. de Bothezathelikopter (1922) 15
5.5.3. Convertawings Model A Quadrocopter (1956) 15
5.5.4. Curtiss-Wright VZ-7 (1958) 16
5.6.Quadrocopterin Kullanım Alanları 16
BÖLÜM 6 18
6.QUADROCOPTER YAPIM MALZEMELERİ 18
6.1.Temel Parçalar 18
6.1.1.Uçuş Kontrolcüsü 18
6.1.1.1.Manuel Mod 19
6.1.1.2.Atti Modu 19
6.1.1.3.GPS Modu 19
6.1.1.4.Uçuş Kontrolcüsü Konvektör İşlevi 19
6.1.2.Şase 27
6.1.3.Motorlar 27
6.1.3.1.Doğru Akım Motorları 28
6.1.3.1.1.Fırçalı DC Motorlar 29
6.1.3.1.2.Fırçasız DC Motorlar 29
6.1.3.1.2.1.İçten Dönmeli Motorlar 30
6.1.3.1.2.2.Dıştan Dönmeli Motorlar 31
6.1.4.ESC (Elektronik Hız Kontrolcüsü) 32
6.1.5.Pervaneler 34
6.1.6.Lityum Polimer Pil (Lipo) 35
6.1.7.Kumanda ve Alıcı 37
6.1.7.1.İki Kanallı Kumandalar 37
6.1.7.2. Üç Kanallı Kumandalar 37
6.1.7.3. Dört Kanallı Kumandalar 37
6.1.7.4.Beş Kanallı Kumandalar 37
6.1.7.5.Altı Kanallı Kumandalar 38
6.1.7.6.Yedi ve Daha Üstü Kanallı Kumandalar 38

6.1.7.7.Kumandada Modlar ... 39
6.1.7.7.1.Mod 1 ... 39
6.1.7.7.2.Mod 2 ... 39
6.1.7.7.3.Mod 3 ... 40
6.1.7.7.4.Mod 4 ... 40
6.2.Yardımcı Parçalar ... 42
BÖLÜM 7 ... 47
7.QUADROCOPTER DİNAMİĞİ VE MATEMATİKSEL MODELLEME ... 47
7.1.Kinematik ... 47
7.2.Dinamik ... 49
BÖLÜM 8 ... 53
8.MALİYET TABLOSU VE HESAPLAMALAR ... 53
BÖLÜM 9 ... 55
9.YANGIN SÖNDUREN QUADROCOPTERİN PROTOTİP İMALATI ... 55
9.1.Şase Montajı ... 55
9.2.Motor-Şase Montajı ... 56
9.3.ESC-Motor Bağlantıları ... 57
9.4.ESC-Uçuş Kontrolcüsü-Pil Montajı ... 58
9.5.GPS-Kumanda Alıcısı-Uçuş Kontrolcüsü ve VU Bağlantıları ... 60
9.6.Pil Montajı ... 61
9.7.Pervane Montajı ... 62
9.8.Servo Motor ve Plastik Kap Montajı ... 62
BÖLÜM 10 ... 64
10. QUADROCOPTER UÇUŞ TESTLERİ ... 64
BÖLÜM 11 ... 67
11.SONUÇ VE DEĞERLENDİRME ... 67
KAYNAKLAR ... 69
Ek-A Naza DJI MLite Uygulama Kodu ... 71
ÖZGEÇMİŞ ... 80

ŞEKİLLER LİSTESİ

Şekil 3.1 Uçuşta Temel Hareketler 4
Şekil 4.1 Singlecopter Şematik Gösterimi 5
Şekil 4.2 Twincopter Şematik Gösterimi 6
Şekil 4.3 Tricopter Şematik Gösterimi 7
Şekil 4.4 Quadrocopter Şematik Gösterimi 7
Şekil 4.5 Hexacopter Şematik Gösterimi 8
Şekil 4.6 Y6 Copter Şematik Gösterimi 9
Şekil 4.7 Y4 Copter Şematik Gösterimi 9
Şekil 4.8 Octocopter Şematik Gösterimi 10
Şekil 5.1 Yangın Söndüren Quadrocopter 11
Şekil 5.2 Quadrocopterin Dönme Açıları 12
Şekil 5.3 a) Quadrocopterin Aşağı Yönlü Hareketi b) Quadrocopterin Yukarı Yönlü Hareketi 13
Şekil 5.4 a) Quadrocopterin Öne Doğru Hareketi b) Quadrocopterin Geriye Doğru Hareketi 13
Şekil 5.5 a) Quadrocopterin Sola Hareketi b) Quadrocopterin Sağa Hareketi 14
Şekil 5.6 a) Quadrocopterin Saat Yönünde Dönme Hareketi b) Quadrocopterin Saat Yönünün Tersi Yönde Dönme Hareketi 14
Şekil 5.7 de Bothezathelikopter (1922) 15
Şekil 5.8 1958-1960 arasında Amerikan Ordusu tarafından kullanılan The Curtiss-Wright VZ-7 “Uçan Jeep” 16
Şekil 5.9 Medikal Destek Sağlayan Quadrocopter 17
Şekil 5.10 Havadan Kaza Analizi Yapan Quadrocopter 17
Şekil 6.1 VU (Çok Yönlü Birim) 20
Şekil 6.2 Uçuş Kontrolcüsü ve GPS 20
Şekil 6.3 Uçuş Kontrolcüsü Yazılım Başlangıç Ekranı 21
Şekil 6.4 Uçuş Kontrolcüsü Yazılım Ayar Sayfası 22
Şekil 6.5 Uçuş Kontrolcüsü Motor Mixer (Motor Seçim) Menüsü 23
Şekil 6.6 Uçuş Kontrolcüsü Tx Cali Menüsü 23
Şekil 6.7 Uçuş Kontrolcüsü Oto Pilot Menüsü 25

Şekil 6.8 Uçuş Kontrolcüsü Gimbal Menüsü 26
Şekil 6.9 Uçuş için Kumanda Coysitik Kombinasyonları 26
Şekil 6.10 FC 580 X Quad Model Şase 27
Şekil 6.11 Elektrik Motor Çeşitleri 27
Şekil 6.12 Sol El Kuralı 28
Şekil 6.13 Manyetik Ortama Sokulan İletkenin Durumu 28
Şekil 6.14 DC Motor Yapısı 29
Şekil 6.15 Fırçasız DC Motor İç Yapısı 30
Şekil 6.16 İçten Dönmeli Fırçasız Motor 31
Şekil 6.17 I-Power İBM2212Q 850KV Dıştan Dönmeli Fırçasız Motor 31
Şekil 6.18 ESC-Motor-Pil Bağlantıları 32
Şekil 6.19 ESC'nin İç Yapısı 33
Şekil 6.20 ESC'nin Şaseye Bağlantısı 33
Şekil 6.21 Hobbywing Platinium 30A ESC 34
Şekil 6.22 Karbon Fiber 10x4.5'lik Pervane 34
Şekil 6.23 Lityum Polimer Pilin İç Yapısı 35
Şekil 6.24 Gens ACE 5300 mAh 4S1P 30C/60C Lipo Pil 36
Şekil 6.25 Kumanda İşlevi 38
Şekil 6.26 Mod 1 Kumanda 39
Şekil 6.27 Mod 2 Kumanda 39
Şekil 6.28 Mod 3 Kumanda 40
Şekil 6.29 Mod 4 Kumanda 40
Şekil 6.30 KDS 7x II Kumanda ve Alıcısı 41
Şekil 6.31 KDS Alıcı Girişleri 41
Şekil 6.32 Multistar Güç Dağıtım Kartı 42
Şekil 6.33 Servo Motor Çalışma Mantığı 43
Şekil 6.34 USI Alturn 780 mg Servo Motor 43
Şekil 6.35 10 AWG'lik Kablo 44
Şekil 6.36 Lipo Pil Şarj Ekranı 45
Şekil 6.37 Imax B6 Şarj Aleti 45
Şekil 6.38 Kuru Kimyevi Toz 45
Şekil 6.39 Yangın Topu 46

Şekil 7.1 Koordinat Eksenleri Arasındaki İlişki 48
Şekil 7.2 z_B Yönelme ψ Açısıyla Dönme Durumu 48
Şekil 7.3 y_B Yunuslama θ Açısıyla Dönme Durumu 48
Şekil 7.4 x_B Yuvarlanma ϕ Açısıyla Dönme Durumu 49
Şekil 9.1 Şase Montajı 55
Şekil 9.2 Motor Montajı 1 56
Şekil 9.3 Motor Montajı 2 56
Şekil 9.4 ESC'nin Motor Montaj Uçları 57
Şekil 9.5 Motorun ESC Montaj Uçları 57
Şekil 9.6 ESC-Uçuş Kontrolcüsü-Pil Bağlantısı 58
Şekil 9.7 ESC'nin BEC Kabloları 59
Şekil 9.8 Uçuş Kontrolcüsü-ESC Girişleri 59
Şekil 9.9 Kumanda Alıcısı ve Uçuş Kontrolcü Bağlantısı 60
Şekil 9.10 Kumanda Alıcısı-Uçuş Kontrolcüsü-GPS Bağlantısı 60
Şekil 9.11 Kumanda Alıcısı-Uçuş Kontrolcüsü-GPS-VU Bağlantısı 61
Şekil 9.12 Pil Bağlantısı 61
Şekil 9.13 Pervane Montajı 62
Şekil 9.14 Servo Motor ve Plastik Kap Montajı 63
Şekil 10.1 Pil-ESC Soketleri 64
Şekil 10.2 Kumandanın Çalıştırılması ve Servo Motor Kontrolü 65
Şekil 10.3 Quadrocopter Motorların Çalıştırılması ve Havalanma 65
Şekil 10.4 Quadrocopter Hedefe Toz Atma ve Yere İniş 66

ÇİZELGE LİSTESİ

Çizelge 8.1 Quadrocopter Maliyet Tablosu ve Malzeme Ağırlıkları 57

KISALTMALAR

BEC: Batarya Eleme Devresi (Battery Eliminator Circuit)

DC: Doğru Akım (Direct Current)

ESC: Electronic Hız Kontrolcüsü (Elektronik Speed Controller)

GPS: Küresel Konumlama Sistemi (Global Positioning System)

İHA: İnsansız Hava Aracı

LİPO: Lityum Polimer Pil

PID: Oransal İntegral Türevsel (Proportional Integral Derivative)

VU: Çok Yönlü Birim (Versatile Unit)

BÖLÜM 1

GİRİŞ

İnsansız hava araçları, teknolojinin gelişmesiyle önemli derecede dikkat çekerek trafik denetlemelerinde, sağlık, askeri ve mühendislik alanında projeler üretilmesini sağlamıştır. İnsansız hava araçları kullanıldıkları yerlere göre farklılık gösterebilmektedir. En sık kullanılanlardan bir tanesi de quadrocopter yani birbirinden bağımsız çalışan dört motora sahip multicopterdir.

Quadrocopterin yapısının dikey iniş kalkış yapabilme, askıda kalabilme ve düşük hızda uçuş yapabilme özelliklerinin yanı sıra küçük boyutları ve daha iyi manevra kabiliyeti olması nedeniyle de birçok avantajları vardır (Bresciani, 2008). Quadrocopterlerin dengeli uçuş yapmaları için hassas kontrol sistemlerine sahip olmaları gerekmektedir. İki motoru saat yönünde dönerken diğer iki motoru saat yönünün tersine dönerek uçuşu gerçekleştirmektedir. Quadrocopter en temel yapısı itibariyle fırçasız doğru akım motorları, mikro denetleyici, sensörler, hız kontrol birimleri ve besleme kaynağından oluşmaktadır (Aydınoğlu, B. ve Sağlam, M. 2013).

BÖLÜM 2

LİTERATÜR TARAMASI

Emre Aydemir, Erhan Güleç, Mustafa İlarslan, Mansur Çelebi, Ekrem Demirel ve Fatih Üstüner (2014) yaptıkları çalışmada uzaktan kumandalı model uçak kullanmış, test altındaki anten olarak bir log periyodik antenden yararlanmış ve bu antenin yanca ışıma örüntüsünü ölçmüşlerdir.

Emre Kıyak, Gökhan Göl (2016) yaptıkları çalışmada arduino ile dört rotorlu insansız hava aracının PID kontrollü algoritmasını oluşturmuşlardır.

Burak Kılıç (2014) yaptığı çalışmada dört pervaneli multicopter tasarımı ve dinamik analizi üzerinde çalışma yapmıştır.

Cemil Altın (2013), çalışmasında dört rotorlu insanız hava aracı tasarımı yapmayı amaçlamıştır. Bu çalışmada daha çok altı serbestlik derecesine sahip quadrocopterin kontrolü üzerine odaklanılmıştır.

İ. Can Dikmen, Aydemir Arısoy, Hakan Temeltaş (2010) bu çalışmalarında quadrocopterin durumsal ve hover kontrolleri üzerinde durmuşlardır. Klasik PD kontrol, ters dinamik kontrol, geri adımlamalı kontrol ve kayma kipli kontrol teknikleri doğrusal olmayan sistem için benzetim çalışmasında matematiksel modeline; deneysel çalışmada ise quadrocopter platformuna uygulanmıştır. Bahsi geçen kontrol teknikleri bilgisayarlı benzetim ortamında quadrocopter durum kontrolüne; önceden belirlenen hedefler doğrultusunda uygulanmış ve sonuçları karşılaştırılmıştır.

Erman Selim, Erol Uyar, Musa Alcı (2013) bu çalışmada kararsız olan quadrocopterin Newton yasalarına göre hareket ve dönüş denklemleri çıkarılarak matematiksel modeli belirlemişlerdir.

BÖLÜM 3

MULTİCOPTERE GENEL BAKIŞ

Multicopterler ikiden fazla motor ve pervane sistemine sahip hava araçlarıdır. Üç eksende hareket etme özelliğine sahiptirler. Motorlara bağlanan pervanelerin ürettiği hava itişi sayesinde uçan makinelerdir. Helikopterlerle benzer özellik gösterseler de çok farklı yapıya sahiptirler.

Multicopterlerin uçuş kontrol sistemleri vardır. İvme sensörleriyle multicopter havalandığı zaman uçuş esnasında dengesizlik olduğunda denge sağlama özelliğine sahiptir. Aracın uçtuğu yükseklikte hareketsiz kalması, kendiliğinden durabilmesi basınç sensörü ile gerçekleşir. GPS ile kumandadan alınan komutlarla bulunduğu noktayı belirler ve uçarken başlangıç noktasına tekrar dönebilir.

3.1. Uçuşta Temel Hareketler

Uçuş 3 ana eksende gerçekleşir. Bunlar:

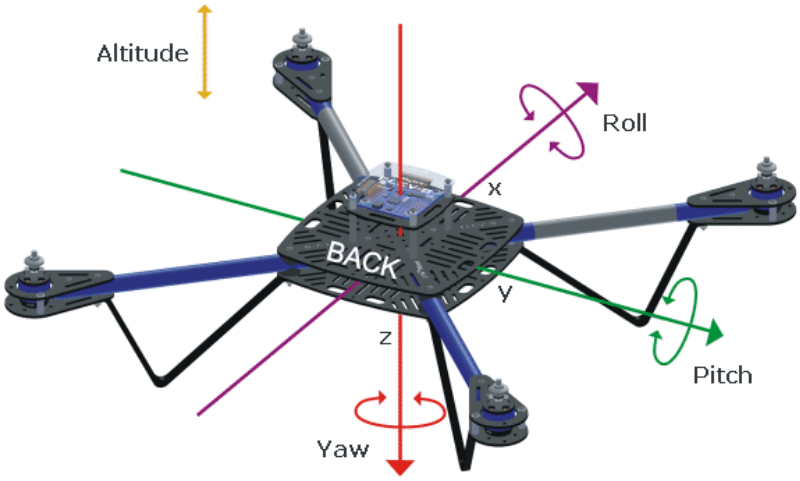
a) Pitch Hareketi (Yunuslama): Ön kısmın aşağı ve yukarı yaptığı harekete denir.
b) Roll Hareketi (Yalpalama): Kanat bölgesinin aşağı yukarı yaptığı harekete denir.
c) Yaw Hareketi (Dönme): Gövde bölgesinin sağa ve sola yaptığı harekete denir.
Pitch, yaw ve roll hareketlerinin kontrol dümenleri mevcuttur ve Şekil 3.1 de gösterilmiştir.

a) Elevator: Pitch hareketinin yükseklik dümenine verilen isimdir. Aracı yukarı veya aşağı hareketini kontrol eder.

b) Ailerons: Roll hareketinin kanatçıklar dümenine verilen isimdir. Aracın sağa veya sola hareketini kontrol eder.

c) Rudder: Yaw hareketinin yön dümenine verilen isimdir. Aracı sağa veya sola çevirme hareketini kontrol eder.

d) Throttles: Araçtaki motorların daha hızlı ve daha yavaş dönmesini kontrol eder.



Şekil 3.1 Uçuşta Temel Hareketler

BÖLÜM 4

MULTİCOPTER ÇEŞİTLERİ

4.1. Singlecopter (Tek Motorlu Multicopter)

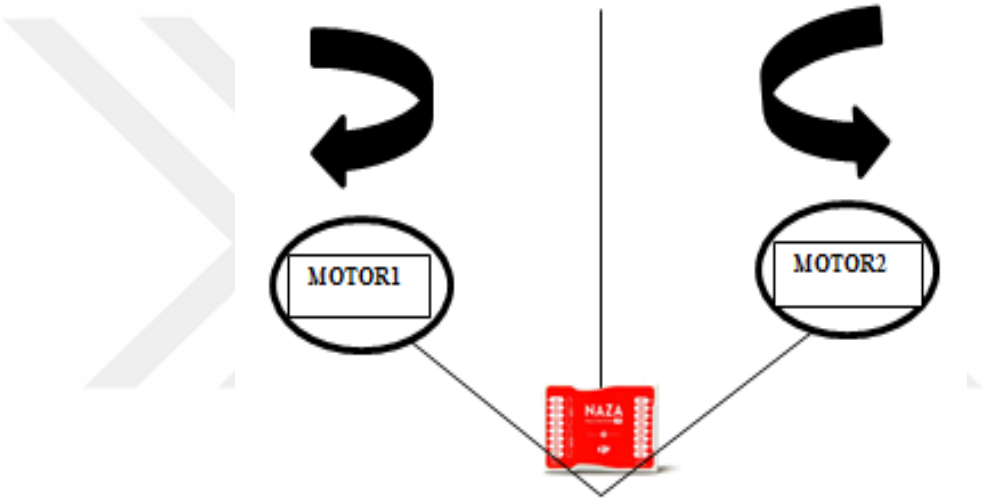
Tek motora sahip, Şekil 4.1'de gösterildiği gibi bir multicopter çeşididir. Singlecopterin dengede tutulması motordan gelen hava akımı ve servo motorlar aracılığıyla hareket eden kanatçıklar vasıtasıyla gerçekleşir.



Şekil 4.1 Singlecopter Şematik Gösterimi

4.2. Twincopter (İki Motorlu Multicopter)

Twincopterin iki motoru bulunmaktadır. Bu multicopter servolar kullanılarak öne arkaya eğilerek hareket yapar. Şekil 4.2'deki gibi motorları sağ-sola çevirebilmek için çevrilen yöndeki motorun devri arttırılmalı zıt yöndeki motorun devri ise azaltılmalıdır. Fırçasız motorlar çalışır durumda iken servolara 0 ile 45 derecelik açı verildiğinde twincopterde ileriye doğru bir yönelim olur. Servolara tersi yönde 0 ile 45 derecelik açı verildiğinde twincopterde geriye doğru bir yönelim olacaktır.



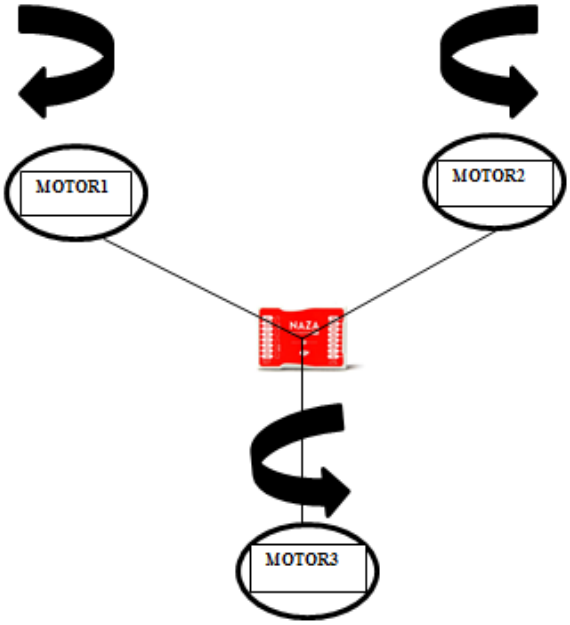
Şekil 4.2 Twincopter Şematik Gösterimi

4.3. Tricopter (Üç Motorlu Multicopter)

Trikcopter üç motordan oluşan Şekil 4.3'deki gibi bir multicopter çeşididir. Motorlar gövde üzerine "T" ya da "Y" şekillerinde ve $120^{o\prime}$lik açılarla konumlandırılır. Çalışma mantığı olarak helikopterlerle benzer özellikler göstermektedirler. Tricopterin kuyruğu sağa-sola eğilim yaparak tricopterin kendi etrafında dönmesini engeller.

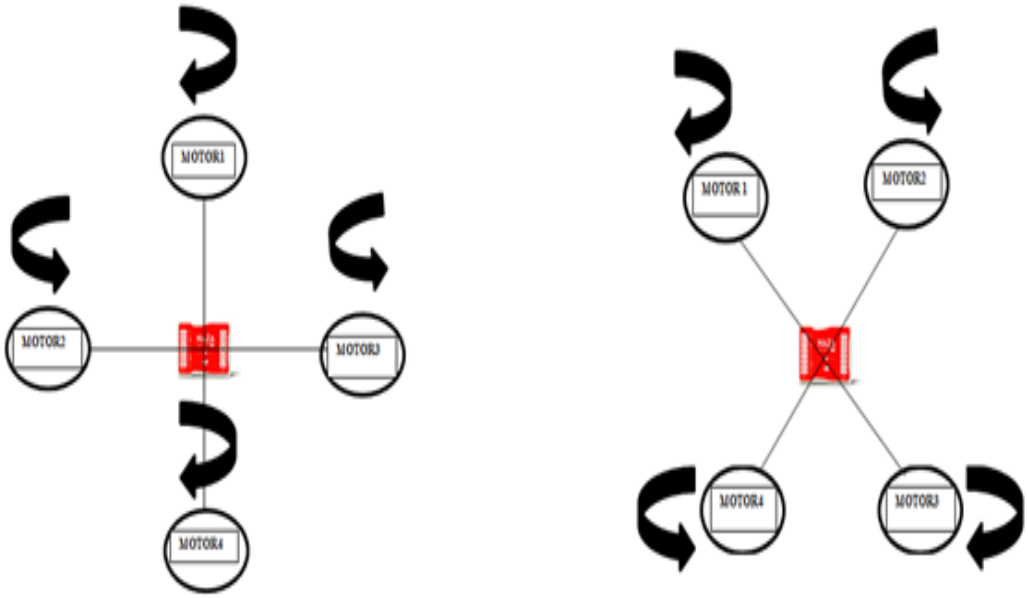
4.4. Quadrocopter (Dört Motorlu Multicopter)

Quadrocopterler 4 adet motora sahiptir. Hareket etmesi Şekil 4.4'teki gibi ikişer tane bulunan sağ ve sol motorların dönmesi sonucu gerçekleşir.



Şekil 4.3 Tricopter Şematik Gösterimi

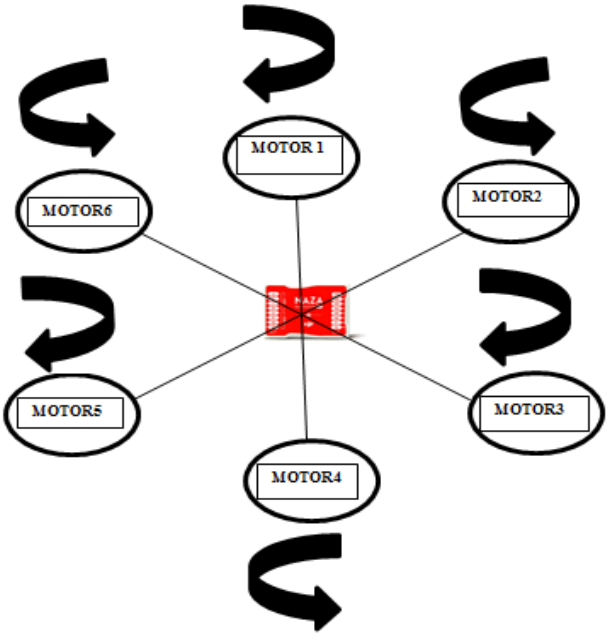
Quadrocopterler de helikopterlerdeki gibi kuyruk olmadığından kendi etrafında dönebilirler. Ayrıca sağ-sol yapma, ileri-geri gitme gibi özellikleri de mevcuttur.



Şekil 4.4 Quadrocopter Şematik Gösterimi

4.5. Hexacopter (Altı Motorlu Multicopter)

Hexacopter 6 adet motora sahiptir. Şekil 4.5'deki gibi motorlardan bazıları sağa bazıları sola dönerek uçuş gerçekleştirirler. Altı adet motoru bulunduğu için yük kaldırma kapasitesi quadrocopterlere göre fazladır. Genellikle hava fotoğrafçılığında kullanılırlar.



Şekil 4.5 Hexacopter Şematik Gösterimi

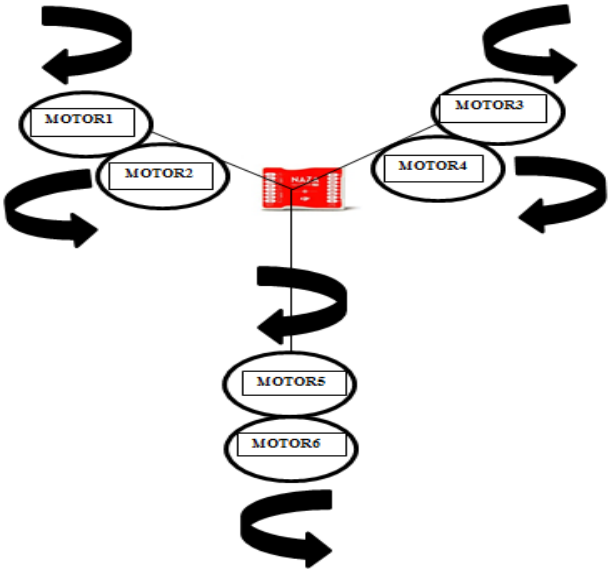
4.6. Y6 Copter

Y6 copterin biçimi 3 motora sahip tricoptere benzemektedir. Y6 copterin üç kolu bulunmaktadır. Bu kolların uçlarında bulunan ve alt alta yerleştirilmiş toplam 6 adet motordan oluşmaktadır. Şekil 4.6'daki gibi alt alta yerleştirilen motorların birbirinin tersi yönde dönmesiyle hareket eder. Y6 copter kendi etrafında dönme hareketini bazı motorların devir arttırması bazılarının da devir azaltmasıyla gerçekleştirir.

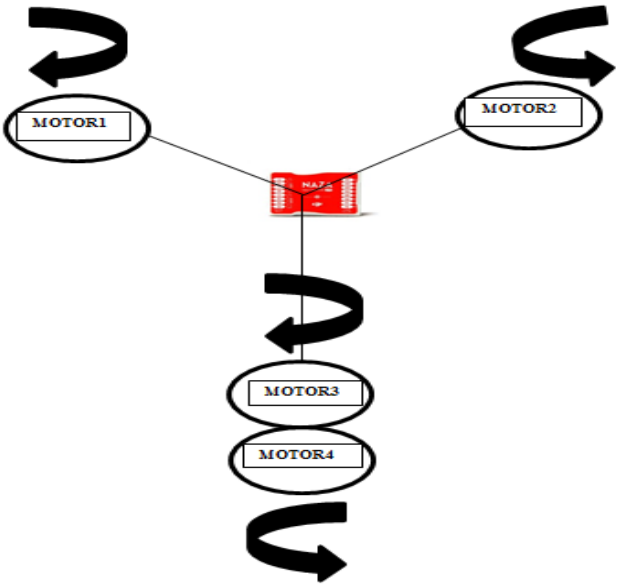
4.7. Y4 Copter

Y4 copter biçim olarak 3 motora sahip tricoptere benzer. Y4 copterin üç kolu bulunmaktadır. Bu kolların ucunda bulundan motorlardan iki tanesi tek, diğer kol

ucundaki motor ise alt alta yerleştirilen iki motordan meydana gelmektedir. Y4 copter kendi ekseni etrafında dönme hareketini bazı motorların devir arttırması bazılarının da devir azaltmasıyla gerçekleştirir. Bu durum Şekil 4.7'de gösterildiği gibidir.



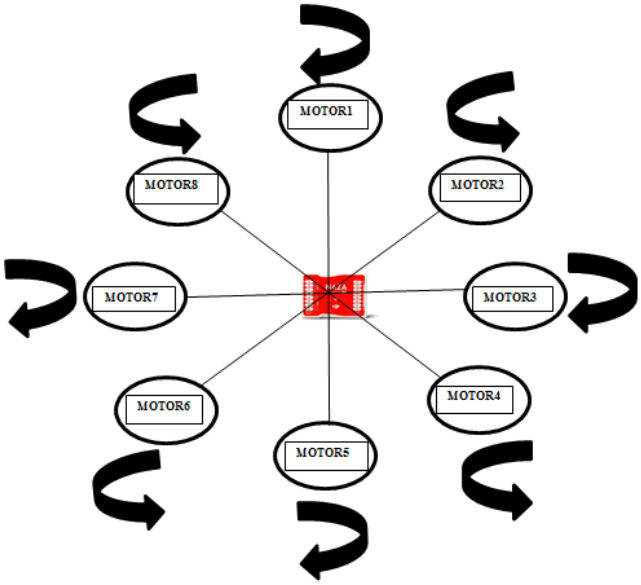
Şekil 4.6 Y6 Copter Şematik Gösterimi



Şekil 4.7 Y4 Copter Şematik Gösterimi

4.8. Octocopter (Sekiz Motorlu Multicopter)

Octocopter 8 adet motordan oluşmaktadır. Şekil 4.8'de gösterildiği gibi motorlardan dört tanesi saat yönünde, dört tanesi saat yönünün tersi yönde dönerek havalanır. Octocopter kendi etrafında dönme hareketini bazı motorların devir arttırması bazılarında devir azaltmasıyla gerçekleştirir.



Şekil 4.8 Octocopter Şematik Gösterimi

BÖLÜM 5

QUADROCOPTER

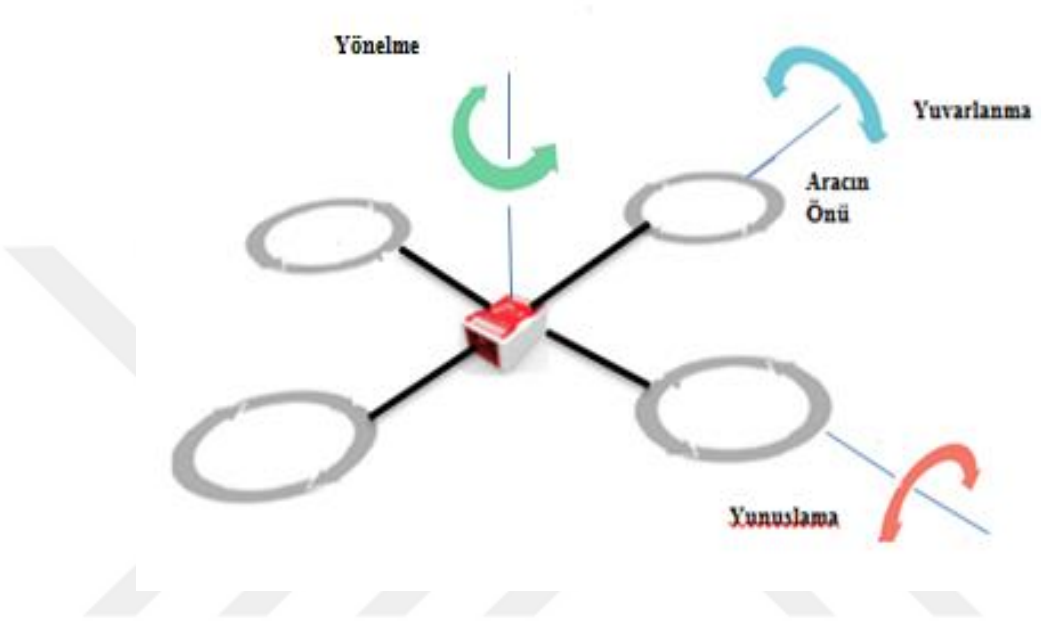
Quadrocopterler Şekil 5.1'de gösterildiği gibi hareketsiz 4 adet motora sahip multicopterlerdir. Aracı kontrol etmek için motorların hızını yükseltmek ve azaltmak gerekmektedir. Quadrocopterlerde dikine yönelim söz konusudur. Helikopterlerdeki gibi kuyruk olmadığından kendi etrafında dönebilirler. Ayrıca sağ-sol yapma, ileri-geri gitme gibi özellikleri de mevcuttur.



Şekil 5.1 Yangın Söndüren Quadrocopter

Quadrocopterlerde hareket kontrolü 3 ana eksende gerçekleşir. Bu eksenler quadrocopterlerin ağırlık merkezinin dönme açılarıdır. Bu açılar Şekil 5.2'de gösterilmiştir.

- yunuslama açısı
- yalpalama açısı
- dönme açısı
- yükselme açılarıdır.



Şekil 5.2 Quadrocopterin Dönme Açıları

5.1. Yükselme

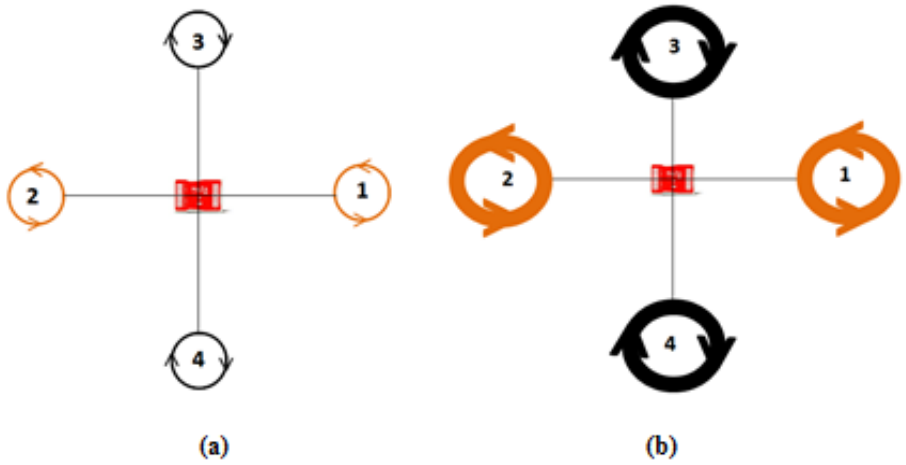
Quadrocopterin sabit bir yükseklikte olabilmesi için motorların kaldırma kuvvetinin aşağı yönde olan kuvvete eşit olması gerekmektedir. Motorların hızlarının Şekil 5.3'deki gibi eşit miktarda arttırılması yükselmeye, eşit miktarda azaltılması ise alçalmayı sağlar.

5.2. Yunuslama

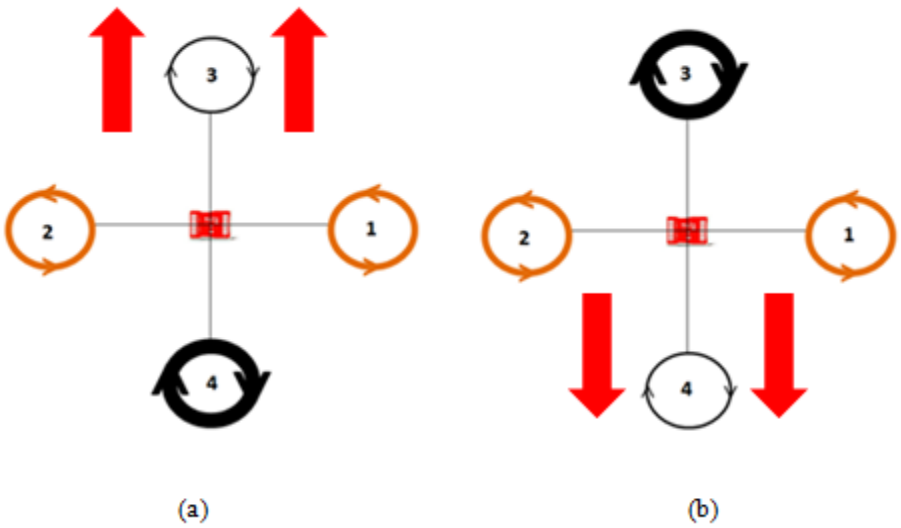
Şekil 5.4'teki gibi quadrocopterin üçüncü motorunun devrinin azaltılıp dördüncü motorunun devrinin arttırılarak ileri doğru hareketiyle sağlanır. Dördüncü motoru yani arka motorun devrini azaltıp, üçüncü motorun devrini arttırarak aracın geri gitmesi sağlanır.

5.3. Yuvarlanma

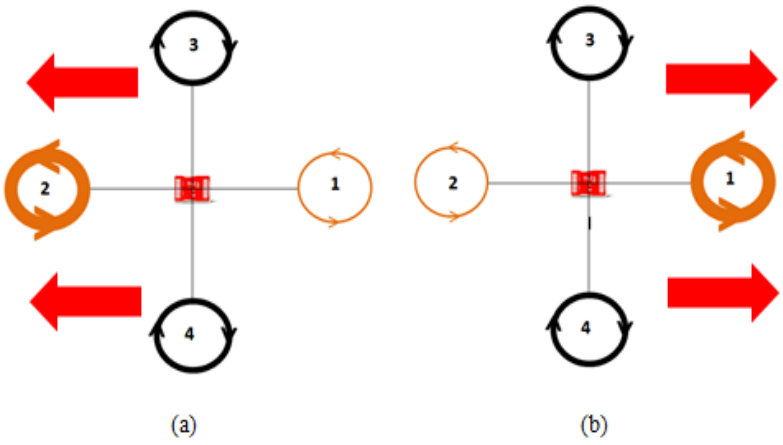
Yunuslama hareketiyle benzerlik göstermektedir. Şekil 5.5'deki gibi quadrocopterin 1. ve 2. motorlarının hızlarının farklı ayarlanmasıyla yuvarlanma hareketi elde edilir.



Şekil 5.3 a) Quadrocopterin Aşağı Yönlü Hareketi b) Quadrocopterin Yukarı Yönlü Hareketi



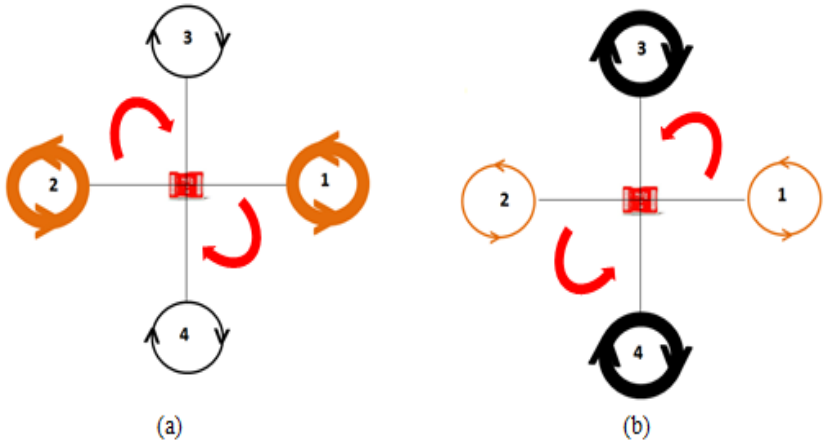
Şekil 5.4 a) Quadrocopterin Öne Doğru Hareketi b) Quadrocopterin Geriye Doğru Hareketi



Şekil 5.5 a) Quadrocopterin Sola Hareketi b) Quadrocopterin Sağa Hareketi

5.4. Yönelme

Şekil 5.6'daki gibi quadrocopterin 1 ile 2 numaralı motorları aynı yönde, 3 ile 4 numaralı motorları birbirlerinin tersi yönünde dönerse yönelme hareketi meydana gelmektedir. Quadrocopterin dört motoru da eşit hızlarda ve çiftler arasında zıt yönde olmak üzere döndürülmelidir. Motorlar zıt yönde döndükleri için toplam tork sıfır olur. Yönelme açısı ise sabit olur.



Şekil 5.6 a) Quadrocopterin Saat Yönünde Dönme Hareketi b) Quadrocopterin Saat Yönünün Tersi Yönde Dönme Hareketi

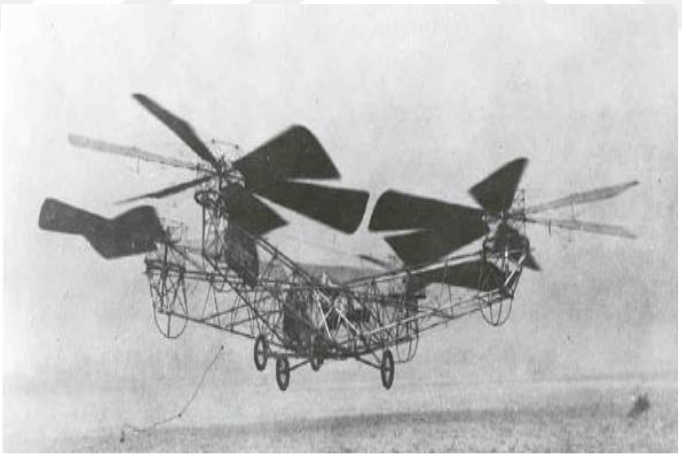
5.5. Geçmişten Günümüze Quadrocopter

5.5.1. Oehmichen No.2 (1920)

İlk denemeler Etienne Oehmichen tarafından 1920'li yıllarda yapılmıştır. Yaptığı araç No:2 isimli 4 adet motora ve 8 adet pervaneye sahip bir araçtır. Oehmichen bu denemesinde çelik şase kullanmıştır. Dört pervane araca dik olarak sabitlenmiştir. Ön ve arka kısımda iki, yatay kısımlarda iki adet pervane bulunmaktadır. Yatay kısımlarda bulunan pervaneler ileri hareketi sağlamaktadır. Bu araç 1923 yılında birkaç dakika havada kalmış 1924'te 360 m ilerlemiştir.

5.5.2. de Bothezathelikopter (1922)

X şeklinde şaseye bağlı olan bu araç Dr.George Bothezat ve Ivan Jerome tarafından yapılmıştır. Yükseklikleri değişken iki küçük pervanesi bulunmaktadır. Bu pervaneler itme ve sapmayı denetlemek için kullanılmıştır. İlk uçuşunu Ekim 1922′de gerçekleştirmiştir. Şekil 5.7'deki araç maksimum beş metreye çıkmıştır.



Şekil 5.7 de Bothezathelikopter (1922)

5.5.3. Convertawings Model A Quadrocopter (1956)

İki adet motor ve dört adet pervaneden oluşan bir sistemdir. Motorları ve pervaneleri birleştiren "V" kayışıdır. Aracın kontrolü kuyruk bölgesindeki motora ihtiyaç duyulmadan, motorların itme gücünü değiştirerek sağlanmıştır. 1950'li yıllarda

birçok kez uçurulmuştur. Bu araç ayrıca ilk ileri uçuş yapabilen dört motorlu hava taşıtıdır. Convertawings maksimum 19 ton taşıma kapasitesine sahiptir.

5.5.4. Curtiss-Wright VZ-7 (1958)

Curtiss-Wright VZ-7 tarafından 1958 yılında tasarlanmıştır. Dik olarak yükselip alçalma hareketi yapmaktadır. Şekil 5.8'deki gibi dengede durması 4 motorun itme gücüyle sağlanmıştır.



Şekil 5.8 1958-1960 Arasında Amerikan Ordusu Tarafından Kullanılan The Curtiss-Wright VZ-7 "Uçan Jeep"

5.6. Quadrocopterin Kullanım Alanları

Quadrocopterler teknolojinin gelişmesiyle önemli derecede dikkat çekmiştir. Trafik denetlemelerinde, sağlık, askeri ve mühendislik alanında projeler üretilmesini sağlamıştır. Quadrocopterlerin en çok kullanıldığı yerler ise maliyet düşüklüğü sebebiyle hava çekimleridir. Quadrocopterlerle havadan fotoğraf çekmek için GPS koordinatlarını girip bir tuşa basmak yeterlidir. Bu kameralar sayesinde kullanıcılar görüntüyü canlı olarak aktarabilmektedirler. Quadrocopterler ayrıca medikal destek amacıyla, kaza yapan araçların havadan görüntülerini alarak belirleme amacıyla ve çeşitli sipariş ya da kargo dağıtım işlemleri içinde kullanılmaktadır. Şekil 5.9 ve Şekil 5.10 quadrocopterlerin kullanım alanlarına örnek gösterilir.



Şekil 5.9 Medikal Destek Sağlayan Quadrocopter



Şekil 5.10 Havadan Kaza Analizi Yapan Quadrocopter

BÖLÜM 6

QUADROCOPTER YAPIM MALZEMELERİ

6.1. Temel Parçalar

6.1.1. Uçuş Kontrolcüsü

Uçuş kontrolcüsü 3 eksenli jiroskop ve ivmeölçer içerir. Genellikle bağımsız ve manuel uçuşlar için idealdir. Gelişmiş rehberlik ve kontrol algoritmasına sahiptir. Kontrolcü kararlılığa ve manevra yapma kabiliyetine sahiptir. Komutları sağlayan yazılım C sharp dilinde yazılmıştır. Bu yazılım *Ek-A*'da gösterilmiştir.

Uçuş kontrolcüsü Naza M Lite üç çeşit uçuş kontrolüne sahiptir. Bunlar:

- Manuel Mod
- Atti Modu
- GPS Modu

Bu üç mod arasında rahatlıkla geçiş yapılabilmektedir.

Uçuş kontrolcüsü GPS eklentisi sayesinde pozisyon sabitleme, aracı başladığı noktaya geri getirme ve akıllı yön kontrolü özelliklerine sahiptir. Pozisyon sabitleme özelliği ile yatay eksende 2.5m dikey eksende ise 0.8m hassasiyet ile sabitleme gerçekleştirebilmektedir.

Çok motorlu sistemlerde aracın önü ile gittiği yön aynı olduğundan kullanımı basittir. Bu nedenle aracın ön kısmı nereye bakarsa baksın ileri-geri, sağa-sola yönleri sabit kalacaktır. Alıcı ve verici arasında haberleşme kaybolsa bile sinyal iyi durumda ise uçuş kontrolcüsü oto pilot özelliği sayesinde aracın uçmaya başladığı noktaya geri dönmesini sağlar.

Bu kontrolcüde motorları durdurmak için 2 mod vardır. Bunlar:

- Ani mod
- Akıllı mod

Ani Mod: Motorlar aktif hale geçer ve gaz verilir. Gaz verilirken coysitiğe %9-10 değerinin üstünde bir değer verilir ve bu değerin altına düşülürse motorlar çalışmayacaktır. Bu coysitik tekrar bu değerin üstüne çıkarılıp beş saniye ve fazlası bırakılırsa motorlar aktif hale gelecektir.

Akıllı Mod: Farklı uçuş şekillerinin kullanılması halinde motorun kapanmasını engelleyen korumaların harekete geçmesini sağlayan moddur.

Naza uçuş kontrol sistemi quadro +, quadro X, hexa+, hexa X, ters Y6, Y6 multicopter sistemlerini desteklemektedir.

6.1.1.1. Manuel Mod

Bu uçuş modun da sadece cayrolar kullanılır. Birçok uçuş hareketi yapılmasını sağlar. 360 derece dönebilme ve yüksek süratlerde uçabilme özelliklerine sahiptir.

6.1.1.2. Atti Modu

Atti modu cayroların, ivmeölçer ve barometrenin açık olduğu uçuş modudur. Bu modda güvenli uçulabilmektedir fakat uçuş kontrolcüsü otomatik olarak bir takım sınırlamalar getirmektedir. Araç bu modda $35^{o\prime}$den fazla eğim almamaktadır. Ayrıca bu modda aracın gazı yarıya kadar arttırılırsa yüksekliği sabitlemesi aktif duruma gelecektir.

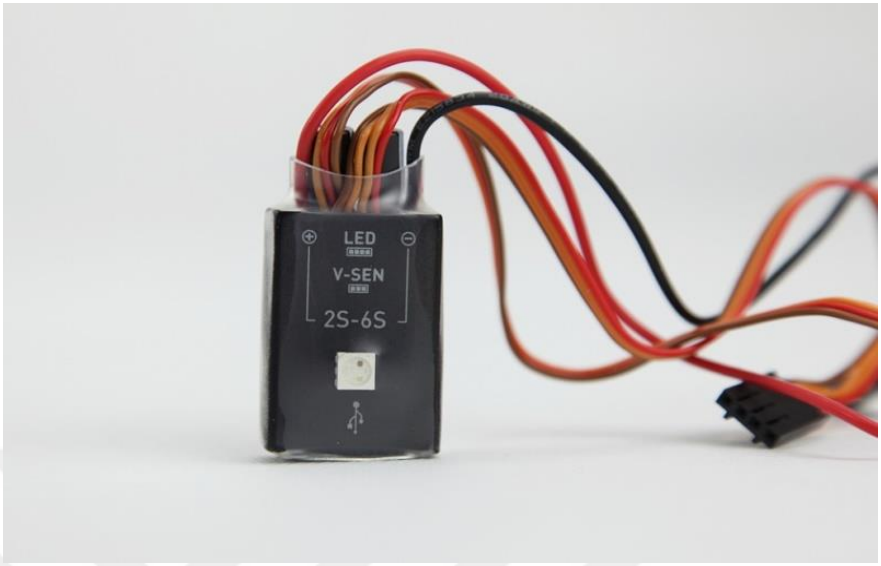
6.1.1.3. GPS Modu

Bu modda araca herhangi bir komut verilmezse araç bulduğu noktada kalacaktır. Ayrıca gaz yarıya kadar yükseltilip kumanda sabit bir yere bırakılabilir. Böylece araç yüksekliğini ve kendi koordinatlarını koruyarak sabit kalacaktır.

6.1.1.4. Uçuş Kontrolcüsü Konvektör İşlevi

VU (Çok Yönlü Birim): Şekil 6.1'de gösterilen VU, ana gerilimdeki akımı ayarlayıp uçuş kontrolcüsünü beklemektedir.

Ayrıca üzerindeki durum ledi arızalar ve diğer önemli durumlar için haber vermektedir.



Şekil 6.1 VU (Çok Yönlü Birim)

Quadrocopterin uçuş esnasında havada sabit kalması ve başlangıç noktasına geri dönmesi Şekil 6.2'de gösterilen GPS aracılığıyla gerçekleşir



Şekil 6.2 Uçuş Kontrolcüsü ve GPS

LED: VU'dan gelen led kablosuna bağlanan kısım.

A: Alıcının Aileron kanalına bağlanan kısım.

E: Alıcının Elevator kanalına bağlanan kısım.

T: Alıcının Trohttle kanalına bağlanan kısım.

R: Alıcının Rudder kanalına bağlanan kısım.

EXP: GPS Modülünün soketinin bağlandığı kısım.

U: Alıcının 3 konumlu kanalına bağlanan kısım.

X1: Gain ayarları için alıcının boş bir kanalına bağlanan kısım.

X2: Gain ayarları veya gimbal için alıcının boş bir kanalına bağlanan kısım.

X3: VU'dan gelen besleme kablosunu bağlanan kısım.

M1: Birinci motorun ESC kablosuna bağlanan kısım.

M2: İkinci motorun ESC kablosuna bağlanan kısım.

M3: Üçüncü motorun ESC kablosuna bağlanan kısım.

M4: Dördüncü numaralı motorun ESC kablosuna bağlanan kısım.

M5: Beşinci numaralı motorun ESC kablosuna bağlanan kısım.

M6: Altıncı numaralı motorun ESC kablosuna bağlanan kısım.

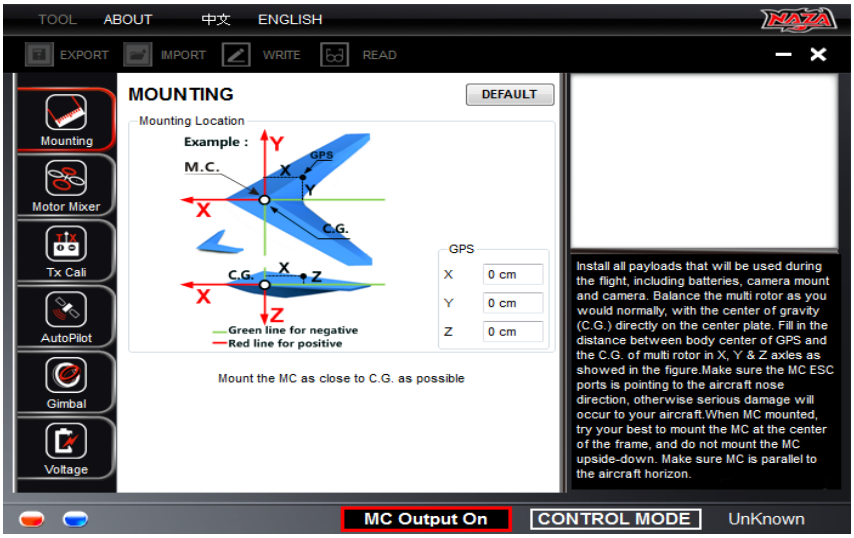
F1: Servolu gimbalın roll servo kablosuna bağlanan kısım.

F2: Servolu gimbalın pitch servo kablosuna bağlanan kısım.

Bütün bağlantılar sağlandıktan sonra mevcut yazılım devreye alınır. Bilgisayar bağlantısı yapmadan önce aracın pervanelerinin sökülmesi gerekmektedir. Yazılım açıldığında Şekil 6.3'te olduğu gibi bir ekran çıkacaktır. Bu ekranda çıkan SKIP (atla) 'in tıklanarak geçilmesi gerekmektedir.



Şekil 6.3 Uçuş Kontrolcüsü Yazılım Başlangıç Ekranı



Şekil 6.4 Uçuş Kontrolcüsü Yazılım Ayar Sayfası

İNFO: Bilgiler için kullanılır.

ERROR CODE: Çıkan hatalar için kullanılır.

EXPORT: Kullanılan ayarların saklanması için kullanılır.

INPORT: Eskiden kullanılan ayarların yeniden yüklenerek kullanılmasını sağlar.

WRITE: Yapılan farklılıkları kontrolcüye aktarmak için kullanılır.

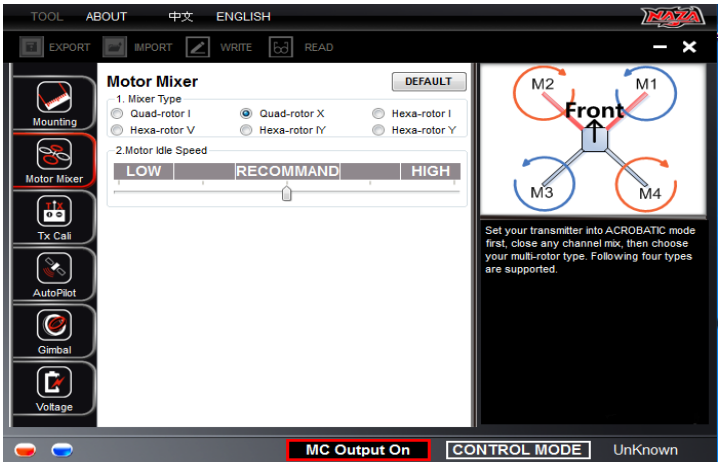
READ: Kontrolcüde bulunan verilerin okunmasını sağlar.

Şekil 6.4'te gösterildiği gibi mounting (montaj) menüsü GPS anteninin multicopter üzerindeki konumunun girileceği bölümdür. GPS anteninin konumunun tam olarak girilmesi gerekmektedir. Bu durum uçuş güvenliği açısından önemlidir.

X değeri: GPS anteninin aracın önüne olan uzaklığıdır. Bu uzaklık eğer aracın ağırlık merkezinin dışında ve öne doğru ise değeri pozitif, ağırlık merkezinin dışında fakat gerisinde ise negatif olacaktır.

Y değeri: GPS anteninin aracın y durumunu belirlediği değerdir. Aracın burun bölgesi öne bakarken arka kısmına geçilip bakıldığında anten ağırlık merkezinden sağa kaymış ise pozitif, sola kaymış ise negatif değer alacaktır.

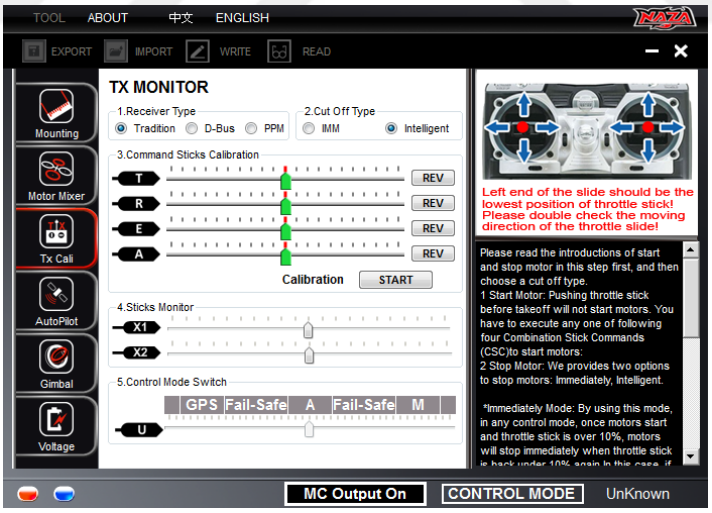
Z değeri: GPS anteninin aracın ağırlık merkezine olan uzaklığıdır. Bu değerde kontrolcünün yerleşimi referans alınarak hesaplanabilir. Anten aracın ağırlık merkezinden yukarı doğru konumlanmış ise negatif, aşağı ya da ağırlık merkezine yakın konumlanmışsa pozitif değer alacaktır.



Şekil 6.5 Uçuş Kontrolcüsü Motor Mixer (Motor Seçim) Menüsü

Motor Mixer (Motor Seçim) Menüsü: Bu menü aracın çeşidinin belirlendiği kısımdır. Aracın çeşidinin Şekil 6.5'te de görüldüğü seçilmesi gerekmektedir.

Motor İdle Speed (Motor Rölanti Hızı): Aracı başlatmak için coysitiklerin uygun pozisyona getirilmesi gerekir. Bu kısım motorların başlangıç hızının ayarlanmasını sağlar.



Şekil 6.6 Uçuş Kontrolcüsü Tx Cali Menüsü

Tx Cali Menüsü: Bu menü aracın kumanda ile haberleşmesinin sağlandığı bölümdür ve Şekil 6.6.'daki ekran görüntüsüne sahiptir. Bu menüye geçilmeden önce kumandanın uçak moduna girilip sıfırlanması gerekmektedir.

Receiver Type (Alıcı Tipi) Bölümü;

Tradition (Tip Belirleme) : Bu kısımda alıcının çeşidi belirlenir. Eğer Aileron, Rudder, Trohttle, Elevator kanallarını ayrı ayrı bağlanılacaksa 'Tradition' seçeneğinin işaretlenmesi gerekmektedir.

D-Bus: Bazı alıcıların kanalları tek bir kablo aracılığıyla haberleşir. Bunu aktif hale getirmek için uçuş kontrolcüsünün X2 girişine bağlantı yapmak ve yazılımdan D-bus seçilmesi gerekmektedir.

Cut Of Type (Kesim Tipi)Bölümü: Motorların pasif olmasının nasıl gerçekleşeceğini anlatan kısımdır.

IMM: Uçuş esnasında gaz %10 dan düşük bir değer olursa motorlar kendiliğinden pasif olacaktır.

Intellegent (Hafıza): Manuel modu aktif ise motorların pasif hale geçmesini sağlar. Atti modu aktif ise gaz %10 dan az ve üç saniye kalırsa motorların kapanmasını sağlar.

Commands Sticks Calibration (Kalibrasyon Kontrolü): Bu menü kumandanın sıfırlandığı ve kontrolcüye tanıtımının yapıldığı bölümdür.

Sticks Monitor: Kazanç ayarlarını yapmak için kumandadan hareketlerin takip edilebildiği bölümdür.

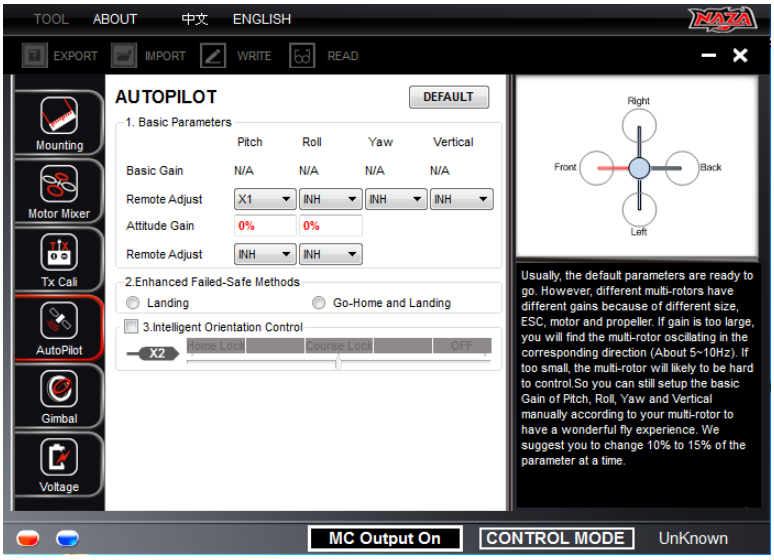
Control Mode Swich (Kontrol Mod): Kumandanın anahtarlarından birinin kontrolcüdeki 3 konumlu kanala (U) bağlantısı yapılır ve bu anahtarların ileri geri hareket ettirilmesiyle modların değişimi sağlanır.

Fail Safe (Başarısızlık Durumu): Kumandadan gelen sinyalin kesilmesi durumunda kontrolcünün GPS sensörü kullanılarak araç kalkış yaptığı noktaya geri getirilebilir.

Oto Pilot Menüsü: Aracın kontrolünün çok iyi olması için kazanç ayarlarının yapıldığı menüdür ve ekran görüntüsü Şekil 6.7'deki gibidir.

Default (Varsayılan Ayar): Bu buton tüm ayarların sıfırlanması için kullanılır.
Basic Gain (Temel Kazanç): Kazanç ve cayro ayarlarının yapıldığı butondur.

Attitude Gain (Durum Kazancı): İvmeölçerin görevi bu buton ile belirlenir. Bu sensör aracı belli bir açıda bıraktıktan sonra sitiğin bırakılan yere doğru paralel konuma gelmesini sağlar.



Şekil 6.7 Uçuş Kontrolcüsü Oto Pilot Menüsü

Enhanced Failed Safe Methods (Gelişmiş Başarısız Güvenli Yöntemler): Bu buton fail safe anında ne yapılması gerektiği anlatan kısımdır.

Landing (İniş) : Bu buton aracın fail safe olduğu zaman neredeyse o noktaya iniş yapması için kullanılır. Bu seçenek aracın tehlikeli bölgelere inmesi ihtimalide olduğu için önerilmez.

Go-Home and Landing (Başlangıca İniş): Bu buton aracın başarısız uçuş anında kalkış yaptığı noktaya geri gelmesini ve motorların pasif olmasını sağlar.

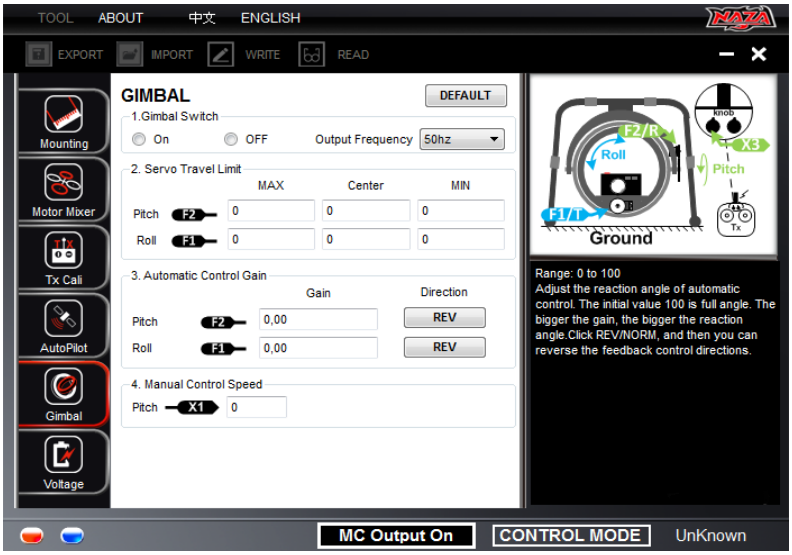
İntellegent Orientation Control (Hafıza Yönlendirme Kontrolü) : Bu buton araca ileri komutunun verildiği kısımdır. Kontrolcünün X2 girişine bağlanarak kontrol edilir.

Gimbal (Dengeleme) : Araca kamera sistemi konulmak istenirse kontrolcü gimbal ayarı için kullanılabilir ve ekran görüntüsü Şekil 6.8'de gösterildiği gibidir.

Gimbal Swich (Dengeleme siviçi) : Bu buton açıldığında gimbal aktif hale geçer.

Output Frequency (Çıkış Frekansı): Servo motorun sahip olduğu özelliklere göre seçim yapılan butondur.

Servo Travel Limit (Servo Dönem Sınırı): Servo motorların hareket ederken sınırlarının belirlendiği kısımdır.

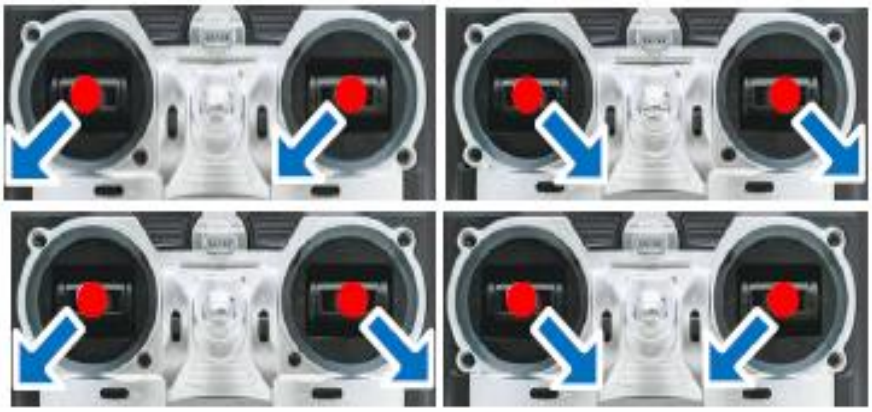


Şekil 6.8 Uçuş Kontrolcüsü Gimbal Menüsü

Automatic Control Gain (Otomatik Kontrol Kazancı): Bu butonda eğer servo motor ters hareket ediyorsa ‘’rev’’ veya ‘’norm’’ butonu seçilerek ayarlama yapılabilir.

Manuel Control Swich (Manuel Kontrol Sivici): Kontrolcünün X1 girişi aracılığıyla açı ve hız kontrolünün gerçekleştiği kısımdır.

Uçuş kontrolcüsünün yazılım ayarlarının tamamı yapıldıktan sonra pilin dolu olduğuna emin olup quadrocopterin öyle uçurulması gerekmektedir. Quadrocopter düz bir zemine konulup kumanda açıldıktan sonra pilin bağlanması gerekir. Aracın uçması için Şekil 6.9’daki coysitik seçeneklerinden bir tanesini yapmak gerekir.



Şekil 6.9 Uçuş için Kumanda Coysitik Kombinasyonları

6.1.2. Şase

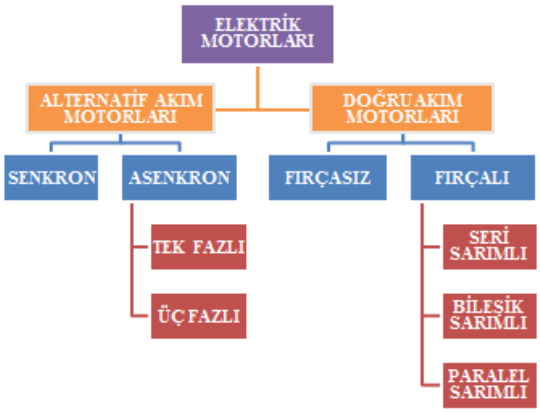
Şase, multicopterin iskelet kısmıdır. Karbon fiber veya alüminyum malzemelerden üretilebilmektedir. Şase seçiminde dikkat edilmesi gereken bazı konular vardır. Kurulan devrenin korunaklı olması, kollarının sallanmaması, herhangi bir yamukluk olmaması ve pilin sabit bir şekilde yerleşimine imkan verecek şekilde olmalıdır. Bu tezde kullanılan şase Şekil 6.10'da gösterildiği gibidir.



Şekil 6.10 FC 580 X Quad Model Şase

6.1.3. Motorlar

Elektrik motorları Şekil 6.11'deki gibi kendi içerisinde bölümlere ayrılmaktadırlar.



Şekil 6.11 Elektrik Motor Çeşitleri

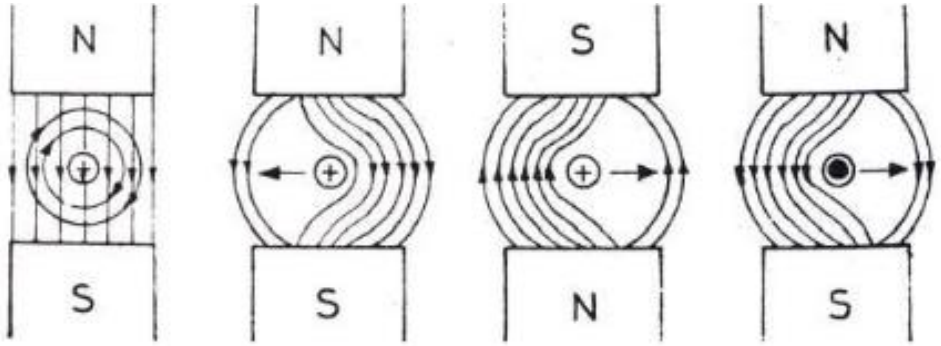
6.1.3.1. Doğru Akım Motorları

Bir bobinden akım geçirildiğinde rotorun bir kutbu statorun diğer kutbu tarafından itilecek ya da çekilecektir. Şekil 6.12'e göre bu durum rotorda dönme meydana getirecektir. İşaret parmağı manyetik alanı, orta parmak akımı, başparmak ise kuvvetin yönünü gösterir.



Şekil 6.12 Sol El Kuralı

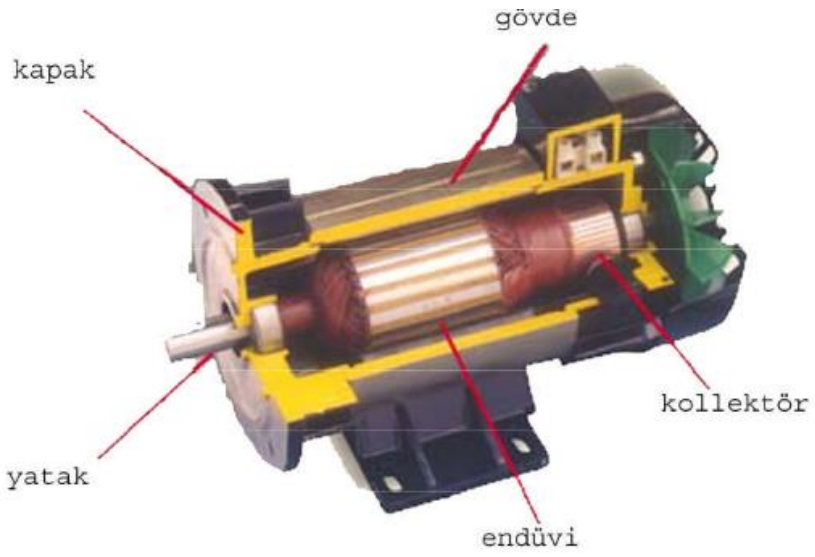
İçinden akım geçirilen bir iletken manyetik alan içeren bir ortama konulursa bu ortamın dışına doğru bir itki meydana gelir ve Şekil 6.13'teki gibi gösterilir.



Şekil 6.13 Manyetik Ortama Sokulan İletkenin Durumu

Doğru akım motor parçaları ile şematik gösterimi Şekil 6.14'deki gibidir.

- Rotor (Hareketli kısım)
- Stator (Sabit kısım)
- Fırça ve fırça yatağı
- Yatak, kapak ve diğer parçalar



Şekil 6.14 DC Motor Yapısı

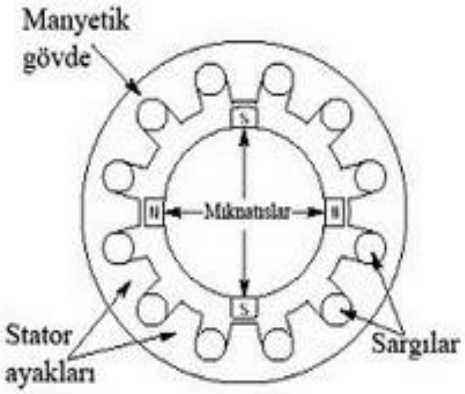
6.1.3.1.1. Fırçalı DC Motorlar

Fırçalı motorlar seri, paralel (şönt) ve bileşik olmak üzere 3 bölüme ayrılır. Bu motorların çalışması üreteçlerin çalışmasıyla benzer özellik göstermektedir. Motorun dönen kısmı ve sargılardaki uçlar, dönen kısma seri bağlanıp çıkışı belirler. Yol verme yöntemi kullanılan dirençlerin uçları ise şebekeye bağlanır.

6.1.3.1.2. Fırçasız DC Motorlar

Fırçasız motorlar teknolojinin gelişmesiyle çeşitli alanlarda kullanılmaya başlamıştır. Fırçasız motorlar çok iyi kazançla çalışırlar. Fakat bu motorların belirli kazanım ve handikapları bulunur. Bu olumlu özellikler; diğer motorlara göre daha az gürültüyle çalışması, onarıma nadiren ihtiyaç duymaları, kullanımlarının uzun süreli olması, daha fazla dönme momentlerine sahip olması, hızlı çalışması şeklinde

sıralanabilir. Fırçasız motorların olumlu özellikleri olduğu kadar handikapları da mevcuttur. Fırçasız motorların diğer motorlara oranla pahalı olması, çabuk ısınması dezavantajları arasındadır. Fırçasız motorlar ikiye ayrılmaktadırlar. Bunlar; içten dönmeli motorlar (inrunner motorlar), dıştan dönmeli motorlardır (outrunner motorlardır).



Şekil 6.15 Fırçasız DC Motor İç Yapısı

Bu motorların çalışması itme-çekmeye bağlı olarak gerçekleşir. Motorların sabit kısmında zıt kutuplu mıknatıslar bulunur. Böylece hareketli kısımda dönme meydana gelir. Rotor ve stator sargılarının aynı hizaya gelmemesi için rotor üzerinde birden fazla sarım oluşur. Rotordaki sarımlar kollektörde bulunur ve kollektörde bulunan gerilim kömür fırçasıyla iletilir. Statordaki sargıya belirli bir gerilim uygulandığında motor sürekli dönemeye başlar. Bu durum Şekil 6.15'de gösterildiği gibidir.

6.1.3.1.2.1. İçten Dönmeli Motorlar (Inrunner Motorlar)

İçten dönmeli motorlar genel hatlarıyla DC motora benzer. Fakat inrunner motorlarda hareketli kısım motorun tam orta noktasında bulunur. Mıknatıslar ise hareketli kısım üzerinde yer almaktadır. Bobin sargıları sabit bir şekilde hareketli kısmı çevreler. Motor çalışması dış kabuğun sabit kalması, motorun iç kısmının ise dönmesiyle gerçekleşir. İnrunner motorlarda alçak gerilim varken yüksek akımdan söz edilir. Şekil 6.16'da içten dönmeli motor gösterilmiştir.



Şekil 6.16 İçten Dönmeli Fırçasız Motor

6.1.3.1.2.2. Dıştan Dönmeli Motorlar (Outrunner Motorlar)

Dıştan dönmeli fırçasız motorların rotor kısmı dışta sabit, stator ise içte sabittir. Dıştan dönmeli motorlar içten dönmeli motorlarla zıt özelliklere sahiptir. Hava araçlarında outrunner motorlar kullanılmaktadır. Çünkü hızları düşük olduğu için her bir gerilime düşen tork daha fazladır.

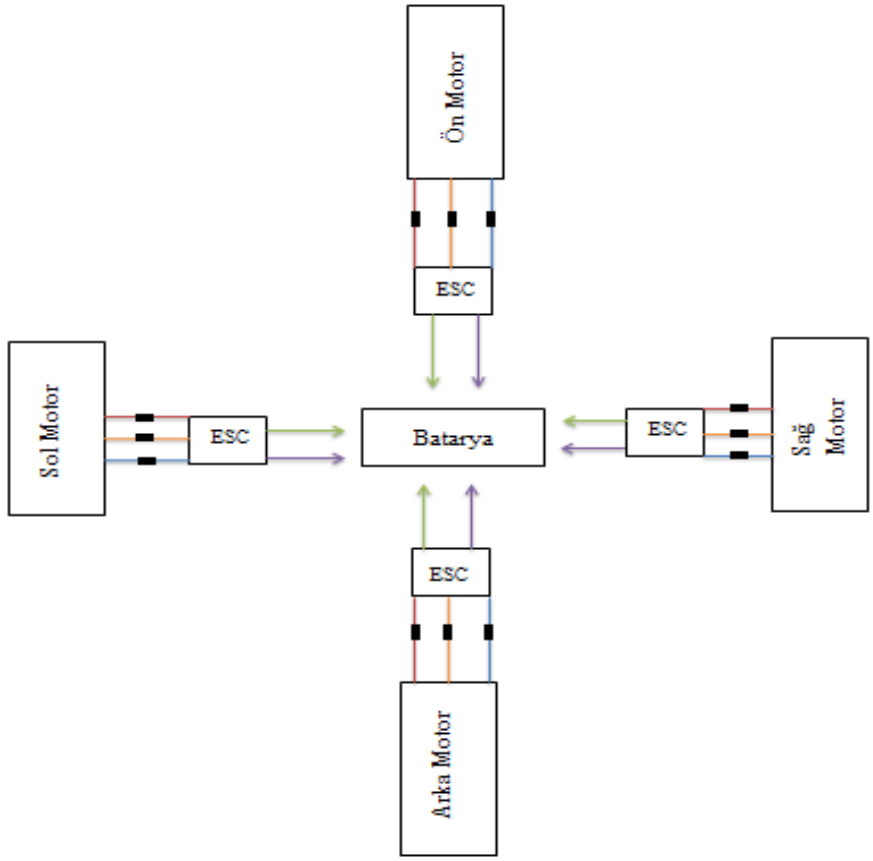
Dıştan dönmeli motorlar ESC'lerle kontrol edilirler. Dıştan dönmeli motorların üç girişi bulunmaktadır. Bu üç girişe, ESC'nin üç girişi bağlandıktan sonra istenilen hız ESC aracılığıyla motoru döndürür. Bu projede Şekil 6.17'de gösterilen I-Power İBM2212Q 850KV motor kullanılmıştır.



Şekil 6.17 I-Power İBM2212Q 850KV Model Dıştan Dönmeli Fırçasız Motor

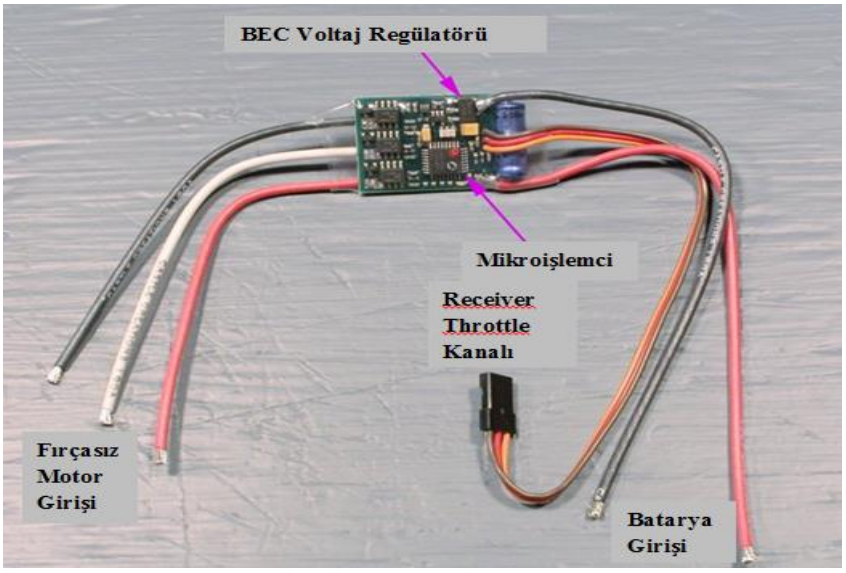
6.1.4. ESC (Elektronik Hız Kontrolcüsü)

ESC aracın hızını arttırmayı sağlayan kontrolcüye denir ve iç yapısı Şekil 6.19'da gösterildiği gibidir. ESC'ler motorların özelliklerine göre değişiklik gösterirler. ESC'ler lityum polimer pilden enerjiyi alırlar. Alınan bu enerji gaza sinyal vererek motoru döndürmeye başlar. ESC'lerde ters bağlantı olursa arıza oluştururlar.



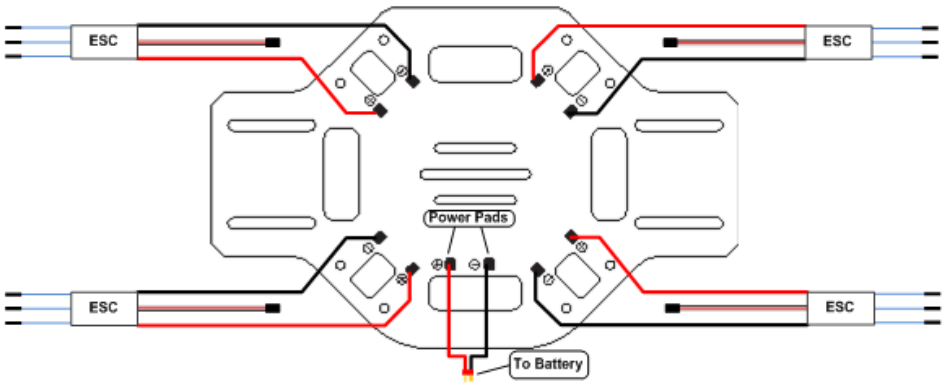
Şekil 6.18 ESC-Motor-Pil Bağlantıları

ESC'lerde üç kablo bulunmaktadır. Pilden gelen doğru akım ESC'de alternatif akıma dönüşerek motoru döndürmeye başlar. Motorun gücü yüksek olup ESC'nin gücü düşük olursa ESC yanar. Bu bağlantılar Şekil 6.18'de gösterildiği gibidir. Motorun gücü düşük olup ESC'nin gücü yüksek olursa bu sefer lityum polimer pile iletilmesi gereken akım gitmeyecek ve pilde şişme olacaktır. Bu şişmenin olmaması için pilde bulunan c sayısının yüksek bir değerde olması gerekir.



Şekil 6.19 ESC'nin İç Yapısı

ESC'lerin iç yapısı Şekil 6.19, şase bağlantısı Şekil 6.20'de gösterildiği gibidir.



Şekil 6.20 ESC'nin Şaseye Bağlantısı

ESC'lerin üzerinde gerilim değerleri bulunmaktadır. Bu değerler 5.8V ile 16.8V arasında değişebilirler. Ayrıca bunlar sadece hücre sayıları belirtilerek de gösterilebilirler. ESC'ler üzerinde değişik akım değerleri belirtilmiştir. Bu değerler ESC'nin maksimum akım değeridir. ESC'lerde akım değeri yüzde 10 olmalıdır. Bu projede Şekil 6.21'de gösterilen Hobbywing Platinium 30A ESC kullanılmıştır.



Şekil 6.21 Hobbywing Platinium 30A Model ESC

6.1.5. Pervaneler

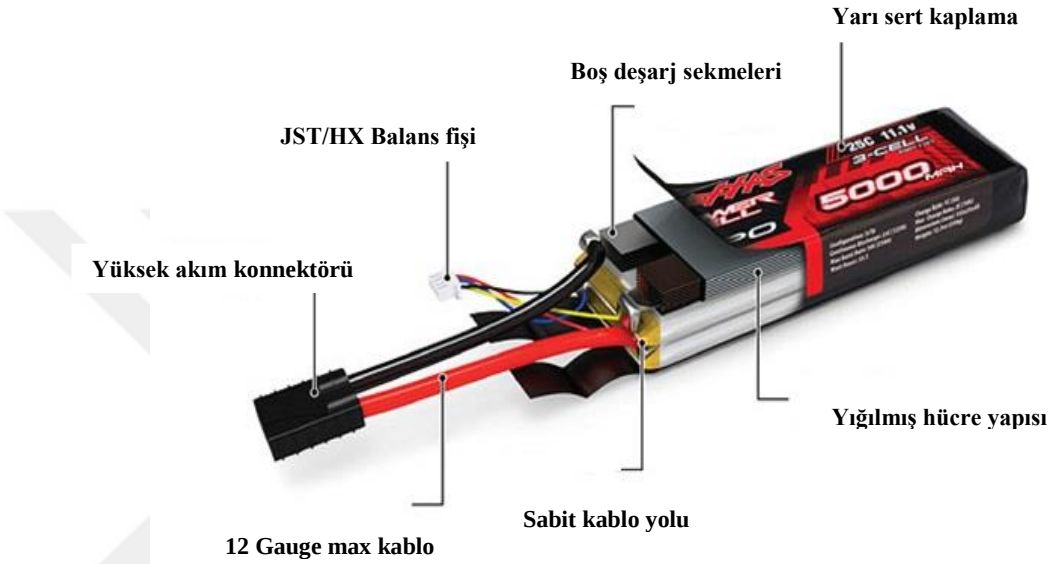
Farklı boyutlarda ve özelliklerde pervaneler mevcuttur. Ahşap, fiberglas, plastik, karbon fiber gibi birçok çeşidi mevcuttur. Pervaneler arasında en iyi performansı ahşap, fiberglas ve karbon fiber pervaneler gösterir. Bu projede kullanılan pervane Şekil 6.22'de gösterilen 10x4.5'lik pervanedir. Burada 10 pervanenin çapı, 4.5 ise katsayısıdır. Bu katsayı pervanenin tam tur dönerek ileriye doğru kat ettiği mesafedir. En dayanıklı pervaneler fiberglas pervanelerdir. Fakat randımanı en iyi olan karbon fiber pervanelerdir.



Şekil 6.22 Karbon Fiber 10x4.5'lik Model Pervane

6.1.6. Lityum Polimer Pil (Lipo)

Lityum doğada yoğunluğu en hafif alkali metaldir. Lipo pillerde lityum alkali metalinden üretilirler. Lipo piller ufak boyutlara sahiptirler. Ufak boyutlarda olmalarına rağmen yüksek enerji depolarlar.



Şekil 6.23 Lityum Polimer Pilin İç Yapısı

Lipo pillerde hücreler bulunmaktadır. Hücreler de seri ve paralel bağlantılar mevcuttur. Her hücre 3,7 V'tur. Hücrenin seri olarak bağlandığı S, paralel olarak bağlandığı ise P ile gösterilerek belirlenir. 4S hücre değeri o hücrenin paralel olduğunu söylemektedir. Bu değer her hücre başına düşen 3,7 V gerilimle çarpılırsa tüm pildeki gerilim değeri ölçülmüş olur. Pillerde 4S2P olarak yapılan gösterim dört tane pilin 2 tanesinin seri olarak bağlandığını ifade eder. Bu da gerilimin sabit kaldığını mA (miliamper) değerinin ise 2 katına çıktığını gösterir.Lityum polimer piller Şekil 6.23'de gösterildiği gibi katmanlardan oluşur.

Boş bir pil 3V dolu bir pil 4,2V olmalıdır. Lipo pillerde bataryadaki elektrik yükünün ne kadar hızda boşalacağını gösteren bir C değeri bulunmaktadır. Yani C değeri ne kadar artarsa bataryanın elektrik yükünü boşaltabilme kapasitesi de o kadar artar. Lipo pillerde iki tane C değeri bulunmaktadır. Bunlardan ilki pilin sürekli verdiği

akım değeridir. İkinci C değeri ise pilin anlık verdiği akım değeridir. Bu projede Şekil 6.24'de gösterildiği gibi Gens ACE 5300 mAh 4S1P 30C/60C model lipo pil kullanılmıştır.



Şekil 6.24 Gens ACE 5300 mAh 4S1P 30C/60C Model Lipo Pil

Lipo pildeki kullanım süresi hesaplanırken aşağıdaki formül göz önüne alınır:

Zaman (saat)= pilin mAh değeri (amper biriminden) / motorun çektiği güç dür.

Pilin gücünün amper olması gerekir. Bunun için pilin değerinin 1000'e bölünmesi gerekir. Daha sonra formülden çıkan sonucun 60 sayısı ile çarpılıp dakika olarak bulunması gerekir. Tahmini uçuş saati dakika olacağından formülden çıkan sonucun 60 ile çarpılması gerekmektedir. Çıkan tahmini uçuş süresini geçilmemesi gerekmektedir. Bu süre geçilirse pile zarar verilmiş olunur. Güvenli bir uçuş için Lipo pillerin yüzde 80 kapasiteden daha düşük kullanılmaması gerekmektedir. Yani formülden çıkan dakikanın 0,8 ile çarpılması ve çıkan uçuş süresinin aşılmaması gerekmektedir.

Lipo pilin avantajları;

- Lipo piller fazla akım üretirler.
- Diğer pillere göre daha hafiftirler.
- Kullanım süreleri fazladır.
- İstenilen şekil ve boyutlarda üretilebilirler.

Lipo pilin dezavantajları;

- Kullanılmaları ve şarj edilmeleri özel dikkat gerektirir.
- Özel şarj cihazı gerektirirler.

- Çok fazla deşarj olduklarında pilde şişme yapabilirler.

6.1.7. Kumanda ve Alıcı

Quadrocopter gibi uzaktan kumanda ile kontrol edilen sistemler için kullanılır. Kumandaların kanal sayılarına göre çeşitleri vardır. Bunlar:

6.1.7.1. İki Kanallı Kumandalar;

- ✓ 1. kanal aracın yükselip alçalmasını sağlar.
- ✓ 2. kanal aracın kuyruk bölgesindeki hızı ayarlayarak sağa ve sola gitme hareketlerini yapar.

6.1.7.2. Üç Kanallı Kumandalar;

- ✓ 1. kanal aracın yükselip alçalmasını sağlar.
- ✓ 2. kanal aracın kuyruk bölgesindeki hızı ayarlayarak sağa ve sola gitme hareketlerini yapar.
- ✓ 3. kanal kuyruk bölgesinin hızının belirler aracın ileri ve geri hareketini sağlar.

6.1.7.3. Dört Kanallı Kumandalar;

- ✓ 1. kanal aracın yükselip alçalmasını sağlar.
- ✓ 2. kanal aracın kuyruk bölgesindeki hızı ayarlayarak sağa ve sola gitme hareketlerini yapar.
- ✓ 3. kanal kuyruk bölgesinin hızını belirler aracın ileri ve geri hareketini sağlar.
- ✓ 4. kanal sağa ve sola dönmeyi sağlar.

6.1.7.4. Beş Kanallı Kumandalar;

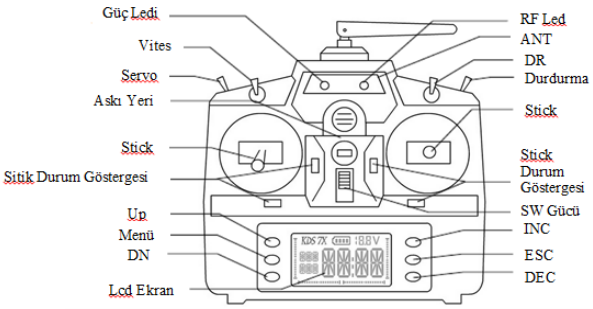
- ✓ 1. kanal aracın yükselip alçalmasını sağlar.
- ✓ 2. kanal aracın kuyruk bölgesindeki hızı ayarlayarak sağa ve sola gitme hareketlerini yapar.
- ✓ 3. kanal kuyruk bölgesinin hızının belirler aracın ileri ve geri hareketini sağlar.
- ✓ 4. kanal sağa ve sola dönmeyi sağlar.
- ✓ 5. kanal ana rotora bağlı pal (pervane kolları) açısını kontrol etmeyi sağlar.

6.1.7.5. Altı Kanallı Kumandalar;

- ✓ 1. kanal aracın yükselip alçalmasını sağlar.
- ✓ 2. kanal aracın kuyruk bölgesindeki hızı ayarlayarak sağa ve sola gitme hareketlerini yapar.
- ✓ 3. kanal kuyruk bölgesinin hızının belirler aracın ileri ve geri hareketini sağlar.
- ✓ 4. kanal sağa ve sola dönmeyi sağlar.
- ✓ 5. kanal ana rotora bağlı pal (pervane kolları) açısını kontrol etmeyi sağlar.
- ✓ 6. Kanal cayro kazanç ayarlarının kontrol edilmesini sağlar.

6.1.7.6. Yedi ve Daha Üstü Kanallı Kumandalar;

- ✓ 1. kanal aracın yükselip alçalmasını sağlar.
- ✓ 2. kanal aracın kuyruk bölgesindeki hızı ayarlayarak sağa-sola gitme hareketlerini yapar.
- ✓ 3. kanal kuyruk bölgesinin hızının belirler aracın ileri-geri hareketini sağlar.
- ✓ 4. kanal sağa-sola dönmeyi sağlar.
- ✓ 5. kanal ana rotora bağlı pal (pervane kolları) açısını kontrol etmeyi sağlar.
- ✓ 6. kanal cayro kazanç ayarlarının kontrol edilmesini sağlar.
- ✓ 7. kanal aracın yakıt kontrolünün sağlanması için kullanılabilir.
- ✓ 8. kanal araca ekstra konulmak istenilen ışıklandırma sistemi v.b. için kullanılabilir.
- ✓ 9. kanal çeşitli ekipmanlar ya da iniş sistemleri için kullanılabilir. 7 kanallı kumanda tuş işlevleri Şekil 6.25'te gösterilmiştir.



Şekil 6.25 Kumanda İşlevi

6.1.7.7. Kumandada Modlar

Kumandalar kullanıcı tercihlerine göre çeşitli modlarda kullanılabilmektedir. Bu modlar Şekil 6.26, Şekil 6.27, Şekil 6.28 ve Şekil 6.29'da gösterilmiştir.

6.1.7.7.1. Mod 1



Sol Çubuk

→ **İleri-Geri:** Elevator
→ **Sağ-Sol:** Rudder

Sağ Çubuk

→ **İleri-Geri:** Throttle
→ **Sağ-Sol:** Aileron

Şekil 6.26 Mod 1 Kumanda

6.1.7.7.2. Mod 2



Sol Çubuk

→ **İleri-Geri:** Throttle
→ **Sağ-Sol:** Rudder

Sağ Çubuk

→ **İleri-Geri:** Elevator
→ **Sağ-Sol:** Aileron

Şekil 6.27 Mod 2 Kumanda

6.1.7.7.3. Mod 3



Sol Çubuk

→ **İleri-Geri:** Elevator
→ **Sağ-Sol:** Aileron

Sağ Çubuk

→ **İleri-Geri:** Throttle
→ **Sağ-Sol:** Rudder

Şekil 6.28 Mod 3 Kumanda

6.1.7.7.4. Mod 4



Sol Çubuk

→ **İleri-Geri:** Throttle
→ **Sağ-Sol:** Aileron

Sağ Çubuk

→ **İleri-Geri:** Throttle
→ **Sağ-Sol:** Rudder

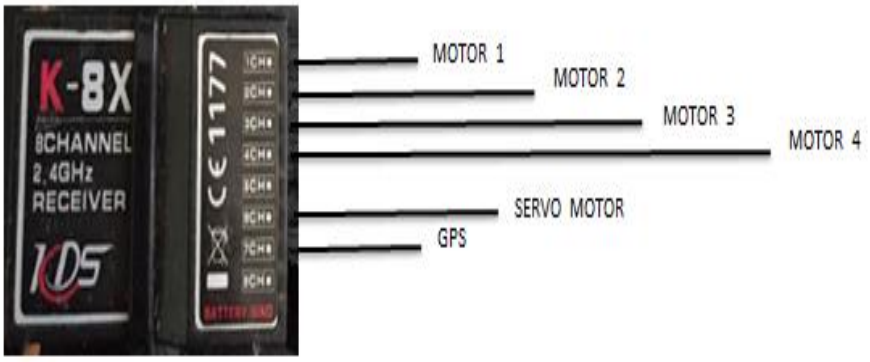
Şekil 6.29 Mod 4 Kumanda

Bu proje Şekil 6.30'da gösterilen KDS 7x II model kumanda kullanılmıştır.



Şekil 6.30 KDS 7x II Model Kumanda ve Alıcısı

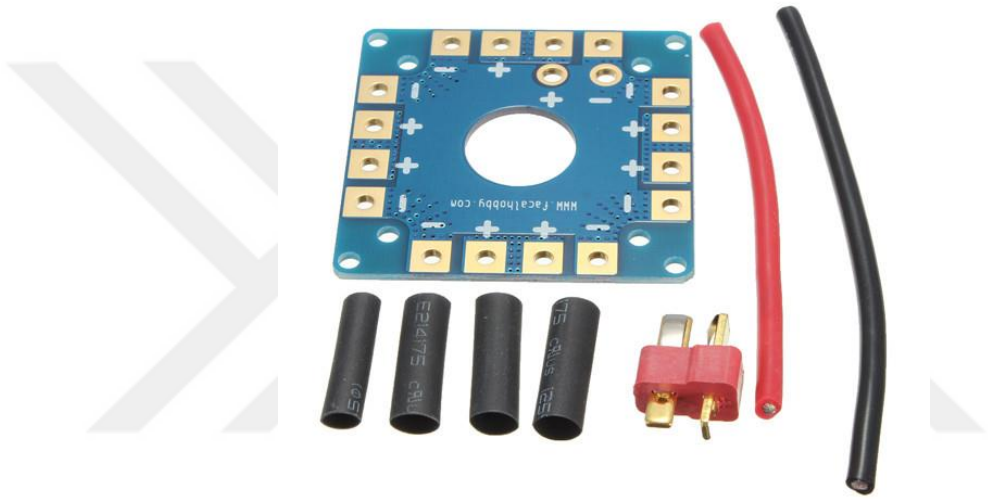
KDS 7x II'de haberleşme 2.4 Ghz (2.4 Gigahertz) frekansıyla gerçekleşir. LED ekrana sahiptir. Kumanda aracın uçuş ayarlarını kaydettikten sonra başka araca geçiş yapıldığında yeni ayarlamalar yapılıp uçuş yapmak yerine kayıtlı ayarları kullanarak uçuş yapma özelliklerine sahiptir. Coysitiklerin beş kademe için özellikleri mevcuttur. Böylece hem gazın hem de pitch ekseninin doğrusal veya doğrusal olmayan şekilde artması veya azalması sağlanabilmektedir. KDS 7x II kumandanın gaz sabitlemesi bulunmaktadır. Pil azaldığında uyarı verme özelliği vardır. Uçuş süresi için zaman sayıcı eklenebilir. Böylece süre dolduğunda kumanda uyarı verir. Kumanda alıcısının kanal bağlantıları Şekil 6.31'de gösterilmiştir.



Şekil 6.31 KDS Alıcı Girişleri

6.2. Yardımcı Parçalar

- **Güç Dağıtım Kartı:** Quadrocopter tasarım aşamasında ağırlık bakımında hafif olmalıdır. Bunun için motorların ve diğer sistemlerin ortak pili aktif hale getirmesi gerekir. Ortak pilin kullanımını güç dağıtım kartı sağlamaktadır. Bu projede multistar güç dağıtım kartı kullanılmıştır. Bu projede kullanılan güç dağıtım kartı Şekil 6.32'deki gibidir.

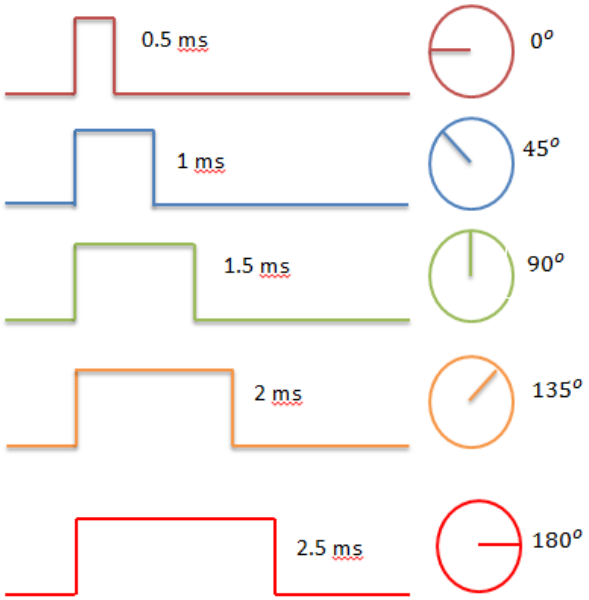


Şekil 6.32 Multistar Güç Dağıtım Kartı

- **DC Servo Motor:** Servo motorlarda duyarlılık söz konusudur ve motorun dönüşüne göre darbe üretme yöntemine göre çalışırlar. DC servo motorlar 0-180 derecelik açıları kontrol ederler. Açıları -90 derece ve +90 derece arasında değişmektedir. Motorun dönme ölçüsünü sinyal genişlik modülasyon bölümü denetlemektedir ve kare dalga oluşturmaktadır. Kare dalga yükseldiğinde motor çalışır kare dalga alçaldığında yani sıfır olduğunda motor çalışmaz. Servo motor çalışma mantığı Şekil 6.33'deki gibidir.

  DC servo motorlarda manyetik alan oluşur. Böylece değişkenlik gösteren motor gerilim kazanmış olur. Bu geriliminler manyetik alanların birbirlerini iterek motorun dönüşünü başlatır.

Servo motor 0 konumundayken motor çalışmaz. 1-2 ms arasında servo motorların adım sayıları belirlenir. Açısal hareketin gerçekleşmesi için 20 ms'lik adımlar üretilmelidir, aksi takdirde motor çalışmayacaktır.



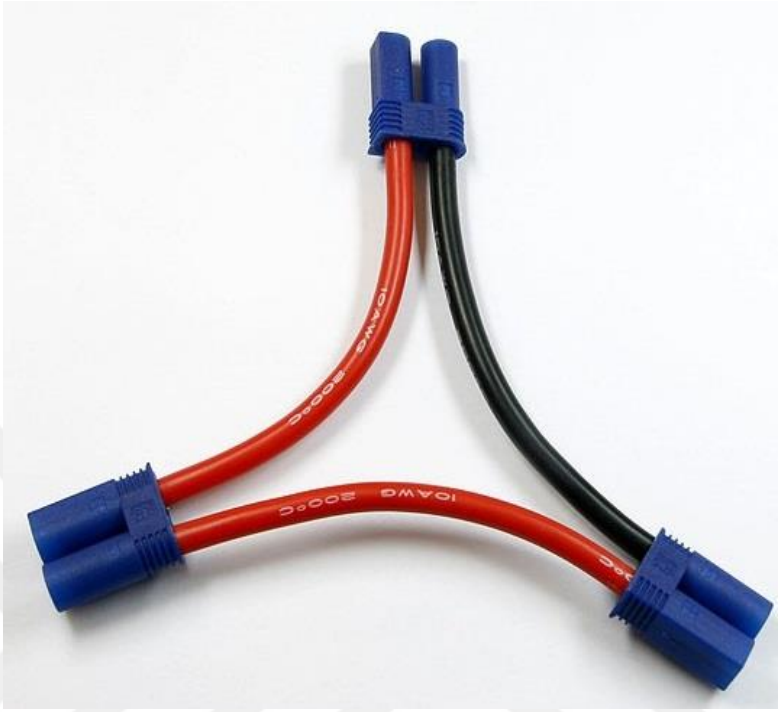
Şekil 6.33 Servo Motor Çalışma Mantığı

Bu projede Şekil 6.34'de gösterilen USI Alturn 780 mg model servo motor ve MKS servo kablosu kullanılmıştır.



Şekil 6.34 USI Alturn 780 mg Model Servo Motor

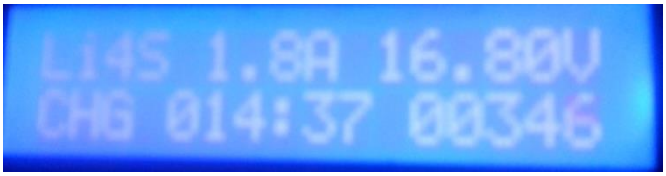
- **Pil Kabloları;** Bu projede Şekil 6.35'de gösterilen 10 AWG 'lik kablo kullanılmıştır.



Şekil 6.35 10 AWG'lik Kablo

- **Lipo-Pil Şarj Aleti;** Çoğu Lipo-pilde balans soketi mevcuttur. Şarj aleti sayesinde her hücre şarj ve deşarj edilebilir. Bu durum 4 yolla gerçekleşir. Lipolar uygun sokete takıldığında şarj edilir. Bu yöntemle şarj aletinin her hücreyi şarj etmesi şeklinde belirtilebilir. Kabloların çapı küçük olduğunda bu yöntem küçük Lipo pillerde uygulanabilir. Lipo piller ana girişten şarj olurlar. Aynı zamanda balanslanabilirler. Balans cihazı tüm hücrelerdeki gerilim değerini gösterir. Eğer voltaj fazla ise pilin boşaltılabilme özelliği vardır. Lipo pilin daha sağlıklı şarj olması için bilgisayar destekli şarj önerilmektedir.

  Bu projede Şekil 6.37'de gösterilen Imax B6 şarj aleti kullanılmıştır. Pil ile şarj aleti arasındaki bağlantı yapıldıktan sonra şarj aletinin enter (başla) tuşuna R4 S4 SER yazana kadar uzun basılır. R4 S4 SER yazınca entera (başla) kısa basılır ve şarj başlar. Şarj başlayınca şarj aletindeki ekranı Şekil 6.36'daki gibi olacaktır. Dolum işlemi gerçekleştikten sonra şarj aleti sinyal vererek dolumun gerçekleştiğini haber verir.



Şekil 6.36 Lipo Pil Şarj Ekranı



Şekil 6.37 Imax B6 Şarj Aleti

- **Yangın Söndürücü Toz:** Kuru kimyevi tozlar ateşi boğarak, soğutarak, zincirleme yanma olayını kesintiye uğratarak söndürürler. Şekil 6.38'de kuru kimyevi toz gösterilmiştir.



Şekil 6.38 Kuru Kimyevi Toz

- **Yangın Topu;** 1300 g ağırlığında 14,5 cm çapa sahip dairesel şekilli ve dış yüzeyi straforla kaplı içerisinde mono amonyum fosfat barındıran yangın

söndürücü ekipmandır. Yangın esnasında sıcaklıkla temas ederek ortalama 3 ile 5 s arasında patlayarak 8,3 m^3'lük bir alana müdahale ederek yangını söndürür. Şekil 6.39'da yangın topu gösterilmiştir.



Şekil 6.39 Yangın Topu

- **Diğer Parçalar:** Gövde malzemesinde merkez bölgesinde karbon fiber malzeme, kollar için alüminyum iniş takımı, çelik Apc motor tutacağı ve kompozit vidalar kullanılmıştır. Mekanik sağlamlaştırıcı olarak zarlı cıvata ve alyon vidalar kullanılmıştır. Yangın söndürücü tozu taşıyan plastik kap ve bu kabın şaseyle yapışmasında çift komponentli aktif yapıştırıcı kullanılmıştır.

BÖLÜM 7

QUADROCOPTER DİNAMİĞİ VE MATEMATİKSEL MODELLEME

7.1. Kinematik

Quadrocopter altı serbestlik derecesine sahip olduğu için iki tane başlangıç noktasından söz edilir. Bunlar; Şekil 7.1'deki gibi yeryüzünde eylemsizlik kuzey yönünü göstermektedir. x_E kuzeyi, y_E batıyı, z_E yukarı yönü, o_E orijini ifade etmektedir.

Gövdeye sabit ekseni; bu eksen batı yönünü göstermektedir. x_B aracın ön tarafını, y_B aracın sol tarafını, z_B aracın yukarı bakan tarafını, o_B aracın merkezini ifade etmektedir.

Aracın doğrusal durumu Γ^E (7.1)'de olduğu gibi gösterilir.

$$\Gamma^E = [x\ y\ z]^T \tag{7.1}$$

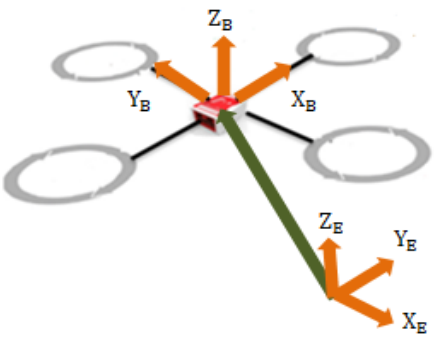
Aracın açısal pozisyonu ise (7.2)'de olduğu gibidir.

$$\Theta^E = [\phi\ \theta\ \psi]^T \tag{7.2}$$

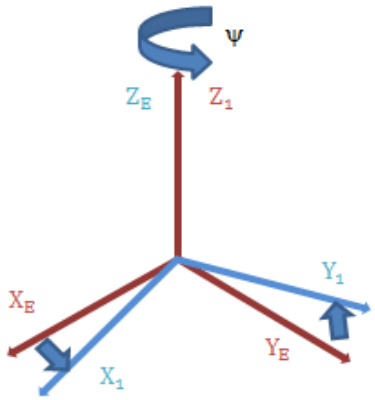
R_θ dönüşüm matrisidir. Gövde sabit eksenine göre tanımlama yapılır. Dönüşüm matrislerinin çarpımıyla elde edilir.

Aracın soluna bakan bölgesi Şekil 7.2'deki gibidir.

Aracın ön bölgesi Şekil 7.3'deki gibidir.

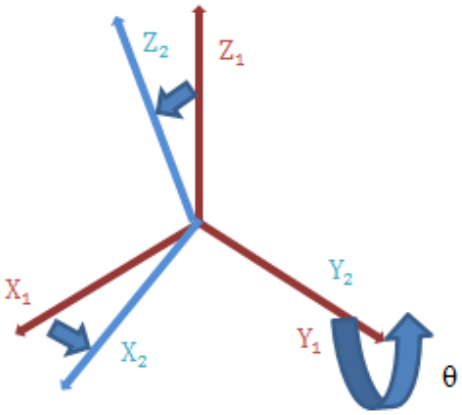


Şekil 7.1 Koordinat Eksenleri Arasındaki İlişki



$$R(\psi,z) = \begin{bmatrix} c\psi & -s\psi & 0 \\ s\psi & c\psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

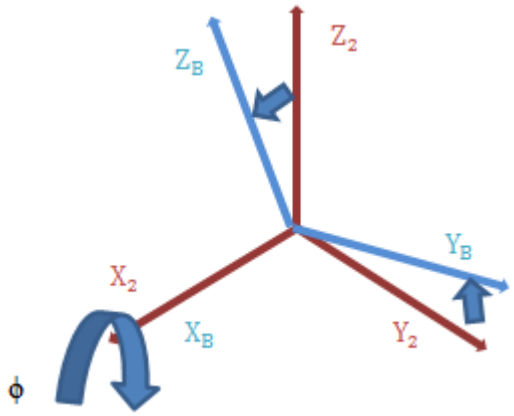
Şekil 7.2 z_B Yönelme ψ Açısıyla Dönme Durumu



$$R(\theta,y) = \begin{bmatrix} c\theta & 0 & s\theta \\ 0 & 1 & 0 \\ -s\theta & 0 & c\theta \end{bmatrix}$$

Şekil 7.3 y_B Yunuslama θ Açısıyla Dönme Durumu

Aracın batı yönü bölgesi Şekil 7.4'deki gibidir.



$$R(\phi,x) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & c\phi & -s\phi \\ 0 & s\phi & c\phi \end{bmatrix}$$

Şekil 7.4 x_B Yuvarlanma ϕ Açısıyla Dönme Durumu

Buradan;

$$R_\Theta = R(\psi,z)\, R(\theta,y)\, R(\phi,x) \tag{7.3}$$

$$R_\Theta = \begin{bmatrix} c\psi & -s\psi c\phi + c\psi\theta s\phi & s\psi s\phi + c\psi s\theta c\phi \\ s\psi c\theta & c\psi c\phi + s\psi s\theta s\phi & -c\psi s\phi + s\psi s\theta c\phi \\ -s\theta & c\theta s\phi & c\theta c\phi \end{bmatrix} \tag{7.4}$$

denklemi elde edilir.

7.2. Dinamik

Aracın dönüşüm matrisinden sonra matematiksel ifadeye geçilir. Bu ifade (7.5)'te görüldüğü gibidir.

$$\begin{bmatrix} F \\ \tau \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} mI_{3x3} & 0 \\ 0 & I \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \ddot{x} \\ \ddot{\omega} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \omega & x & m\dot{x} \\ \omega & x & I\omega \end{bmatrix} \tag{7.5}$$

Başka bir deyişle;

$$\begin{bmatrix} F^B \\ \tau^B \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} mI_{3x3} & 0_{3x3} \\ 0_{3x3} & I \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{V}^B \\ \dot{\omega}^B \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \omega^B & x & mV^B \\ \omega^B & x & I\omega^B \end{bmatrix} \tag{7.6}$$

olarak gösterilir.

Burada;

F = Ağırlık merkezindeki toplam kuvvettir.

τ = Ağırlık merkezindeki toplam torktur.

m = Aracın kütlesidir.

I_{3x3} = 3x3'lük matristir.

x = Ağırlık merkezinin konumudur.

I = Ağırlık merkezinin eylemsizlik momentidir.

ω = Aracın açısal hızıdır.

Denklemde bulunan ω x mẋ merkezkaç kuvvetinin belirtmek amacıyla kullanılmıştır.

F = m.a denkleminden;

$$m\dot{V}^B = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -mg \end{bmatrix} + R \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \sum F_i \end{bmatrix} \quad (7.7)$$

Aracın motorlarında üretilen kuvvet $F_i = b\Omega_i^2$'dir. Burada Ω_i motorun açısal hızını b ise itme sabitini ifade etmektedir.

$$m\dot{V}^B = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -mg \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} c\psi c\phi & -s\psi c\phi+c\psi\theta s\phi & s\psi s\phi+c\psi s\theta c\phi \\ s\psi c\theta & c\psi c\phi+s\psi s\theta s\phi & -c\psi s\phi+s\psi s\theta c\phi \\ -s\theta & c\theta s\phi & c\theta c\phi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \sum F_i \end{bmatrix} \quad (7.8)$$

$$m\,\ddot{x}_b = (\sin\psi\sin\theta + \cos\psi\sin\theta\cos\phi)\, b\, (\Omega_1^2 + \Omega_2^2 + \Omega_3^2 + \Omega_4^2) \quad (7.9)$$

$$m\,\ddot{y}_b = (-\cos\psi\sin\phi + \sin\psi\sin\theta\cos\phi)\, b\, (\Omega_1^2 + \Omega_2^2 + \Omega_3^2 + \Omega_4^2) \quad (7.10)$$

$$m\,\ddot{z}_b = -mg + (\cos\theta\cos\phi)\, b\, (\Omega_1^2 + \Omega_2^2 + \Omega_3^2 + \Omega_4^2) \quad (7.11)$$

Denklem (7.9), (7.10) ve (7.11) aracın ötelenme dinamiğidir. Moment ;

$$M = \frac{d}{dt}(I\,,\,\Omega) \quad (7.12)$$

Bu denklemdeki "I" eylemsizlik matrisidir.

$$I = \begin{bmatrix} I_x & 0 & 0 \\ 0 & I_y & 0 \\ 0 & 0 & I_z \end{bmatrix} \quad (7.13)$$

$$[\tau^B] = [I][\dot{\omega}^B] + [\omega^B \times I\omega^B] \quad (7.14)$$

$$\omega^B = \begin{bmatrix} \omega_x^B \\ \omega_y^B \\ \omega_z^B \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \quad (7.15)$$

$$I\,\omega^{B} = \begin{bmatrix} I_x & 0 & 0 \\ 0 & I_y & 0 \\ 0 & 0 & I_z \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} I_x p \\ I_y q \\ I_z r \end{bmatrix} \quad (7.16)$$

$$\tau^{x} = I_z\, r.q - I_y q.r = (I_z - I_y) \quad (7.17)$$

$$\tau^{y} = -(I_z r.p - I_y p.r) = (I_x - I_z) r.p \quad (7.18)$$

$$\tau^{z} = I_y q.p - I_x p.q = (I_y - I_x) p.q \quad (7.19)$$

$$\tau_x^B = I_y \dot{p} + (I_z - I_y) q.r \quad (7.20)$$

$$\tau_y^B = I_y \dot{q} + (I_x - I_z) r.p \quad (7.21)$$

$$\tau_z^B = I_z \dot{r} + (I_y - I_x) p.q \quad (7.22)$$

$$\begin{bmatrix} \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \ddot{\phi} \\ \ddot{\theta} \\ \ddot{\psi} \end{bmatrix} \quad (7.23)$$

$$\ddot{\phi} = \frac{\tau_x^B + (I_x - I_z).qr}{I_x} \quad (7.24)$$

$$\ddot{\theta} = \frac{\tau_y^B + (I_z - I_x).rp}{I_y} \quad (7.25)$$

$$\ddot{\psi} = \frac{\tau_z^B + (I_x - I_y).pq}{I_z} \quad (7.26)$$

Yuvarlanma, yunuslama ve yönelme açıları aracın gövdesinde açısal dengenin korunmasına etki yapar. Bunlar;

$$\dot{\theta}\,\dot{\psi}\,(I_y - I_z) = (I_y - I_z).qr \quad \text{(yuvarlanma)} \quad (7.27)$$

$$\dot{\phi}\,\dot{\psi}\,(I_z - I_x) = (I_z - I_x).rp \quad \text{(yunuslama)} \quad (7.28)$$

$$\dot{\phi}\,\dot{\theta}\,(I_x - I_y) = (I_x - I_y).pq \quad \text{(yönelme)} \quad (7.29)$$

Yuvarlanma açısının oluşturduğu moment = $l\,(-T_2 + T_4)$ (7.30)

Yunuslama açısının oluşturduğu moment = $l\,(T_1 - T_3)$ (7.31)

Denklemlerdeki “l” aracın kol uzunluğudur. Aracın dengede kalması için kullanılacak denklem aşağıdaki gibidir:

$$T_1 + T_3 - T_2 - T_4 \quad (7.32)$$

Pervaneler tarafından momentler oluşur. Bu mometler aşağıdaki gibidir:

$J_r\dot{\theta}\Omega_r = J_rq\Omega_r$ (Yuvarlanma) (7.33)

$J_r\dot{\phi}\Omega_r = J_rp\Omega_r$ (Yunuslama) (7.34)

$J_r\dot{\Omega}_r$ = Zıt tork momentleri ─ Tork etkisi (7.35)

Burada J_r dönen kısmın eylemsizliğini, Ω_r ise dönen kısmın dönme hızını gösterir. Durum denklemlerini aşağıdaki gibi düzenlersek;

$u_1 = u_{yükseklik} = b\,((\Omega_1^2 + \Omega_2^2 + \Omega_3^2 + \Omega_4^2)$ (7.36)

$u_2 = u_{yuvarlanma} = l.\,b\,(\Omega_4^2 - \Omega_2^2)$ (7.37)

$u_3 = u_{yunuslama} = l.\,b\,(\Omega_1^2 - \Omega_2^2)$ (7.38)

$u_4 = u_{yönelme} = d\,(\Omega_1^2 - \Omega_2^2 + \Omega_3^2 - \Omega_4^2)$ (7.39)

b ve d sabit değişkenlerdir. Havanın yoğunluğuna, pervanelerin şekline göre değişiklik göstermektedir.

$\ddot{x} = (\sin\psi\sin\theta + \cos\psi\sin\theta\cos\phi)\,\frac{u_1}{m}$ (7.40)

$\ddot{y} = (-\cos\psi\sin\phi + \sin\psi\sin\theta\cos\phi)\,\frac{u_1}{m}$ (7.41)

$\ddot{z} = -g + (\cos\theta\cos\phi)\,\frac{u_1}{m}$ (7.42)

$\ddot{\phi} = \frac{(I_y - I_z).qr}{I_x} - \frac{J_rq\Omega_r}{I_x} + \frac{u_2}{I_x}$ (7.43)

$\ddot{\theta} = \frac{(I_z - I_x).rp}{I_y} + \frac{J_rp\Omega_r}{I_y} + \frac{u_3}{I_y}$ (7.44)

$\ddot{\psi} = \frac{(I_x - I_y).pq}{I_z} + \frac{u_4}{I_z}$ (7.45)

BÖLÜM 8

MALİYET TABLOSU VE HESAPLAMALAR

Çizelge 8.1 Quadrocopter Maliyet Tablosu ve Malzeme Ağırlıkları

Kullanılacak Malzemeler	Ağırlık	Fiyat
Uçuş Kontrolcüsü : Mc;25g uv;20g gps;21g	76 g	$169
Şase ve Aparatlar	682 g	$17.99
4 Adet Motor	260 g	$75.20
4 Adet ESC	124 g	$56.36
4 Adet Pervane	60 g	$2.92
Lipo-Pil	592 g	$76.49
Alıcı	30 g	$28.99
Servo Motor ve Kablosu	60 g	$14.99
Güç Dağıtım Kartı ve Aparatları	50 g	$2.76
Yangın Söndürücü Toz	250 g	$1.20
Diğer Aparatlar	284 g	$25
Kumanda	-	$95.14
TOPLAM	2460 g	$566

Tasarımı yapılan quadrocopterde kullanılan malzemelerin ağırlıkları ve maliyetleri Çizelge 8.1'de gösterildiği gibidir.

→ Aracın ağırlığı: 2460 g'dır.

→ Aracın uçuş süresinin hesaplanması için aşağıdaki yol izlenebilir;
Pilin değeri: 5300 mAh (mili amper saat) = 5300 x 60 = 318000 mAm(mili amper dakika) = 318 A.m (amper dakika)

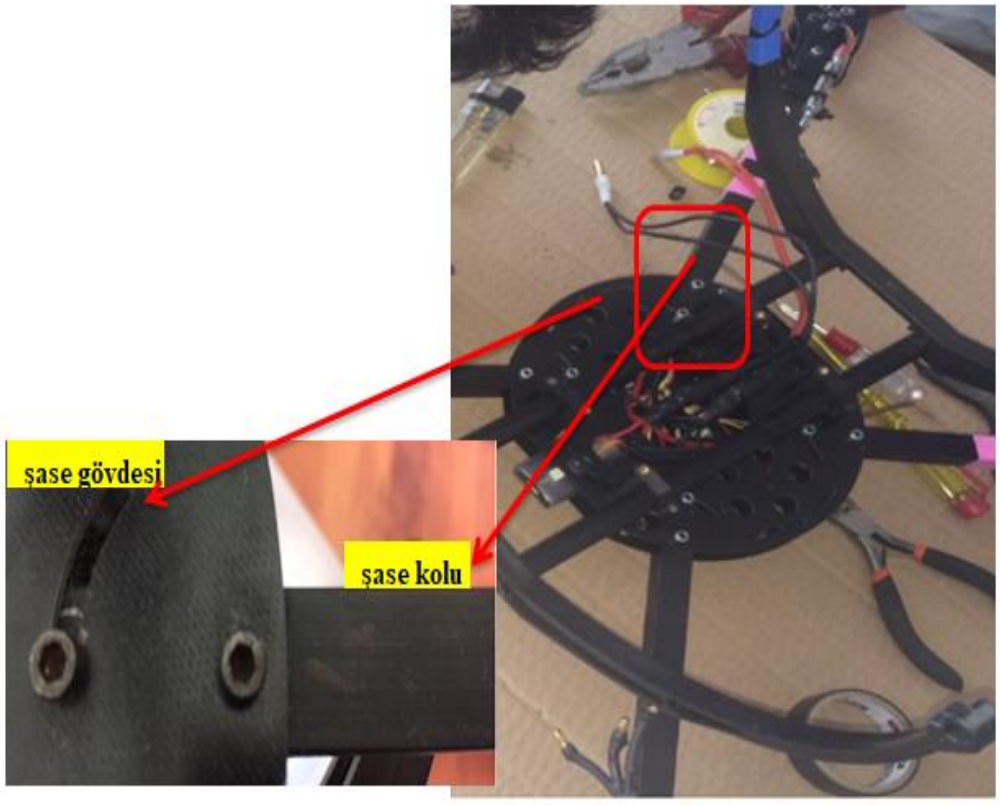
→ Bir motorun çekeceği akım 5 A olduğuna göre;
Uçuş süreci = Pilin değeri / (4 x Amper değeri)
Uçuş süreci = 318 / (4 x 5) = 16 dakikadır. Bu süre 22 dakikaya kadar çıkabilir. Fakat böyle bir durumda pilin ömrü tükenir ve kullanılamaz hale gelir.

BÖLÜM 9

YANGIN SÖNDÜREN QUADROCOPTERİN PROTOTİP İMALATI

9.1. Şase Montajı

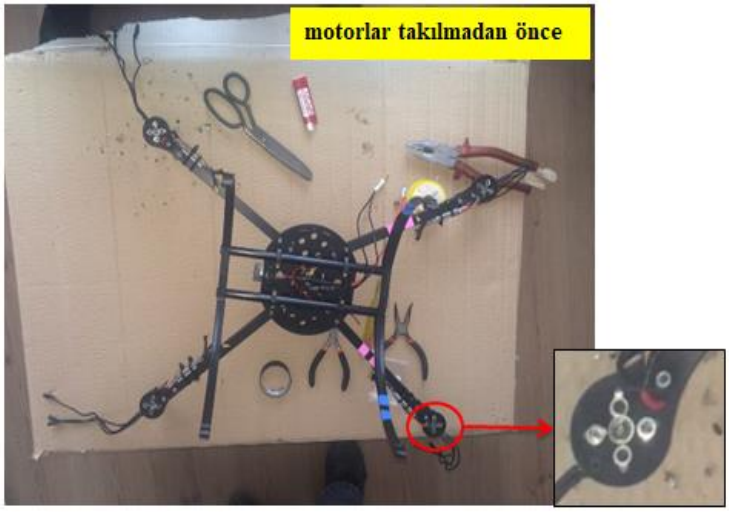
4 adet şase kolu 3mm'lik cıvatalar yardımıyla gövdeye Şekil 9.1'deki gibi sabitlenmiştir ve her iki kol arasında 90 derecelik açı oluşturacak şekilde monte edilmiştir.



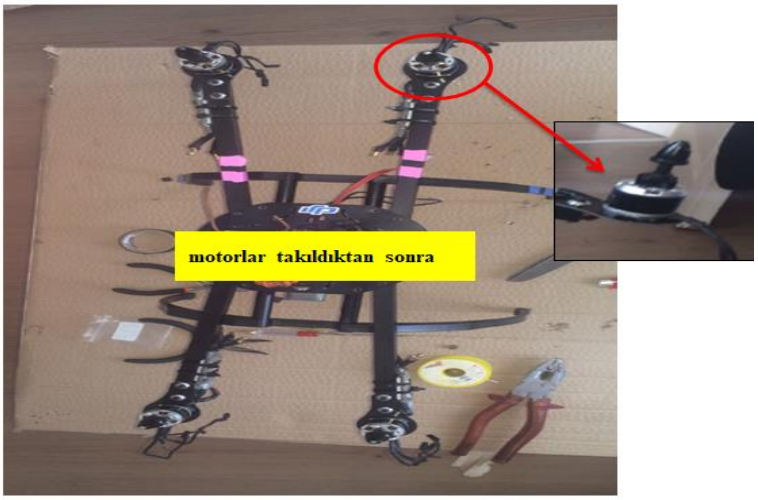
Şekil 9.1 Şase Montajı

9.2. Motor-Şase Montajı

Fiber malzemeden yapılmış şasenin uç noktalarında bulunan cıvata deliklerine motorlar yerleştirilerek cıvatalama işlemi Şekil 9.2 ve Şekil 9.3'deki gibi gerçekleşmiştir. 4 mm'lik cıvataların rüzgarda titreşime maruz kalarak gevşememesi için sıkma işleminin ardından yüksek mukavemet sağlayacak ve gevşemeyi engelleyecek yapıştırıcı (Loctite 243) vida diplerine sürülmüştür.



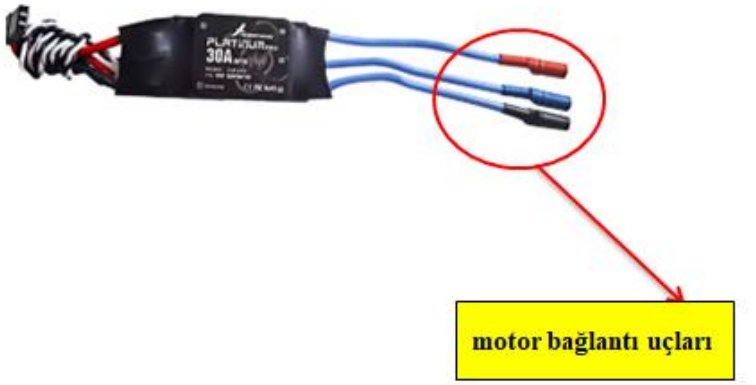
Şekil 9.2 Motor Montajı 1



Şekil 9.3 Motor Montajı 2

9.3. ESC-Motor Bağlantıları

Fırçasız motorlarda Şekil 9.5'te gösterilen 3 adet giriş kablosu bulunmaktadır. Bu 3 kablo ESC'den çıkan ve Şekil 9.4'te gösterilen 3 adet kabloyla bağlanmıştır. Kabloların bağlanış sırası önemli değildir. Bu kabloların bağlanması motorun döndüğü yönle alakalıdır. Örneğin saat yönünde dönen bir motoru saat yönünün tersine çevirmek istersek bu 3 kablodan herhangi iki tanesinin yerlerinin değiştirilmesi yeterli olmaktadır.



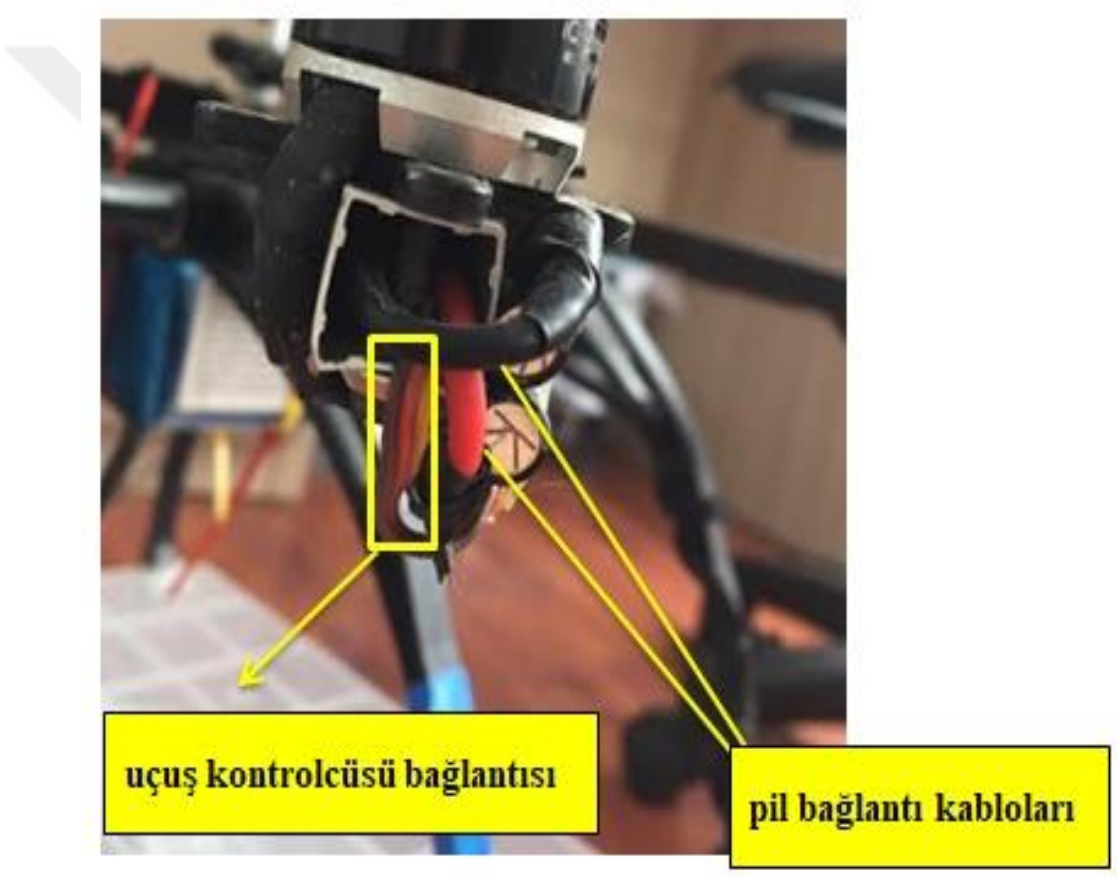
Şekil 9.4 ESC' nin Motor Montaj Uçları



Şekil 9.5 Motorun ESC Montaj Uçları

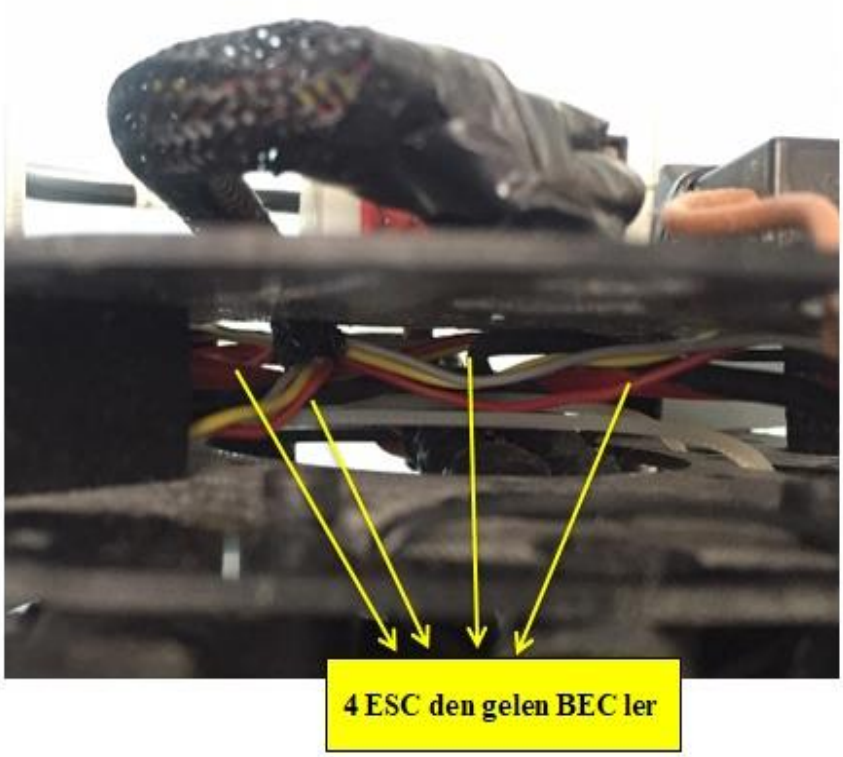
9.4. ESC-Uçuş Kontrolcüsü-Pil Montajı

ESC'nin giriş uçlarında 3'lü soketli kablo ile kırmızı-siyah renklerde kablolar bulunmaktadır. Kırmızı ve siyah renkli kablolar pil bağlantı kablolarıdır. Siyah renk eksi kırmızı renk artı ucu temsil etmektedir. Bağlantı kabloları Şekil 9.6'da gösterilmiştir. Bu kablolar uçuş yapılmıyorsa cihaza takılı olarak bırakılmamalıdır. Her uçuş öncesinde ESC-pil bağlantısı yapılarak uçuşa başlanmalıdır. 3 renkli uç ise uçuş kontrolcüsüne bağlanmıştır. Renklerden biri artı ucu biri eksi ucu 3.uç ise motor hızının ayarlandığı sinyalizasyon ucudur.



Şekil 9.6 ESC-Uçuş Kontrolcüsü-Pil Bağlantısı

4 adet ESC den çıkan 3'lü giriş kablosu uçuş kontrolcüsünün M1-M2-M3-M4 kanallarına bağlanmıştır. ESC'den çıkan 3'lü kablolar Şekil 9.7'de gösterilmiştir. Bu kablolar Şekil 9.8'deki gibi uçuş kontrolcüsünün kanallarına bağlanacaktır. Aracımız 4 motorlu olduğu için 4 kanal bağlantısı yapılmıştır.



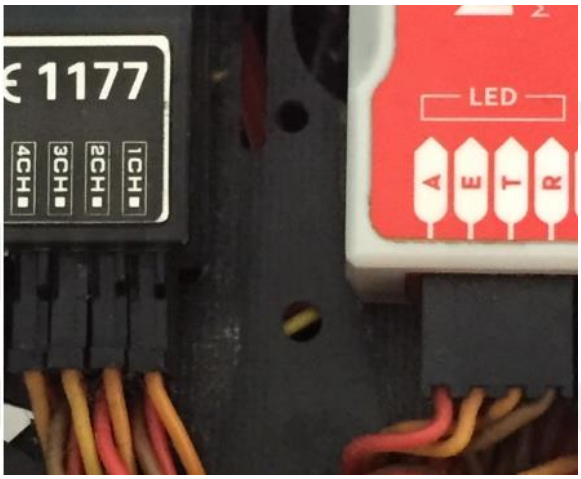
Şekil 9.7 ESC'nin BEC Kabloları



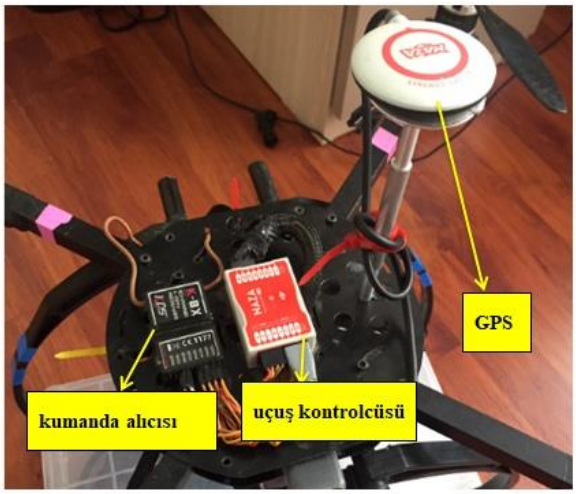
Şekil 9.8 Uçuş Kontrolcüsü ESC Girişleri

9.5. GPS-Kumanda Alıcısı- Uçuş Kontrolcüsü ve VU Bağlantıları

ESC montajları tamamlanan aracın uçuş kontrolcüsü, GPS, GPS tutucu ve kumanda alıcısı Şekil 9.10'da olduğu gibi orta gövdeye yerleştirilmiştir. Uçuş kontrolcüsünün A kanalı aileron E kanalı elevator T kanalı Trohttle R kanalı Rudderı temsil etmektedir. Bu kanalların kumanda alıcısına olan bağlantıları Şekil 9.9'daki gibidir. Bu uçuş hareketlerinin her birinin kumandayla kontrol edilebilmesi için kuman alıcısının ch1-ch2-ch3-ch4 kanallarına çift taraflı soketli kablo ile bağlantısı yapılmıştır.

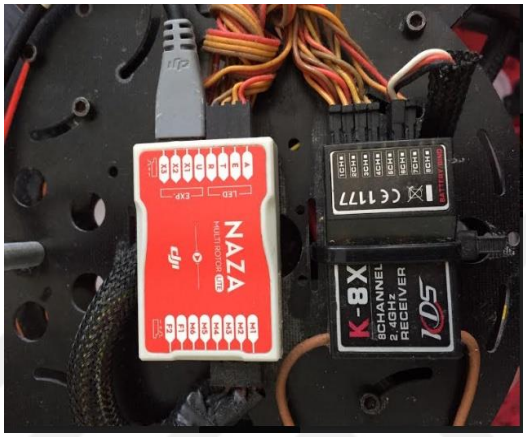


Şekil 9.9 Kumanda Alıcısı ve Uçuş Kontrolcüsü Bağlantısı



Şekil 9.10 Kumanda Alıcı –Uçuş Kontrolcüsü- GPS Bağlantısı

GPS’in soketi kontrolcünün U-X1-X2-X3 kanallarına bağlanmıştır. VU soketinin besleme ucu uçuş kontrolcüsünün X3 kanalına, VU soketinin diğer ucu uçuş kontrolcüsünün aileron-elevator-trohttle-rudder kanallarına bağlanmıştır. Kumanda alıcısının boş kanalı olan ch7 çıkışı uçuş kontrolcüsünün GPS ve VU bağlantısına paralel bağlantı yapan U kanalına bağlanmıştır.(Şekil 9.11)



Şekil 9.11 Kumanda Alıcı –Uçuş Kontrolcüsü- GPS-VU Bağlantısı

9.6. Pil Montajı

Kablo bağları yardımıyla pil, Şekil 9.12’deki gibi aracın alt noktasında merkeze konulandırılmıştır.



Şekil 9.12 Pil Bağlantısı

9.7. Pervane Montajı

Motor kafasında takılı olan konik somunlar çıkarılarak pervaneler takılmıştır.(Şekil 9.13)



Şekil 9.13 Pervane Montajı

9.8. Servo Motor ve Plastik Kap Montajı

Şeffaf bir saklama kabının 4 kenarı delinerek çentikler açılmıştır. Açılan bu çentiklere şase ayakları geçirilmiştir. Ayakların sağlam tutunabilmesi için loctite 406 kullanılmıştır. Saklama kabının kumanda kontrolü ile açılmasını sağlanabilmesi için Şekil 9.14'teki gibi kap üzerinde servo motor yuvası açılarak komponentlerle desteklenmiştir ve servonun kap üzerinde sağlam kalması sağlanmıştır. Servo motor soketi, kumandanın boş 6.kanalına (ch6) takılarak uzaktan kontrol ile otomatik açılması sağlanmıştır.



Şekil 9.14 Servo Motor ve Plastik Kap Montajı

BÖLÜM 10

QUADROCOPTER UÇUŞ TESTLERİ

Şekil 10.1'deki gibi ESC'den gelen + ve – kutuplu soketler ile pilden çıkan soketler takılmıştır. Soketler takıldıktan sonra VU açılacak ve cihaz devreye girecektir.



Şekil 10.1 Pil-ESC Soketleri

Kumandanın açma kapama tuşundan kumanda açılmıştır. Ardından kumanda coysitikleri Şekil 10.2'deki gibi aynı anda çapraz pozisyona getirilip, coysitikler geri çekilerek motorların çalışması sağlanmıştır.



Şekil 10.2 Kumandanın Çalıştırılması ve Servo Motor Kontrolü

Motorların çalışmasıyla quadrocopterin havalanması Şekil 10.3'deki gibi gerçekleşecektir.



Şekil 10.3 Quadrocopter Motorlarının Çalıştırılması ve Havalanma

Kumanda üzerinde 6.kanal servo motoru kontrol etmektedir. Kumanda üzerinden yapılan servo motor kontrolü Şekil 10.2'deki tuşun ileri doğru hareket ettirilmesiyle devreye girecektir.

Servo motorun devreye girmesi quadrocopter altında bulunan plastik hazne kapağının açılmasını ve yangın söndürücünün dökülmesini Şekil 10.4'deki gibi sağlayacaktır.



Şekil 10.4 Quadrocopter Hedefe Toz Atma ve Yere İniş

BÖLÜM 11

SONUÇ VE DEĞERLENDİRME

Günümüzde insansız hava araçları; keşif, gözlem, arama kurtarma, hasar tespiti, taşıma, savunma, ilaçlama, eğlence gibi amaçlarla birçok alanda kullanılmaktadır. Havacılık teknolojisinin gün geçtikçe daha da gelişmesiyle İHA'ların kullanım alanlarının daha da artacağı düşünülmektedir. Multicopterler de kullanılan donanımların fazla olması, kontrol yapısının karmaşık ve yazılım odaklı olması gibi negatif etkenlerden dolayı, yapılan akademik çalışmalar ve mühendislik uygulamaları gün geçtikçe quadrocopterler üzerinde yoğunlaşmaktadır.

Bu çalışmada dört motora ve yangın söndürme özelliğine sahip quadrocopter tasarımı yapılmıştır. Çalışma, aracın kaldırabileceği maksimum ağırlık hesaplamaları ve havada kalma süresi göz önüne alınarak donanım parçalarının birleştirmesi ve simüle edilmesiyle sona ermiştir.

Tasarım 50x50x50 cm ölçülerinde ve 2460g ağırlığındadır. Pervanelerin uç bölümünün bir tam turda kat ettiği mesafenin 79,8 cm olduğu, motorların 14,8 volt gerilimde bir dakikada 12580 devir yaptığı tespit edilmiştir.

Donanımsal olarak birleştirilen quadrocopterin yapılan denemeler sonucunda uçuş süresinin 16 dk olduğu, pilin tamamen tüketilmesi halinde maksimum 22 dk havada kalabildiği, 250g'lık yük taşıyabildiği hesaplanmış ve 15-16 km/sa hızla esen rüzgarda hafif yalpaladığı gözlemlenmiştir.

Büyük çaplı yangınların söndürülmesinde kullanılabilecek olan yangın topunun 1300g olduğu göz önünde bulundurulduğunda bu yükü taşıyacak olan quadrocopterlerin taşıyacağı ağırlıklara bağlı olarak daha güçlü motorlara sahip olması gerektiği görülmüştür.

Yangına ilk müdahale amacıyla kullanılması için sanayi tipi multicopterler yerine; küçük, kontrolü kolay ve belirli ağırlıklarda yangın toplarını taşıyabilecek niteliklerde olabilecek quadrocopterlerin geliştirilebileceği ön görülmektedir.

İstanbul itfaiyesi 2019 istatistik verilerinin 3 aylık süresi göz önüne alındığında baca ve çatı kaynaklı yangınlar, meydana gelen yangınların yaklaşık %6,6'sını oluşturmaktadır. Bu yangınlar trafik yoğunluğunun bulunmadığı, sokakların dar olmadığı ve bina önlerine park etmiş araçların da bulunmadığı gibi durumlar göz önüne alınarak değerlendirildiğinde, itfaiyenin olay yerine ulaşması ortalama 5 dakika 30 saniye zaman almaktadır.

Baca ve çatı yangınlarının söndürülmesinde kolaylık sağlayacak sistemler arasında yer alacak olan quadrocopterler, ağırlık merkezine yerleştirilen yangın topunu taşıyıcı materyal sayesinde yangınların itfaiyeye göre daha kısa sürede söndürülmesini sağlayacaktır. Araç kumanda ile kontrol altında olduğundan bina, insan ve araç faktörleri olmadan yangına müdahale edilebilecektir. Ayrıca tek kişinin kontrolüyle havalandığı için insan gücünden de tasarruf edilecek ve insan hayatı herhangi bir şekilde riske edilmeyecektir.

Quadrocopterler bulunduğu yerden havalanabilen sistemlerin, kontrolünün sağlandığı ve gelişen pil teknolojisi ile uzun uçuş süresi sağlayabilecek güç problemleri aşıldığında kullanım alanlarının giderek genişleyeceği ve bu araçların tercih edilmelerinin artacağı ön görülmektedir.

KAYNAKLAR

Alcı, M., Selim, E., Uyar, E. (2013). *Quadcopterin Matematiksel Modeli ve Kontrolü*. Otomatik Kontrol Ulusal Toplantısı, TOK.

Altın, C. (2013). *Dört Rotorlu İnsansız Hava Aracının Yükseklik ve Konum Kontrolü.* Bozok Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü.

Arısoy, A., Dikmen, İ.C., Temeltaş, H. (2010). *Dikey iniş kalkış yapabilen dört rotorlu Hava Aracının (Quadrotor) Uçuş Kontrolü.* Havacılık ve uzay teknolojileri dergisi cilt 4 sayı 3 (33-40).

Aydemir, E., Çelebi, M., Demirel, E., Güleç, E., İlarslan, M., ve Üstüner F.(2014). *İnsansız Hava Aracı Kullanarak Anten Işıma Örüntüsü Ölçümü*. URSI-TÜRKİYE VII. Bilimsel Kongresi.

Aydınoğlu, B., Sağlam, M. (2013). *Görüntü Aktarmalı Quadrotor*. Karadeniz Teknik Üniversitesi.

Bresciani, T. (2008). *Modelling, Identification and Control of a Quadrotor Helicopter*. Lund Üniversitesi İsveç.

Göl, G., Kıyak, E. (2016). *Arduino Geliştirme Kartı ile Döner Kanatın Kontrollü ve Kontrol Yazılımlarının Geliştirilmesi*.

Kılıç, B. (2014). *Quadcopter'in Dinamik Analizi ve Tasarımı, Yüksek Lisan Tezi.* Bülent Ecevit Üniversitesi.

http://learn.parallax.com/multirotor-flying-guide/learn-your-transmitter-controls

http://www.academia.edu/8876055/Quadcopterin_Dinamik_Analizi_ve_Tasar%C4%B1m%C4%B1

https://blog.adresgezgini.com/buyuklerin-eglencesi-quadcopterlarin-kullanimi-yayginlasiyor/

https://www.dji.com/newsroom/news/naza-m-gps-module-has-been-release

http://www.aytekinguclu.com/wp-content/uploads/2014/03/stick.png

http://www.radioc.co.uk/FC-Model-X580-V2-Fiberglass-Aluminum-Folding-Qua-p/1013.htm

http://megep.meb.gov.tr/mte_program_modul/moduller_pdf/Do%C4%9Fru%20Ak%C4%B1m%20Motorlar%C4%B1.pdf

http://www.elektrikrehberiniz.com/elektrik-motorlari/fircasiz-dc-servo-motor-3974/

http://diyot.net/dc-motor-cesitleri/

http://osiworx.com/product/ipower-ibm2212q-850kv/

http://aeroquad.com/showthread.php?899-need-help-on-the-ESC-connection

http://wiki.dji.com/en/index.php/File:Flame_wheel450-esc.png

http://chinaprices.net/buy-hobbywing-platinum-30a-pro-6s-speed-controller-esc-opto-hex-multi-rotor-copter-aliexpress-4709AFE09

http://www.promodelhobby.com/haoye-10x45-pervane-sagsol-ciftsiyah1045

http://www.makalecafe.com/pil-sarj-desarj-voltajlari/

http://www.gensace.de/gens-ace-5300mah-14-8v-30c-4s1p-lipo-battery-pack.html

http://wenku.baidu.com/view/951a3cd2b9f3f90f76c61b24.html

http://www.ebay.com/itm/Multi-rotor-Quad-Copter-Power-Battery-ESC-Connection-Board-Distribution-Pad-/400870465362

http://www.robitshop.com/Standart-Servo-Motor-Ultra-Yuksek-Torklu-Metal-Disli-AAS-780MG,PR-4034.html

http://tr.aliexpress.com/item/EC5-Series-Connector-10AWG-2-male-1-female-Serial-Connection-Cable-1pcs-LilacLine-RC-Battery-Lipo/32374458682.html

http://www.gokamera.com/imax-B6-LiPo-Sarj-Aleti.html

https://www.ygyangin.com/urunler/nedir.html

http://itfaiye.ibb.gov.tr/tr/istatistikler.html

EK-A Naza DJI M Lite Uygulama Kodu

R G Y R G Y R G Y G G G G (Self check OK!)
G G R R R (GPS Mode, Bad Signal)
G G R R R (GPS Mode, Bad Signal)
G G R R (GPS Mode, Medium Signal)
G G R (GPS Mode, Good-ish Signal)
G G(GPS Mode, Good Signal)
G G G G G G G G G G G G G G G G G G G (Home position recorded for Failsafe)
G G(GPS Mode, Good Signal)
G G(GPS Mode, Good Signal)
G G G G G G G G G G G G G G G G G G G (Forward position recorded for IOC)
G G(GPS Mode, Good Signal)

```
#include <AP_Common.h> #include <AP_Math.h> #include <AP_Param.h> #include <AP_Progmem.h> #include <AP_ADC.h> #include <AP_InertialSensor.h>  #include <AP_HAL.h> #include <AP_HAL_AVR.h>  const AP_HAL::HAL& hal = AP_HAL_AVR_APM2;  // Hardware abstraction layer  void setup()  {  }  void loop()  {   uint16_t channels[8];  //array for raw channel values      // Read RC channels and store in channels array hal.rcin->read(channels, 8);      // Copy from channels array to something human readable - array entry 0 = input 1, etc.   uint16_t rcthr, rcyaw, rcpit, rcroll;   // Variables to store rc input rcthr = channels[2];     rcyaw = channels[3];   rcpit = channels[1]; rcroll = channels[0];    hal.console->printf_P( PSTR("individual read THR %d YAW %d PIT %d ROLL %d\r\n"), rcthr, rcyaw, rcpit, rcroll); hal.scheduler->delay(50);  //Wait50ms }  AP_HAL_MAIN();    // special macro that replace's one of Arduino's to setup the code (e.g. ensure loop() is called in a loop).
long map(long x, long in_min, long in_max, long out_min, long out_max) { return (x - in_min) * (out_max - out_min) / (in_max - in_min) + out_min; }
result = map(VALUE, FROM_MIN, FROM_MAX, TO_MIN, TO_MAX).
long rcthr, rcyaw, rcpit, rcroll;   // Variables to store rc input rcthr = channels[2]; rcyaw = map(channels[3], 1068, 1915, -150, 150);
rcpit = map(channels[1], 1077, 1915, -45, 45); rcroll = map(channels[0], 1090, 1913, -45, 45);
```

```
hal.rcout->set_freq(0xF, 490);
hal.rcout->enable_mask(0xFF);
#define MOTOR_FL   2    // Front left
#define MOTOR_FR   0    // Front right
#define MOTOR_BL   1    // back left
#define MOTOR_BR   3// back right
hal.rcout->write(MOTOR_FR, rcthr);
// Disable barometer to stop it
corrupting bus hal.gpio->pinMode(40,
GPIO_OUTPUT); hal.gpio-
>write(40,1); // Initialise MPU6050
sensor
ins.init(AP_InertialSensor::COLD_STA
RT,AP_InertialSensor::RATE_100HZ,
NULL);  // Initialise
// Disable barometer to stop it
corrupting bus hal.gpio->pinMode(40,
GPIO_OUTPUT); hal.gpio->write(40,
1);  // Initialise MPU6050 sensor
ins.init(AP_InertialSensor::COLD_STA
RT,
AP_InertialSensor::RATE_100HZ,
NULL);  // Initialise MPU6050's
internal sensor fusion (aka
DigitalMotionProcessing)
hal.scheduler->suspend_timer_procs();
// stop bus collisions ins.dmp_init();
ins.push_gyro_offsets_to_dmp();
hal.scheduler->resume_timer_procs();
while (ins.num_samples_available()==
0); ins.update();
ins.quaternion.to_euler(&roll, &pitch,
&yaw); roll = ToDeg(roll) ; pitch =
ToDeg(pitch) ; yaw = ToDeg(yaw) ;
hal.console->printf_P(PSTR("P:%4.1f
R:%4.1f Y:%4.1f\n"),
PID pids[6]; #define
PID_PITCH_RATE 0 #define
PID_ROLL_RATE 1 #define
PID_PITCH_STAB 2 #define
PID_ROLL_STAB 3 #define
PID_YAW_RATE 4#define
PID_YAW_STAB 5
pids[PID_PITCH_RATE].kP(0.7); //
pids[PID_PITCH_RATE].kI(1);
pids[PID_PITCH_RATE].imax(50);
pids[PID_ROLL_RATE].kP(0.7); //
pids[PID_ROLL_RATE].kI(1);
pids[PID_ROLL_RATE].imax(50);
pids[PID_YAW_RATE].kP(2.5); //
pids[PID_YAW_RATE].kI(1);
pids[PID_YAW_RATE].imax(50);
pids[PID_PITCH_STAB].kP(4.5);
pids[PID_ROLL_STAB].kP(4.5);
pids[PID_YAW_STAB].kP(10);
Vector3f gyro = ins.get_gyro();
float gyroPitch = ToDeg(gyro.y),
gyroRoll = ToDeg(gyro.x), gyroYaw =
ToDeg(gyro.z);
if(rcthr > 1170) {   // *** MINIMUM
THROTTLE TO DO CORRECTIONS
MAKE THIS 20pts ABOVE YOUR
```

```
MIN THR STICK ***/ long pids[PID_PITCH_RATE].get_pid(gyro Pitch - rcpit, 1); long roll_output = pids[PID_ROLL_RATE].get_pid(gyro Roll - rcroll, 1); yaw_output = pids[PID_YAW_RATE].get_pid(gyroY aw - rcyaw, 1); hal.rcout- >write(MOTOR_FL, rcthr - roll_output - pitch_output); hal.rcout- >write(MOTOR_BL, rcthr - roll_output + pitch_output); hal.rcout- >write(MOTOR_FR, rcthr + roll_output - pitch_output); hal.rcout- >write(MOTOR_BR, rcthr + roll_output + pitch_output); } else { // MOTORS OFF hal.rcout- >write(MOTOR_FL, 1000); hal.rcout- >write(MOTOR_BL, 1000); hal.rcout- >write(MOTOR_FR, 1000); hal.rcout- >write(MOTOR_BR, 1000); for(int i=0; i<6; i++) // reset PID integrals whilst on the ground pids[i].reset_I(); } hal.rcout->write(MOTOR_FL, rcthr - roll_output - pitch_output - yaw_output); hal.rcout- >write(MOTOR_BL, rcthr - roll_output + pitch_output + yaw_output); hal.rcout->write(MOTOR_FR, rcthr + roll_output - pitch_output + yaw_output); hal.rcout- >write(MOTOR_BR, rcthr + pitch_output = roll_output + pitch_output - yaw_output)
// our new stab pids float pitch_stab_output = constrain(pids[PID_PITCH_STAB].get _pid((float)rcpit - pitch, 1), -250, 250); float roll_stab_output = constrain(pids[PID_ROLL_STAB].get_ pid((float)rcroll - roll, 1), -250, 250); float yaw_stab_output = constrain(pids[PID_YAW_STAB].get_ pid((float)rcyaw - yaw, 1), -360, 360);
// rate pids from earlier long pitch_output = (long) constrain(pids[PID_PITCH_RATE].get _pid(pitch_stab_output - gyroPitch, 1), - 500, 500); long roll_output = (long) constrain(pids[PID_ROLL_RATE].get_ pid(roll_stab_output - gyroRoll, 1), - 500, 500); long yaw_output = (long) constrain(pids[PID_YAW_RATE].get_ pid(yaw_stab_output - gyroYaw, 1), - 500, 500)
#define wrap_180(x) (x < -180 ? x+360: (x > 180 ? x - 360: x))
float yaw_target = 0;
float yaw_stab_output = constrain(pids[PID_YAW_STAB].get_ if(abs(rcyaw) > 5) { // if pilot commanding yaw yaw_stab_output = rcyaw; // feed to rate controller
```

```
pid(wrap_180(yaw_target - yaw), 1), -
 (overwriting stab controller output)
        yaw_target = yaw;        // update
yaw target }
#include <AP_Common.h> #include
<AP_Math.h> #include <AP_Param.h>
#include <AP_Progmem.h> #include
<AP_ADC.h> #include
<AP_InertialSensor.h>  #include
<AP_HAL.h> #include
<AP_HAL_AVR.h>  const
AP_HAL::HAL& hal =
AP_HAL_AVR_APM2;  // Hardware
abstraction layer  void setup()  {  }  void
loop()  {   uint16_t channels[8];  // array
for raw channel values      // Read RC
channels and store in channels array
hal.rcin->read(channels, 8);      // Copy
from channels array to something
human readable - array entry 0 = input
1, etc.   uint16_t rcthr, rcyaw, rcpit,
rcroll;   // Variables to store rc input
rcthr = channels[2];     rcyaw =
channels[3];   rcpit = channels[1];
rcroll = channels[0];    hal.console-
>printf_P(PSTR("individual read THR
%d YAW %d PIT %d ROLL %d\r\n"),
rcthr, rcyaw, rcpit, rcroll);
hal.scheduler->delay(50);  //Wait 50ms
}  AP_HAL_MAIN();    // special
macro that replace's one of Arduino's to
360, 360);
setup the code (e.g. ensure loop() is
called in a loop).
long map(long x, long in_min, long
in_max, long out_min, long out_max) {
return (x - in_min) * (out_max -
out_min) / (in_max - in_min) +
out_min; }
result = map(VALUE, FROM_MIN,
FROM_MAX, TO_MIN, TO_MAX).
long rcthr, rcyaw, rcpit, rcroll;   //
Variables to store rc input rcthr =
channels[2]; rcyaw = map(channels[3],
1068, 1915, -150, 150); rcpit =
map(channels[1], 1077, 1915, -45, 45);
rcroll = map(channels[0], 1090, 1913, -
45, 45);
hal.rcout->set_freq(0xF, 490);
hal.rcout->enable_mask(0xFF);
#define MOTOR_FL   2    // Front left
#define MOTOR_FR   0    // Front right
#define MOTOR_BL   1    // back left
#define MOTOR_BR   3// back right
hal.rcout->write(MOTOR_FR, rcthr);
// Disable barometer to stop it
corrupting bus hal.gpio->pinMode(40,
GPIO_OUTPUT); hal.gpio->write(40,
1);  // Initialise MPU6050 sensor
ins.init(AP_InertialSensor::COLD_STA
RT,
AP_InertialSensor::RATE_100HZ,
NULL);  // Initialise// Disable
```

```
corrupting bus hal.gpio->pinMode(40,
GPIO_OUTPUT); hal.gpio->write(40,
1);  // Initialise MPU6050 sensor
ins.init(AP_InertialSensor::COLD_STA
RT,
AP_InertialSensor::RATE_100HZ,
            NULL);  // Initialise
MPU6050's internal sensor fusion (aka
DigitalMotionProcessing)
hal.scheduler->suspend_timer_procs();
// stop bus collisions ins.dmp_init();
ins.push_gyro_offsets_to_dmp();hal.sch
eduler->resume_timer_procs();
while (ins.num_samples_available()==
0);
ins.update();
ins.quaternion.to_euler(&roll, &pitch,
&yaw); roll = ToDeg(roll) ; pitch =
ToDeg(pitch) ; yaw = ToDeg(yaw) ;
hal.console->printf_P(
PSTR("P:%4.1f  R:%4.1f Y:%4.1f\n"),
PID pids[6]; #define
PID_PITCH_RATE 0 #define
PID_ROLL_RATE 1 #define
PID_PITCH_STAB 2 #define
PID_ROLL_STAB 3 #define
PID_YAW_RATE 4#define
PID_YAW_STAB 5
pids[PID_PITCH_RATE].kP(0.7); //
pids[PID_PITCH_RATE].kI(1);
barometer to stop it
pids[PID_PITCH_RATE].imax(50);
pids[PID_ROLL_RATE].kP(0.7); //
pids[PID_ROLL_RATE].kI(1);
pids[PID_ROLL_RATE].imax(50);
pids[PID_YAW_RATE].kP(2.5); //
pids[PID_YAW_RATE].kI(1);
pids[PID_YAW_RATE].imax(50);
pids[PID_PITCH_STAB].kP(4.5);
pids[PID_ROLL_STAB].kP(4.5);
pids[PID_YAW_STAB].kP(10);
Vector3f gyro = ins.get_gyro();
float gyroPitch = ToDeg(gyro.y),
gyroRoll = ToDeg(gyro.x), gyroYaw =
ToDeg(gyro.z);
if(rcthr > 1170) {   // *** MINIMUM
THROTTLE TO DO CORRECTIONS
MAKE THIS 20pts ABOVE YOUR
MIN THR STICK ***/         long
pitch_output =
pids[PID_PITCH_RATE].get_pid(gyro
Pitch - rcpit, 1);         long roll_output =
pids[PID_ROLL_RATE].get_pid(gyro
Roll - rcroll, 1);   yaw_output =
pids[PID_YAW_RATE].get_pid(gyroY
aw - rcyaw, 1);         hal.rcout-
>write(MOTOR_FL, rcthr - roll_output
- pitch_output);         hal.rcout-
>write(MOTOR_BL, rcthr - roll_output
+ pitch_output);         hal.rcout-
>write(MOTOR_FR, rcthr + roll_output
- pitch_output);         hal.rcout-
>write(MOTOR_BR, rcthr +
```

```
>write(MOTOR_FL, 1000);  hal.rcout->write(MOTOR_BL, 1000); hal.rcout->write(MOTOR_FR, 1000);  hal.rcout->write(MOTOR_BR, 1000);  for(int i=0; i<6; i++) // reset PID integrals whilst on the ground pids[i].reset_I(); } hal.rcout->write(MOTOR_FL, rcthr - roll_output - pitch_output - yaw_output); hal.rcout->write(MOTOR_BL, rcthr - roll_output + pitch_output + yaw_output); hal.rcout->write(MOTOR_FR, rcthr + roll_output - pitch_output + yaw_output); hal.rcout->write(MOTOR_BR, rcthr + roll_output + pitch_output - yaw_output)
// our new stab pids float pitch_stab_output = constrain(pids[PID_PITCH_STAB].get_pid((float)rcpit - pitch, 1), -250, 250); float roll_stab_output = constrain(pids[PID_ROLL_STAB].get_pid((float)rcroll - roll, 1), -250, 250); float yaw_stab_output = constrain(pids[PID_YAW_STAB].get_pid((float)rcyaw - yaw, 1), -360, 360); // rate pids from earlier long pitch_output =  (long) AP_HAL_AVR_APM2;  // Hardware abstraction layer  void setup()  {  }  void loop()  {   uint16_t channels[8];  // array constrain(pids[PID_PITCH_RATE].get_pid(pitch_stab_output - gyroPitch, 1), -500, 500);   long roll_output =  (long) constrain(pids[PID_ROLL_RATE].get_pid(roll_stab_output - gyroRoll, 1), -500, 500);   long yaw_output =  (long) constrain(pids[PID_YAW_RATE].get_pid(yaw_stab_output- gyroYaw, 1), -500, 500)
#define wrap_180(x) (x < -180 ? x+360 : (x >180 ? x - 360: x))
float yaw_target= 0;
float yaw_stab_output = constrain(pids[PID_YAW_STAB].get_pid(wrap_180(yaw_target - yaw), 1), -360, 360);  if(abs(rcyaw) > 5) {  // if pilot commanding yaw
        yaw_stab_output = rcyaw;  // feed to rate controller (overwriting stab controller output)       yaw_target = yaw;        // update yaw target }
#include <AP_Common.h> #include <AP_Math.h> #include <AP_Param.h> #include <AP_Progmem.h> #include <AP_ADC.h> #include <AP_InertialSensor.h>  #include <AP_HAL.h> #include <AP_HAL_AVR.h>  const AP_HAL::HAL& hal =
for raw channel values      // Read RC channels and store in channels array hal.rcin->read(channels, 8);      // Copy
```

```
from channels array to something
human readable - array entry 0 = input
1, etc.   uint16_t rcthr, rcyaw, rcpit,
rcroll;   // Variables to store rc input
rcthr = channels[2];     rcyaw =
channels[3];   rcpit = channels[1];
rcroll = channels[0];    hal.console-
>printf_P(             PSTR("individual
read THR %d YAW %d PIT %d ROLL
%d\r\n"),             rcthr, rcyaw, rcpit,
rcroll);    hal.scheduler->delay(50);
//Wait 50ms  }  AP_HAL_MAIN();    //
special macro that replace's one of
Arduino's to setup the code (e.g. ensure
loop() is called in a loop).
long map(long x, long in_min, long
in_max, long out_min, long out_max) {
return (x - in_min) * (out_max -
out_min) / (in_max - in_min) +
out_min; }
result = map(VALUE, FROM_MIN,
FROM_MAX, TO_MIN, TO_MAX).
long rcthr, rcyaw, rcpit, rcroll;   //
Variables to store rc input rcthr =
channels[2]; rcyaw = map(channels[3],
1068, 1915, -150, 150); rcpit =
map(channels[1], 1077, 1915, -45, 45);
rcroll = map(channels[0], 1090, 1913, -
45, 45);
ins.push_gyro_offsets_to_dmp();hal.sch
eduler->resume_timer_procs();
hal.rcout->set_freq(0xF, 490);
hal.rcout-> enable_mask(0xFF);
#define MOTOR_FL   2    // Front left
#define MOTOR_FR   0    // Front right
#define MOTOR_BL   1    // back left
#define MOTOR_BR   3// back right
hal.rcout->write(MOTOR_FR, rcthr);
// Disable barometer to stop it
corrupting bus hal.gpio->pinMode(40,
GPIO_OUTPUT); hal.gpio->write(40,
1);  // Initialise MPU6050 sensor
ins.init(AP_InertialSensor::COLD_STA
RT,
AP_InertialSensor::RATE_100HZ,
          NULL);  // Initialise
// Disable barometer to stop it
corrupting bus hal.gpio->pinMode(40,
GPIO_OUTPUT); hal.gpio->write(40,
1);  // Initialise MPU6050 sensor
ins.init(AP_InertialSensor::COLD_STA
RT,
AP_InertialSensor::RATE_100HZ,
          NULL);  // Initialise
MPU6050's internal sensor fusion (aka
DigitalMotionProcessing)
hal.scheduler->suspend_timer_procs();
// stop bus collisions ins.dmp_init();


while (ins.num_samples_available()==
0);
```

```
ins.update();
ins.quaternion.to_euler(&roll, &pitch, &yaw); roll = ToDeg(roll) ; pitch = ToDeg(pitch) ; yaw = ToDeg(yaw) ; hal.console->printf_P( PSTR("P:%4.1f  R:%4.1f Y:%4.1f\n"), PID pids[6]; #define PID_PITCH_RATE 0 #define PID_ROLL_RATE 1 #define PID_PITCH_STAB 2 #define PID_ROLL_STAB 3 #define PID_YAW_RATE 4#define PID_YAW_STAB 5 pids[PID_PITCH_RATE].kP(0.7); // pids[PID_PITCH_RATE].kI(1); pids[PID_PITCH_RATE].imax(50); pids[PID_ROLL_RATE].kP(0.7); // pids[PID_ROLL_RATE].kI(1); pids[PID_ROLL_RATE].imax(50); pids[PID_YAW_RATE].kP(2.5); // pids[PID_YAW_RATE].kI(1); pids[PID_YAW_RATE].imax(50); pids[PID_PITCH_STAB].kP(4.5); pids[PID_ROLL_STAB].kP(4.5); pids[PID_YAW_STAB].kP(10); Vector3f gyro = ins.get_ gyro();float gyroPitch = ToDeg(gyro.y), gyroRoll = ToDeg(gyro.x), gyroYaw = ToDeg(gyro.z);
if(rcthr > 1170) {   // *** MINIMUM THROTTLE TO DO CORRECTIONS MAKE THIS 20pts ABOVE YOUR MIN THR STICK ***/         long pitch_output = pids[PID_PITCH_RATE].get_pid(gyro Pitch - rcpit, 1);         long roll_output = pids[PID_ROLL_RATE].get_pid(gyro Roll - rcroll, 1);   yaw_output = pids[PID_YAW_RATE].get_pid(gyroY aw - rcyaw, 1);         hal.rcout >write(MOTOR_FL, rcthr - roll_output - pitch_output);         hal.rcout->write(MOTOR_BL, rcthr - roll_output + pitch_output);         hal.rcout->write(MOTOR_FR, rcthr + roll_output - pitch_output);         hal.rcout->write(MOTOR_BR, rcthr + roll_output + pitch_output); } else {  // MOTORS OFF hal.rcout->write(MOTOR_FL, 1000);  hal.rcout->write(MOTOR_BL, 1000); hal.rcout->write(MOTOR_FR, 1000);  hal.rcout->write(MOTOR_BR, 1000);    for(int i=0; i<6; i++) // reset PID integrals whilst on the ground pids[i].reset_I(); }
hal.rcout->write(MOTOR_FL, rcthr - roll_output - pitch_output - yaw_output); hal.rcout-
roll_output - pitch_output + yaw_output);                hal.rcout-
```

```
>write(MOTOR_BR, rcthr +
roll_output + pitch_output -
yaw_output)
// our new stab pids float
pitch_stab_output =
constrain(pids[PID_PITCH_STAB].get
_pid((float)rcpit - pitch, 1), -250, 250);
float roll_stab_output =
constrain(pids[PID_ROLL_STAB].get_
pid((float)rcroll - roll, 1), -250, 250);
float yaw_stab_output =
constrain(pids[PID_YAW_STAB].get_
pid((float)rcyaw - yaw, 1), -360, 360);
// rate pids from earlier long
pitch_output =  (long)
constrain(pids[PID_PITCH_RATE].get
_pid(pitch_stab_output - gyroPitch, 1), -
500, 500);   long roll_output =  (long)
constrain(pids[PID_ROLL_RATE].get_
pid(roll_stab_output - gyroRoll, 1), -
500, 500);   long yaw_output =  (long)
constrain(pids[PID_YAW_RATE].get_
pid(yaw_stab_output - gyroYaw, 1), -
500, 500)
#define wrap_180(x) (x < -180 ? x+360
: (x >180 ? x - 360: x))
float yaw_target =0;
float yaw_stab_output =
constrain(pids[PID_YAW_STAB].get_
pid(wrap_180(yaw_target - yaw), 1), -
360, 360);  if(abs(rcyaw) > 5) {  // if
pilot commanding yaw
        yaw_stab_output = rcyaw;  //
feed to rate controller (overwriting stab
controller output)       yaw_target =
yaw;        // update yaw target }
```

ÖZGEÇMİŞ

1989 yılında Erzincan'da doğdu. İlk ve orta öğrenimini Yalova' da tamamladı. 2007 yılında Yalova Lisesi' nden mezun oldu. 2008 yılında Trakya Üniversitesi Fen Fakültesi Fizik Bölümü'nde öğrenime başlayıp 2012 yılında bu bölümden mezun oldu. Aynı yıl Trakya Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü Makine Mühendisliği Anabilim Dalında yüksek lisans programına başladı. Aynı yıl Trakya Üniversitesi Eğitim Fakültesi'nde pedagojik formasyonunu tamamladı.