

**T.C.
BOZOK ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ
MEKATRONİK MÜHENDİSLİĞİ ANABİLİM DALI**

Yüksek Lisans Tezi

**DÖRT ROTORLU İNSANSIZ HAVA ARACININ
YÜKSEKLİK VE KONUM KONTROLÜ**

Cemil ALTIN

**Tez Danışmanı
Yrd. Doç. Dr. Orhan ER**

Yozgat 2013

**T.C.
BOZOK ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ
MEKATRONİK MÜHENDİSLİĞİ ANABİLİM DALI**

Yüksek Lisans Tezi

**DÖRT ROTORLU İNSANSIZ HAVA ARACININ
YÜKSEKLİK VE KONUM KONTROLÜ**

Cemil ALTIN

**Tez Danışmanı
Yrd. Doç. Dr. Orhan ER**

Yozgat 2013

T.C.
BOZOK ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

TEZ ONAYI

Enstitümüzün Mekatronik Mühendisliği Anabilim Dalı 70111711039 numaralı öğrencisi Cemil ALTIN'ın hazırladığı “**DÖRT ROTORLU İNSANSIZ HAVA ARACININ YÜKSEKLİK VE KONUM KONTROLU**” başlıklı YÜKSEK LİSANS Tezi ile ilgili TEZ SAVUNMA SINAVI Bozok Üniversitesi Lisansüstü Eğitim-Öğretim ve Sınav Yönetmeliği uyarınca 28/12/2012 Cuma günü saat 14:30'da yapılmış, tezin onayına OY BİRLİĞİYLE karar verilmiştir.

Başkan : Prof. Dr. Feyzullah TEMURTAŞ

Üye : Yrd. Doç. Dr. Orhan ER (Danışman)

Üye : Yrd. Doç. Dr. Alaettin ÖZER

ONAY:

Bu tezin kabulü, Enstitü Yönetim Kurulu'nun/...../20..... tarih ve sayılı kararı ile onaylanmıştır.

...../...../20.....

Doç. Dr. Hidayet ÇETİN
Enstitü Müdürü

İÇİNDEKİLER

Sayfa

ÖZET.....	iii
ABSTRACT	iv
TEŞEKKÜR	v
TABLolar LİSTESİ.....	vi
ŞEKİLLER LİSTESİ.....	vii
KISALTMALAR LİSTESİ.....	ix
GİRİŞ	1
1. LİTERATÜR ÇALIŞMASI	3
2. İNSANSIZ HAVA ARACININ MATEMATİKSEL MODELİ	5
2.1. Kinematik.....	5
2.2. Dinamik.....	8
3. İNSANSIZ HAVA ARACININ DENGE KONTROLÜ	14
3.1. Yükselme	15
3.2. Yunuslama	15
3.3. Yuvarlanma	16
3.4.Yönelme	16
3.5. PID Kontrolcüsü	17
3.5.1. Kontrolcü Ayarı	18
3.6. Quadrotör Kontrolcüsü Yapısı	19
3.6.1. Yükseklik Kontrolü.....	20
3.6.2. Yuvarlanma, Yunuslama ve Yönelme Açılarını Kontrolü.....	20
4. KULLANILAN BAŞLICA SENSÖRLER VE ELEMANLAR.....	21
4.1. Jiroskop(Gyro)	21
4.2. İvme Ölçer (Accelerometer)	22
4.3. Çerçeve.....	22
4.4. Pervaneler.....	24
4.5. Fırçasız DC Motorlar	26
4.6. Elektronik Hız Kontrolcüsü (ESC)	31
4.7. Uzaktan Kontrol	35
4.8. Voltaj Regülatörleri.....	40

4.9. Güç Kaynağı.....	43
4.10. Güç Dağıtım Bordu	48
5. İNSANSIZ HAVA ARACININ MONTAJI.....	49
5.1. Atalet Ölçüm Sistemi (IMU).....	49
5.1.1. Mikroişlemci	50
5.2. Sensör Haberleşmeleri	51
5.2.1. I2C Protokolü	51
5.3. Sensör Verileri ve Verilerin Filtrelenip Birleştirilmesi.....	52
5.3.1. Sensör Verilerinin Okunması	55
5.3.2. Sensör Verilerinin Filtre Edilmesi	56
6. İNSANSIZ HAVA ARACININ UÇUŞU VE EKSEN AYARLARI	62
SONUÇ VE ÖNERİLER.....	66
KAYNAKLAR	70
EKLER.....	74
EK-1 İnsansız Hava Aracının Yazılımı.....	74
EK-2 İnsansız Hava Aracının Maliyet Tablosu	77
EK-3 İnsansız Hava Aracının Ağırlık Tablosu	78
ÖZGEÇMİŞ.....	79

DÖRT ROTORLU İNSANSIZ HAVA ARACININ YÜKSEKLİK VE KONUM KONTROLÜ

Cemil ALTIN

**Bozok Üniversitesi
Fen Bilimleri Enstitüsü
Mekatronik Mühendisliği Anabilim Dalı
Yüksek Lisans Tezi**

2013; Sayfa:79

Tez Danışmanı: Yrd. Doç. Dr. Orhan ER

ÖZET

İnsansız hava araçları günümüzde keşif, arama kurtarma, hasar tespiti gibi alanların yanında insanlar için bulunulması tehlikeli ortamlarda yapılacak görevlerde kullanılabilir. Bu çalışmada 4 rotorlu insansız hava aracı tasarımı yapılması amaçlanmıştır. Tasarımla birlikte insansız hava aracının yükseklik ve yönelim kontrollerinin de yapılması amaçlanmıştır. Çalışma da daha çok quadrotor kontrolü üzerine odaklanılmıştır. 4 rotorlu insansız hava araçları 6 serbestlik derecesine sahip araçlardır. Durum kestirimi ve gürültüleri elimine etmek için bütünleyici filtre kullanılacaktır. Uçuş stabilitesi için atalet ölçüm sistemi oluşturulacaktır. Atalet ölçüm sistemi quadrotorun yükseklik, hız, yön ve pozisyon gibi verilerini takip edip değerlendirecektir. Quadrotorun merkezi bir mikrodnetleyicisi olacak ve uçuş için gerekli bütün bileşenleri yönetecektir. Bu mikrodnetleyici atalet ölçüm sisteminden ve kullanıcıdan almış olduğu verileri değerlendirip motor hızlarını ayarlamakta kullanabilecektir. Bütün dizayn kriterleri göz önünde bulundurulurken quadrotorun mümkün olduğunca hafif, stabil uçuş ve ani manevralar yapabilmesi için çalışılacaktır. Temel parçalar olarak ise 4 rotor için fırçasız DC motorlar, atalet ölçüm sistemi için ivmeölçer ve jiroskop, uzaktan kontrol için kumanda seti ve 16 Analog dijital çeviricisi ve 15 PWM çıkışı olan bir mikrodnetleyici kullanılmıştır.

Anahtar Kelimeler: Quadrotor, Atalet, Kayma, Filtre, Yanlılık

MULTIROTOR UNMANNED AERIAL VEHICLE ATTITUDE AND ALTITUDE CONTROL

Cemil ALTIN

**Bozok University
The Institute of Science and Technology
Department of Mechatronics Engineering
Master of Science Thesis**

2013; Pages:79

Supervisor: Assist. Prof. Dr. Orhan ER

ABSTRACT

Nowadays unmanned aerial vehicles are being used surveillance, search and rescue, damage assesment alongwith areas where dangerous for people to work. In this work an unmanned multirotor aerial vehicle will be designed. Altitude control and position control of the vehicle will be handled . Mostly focused quarotor control in the work. Multirotor unmanned aerial vehicles have 6 degrees of freedom. Complementary Filter will be used inorder to eliminating disturbances and for state estimation. Inertial Measurement Unit will be composed for flight stability. Quadrotor's altitude, speed, direction datas will be chased and evaluated by the Inertial Measurement Unit. There will be a central microcontroller which will manage all the components that necessary for flight. The microcontroller will use the data coming from Inertial Measurement Unit and user inorder to control motor speed. While all the design criterias are being considered, we paid attention to be quadrotor light, stable flight, fast maneuver. The principal components used are brusless DC motors for rotors, accelerometer and gyroscope for Inertial Measurement Unit, remote controller for remote control and microcontroller which has 16 analog to digital converter and 15 PWM output.

Keywords: Quadrotor, Inertia, Drift, Filter, Bias

TEŞEKKÜR

Çalışmalarında emeğini, bilgilerini ve yardımlarını esirgemeyen Yrd. Doç. Dr. Orhan ER'e ve maddi, manevi destekleriyle bana yardımcı olan ailem ve eşime teşekkür ederim.

TABLÖLAR LİSTESİ

Sayfa

Tablo 3.1: zB Eksenini Etrafında Belirli Bir Yönelme Açısıyla(ψ) Dönme Durumu ...	7
Tablo 3.2: yB Eksenini Etrafında Belirli Bir Yunuslama Açısı(θ) İle Dönme Durumu	7
Tablo 3.3: xB Eksenini Etrafında Belirli Bir Yuvarlanma Açısı(ϕ) İle Dönme Durumu	7
Tablo 4.1: Uzaktan Kumanda Teknolojilerinin Kıyaslanması.....	36
Tablo E.1: İnsansız Hava Aracı Maliyet Tablosu	77
Tablo E.2: İnsansız Hava Aracı Ağırlık Tablosu	78

ŞEKİLLER LİSTESİ

Sayfa

Şekil 2.1: İki Koordinat Eksenini Arasında ki İlişki.....	6
Şekil 3.1: Dönme Açılarını Yuvarlanma, Yunuslama Ve Yönelme.....	14
Şekil 3.2: Quadrotorun a)Aşağı Yönlü Ve b)Yukarı Yönlü Hareketi	15
Şekil 3.3: Yunuslama Hareketi a)Öne Doğru Ve b)Arkaya Doğru	15
Şekil 3.4: Yuvarlanma Hareketi a)Sola ve b)Sağa	16
Şekil 3.5: Yönelme Hareketi a)Saat Yönünde Ve b)Saat Yönü Tersinde	16
Şekil 4.1: Bölümümüz Laboratuvarında Bulunan ITG3200 Tip Jiroskop	21
Şekil 4.2: Bölümümüz Laboratuvarında Bulunan Bosch BMA180 Tip İvmeölçer	22
Şekil 4.3: Alüminyum Çerçeve	23
Şekil 4.4: Quadrotorda Kullanılan Pervane	25
Şekil 4.5: Fırçasız Dc Motor İç Yapısı	27
Şekil 4.6: Fırçasız DC Motor.....	29
Şekil 4.7: Fırçasız DC Motor a-) Sargı Yapısı b-)Mıknatıs-Sargı Eşleşmeleri ..	30
Şekil 4.8: Sargı Enerjilendirme Sırası	32
Şekil 4.9: Tipik Fırçasız DC Motor Sürücü Devresi	33
Şekil 4.10: Geleneksel PWM Tekniği	34
Şekil 4.11: Tamamlayıcı PWM Sinyali	35
Şekil 4.12: Radyo Frekansı İle Çalışan Kumanda Vericisi	39
Şekil 4.13: Kumanda Alıcısı.....	40
Şekil 4.14: LM7805 Voltaj Regülatörü	41
Şekil 4.15: LM317 İle 3.3V Regülatör Devresi [49]	42
Şekil 4.16: Kullanılan Li-po Batarya Ve Şarj Cihazı	46
Şekil 4.17: Güç Dağıtım Bordu	48
Şekil 5.1: İnsansız Hava Aracının İlk Uçuşa Hazır Hali	49
Şekil 5.2: Kontrolde Kullanılan Mikroişlemci Kartı	50
Şekil 5.3: İvmeölçer ve Jiroskop Elemanları	52
Şekil 5.4: İvmeölçer Çalışma Prensipleri Üstten Görünüş	53
Şekil 5.5: İvmeölçer Çalışma Prensipleri +x Yönünde Hareket Durumu.....	53
Şekil 5.6: İvmeölçer Çalışma Prensipleri Yerçekiminden Dolayı Oluşan Kuvvet.....	53

Şekil 5.7: İvmeölçer Çalışma Prensibi 45° lik Açılış	54
Şekil 5.8: a-)Jiroskop + Değer Üretir b-)Jiroskop – Değer Üretir.....	54
Şekil 5.9: Sensör Verileri İçin En Basit Yaklaşım	56
Şekil 5.10: Alçak Geçiren Filtre Yaklaşımı.....	57
Şekil 5.11: Sadece Jiroskop Sensörü İle Elde Edilen Veriler.....	58
Şekil 5.12: Kalman Filtresi İle Durum Kestirimi	59
Şekil 5.13: Bütünleyici Filtre Yapısı	60
Şekil 6.1: İnsansız Hava Aracının Uçurulması Sonucu Yere Düşmüş Hali	63
Şekil 6.2: Eksen Ayarları İçin Oluşturulan Test Düzeneği.....	64
Şekil 6.3: Koruma Kapağı ve Darbe Emici Ayak Malzemeleri	65
Şekil 6.4: İnsansız Hava Aracının Başarılı Uçuşları	65
Şekil S.1: Jiroskobik Kayma.....	66
Şekil S.2: Düzlemsel İvmelenmeler Sonucu İvmeölçer Çıkışı.....	67
Şekil S.3: Yüksek Frekanslı Açısal Değişimler Sonucu İvmeölçer Çıkışı.....	67
Şekil S.4: Filtre Çıkışı	68

KISALTMALAR LİSTESİ

GPS	: Küresel Konumlama Sistemi (Ground Positioning System)
IMU	: Ataletsel Ölçüm Birimi (Inertial Measurement Unit)
LQR	: Lineer Kuadratik Düzenleyici (Linear Quadratic Regulator)
PDD	: Orantısal Çift Türevsel kontrolcü (Proportional Derivative Derivative)
PID	: Orantısal İntegratör Türevsel Kontrolcü (Proportional Integrator Derivative)
DCM	: Dönüşüm Matrisi (Direction Cosine Matrix)
BEMF	: Geri Elektromotif Kuvvet (Back Electromotive Force)
SDA	: Seri Veri (Serial Data)
SCL	: Seri Zamanlama (Serial Clock)
I2C	: Çoklu Entegre Devreler (Inter Integrated Circuit)
PWM	: Darbe Genişlik Modülasyonu (Pulse Width Modulation)
DOF	: Serbestlik Derecesi (Degree Of Freedom)
Li-po	: Lityum Polimer
Ni-mh	: Nikel Metal Hidrid
Ni-cad	: Nikel Kadmiyum
AC	: Alternatif Akım (Alternating Current)
DC	: Doğru Akım (Direct Current)
FM	: Frekans Modülasyonu
PPM	: Darbe Pozisyon Modülasyonu (Pulse Position Modulation)
PCM	: Darbe Kodu Modülasyonu (Pulse Code Modulation)
PDA	: Cep Bilgisayarı (Personal Digital Assistant)
I2C	: Çoklu Entegre Devreler (Inter Integrated Circuit)
RF	: Radyo Frekansı
IR	: Kızılötesi (Infra Red)
BJT	: Transistör

GİRİŞ

Son yıllarda robotiğe olan ilginin giderek büyüdüğü net bir şekilde anlaşılmaktadır. Birçok endüstrilerde zahmetli, tehlikeli ve sıkıcı işlerde insan yerine robotlar kullanılmaktadır. İnsansız hava araçları da bu alanlardan biridir. 3 boyutlu hareketi elde edebilmek için balon yapılar, sabit kanatlı uçaklar, tek rotorlu helikopterler, kuş benzeri yapılar gibi konfigürasyonlar kullanılmıştır. Bu yapıların avantajları olduğu gibi dezavantajları da mevcuttur. Fakat quadrotor yapısının dikey iniş kalkış yapabilme, askıda kalabilme ve düşük hızda uçuş yapabilme, küçük boyutları ve daha iyi manevra kabiliyeti olması nedeniyle birçok avantajları vardır [1]. Quadrotor 4 eşit rotor ve eşit pervaneli bir hava aracıdır ve pervanelerin hızına göre aracın manevraları ve askıda kalması gerçekleştirilir. Quadrotora ait yönelmeler şunlardır: yunuslama (y ekseninde), yuvarlanma (x ekseninde), yönelme (z ekseninde), aşağı-yukarı ve yere paralel kayma dır. Uygulama da her sensörden 3 eksen bilgisi (x,y,z) alınır her eksenden alınan bilgiler birleştirilerek doğrultu kosinüsü matrisi (DCM) ile gerçek üç aç bilgisine dönüştürülür [2]. Dengeli bir uçuş için quadrotor motorları ileri derecede hassas kontrol sistemi gerektirir. Quadrotorlarda ön ve arka rotorlar ikisi de saat tersi yönünde dönerken sağ ve sol tarafta ki rotorlar saat yönünde dönmektedirler böylece toplam aerodinamik tork sıfır olmaktadır. Quadrotorlar günümüzde daha çok askeri amaçlarla kullanılmaktadır ve çeşitli ülkelerce bu araçlara büyük yatırımlar yapılmaktadır. Market araştırmaları önümüzdeki yıllarda insansız hava araçlarına yapılan yatırımın dünya çapında yapılan bugün ki yatırımın iki katından fazla olacağını, yani 4.9 milyar dolardan yıllık 11.5 milyar dolara yükseleceğini göstermektedir. Askeri amaçların yanında askeri olmayan amaçlar nedeniyle de insansız hava araçlarına yatırımlar yapılmaktadır. Bunların başında iletim hatları denetiminde, sınır devriyelerinde, arama-kurtarma, petrol ve doğalgaz aramalarında, yangın önlemede, topoğrafya ve tarımda kullanım gelmektedir [3].

Hava araçları sabit kanatlı ve döner pervaneliler olmak üzere iki sınıfa ayrılabilir. Pervanelilerde kaldırma kuvveti pervanenin dönmesi ile oluşurken sabit kanatlılarda ise iler hareketle birlikte kanatlardan hava akımı geçirilmesi ile bir kaldırma kuvveti

oluşturulur. şekilde de görülen ilk quadrotor ise 1921 yılında De Bothezat tarafından dizayn edilmiştir.



şekil. İlkel Quadrotor

Bu hava aracının hareketleri oldukça yavaş ve alçak yksekliklerdeydi. Yatay hareketleri ise pilottan çok rüzgar kuvvetinden etkileniyordu. Quadrotor gibi döner pervaneli hava araçlarının kontrolü ticari, akademik ve askeri platformlarda çalışılmaktadır [4].

Quadrotorların bu ilkel dizaynlarında yönlendirme ana rotorlara dik olarak bağlanmış ek rotorlar sayesinde yapılmaktaydı. Böyle olunca bu tür tasarımlar gerçek quadrotor tasarımı olarak kabul görmemektedir. 1950 yılı ortalarına kadar Marc Adam Kaplan' ın tasarladığı gerçek quadrotor yapısına kadar doğru quadrotor yapısı uurulamamıştır. İlk prototip 1956 yılında uçurulmuştur ve büyük bir başarıya imza atılmıştır. Bu yapıda kontrol quadrotorun yanlarına bağlanan ek rotorlarla değil de rotorların devir sayılarının değişimleriyle gerçekleştirilmiştir. Aynı zamanda bu yapı başarıyla ileri hareket ettirilen ilk quadrotor tasarımıdır [5].

1. LİTERATÜR ÇALIŞMASI

Son yıllarda dikey iniş kalkış yapabilen insansız hava araçlarının teknolojilerine çok sayıda katkılar yapılmıştır. Bu katkıların çoğu da quadrotor yapısına yapılmıştır.

Bazı projeler ticari olarak satılan Draganflyer [1], X-UFO [2] ve MD4-200 [3] gibi platformlar üzerinde yapılmıştır.

Bunların yanında simetrik olmayan dönme yönleri ya da iki yönelimli rotorlu yapılar gibi hibrid konfigürasyon sunan çalışmalar [6, 7] da mevcuttur. Az sayıda çalışmada [8, 9] ise model çıkarımı üzerine ve etkin konfigürasyonlar [10] üzerine çalışılmıştır. Çok sayıda quadrotorun yönetimi ise ayrı bir ilgi alanı olmuştur [11].

Quadrotor yapısıyla ilgili birçok farklı konular olmasına rağmen çalışmaların çoğu kontrol algoritmaları üzerine yoğunlaşmıştır. Denebilir ki çalışmaların %85'i kontrol algoritmaları yada bu algoritmaların performans kıyaslaması şeklinde yapılmıştır.

İlk kontrol Lyapunov teorisi ile yapılmıştır [12-15]. Bu teoriye göre belli durumlarda quadrotorun asimptotik stabilitesini sağlamak mümkün olabilmektedir.

İkinci kontrol yöntemi olarak PDD ve PID yapılı geri beslemeli kontrol yapıları kullanılmıştır [16-18]. PDD geri besleme yapısının başarısı koryolis ve jiroskopik etmenlerin kompanzasyonu için eksponansiyel yakınsama özelliği olmasıdır. Bunun tersine PID yapısında bazı özel model parametrelerine gereksinim yoktur ve kontrol kuralı uygulamada çok daha basittir.

Üçüncü kontrol yöntemi adaptif kontrol teknikleri kullanmaktır [19, 20]. Bu metotlar parametrik belirsizliklerde ve modellenemeyen dinamiklerde performans sağlamaktadır.

Dördüncü bir yöntem ise Lineer Kuadratik Düzenleyici (LQR) temellidir [16, 21]. Bu tekniğin ana avantajı uygun bir giriş sinyalinin tam durum geri beslemesinden elde edilebilir olmasıdır (Ricatti denkleminin çözülmesiyle). Diğer yandan Ricatti denkleminin analitik olarak çözümü zordur.

Beşinci kontrol yöntemi geri adım lamalı kontrol yöntemidir [22-24]. İlgili makalelerde quadrotorun dahili durumlarına yakınsama garanti olup bir çok işlem gerektirmektedir.

Altıncı bir kontrol sistemi dinamik geri besleme ile yapılmaktadır [25, 26]. Bu yöntem birkaç quadrotor projesinde sistemin kapalı çevrim kısmını lineer, kontrol edilebilir ve ayrıştırılmış alt sistemlere çevirmede kullanılmıştır.

Yedinci kontrol sisteminde görsel geri besleme kullanılmıştır [27-29]. Bu amaç için kullanılan kamera quadrotora ya da yere monte edilebilmektedir.

Diğer kontrol algoritmaları bulanık mantık teknikleri [30], yapay sinir ağları ve öğrenme yöntemleri ile yapılmaktadır [1].

2. İNSANSIZ HAVA ARACININ MATEMATİKSEL MODELİ

Bu bölümde 6 serbestlik derecesine sahip quadrotorun matematiksel modeli çıkarılacaktır. Matematiksel denklemler kinematik ve dinamik denklemler vasıtasıyla elde edilecektir.

2.1. Kinematik

Kinematik sistemlerin hareketini tanımlarken sisteme etkiyen kuvvet ve torkları ele almaksızın hareketi tanımlayan mekaniğin bir dalıdır. 6 serbestlik dereceli bir sistemin hareketi tanımlanırken 2 adet referans eksenenden faydalanılır [1].

Aşağıda ki nedenlerden dolayı farklı birtakım referans eksenler kullanılmaktadır.

- Newton denklemleri quadrotor gövde üzerinde tanımlı koordinat ekseninde ifade edilirler.
- Aerodinamik kuvvetler ve torklar gövde eksenine uygulanır.
- İvmeölçer ve jiroskop gibi sensörler ölçümlerini gövde eksenine göre yaparlar. Alternatif olarak GPS pozisyon, hız ve açı gibi ölçümlerini yeryüzü atalet eksenine göre ölçer.
- Uçuş planlaması gibi görevler yeryüzü atalet eksenine göre ek olarak harita bilgisi de yeryüzü atalet eksenine göre verilir.

Bir koordinat sisteminden diğer koordinat sistemine geçiş dönüşüm ve aktarma operasyonları ile yapılır [32].

Quadrotor hareketini modellemede kullanacağımız iki referans koordinat eksenini şunlardır.

- Yeryüzü atalet referans eksenini (Earth inertial reference E-frame)
- Gövdeye sabit referans eksenini (Body fixed reference B-frame)

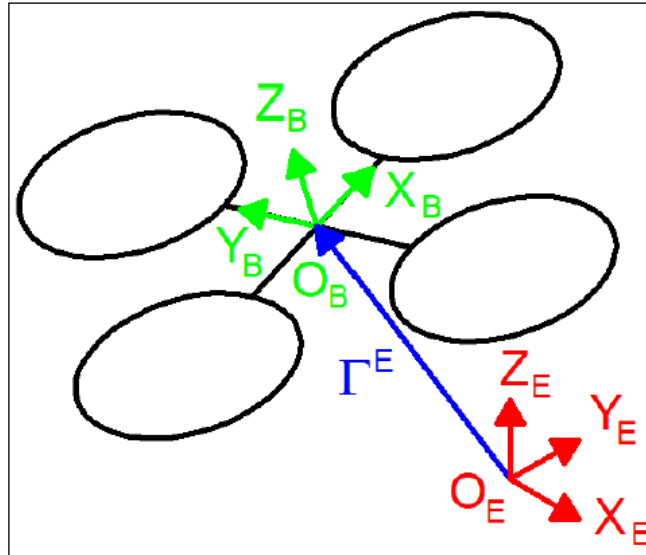
Yeryüzü atalet ekseninde (o_E, y_E, x_E, z_E) x_E kuzeyi gösterir, y_E batıyı gösterir, z_E yeryüzüne göre yukarıyı gösterir ve o_E ise eksenin orijini. Bu ekseninde quadrotorun lineer pozisyonu ve açısal pozisyonu tanımlanır.

Gövdeye sabit referans ekseninde (O_B, y_B, x_B, z_B) , x_B quadrotorun önünü gösterir, y_B quadrotorun solunu gösterir, z_B quadrotor gövdesine göre yukarıyı gösterir O_B quadrotor eksenlerinin merkezini gösterir. Lineer hız $V^B[m s^{-1}]$, açısal hız $\omega^B[rad s^{-1}]$, kuvvetler $F^B[N]$ ve torklar $\tau^B[N m]$ bu eksenle tanımlanırlar.

Quadrotorun lineer pozisyonu Γ^E yeryüzü atalet referans eksenine göre gövdeye sabit referans ekseninin orijini ile yeryüzü atalet referans ekseninin orijini arasında ki vektörün koordinatları ile aşağıda ki denklemden olduğu gibi ifade edilir.

$$\Gamma^E = [x \ y \ z]^T \quad (2.1)$$

Aşağıda ki figürde ise iki koordinat ekseninin ilişkileri gösterilmektedir [1].



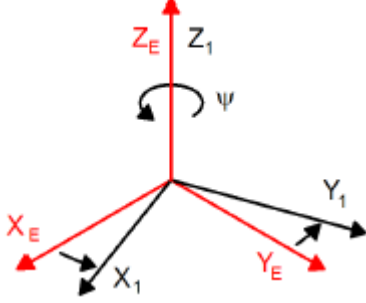
Şekil 2.1. İki Koordinat Ekseni Arasında ki İlişki

Quadrotorun açısal pozisyonu θ^E gövdeye sabit eksenin yeryüzü atalet eksenine göre oryantasyonu ile ifade edilir. Bu işlemler gerçekleştirilirken “yuvarlanma, yunuslama ve yönelme” açıları kullanılır ve aşağıda ki denklemden olduğu gibidir.

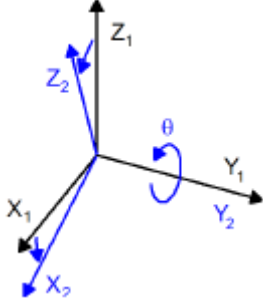
$$\theta^E = [\phi \ \theta \ \psi]^T \quad (2.2)$$

Dönüşüm matrisi R_θ hareketi tanımlamak için gövdeye sabit eksenin yeryüzü atalet eksenine göre tanımlanmasını sağlar ve aşağıda ki sırayla verilen basit dönüşüm matrislerinin çarpımı ile elde edilir.

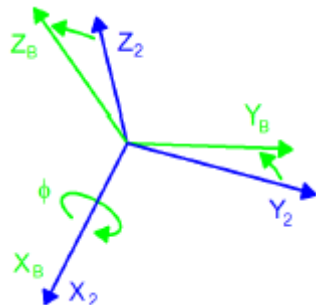
Tablo 2.1. z_B Eksenini Etrafında Belirli Bir Yönelme Açısıyla (ψ) Dönme Durumu

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

Tablo 2.2. y_B Eksenini Etrafında Belirli Bir Yunuslama Açısı (θ) İle Dönme Durumu

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

Tablo 2.3. x_B Eksenini Etrafında Belirli Bir Yuvarlanma Açısı (ϕ) İle Dönme Durumu

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

Yukarıda tanımlanan üç rotasyon matrisinin çarpımı ile tam rotasyon matrisi elde edilir ve aşağıda hesaplandığı gibidir.

$$R_{\theta} = R(\psi, z) R(\theta, y) R(\phi, x) \quad (2.3)$$

$$R_{\theta} = \begin{bmatrix} c\psi c\phi & -s\psi c\phi + c\psi s\theta s\phi & s\psi s\phi + c\psi s\theta c\phi \\ s\psi c\phi & c\psi c\phi + s\psi s\theta s\phi & -c\psi s\phi + s\psi s\theta c\phi \\ -s\theta & c\theta s\phi & c\theta c\phi \end{bmatrix} \quad (2.4)$$

2.2. Dinamik

Dönüşüm matrisi hesaplandıktan sonra quadrotorun matematiksel modeli hesaplanabilir. Matematiksel model hesaplanırken kullanılacak denklem takımının temel hali aşağıda ki gibidir.

$$\begin{bmatrix} F \\ \tau \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} mI_{3 \times 3} & 0 \\ 0 & I \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \ddot{x} \\ \dot{\omega} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \omega \times m\dot{x} \\ \omega \times I\omega \end{bmatrix} \quad (2.5)$$

Diğer bir gösterimle:

$$\begin{bmatrix} F^B \\ \tau^B \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} mI_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} \\ 0_{3 \times 3} & I \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{V}^B \\ \dot{\omega}^B \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \omega^B \times mV^B \\ \omega^B \times I\omega^B \end{bmatrix} \quad (2.6)$$

Burada;

F = ağırlık merkezine etkiyen toplam kuvvet

τ = ağırlık merkezine etkiyen toplam tork

m = quadrotorun kütlesi

$I_{3 \times 3}$ = 3x3 lük birim matris

x = ağırlık merkezinin pozisyonu

I = ağırlık merkezinin eylemsizlik momenti

ω = quadrotorun açısal hızı

Newton denkleminin son kısmında ki $\omega \times m\dot{x}$ ifadesi hayali güçler (merkezkaç kuvveti ve koryolis etkisi gibi) için kullanılmıştır [33].

F=m.a temel denkleminde yola çıkarak denklemler yeniden düzenlenirse

$$m\dot{V}^B = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -mg \end{bmatrix} + R \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \sum F_i \end{bmatrix} \quad (2.7)$$

Her bir motor tarafından z_B ekseninde üretilen kuvvet $F_i = b\Omega_i^2$ şeklinde modellenir. Bu denklemlerde R dönüşüm matrisini, Ω_i motora ait açısal hızı, b ise itme sabitini ifade eder. Bu denklemlerde ilgili kuvvetler z_B ekseninde olduğundan denklemin 2. Kısımında bulunan rotasyon matrisi ile çarpım yapılırken matrisin 3. Sütunu ile işlem yapılır. İşlemler tamamlandıktan sonra hesaplanan durumlar aşağıda ki gibidir.

$$m\dot{V}^B = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -mg \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} c\psi c\phi & -s\psi c\phi + c\psi s\theta s\phi & s\psi s\phi + c\psi s\theta c\phi \\ s\psi c\theta & c\psi c\phi + s\psi s\theta s\phi & -c\psi s\phi + s\psi s\theta c\phi \\ -s\theta & c\theta s\phi & c\theta c\phi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \sum F_i \end{bmatrix} \quad (2.8)$$

$$m\ddot{x}_b = (\sin\psi \sin\theta + \cos\psi \sin\theta \cos\phi)b(\Omega_1^2 + \Omega_2^2 + \Omega_3^2 + \Omega_4^2) \quad (2.9)$$

$$m\ddot{y}_b = (-\cos\psi \sin\phi + \sin\psi \sin\theta \cos\phi)b(\Omega_1^2 + \Omega_2^2 + \Omega_3^2 + \Omega_4^2) \quad (2.10)$$

$$m\ddot{z}_b = -mg + (\cos\theta \cos\phi)b(\Omega_1^2 + \Omega_2^2 + \Omega_3^2 + \Omega_4^2) \quad (2.11)$$

Quadrotorun ötelenme dinamikleri yani lineer eşitlikleri yukarıda ki 3 durumda hesaplandığı gibi olmaktadır. Ötelenme dinamiklerinin yanında quadrotora ait dönel dinamikler yani açısal eşitlikler de vardır bunlarda hesaplanacaktır.

Yeryüzü atalet eksenine göre bilindiği üzere tork (moment) açısal momentumun zamana göre türevidir, $M = \frac{d}{dt}(I.\Omega)$ bu denklemde I atalet matrisidir [34].

$$I = \begin{bmatrix} I_x & 0 & 0 \\ 0 & I_y & 0 \\ 0 & 0 & I_z \end{bmatrix} \quad (2.12)$$

Quadrotor simetrik inşa edilirse yani quadrotorun ağırlık merkezi ile geometrik merkezi birbirine en yakın ise eylemsizlik matrisi yukarıda olduğu gibidir.

$$[\tau^B] = [I][\dot{\omega}^B] + [\omega^B \times I \omega^B] \quad (2.13)$$

$$\omega^B = \begin{bmatrix} \omega_x^B \\ \omega_y^B \\ \omega_z^B \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \quad (2.14)$$

$$I \omega^B = \begin{bmatrix} I_x & 0 & 0 \\ 0 & I_y & 0 \\ 0 & 0 & I_z \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} I_x p \\ I_y q \\ I_z r \end{bmatrix} \quad (2.15)$$

$$\omega^B \times I \omega^B = \begin{bmatrix} \tau^x & \tau^y & \tau^z \\ \dots & \dots & \dots \\ p & q & r \\ I_x p & I_y q & I_z r \end{bmatrix} \quad (2.16)$$

$$\tau^x = I_z r \cdot q - I_y q \cdot r = (I_z - I_y) q \cdot r \quad (2.17)$$

$$\tau^y = -(I_z r \cdot p - I_x p \cdot r) = (I_x - I_z) r \cdot p \quad (2.18)$$

$$\tau^z = I_y q \cdot p - I_x p \cdot q = (I_y - I_x) p \cdot q \quad (2.19)$$

$$\tau_x^B = I_x \dot{p} + (I_z - I_y) q \cdot r \quad (2.20)$$

$$\tau_y^B = I_y \dot{q} + (I_x - I_z) r \cdot p \quad (2.21)$$

$$\tau_z^B = I_z \dot{r} + (I_y - I_x) p \cdot q \quad (2.22)$$

$$\begin{bmatrix} \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \ddot{\phi} \\ \ddot{\theta} \\ \ddot{\psi} \end{bmatrix} \quad (2.23)$$

$$\ddot{\phi} = \frac{\tau_x^B + (I_y - I_z) \cdot q r}{I_x} \quad (2.24)$$

$$\ddot{\theta} = \frac{\tau_y^B + (I_z - I_x) \cdot r p}{I_y} \quad (2.25)$$

$$\ddot{\psi} = \frac{\tau_z^B + (I_x - I_y) \cdot p q}{I_z} \quad (2.26)$$

Quadrotor gövdesine etkiyen momentleri ele alacak olursak her üç açıda (yuvarlanma, yunuslama, yönelme) meydana gelen hızlanmalar gövdeye jirokobik etki yapar. Bu bütün gövdenin açısal hızı tarafından oluşturulan momenttir. Aşağıda ki denklemler bu üç açı ile oluşan gövde jirokobik etkiyi tanımlar [3].

$$\text{yuvarlanma açısı jirokobik etkisi} = \dot{\theta}\psi(I_y - I_z) = (I_y - I_z) \cdot qr \quad (2.27)$$

$$\text{yunuslama açısı jirokobik etkisi} = \dot{\phi}\psi(I_z - I_x) = (I_z - I_x) \cdot rp \quad (2.28)$$

$$\text{yönelme açısı jirokobik etkisi} = \dot{\phi}\dot{\theta}(I_x - I_y) = (I_x - I_y) \cdot pq \quad (2.29)$$

Eşitlikler gösteriyor ki diğer iki açılarda değişen hızlar hedef açıda ki hızlanmayı etkilemektedir.

Üzerinde durulması gereken bir diğer tork ise rotorların oluşturduğu kaldırma kuvveti tarafından oluşturulan torktur. Bu tork kaldırma kuvveti tarafından oluşturulan torktur ve sadece yuvarlanma ile yunuslama açılarını etkiler. Aşağıda ki eşitlikler bu torku ifade eder.

$$\text{yuvarlanma açısı kaldırma kuvvetinin oluşturduğu moment} = l(-T_2 + T_4) \quad (2.30)$$

$$\text{yunuslama açısı kaldırma kuvvetinin oluşturduğu moment} = l(T_1 - T_3) \quad (2.31)$$

Bu denklemlerde l pervane eksenini ile ağırlık merkezi arasında ki mesafe yani quadrotorun kol uzunluğudur.

Yönelme açısı rotorların kaldırma kuvveti ile oluşturdukları momentten etkilenmese de bir biri ile ters yönlü dönüp kaldırma kuvveti oluşturan rotor çiftleri arasında dengelenmemiş rotor torklarından etkilenir. Kaldırma kuvvetleri dengelenirse yönelme açısı değişimi gürültüler de elimine edilirse sıfır olur. Kaldırma kuvveti dengesizliği yönelme açısını kontrol ederek helikopterlerde olduğu gibi ikinci bir anti-tork rotoru kullanmayı ortadan kaldırır. Bu duruma ait denklem aşağıda ki gibidir:

$$T_1 + T_3 - T_2 - T_4 \quad (2.32)$$

Son bir tork takımı ise pervaneler tarafından ayrı ayrı oluşturulan jiroskobik etki torklarıdır. Bu jiroskobik etkiler rotor eylemsizliğine, rotor hızına ve değişen açı değerlerine bağlıdır. Rotor jiroskobik etkileri aşağıda ki gibidir.

$$yuvarlanma \text{ rotor jiroskobik etkisi} = J_r \dot{\theta} \Omega_r = J_r q \Omega_r \quad (2.33)$$

$$yunuslama \text{ rotor jiroskobik etkisi} = J_r \dot{\phi} \Omega_r = J_r p \Omega_r \quad (2.34)$$

Z ekseninde ki atalet zıt-tork momentleri x ve y ekseninde ki jiroskobik etkilere benzerdir ve aşağıda ki gibidir.

$$ataletsel \text{ zıt - tork etkisi} = J_r \dot{\Omega}_r \quad (2.35)$$

Bu eşitlikler pervanelerin kendilerinin oluşturdukları toplam torklardır. J_r rotorun eylemsizliğini, Ω_r ise rotorun dönme hızını göstermektedir. Diğer torklara nazaran bu jiroskobik etkiler quadrotorun hareketinde önemsiz etkilere sahiptir. Bu etkiler gerçek bir sistemi tanımlamak için gösterilmiştir simülasyon çalışmalarında veya kontrolcü tasarımlarında sistem karmaşıklığını azaltmak amacıyla göz ardı edilebilir [3].

Durum denklemlerini daha net toparlayabilmek için sistemin girişlerini özetlersek;

$$u_1 = u_{yükseklik} = b(\Omega_1^2 + \Omega_2^2 + \Omega_3^2 + \Omega_4^2) \quad (2.36)$$

$$u_2 = u_{yuvarlanma} = l.b(\Omega_4^2 - \Omega_2^2) \quad (2.37)$$

$$u_3 = u_{yunuslama} = l.b(\Omega_1^2 - \Omega_3^2) \quad (2.38)$$

$$u_4 = u_{önelme} = d(\Omega_1^2 - \Omega_2^2 + \Omega_3^2 - \Omega_4^2) \quad (2.39)$$

Bu denklemlerde ki b ve d aerodinamik etkilere bağlı sabit parametrelerdir ve hava yoğunluğu ile rotor pervanelerinin yunuslama açısı, boyutu ve şekline bağlıdır [35].

Durum denklemleri aşağıda ki gibi toparlanmıştır;

$$\ddot{x} = (\sin\psi\sin\theta + \cos\psi\sin\theta\cos\phi) \frac{u_1}{m} \quad (2.40)$$

$$\ddot{y} = (-\cos\psi\sin\phi + \sin\psi\sin\theta\cos\phi) \frac{u_1}{m} \quad (2.41)$$

$$\ddot{z} = -g + (\cos\theta\cos\phi) \frac{u_1}{m} \quad (2.42)$$

$$\ddot{\phi} = \frac{(I_y - I_z).qr}{I_x} - \frac{J_r q \Omega_r}{I_x} + \frac{u_2}{I_x} \quad (2.43)$$

$$\ddot{\theta} = \frac{(I_z - I_x).rp}{I_y} + \frac{J_r p \Omega_r}{I_y} + \frac{u_3}{I_y} \quad (2.44)$$

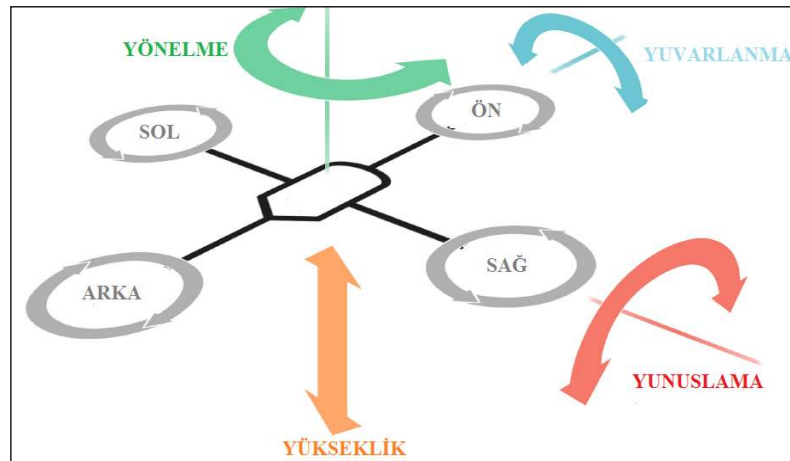
$$\ddot{\psi} = \frac{(I_x - I_y).pq}{I_z} + \frac{u_4}{I_z} \quad (2.45)$$

3. İNSANSIZ HAVA ARACININ DENGE KONTROLÜ

Quadrotor mekanizmasında motor ve pervaneler sabit olup pervaneler de sabit hatveli pervane yapısına sahiptir. Sabit hatveli pervane yapısında hava akışı sabit olup yukarı yönlü kaldırma kuvveti sağlamak için hava akışı aşağıya doğrudur. Bu yapıdan dolayı quadrotor rijit yapı olarak kabul edilir çünkü değişen tek şey pervanelerin hızlarıdır [1].

Quadrotorlarda ön ve arka pervaneler saat yönünün tersinde dönerken sağ ve sol pervaneler ise saat yönünde dönerler. Bu şekilde birbirinin tersi yönünde dönme yapan pervane çiftleri sayesinde helikopterlerde olduğu gibi ana pervanenin dönmesi sonucu oluşturulan dönme momentini telafi etmede kullanılan bir kuyruk rotoruna ihtiyaç kalmamaktadır. Eğer bütün pervaneler aynı yönde dönüyor olsaydı her bir rotorun oluşturduğu döndürme momenti birbirini destekler biçimde olacaktı ve kuadrotor havada sabit kalmak yerine gövde düşey merkez eksenini etrafında dönecekti.

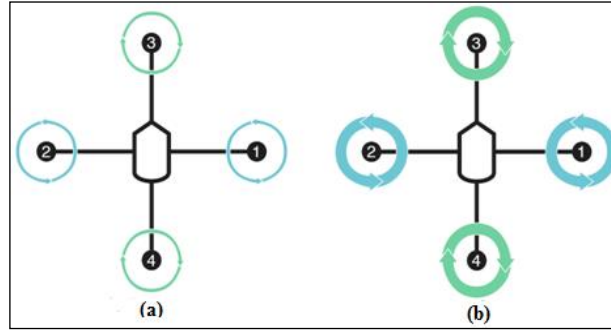
Hava araçlarının hareket kontrolü yapılırken 3 ana parametre göz önünde bulundurulmalıdır. Bunlar aracın ağırlık merkezinin dönme açılarıdır. Bunlar şu açılarıdır: yuvarlanma açısı, yunuslama açısı ve yönelme açılarıdır. Bu açıları ve ait oldukları eksenler figürde görüldüğü gibidir.



Şekil 3.1. Dönme Açıları Yuvarlanma, Yunuslama Ve Yönelme

3.1. Yükselme

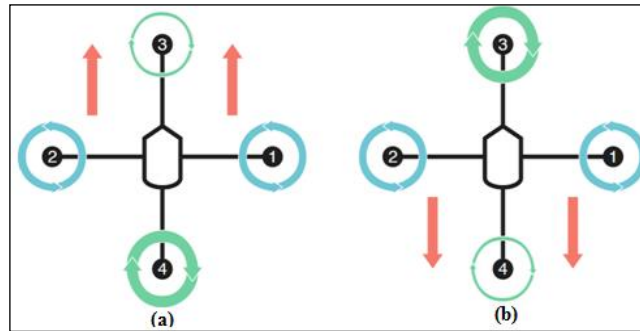
Quadrotoru sabit bir yükseklikte tutabilmek için rotorlar tarafından sağlanan kaldırma kuvvetinin aracın kütlesinden dolayı aşağı yönlü olan kuvvete eşit olması gerekmektedir. Aşağıda ki figür de görüldüğü üzere her bir rotora ait dönme hızının eşit biçimde artırılması yükseklikte artma meydana getirirken eşit şekilde rotor hızlarının düşürülmesi de yüksekliğin azaltılmasını sağlamaktadır.



Şekil 3.2. Quadrotorun a)Aşağı Yönlü Ve b)Yukarı Yönlü Hareketi

3.2. Yunuslama

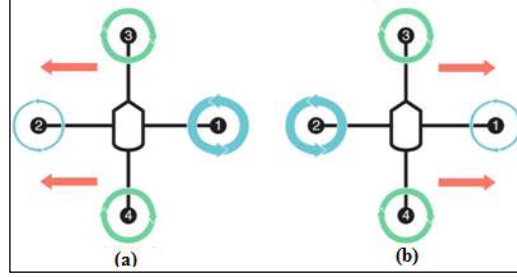
Yunuslama quadrotorun 3 numaralı(ön) rotor hızının azaltılarak 4 numaralı(arka) rotor hızının artırılarak aracın ileri doğru hareket ettirilmesidir. Benzer şekilde ters yönde hareket ettirmek için 4 numaralı(arka) rotor hızı azaltılarak 3 numaralı(ön) rotor hızı artırılırsa aracın geri yönlü bir hareketi sağlanmış olur. Bu manevralar aşağıda ki figürde gösterilmiştir.



Şekil 3.3. Yunuslama Hareketi a)Öne Doğru Ve b)Arkaya Doğru

3.3. Yuvarlanma

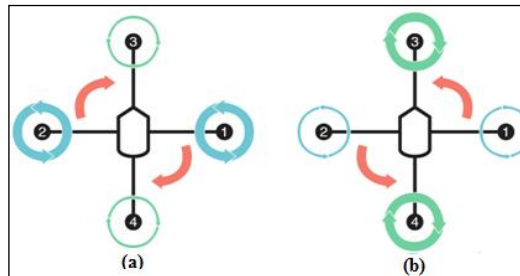
Yuvarlanma hareketi yunuslama hareketine benzer şekilde quadrotorun sağ ve sol (1 ve 2) rotor hızlarının farklı yapılmasıyla elde edilir. Bu manevralar da aşağıda ki figürde gösterilmiştir.



Şekil 3.4. Yuvarlanma Hareketi a)Sola ve b)Sağa

3.4.Yönelme

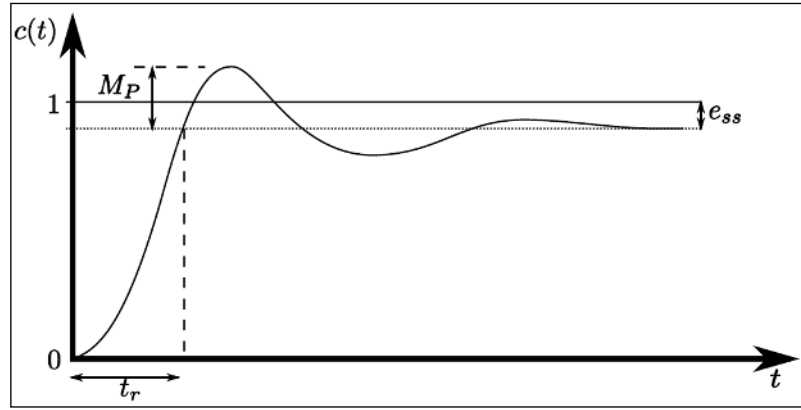
Quadrotor aracının düşey eksenini etrafında dönmesi rotor çiftlerinin (1 ile 2 — 3 ile 4) birbirlerine ait torkları kompanze etmesi sonucu giderilir. Bu nedenle 1 ile 2 numaralı aynı şekilde 3 ile 4 numaralı rotorlar birbirlerinin tersi yönünde dönmelidirler. Bu dört rotor eşit hızlarda ve çiftler arasında zıt yönde olmak üzere döndürüldüklerinde eşit ve zıt yönde torklar üretirler bunun sonucu olarak toplam tork sıfır olur ve sabit bir yönelme açısı elde edilmiş olur. Çiftlerden birinde ki rotorların hızı diğer çiftte ki rotora göre artırıldığı zaman net tork artık sıfır olmayacak ve araç yönelme hareketine başlayacaktır. Aracın yönelmesi hızı yüksek olan rotor çiftinin tersi yönünde olacaktır. Söz konusu manevra aşağıda ki figürde gösterilmiştir [31].



Şekil 3.5. Yönelme Hareketi a)Saat Yönünde Ve b)Saat Yönü Tersinde

3.5. PID Kontrolcüsü

Quadrotor kontrolünde uygulama alanı çok geniş olan PID tip kontrolcü kullanılacaktır. PID kontrolcü kullanmanın avantajları basit yapılarının olması ve kolay uygulanabilir olmasıdır[36]. Klasik kontrol metotlarından olan PID kontrol yapısı üç bileşenden oluşmaktadır bu bileşenler Proportional (oransal), Integrator (integral alan) ve Derivative (türevsel)'dir. Her bir bileşenin kendine özgü karakteri vardır ve sistem cevabı en iyi şekilde sistem girişine uygulanan step fonksiyonunun çıkışına göre yorumlanır. Bu işlem aşağıda ki figürde daha net açıklanacaktır [37].



Şekil 3.6. Maksimum Aşma, Yükselme Zamanı Ve Sürekli Hal Hatası

Orantısal (Proportional) Kontrol: Orantısal kontrol sistemin yükselme zamanını azaltır. Sadece orantısal kontrol kullanılırsa step fonksiyon uygulanan sistemin çıkışında bir sürekli hal hatası oluşur.

Orantısal integral (Proportional Integral): Eğer orantısal kontrolcüye integral kontrolcü eklenirse sürekli hal hatası azalacaktır. Ancak integral işlemi eklendiğinde sistemin çıkış cevabında istenmeyen bir osilasyon ve aşım meydana gelir.

Orantısal Türev (Proportional Derivative): Orantısal kontrolcüye türev eklenirse yüksek hassasiyetli bir kontrolcü elde edilir. Step girişi için aşma miktarının azaltıldığı anlamına gelir. Türevsel kontrolcünün avantajı, sistemde istenen giriş ile sistemin sağladığı cevap arasında ki hata değişiminin oranına göre cevap verir ve hatanın şiddeti çok fazla büyümeden önemli bir düzeltme yapar.

Bu nedenle türevsel kontrolcü sistemin kararlılığını artırır. Türevsel kontrol sürekli hal hatasını doğrudan etkilememesine rağmen sisteme bir bastırma uygulayarak

orantı sabitinin yüksek olmasını sağlar bu da sürekli hal hatasını önemli ölçüde azaltır.

Orantısal İntegral – Türev (Proportional Integral – Derivative) : Literatürde PID olarak geçen kontrolcüde bu üç bileşende mevcuttur. Böylelikle sistemin yükselme zamanını azaltma, maksimum aşma miktarını azaltma ve sürekli hal hatasını ortadan kaldırma sağlanmış olur. Kontrol kuralı aşağıda verilen transfer fonksiyonu ile sağlanır [37].

$$e(t) = e_d(t) - e_a(t) \quad (3.1)$$

$$u = P + I + D \quad (3.2)$$

$e_d(t)$ =istenen pozisyonu, $e_a(t)$ gerçek pozisyonu ifade etmektedir. PID kontrolöre ait transfer fonksiyonu ise aşağıda ki gibidir [5].

$$K(s) = K_p + \frac{K_i}{s} + K_d s \quad (3.3)$$

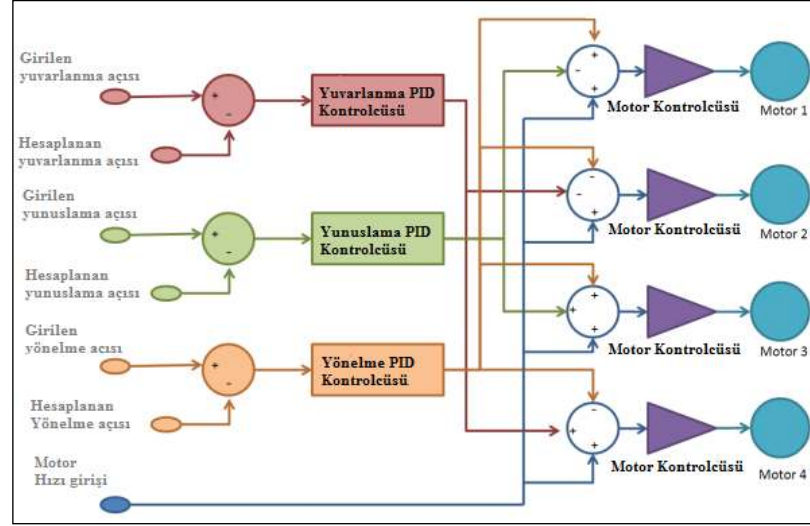
3.5.1. Kontrolcü Ayarı

PID Kontrolörleri ayarlamak için Ziegler-Nichols ve Lambda ayarlaması gibi çeşitli algoritmalar geliştirilmiştir. Bunların yanında kontrolcü ayarı deneme ile de gerçekleştirilebilir. Kontrolcü ayarlaması deneme yöntemiyle yapılacaksa adımlar şu şekilde izlenmelidir:

- İlk olarak sistemin step cevabı elde edilmelidir.
- Gerekiyorsa yükselme zamanını azaltmak için orantısal sabit K_p eklenir.
- Gerekiyorsa maksimum aşma miktarını azaltmak için türev sabiti K_d eklenir.
- Gerekiyorsa sürekli hal hatasını azaltmak için integral sabiti K_i eklenir.
- İstenilen sistem cevabı elde edilene kadar katsayılar ayarlanır [37].

3.6. Quadrotör Kontrolcüsü Yapısı

Quadrotör kontrolü için aşağıda ki figürde de görüldüğü üzere, yükseklik kontrolü, yuvarlanma kontrolü, yunuslama kontrolü ve yönelme kontrolü için 4 ayrı PID kontrolcüsü kullanılacaktır [38].



Şekil 3.7. Quadrotör Manevra Kontrolü Yapısı

Kontrolcü tasarımı için quadrotora ait denklemlerde etkileri ihmal edilebilecek etmenler denklemlerden çıkarılırsa kontrolcü tasarımında işimize yarayacak yeni denklemler aşağıda ki gibi yeniden yazılabilir.

$$\ddot{z} = -g + (\cos\theta\cos\phi)\frac{u_1}{m} \quad (3.4)$$

$$\ddot{\phi} = \frac{u_2}{I_x} \quad (3.5)$$

$$\ddot{\theta} = \frac{u_3}{I_y} \quad (3.6)$$

$$\ddot{\psi} = \frac{u_4}{I_z} \quad (3.7)$$

Oluşturulan yeni denklemlerin ardından yükseklik kontrolü, yuvarlanma açısı kontrolü, yunuslama açısı kontrolü ve yönelme açısı kontrolü için tasarlanan PID kontrolör yapıları aşağıda ki gibi olmaktadır.

3.6.1. Yükseklik Kontrolü

Verilen referans yükseklik değerine göre PID kontrolcüsü tarafından sağlanan kontrol sinyali aşağıda ki yapıda dır [39].

$$u_z = \left[K_{Pz}(h_{ref} - h) + K_{Iz} \int (h_{ref} - h) + K_{Dz}(\dot{h}_{ref} - \dot{h}) + RPM_{askı} \right] / (\cos\theta \cos\phi) \quad (3.8)$$

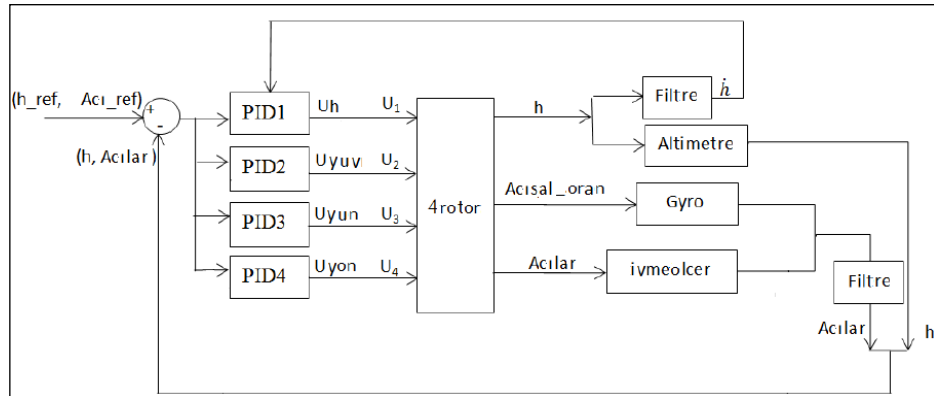
Denklemden K_{Pz} , K_{Iz} , K_{Dz} sabitleri sırayla orantı, integral ve türev sabitleridir, $RPM_{askı}$ quadrotor askıda iken motorların ortalama hızı, h ultrasonik mesafe sensörünün geri beslediği yükseklik bilgisi θ ve ϕ ise yunuslama ve yuvarlanma açılarıdır.

3.6.2. Yuvarlanma, Yunuslama ve Yönelme Açıları Kontrolü

Bu açıları kontrol etmede kullanılan PID tekniği hepsi için aynı olduğundan birlikte değerlendirilecektir.

$$u_{açı} = \left[K_{Paçı}(a_{ref} - a) + K_{Iaçı} \int (a_{ref} - a) + K_{Daçı}(\dot{a}_{ref} - \dot{a}) \right] \quad (3.9)$$

Denklemden $K_{Paçı}$, $K_{Iaçı}$, $K_{Daçı}$ değişkenleri açı kontrolü için kullanılan PID kontrolörünün sırayla orantı, integral ve türev sabitleridir, a jiroskop tan alınan açı geribeslemesidir. Sistemin tam diyagramı aşağıda verildiği şekildedir [39].



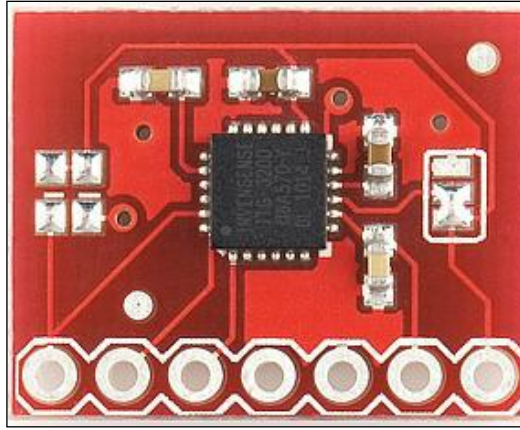
Şekil 3.8. Quadrotor Manevra Ve Yükseklik Kontrolü

4. KULLANILAN BAŞLICA SENSÖRLER VE ELEMANLAR

Quadrotor kontrolünde son derece önemli olan Atalet Ölçüm Sistemi (İnertial Measurement Unit (IMU)) vardır. Bu sistemde kullanılan sensörler mikroeletromekanik atalet sensörleridir [40]. Atalet ölçüm sisteminde bahsi geçen sensörler dışında sensör ölçümlerinde ki gürültüleri elimine etmek amacıyla filtrelerde vardır (Bütünleyici Filtre).

4.1. Jiroskop(Gyro)

Jiroskoplar dönme oranını ölçen sensörlerdir. Uçuş başladığında (quadrotorun hiçbir yönde eğimi yokken) bütün açılar 0 derecedir ve uçuş esnasında açıları güncellemek için jiroskoplar kullanılır. Bir jiroskopun ölçtüğü büyüklüğün birimi *derece/saniye* dir. Açı ise 1 saniyede oluşan eğim olarak hesaplanır yani jiroskop tarafından bulunan değerin integrali alınarak hesaplanır. Jiroskopların bir diğer özelliği lineer hızlanmaları ölçemez olduklarıdır ve sadece açısal hızlanmaları ölçerler. Lineer hızlanmalar ise ivmeölçerler tarafından ölçülür.



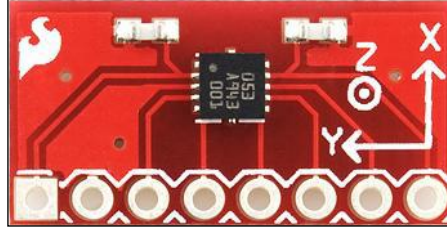
Şekil 4.1. Bölümümüz Laboratuvarında Bulunan ITG3200 Tip Jiroskop

PID tip kontrolcüde Jiroskobun ilgili olduğu parametre D parametresidir yani açısal

hızın $D(\text{derivative}) = \frac{d(\psi\theta\phi)}{dt}$ ilişkili olduğu parametredir [41].

4.2. İvmeölçer (Accelerometer)

İvme ölçerler quadrotor ekseninde ki her yönde (x, y, z) olan hızlanmaları ölçmek amacıyla kullanılırlar. Lineer ivmelenmeleri ölçebilirler. İvmeölçerler atalet ölçüm sistemlerinde jiroskoplar ile birlikte kullanılırlar yoksa tek başlarına kullanmada yeterli olmazlar çünkü ivmeölçerlerin açısal ivmelenmeleri ölçme yetenekleri yoktur.



Şekil 4.2. Bölümümüz Laboratuvarında Bulunan Bosch BMA180 Tip İvmeölçer

İvmeölçerler ile yuvarlanma(ϕ) ve yunuslama(θ) açılarının tayini mümkün olabilmektedir. Bu açı tayini aşağı da ki formüllerle gösterildiği gibidir [42].

$$\phi = \arctan \frac{\ddot{z}}{\ddot{y}} + \frac{\pi}{2} \quad (4.1)$$

$$\theta = -\arctan \frac{\ddot{z}}{\ddot{x}} - \frac{\pi}{2} \quad (4.2)$$

Quadrotorun x ve y düzleminde ki hızını bulmak için ivmeölçerin ölçtüğü değerin integrali alınır ve x ile y düzleminde ki hızlar bulunmuş olur.

$$\dot{x} = \int_0^t \ddot{x} dt \quad (4.3)$$

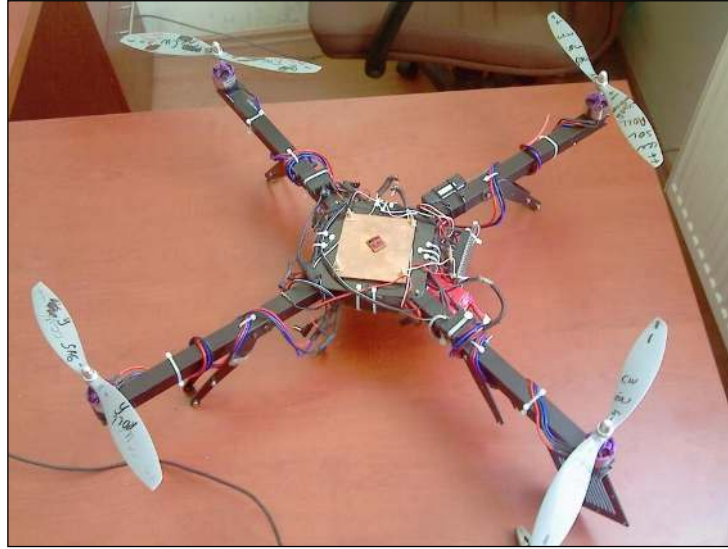
$$\dot{y} = \int_0^t \ddot{y} dt \quad (4.4)$$

4.3. Çerçeve

Çerçeve düşünülürken öncelikle hangi malzemeden yapıldığı göz önünde bulundurulmalıdır. Kullanılan çerçeve hafif ve dayanıklı olmalıdır. Çerçeve üzerine etkiyen temel kuvvetler yerçekimi kuvveti ve hava basıncıdır. İnsansız hava aracımızın çerçevesi için yaygın olarak kullanılan 3 farklı madde düşünülebilir. Bu maddeler alüminyum, ahşap ve karbon fiber malzemelerdir. Bu malzemeler avantaj ve dezavantajları bakımından incelenirse.

Ahşap bir çerçeve düşük maliyeti ve hafifliği ile bu tür projelerde sıklıkla kullanılmaktadır. Fakat ahşap bir çerçeve hava koşullarından çok fazla etkilendiği gibi kırılması ve esnemesi de dezavantajlarıdır. Ayrıca dezavantaj olarak hava aracı üzerine monte edilecek diğer malzemelerin montaj sıkıntısı da vardır. Ahşap bir yüzeye monte edilen vida vs. tutucu parçaların birkaç defa sökölüp takılma veya esneme durumunda yuvalarının deforme olması çok olası bir durumdur. Bu gibi nedenlerden dolayı ahşap bir çerçeve tercih edilmemiştir.

Karbon fiber bir çerçeve aslında insansız hava aracının özelliklerine en iyi hitap edebilecek bir malzemedir. Çünkü karbon fiber gerilmelerin ve esnemelerin ahşap malzemeye göre daha rahat üstesinden gelir ve alüminyumdan da daha hafiftir. Fakat zor bulunuşu ve tamir ve onarım sıkıntılarının olması nedeniyle bir tercih sebebi olmamıştır.



Şekil 4.3. Alüminyum Çerçeve

Alüminyum ise çevre şartlarına, gerilme, esneme gibi durumlara daha dayanıklı olduğu için, kolayca bulunabildiği için bir tercih sebebidir. Alüminyum bir çerçeve ile dışarıdan herhangi bir malzeme ile kuvvetlendirme olmaksızın birçok defa uçuş denemesi yapılabilir ve hatta kaza sonucu insansız hava aracı düşse dahi ahşap ve karbon fibere göre daha avantajlıdır. Fakat tercih sebebini etkilemeyen ahşap malzemeye göre pahalı olması ve karbon fibere göre ağır olması da dezavantajlarıdır.

4.4. Pervaneler

Farklı boyut ve stillerde bir çok pervane mevcuttur. Yapıldığı malzemeye göre pervaneler ise ahşap, plastik, fiberglas-sertleştirilmiş plastik, fiberglas ve karbon fiber sayılabilir. Ahşap, fiberglas ve karbon fiber pervaneler en iyi performansı verirler. Plastik pervaneler ise ucuz olmalarının yanında esnektirler ve titreşime neden olarak güç kaybına neden olurlar. Pervaneler 2 numara ile adlandırılırlar örneğin bizim insansız hava aracımızda kullandığımız 10x4.7 lik pervaneler gibi. Burada 10 pervanemizin çapıdır (inç olarak) ve 4.7 ise pitch katsayısıdır. Pitch pervanenin tam bir tur dönmesi ile ileri doğru katettiği mesafedir. Yani kullandığımız pervaneler teoride 360° dönerek 4.7 inç mesafe kat etmektedir (mükemmel bir akışkan içerisinde). Şimdi bu değerlerin etkilerine göz atalım. Eğer pervaneniz yüksek pitch değerlikli ise;

- Yüksek hızlı uçuş
- Zayıf hızlanma
- Zayıf yükselme
- İniş esnasında yavaşlama problemi

Düşük pitch değerlikli pervanede ise;

- Düşük hızda uçuş
- İyi hızlanma
- İyi yükselme
- İyi bir hız kontrolü özellikle düşük hız aralıklarında

Pervane pitch değerliğini anlamamanın en iyi yolu otomobilinizden bir örnek vermek olabilir. Düşük pitch değerlikli pervane ile uçuş tıpkı otomobilinizin düşük viteslerinde sürüş gibidir gaza bastığınızda hızlanma maksimumdur ve yüksek tepelere tırmanmak zor değildir. Fakat gideceğiniz yere daha yavaş ulaşırsınız. Yüksek pitch değerlikli pervane ile uçuş ise otomobilinizin yüksek viteslerinden biri ile harekete başlamak gibidir. Hızlanma yavaştır tırmanma yavaştır fakat ulaşmak istediğiniz yere daha kısa sürede ulaşırsınız. Yapıldığı malzemeye göre pervanelere göz atarsak.



Şekil 4.4. Quadrotorda Kullanılan Pervane

Ahşap pervaneler aynı boyutlarda diğer malzemelerden yapılmış pervanelere göre daha hafiftirler motora daha az kuvvet uygularlar ve ağır pervanelere göre daha yüksek hızlarda dönebilirler. Ahşap pervaneler aynı zamanda en kolay kırılabilen pervanelerdir.

Fiberglas-içerikli plastik pervaneler en ağır pervanelerdir ve aynı zamanda en sağlam olanlardır. Bu tip pervaneler yeni başlayanlar için en uygundur çünkü çarpma ve darbelere karşı en sağlam pervanelerdir. Bu özelliklerinin yanında ahşap ve karbon fiber pervanelere göre daha verimsizlerdir.

Karbon fiber pervaneler çok pahalıdırlar. Ancak en verimli ve iyi pervane sınıfındadır. Saf plastik pervaneler oldukça esnektirler bu nedenle pitch değerleri değişime maruzdur. Böyle olunca birçok titreşimi de beraberinde getirmektedir.

Pervaneler için önemli plan bir diğer terim ise kanat sayısıdır. Bir pervane bir, iki, üç veya dört kanatlı olabilmektedir. Bunlardan bir kanatlı olanlar çok yaygın olmamakla birlikte en verimli olanlar iki kanatlı olanlardır üç ve dört kanatlı olanlar ise iki kanatlı olanlara nazaran biraz daha verimleri düşüktür [43].

4.5. Fırçasız DC Motorlar

İnsansız hava aracında A-2830/12 850 kv tip fırçasız dc motor kullanılmıştır. Burada fırçasız dc motorlarının sınıflandırılmasından bahsedilirse. A-xx xx/xx burada ilk sırada ki xx yani 28 motor statorunun milimetre cinsinden çapıdır. Yani kullanılan motor statorunun çapı 28mm dir. İkinci sıradaki(ortada ki) xx ise yani 30 motor statorunun milimetre cinsinden uzunluğu dur. Yani motorumuzun stator uzunluğu 30mm'dir.

Kullanılan motorun gücü 187 watt olup maksimum kaldırabileceği ağırlık ise 875 gramdır. Motorun uçlarına ise 7.4-14.8 volt aralığında gerilim uygulanabilmektedir. Kullanım kılavuzuna göre motorun iç direnci 0.136 ohm olup çekebileceği maksimum akım değeri 12.9A'dır. Devir/Volt oranı 850kv olan motorumuzun diğer karakteristik özelliklerine bakacak olursak. Öncelikle motorumuzun kaç devir olduğunu hesaplayalım.

$$RPM = K_v \times Volts \quad (4.5)$$

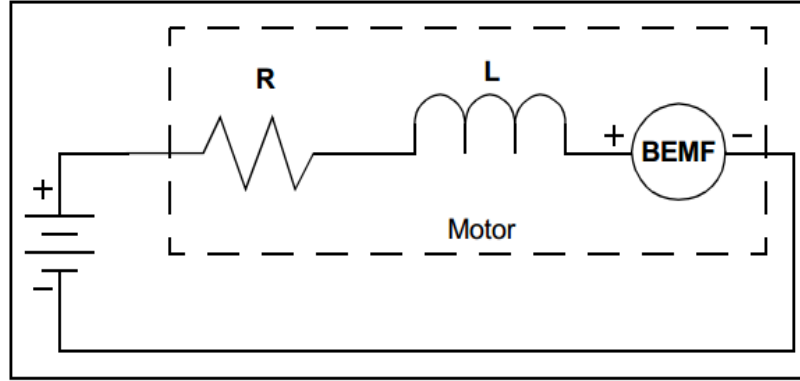
O halde devir sayımız devirsayısı=850x14.8=12580 dev/dakikadır. Hesaplanan bu dev/dakika değeri nominal değer olup motor uçlarına uygulanan gerilim ile değişmektedir. Örneğin biz bu motora kullandığımız 11.2 voltluk batarya ile teorik olarak 850x11.2=9520 dev/dak.'lık maksimum dönme sağlayabiliriz. Fakat motor akım çektikçe ve iç direncinden dolayı bir kayıp meydana gelecektir bu kaybı göz önünde bulundurarak daha gerçekçi RPM değeri hesaplanırsa.

$$V_{kayıp} = I_{giriş} * R_{iç} \quad (4.6)$$

$$RPM = K_v * (V - V_{kayıp}) \quad (4.7)$$

Kayıp gerilim değeri motorumuzun maksimum akım çektiği ana göre hesaplanırsa 12.9*0.136=1.75V tur. Bu değerlere göre yeni RPM değeri 850*(11.2-1.75)=8041dev/dak.'dır.

Fırçasız DC motora gerilim uygulandığında motor içerisinde neler oluyor?



Şekil 4.5. Fırçasız Dc Motor İç Yapısı

Rotor durgun iken akıma karşı oluşan tek direnç elektromagnetik sargıların empedansdır. Bu empedans ise sargıların direnci ve endüktansından oluşmaktadır. Motor dönerken ise daimi mıknatıslı rotor stator sargılarının önünden geçerken sargılarda “Back Electromotive Force” adında bir elektriksel potansiyel endükler. BEMF doğrudan motor hızı ile orantılıdır ve RPM ile Kv bilgileri yardımıyla hesaplanabilir [44].

$$BEMF = RPM/K_v \quad (4.8)$$

Bu bilgiler ışığında motorun oluşturduğu $BEMF=8041/850=9.46$ V tur. Bu değerlerin sağlanması yapılmak istenirse BEMF ile kayıp gerilim düşümünün toplamı motor uçlarına uyguladığımız gerilimi verecektir. Kayıp gerilim düşümünü denklem 6.6 yardımıyla hesaplamıştık BEMF ile ikisinin toplamı $9.46+1.75=11.21V$ yani bizim motor uçlarına uyguladığımız batarya gerilimine eşit çıkmaktadır. Motorumuzu tork yönünden inceleyecek olursak motorun çektiği akım doğrudan motor shaftı üzerinde ki tork yüküne orantılıdır. Motor tork sabiti (K_t) ve motorun çektiği akım değeri bilinerek motorun torku hesaplanabilir. K_t ve K_v hakkında ilginç bir gerçek vardır ki bu iki sabitin çarpımı bütün motorlar için aynıdır. Bu iki sabitin çarpımı 1 e eşittir.

$$K_v * K_t = 1 \quad (4.9)$$

Denklem yardımıyla bulunan motor tork sabitinin değeri 0.001176’dır. Motor sabiti hesaplandıktan sonra motorumuzun çektiği akımda belli olduğu için motorun

sağlayacağı maksimum tork miktarını aşağıda ki formül yardımıyla kolayca hesaplayabiliriz.

$$Tork = K_t \times Amper \quad (4.10)$$

Motorun sağladığı maksimum tork değeri ilgili değerler denklem 6.10'da yerine konursa 0.015 N-m'dir. Fırçasız DC motorlar için değinilmesi gereken bir diğer sabit ise Kv-RPM sabitidir. Bu sabit yardımıyla bilinen özelliklerde bir motorun farklı türevlerine ait özellikler bulunabilir. Motor sabiti denilen bu katsayı aşağıda ki formül ile ifade edilir.

$$motorsabiti = K_v \times sargısayısı \quad (4.11)$$

Örneğin elimizde ki motor 850 Kv lik A-2830/12 tip fırçasız dc motordur. Bu motor adından anlaşılacağı üzere 12 sargılı bir motordur. Bu motorun motor sabiti denklem 6.11 yardımıyla 10200 bulunmuştur. Peki elimizde ki motorla aynı boyutlarda A-2830/8 tip fırçasız dc motor kullansaydık Kv değerimiz ne olurdu. Yine denklem 6.11 den yararlanarak Kv değeri;

$$K_v = \frac{motorsabiti}{sargısayısı} \quad (4.12)$$

1275 olarak hesaplanmıştır. Gerçekten sözü edilen motorun katalog değerlerine bakılırsa hemen hemen bulunan değerle aynı değer olduğu görülür. A-2830/8 tip motorun katalog değerine baktığımızda Kv değerinin 1300 olduğu görülür.



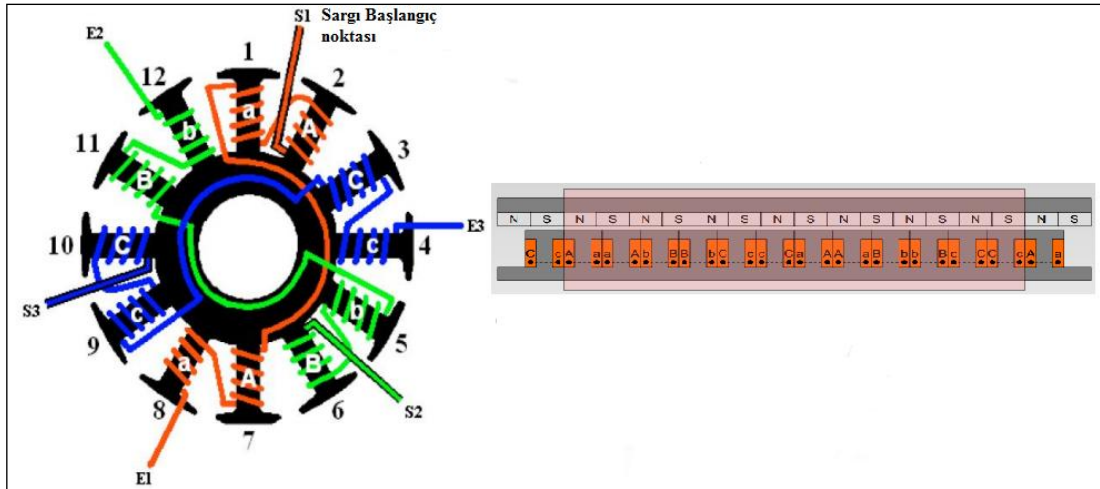
Şekil 4.6. Fırçasız DC Motor

Dıştan dönmeli fırçasız DC motorlar stator üzerinde sargıları bulunan ve dönen dış yüzey yani rotor üzerinde ise mıknatıslar bulunan bir motor çeşididir. Farklı isteklere göre stator sargı sayısı veya rotor mıknatısları sayısı değişmektedir. Bir nevi elektronik şanzuman gibi düşünülebilir. Fırçasız dc motorlar üç fazlıdır ve magnetik alanın bir tur dönmesi için 6 adet adım yapılır. Bu altı adım sayısının nasıl oluştuğu elektronik hız kontrolcüsü kısmında daha kapsamlı açıklanacaktır. 360° 'yi 3 faza bölersek faz başına 120° 'lik açı gelmektedir. Peki öncelikle rotora(dış yüzey) bağlı olan mıknatıslar ne işe yarıyor ya da nasıl belirleniyor, ne tür fonksiyona sahip biraz bunları inceleyelim.

Elektronik şanzuman diye tabir ettiğimiz fırçasız dc motor çıkışlarından elde ettiğimiz farklı oran değerleri nasıl elde ediliyor. Düşünün ki 10 mıknatıslı rotora sahip motorunuz var o halde 360 dereceyi 10 a bölersek mıknatıs başına 36 derecelik pay düşecektir. Bu 36 derecelik pay motorumuz 3 fazlı olduğu için tekrar 3 e bölünürse adım başına 12 derecelik pay düşmektedir. Magnetik alanın bir tam tur dönmesi için 6 adım yapılmaktaydı. 12 derecelik pay 6 adımda 72 derecelik bir açıya tekabül eder. 360 derecelik tam tur dönme için ise bu 72 derecelik açı değeri 5 kez sağlanmalıdır. Yani bu demektir ki elektronik şanzumanımızın oranı 5:1'dir.

Rotor mıknatıslarından bahsedilmişken elimizde ki A-2830/12 tip motorun bilindiği üzere statorunda 12 adet kutbu bulunmaktadır. 12 sargılı bir fırçasız DC motorun rotor kısmı için 4 farklı durum söz konusudur.

- 8 mıknatıslı (4:1) aktarma oranlı rotor: Bu tip motor da tork oldukça düşüktür ve Kv ile RPM değerleri ise oldukça yüksektir.
- 10 mıknatıslı (5:1) aktarma oranlı rotor: Bu tip motor da ise tork 8 mıknatıslı olana göre biraz daha fazladır ama yine düşük torklu bir motor yapısıdır. Kv ile RPM değerleri de 8 mıknatıslı motordan düşük olmasına rağmen yüksek hızlı motor sınıfındadır.
- 14 mıknatıslı (7:1) aktarma oranlı rotor: Bizim kullandığımız motor yapısı olan bu tip motorlarda tork oldukça yüksektir ve Kv ile RPM değerleri ise düşüktür.
- 16 mıknatıslı (8:1) aktarma oranlı rotor: Bu tip motorlarda tork en yüksektir ve Kv ile RPM değerleri de aynı şekilde en düşük olan motorlardır.



Şekil 4.7. Fırçasız DC Motor a-) Sargı Yapısı b-)Mıknatıs-Sargı Eşleşmeleri

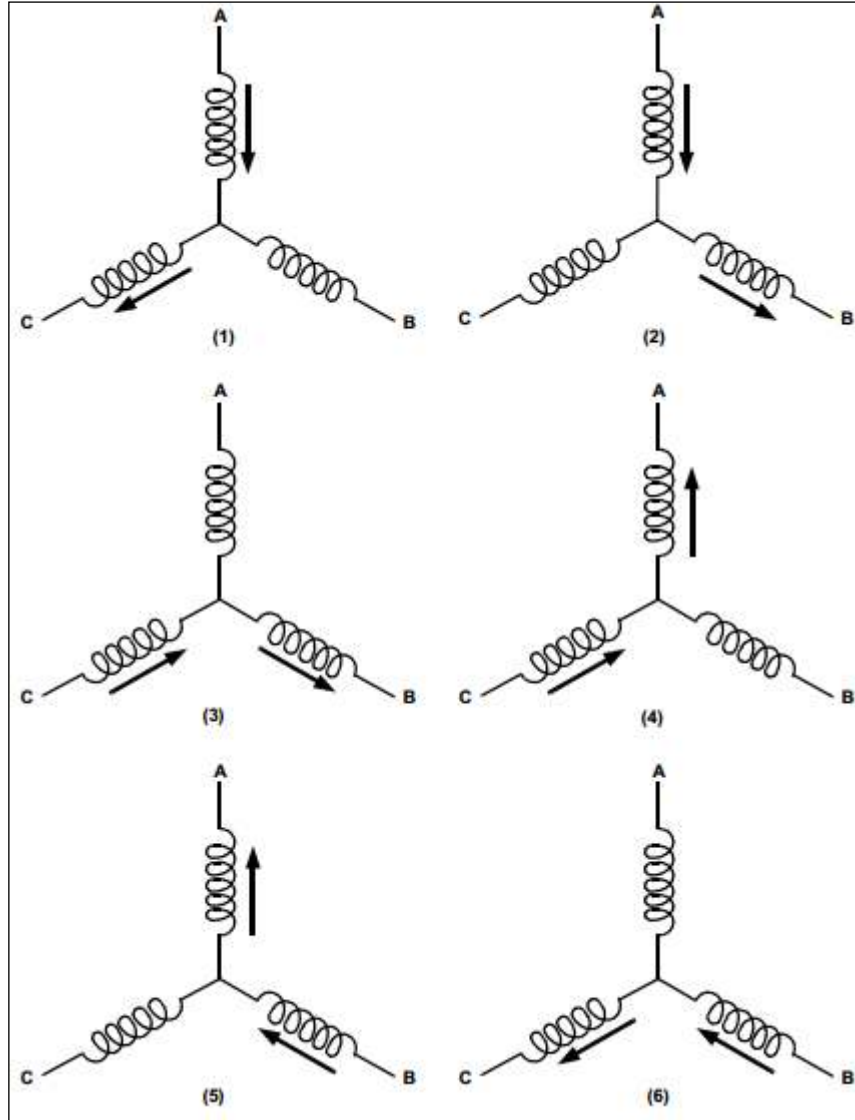
Burada motor üçgen bağlı yapılmak istenirse S1 ile E3 birleştirilerek bir faz, S2 ile E1 birleştirilerek bir faz ve S3 ile E2 birleştirilerek te 3. Faz yapılır. Yıldız bağlantı içinse E1, E2 ve E3 birleştirilip S1, S2 ve S3'ler faz olarak kullanılırlar [45].

4.6. Elektronik Hız Kontrolcüsü (ESC)

Elektronik hız kontrolcöleri motor hızlarını kontrol etmede kullanılan elemanlardır. Fırçasız dc motorlar gün geçtikçe popülerliği artan motorlardır. Adından da anlaşıldığı üzere fırçasız dc motorlar komütasyon için fırça kullanmazlar bu tip motorlarda komütasyon elektronik olarak yapılır. Fırçasız dc motorlar fırçalı dc motorlara göre birçok üstünlüklere sahiptir bunlar:

- Daha iyi hız tork karakteristikleri
- Yüksek dinamik cevap
- Yüksek verimlilik
- Uzun ömür
- Sessiz çalışma
- Yüksek hız aralıklarında çalışabilme

Ek olarak motor boyutuna bağlı olarak sağladıkları tork oldukça yüksektir ve bu özelliklerinden dolayı model insansız hava araçları gibi yer ve ağırlığın önemli olduğu noktalarda vazgeçilmez olmaktadır. Fırçasız dc motor bir tür senkron motordur. Yani stator tarafından ve rotor tarafından oluşturulan magnetik alan aynı frekansta dönmektedir. Fırçasız dc motorlar 1 fazlı, 2 fazlı veya 3 fazlı olabilmektedirler. 3 faz olan fırçasız dc motorlar en çok kullanılan fırçasız motorlardır. Fırçasız dc motorlarda komütasyon elektronik olarak yapılmıyordu yani stator sargılarının belirli bir sıra ile enerjilendirilmesi gerekmektedir [46].



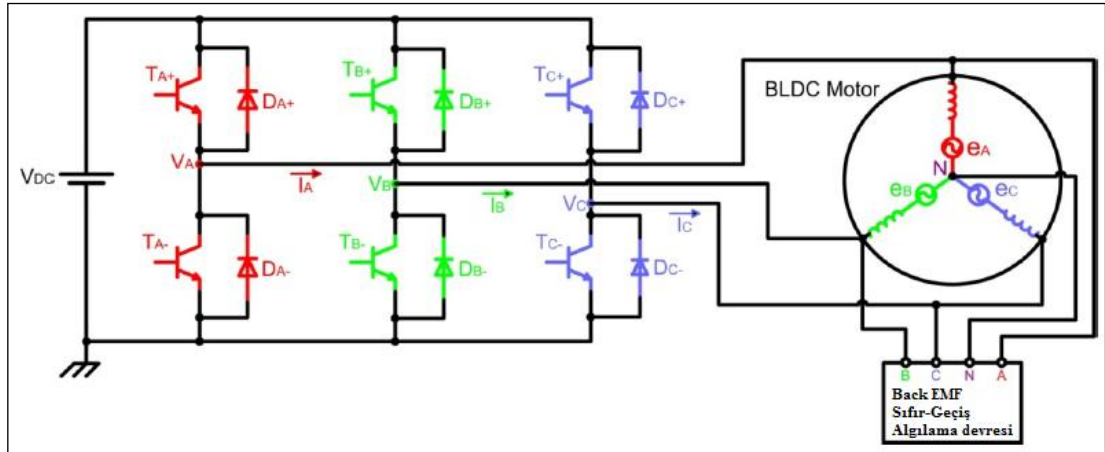
Şekil 4.8. Sargı Enerjilendirme Sırası

Stator sargıları enerjilendirildikleri zaman bir sonraki enerjilendirilecek olan sargıyı bilmek çok önemlidir bu nedenledir ki fırçasız dc motor sürerken rotor pozisyonunun tam olarak bilinmesi gerekmektedir. Rotor pozisyonu statora gömülmüş olan hall sensörleri ile bilinir. Birçok fırçasız dc motor statoruna gömülmüş 3 adet hall sensörü bulundurulur. Rotor da ki daimi mıknatıslar hall sensörlerinin karşısından her geçtiklerinde hall sensörleri yüksek ve alçak sinyaller gönderirler bu sinyaller ise N kutuplu mıknatısın veya S kutuplu mıknatısın sensör önünden geçtiğini belirtir. Bu üç hall sensör verilerinin birleştirilmesi ile komütasyonun kesin sıralaması belirlenir.

Hall effect teorisi: Eğer akım taşıyan bir tel magnetik alan içerisinde tutulursa hareket edebilen yük taşıyıcılarına iletkenin bir tarafında toplanacak şekilde kuvvet

uygular. Bu olay çok ince iletkenlerde daha da belirgindir. İletkenin belirli kısımlarında biriken bu yük taşıyıcıları bu magnetik etkiye tepki olarak iletkenin iki ucu arasında bir gerilim farkı oluşturur. Ölçülebilen bu voltajın olması olayına hall effect (hall etkisi) denir.

Buna rağmen fırçasız dc motorlar hall sensörü kullanarak komütasyon etmek yerine back EMF sinyalleri değerlendirilerek de komütasyon edilebilir. Her komütasyon dizisinde sargılardan bir tanesi pozitif, bir tanesi negatif enerjilendirilir ve bir tanesi de açık devre olarak bırakılır. Hall sensör sinyali back EMF pozitiften negatife geçişte veya negatiften pozitive geçişte durumları değiştirir. İdealde bu olay back EMF nin sıfır geçişlerinde olur fakat pratikte sargı karakteristiklerinden dolayı bir gecikme yaşanır. Bu gecikme ise bir mikroişlemci vasıtasıyla kompanze edilir.



Şekil 4.9. Tipik Fırçasız DC Motor Sürücü Devresi

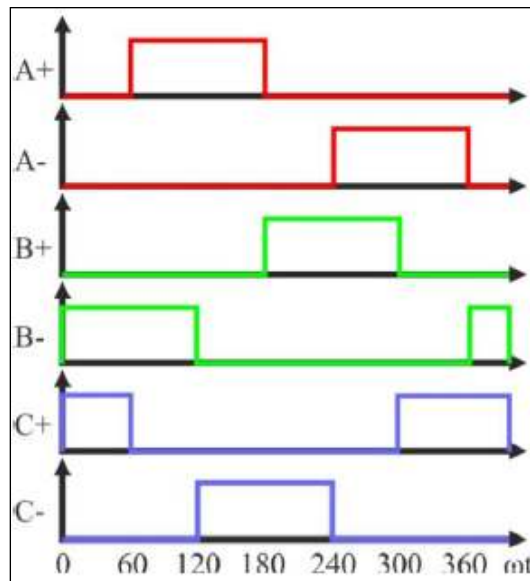
Üzerinde durulması gereken bir diğer konu ise motorun düşük hızlarıdır. Çünkü EMF dönme hızı ile doğru orantılıdır düşük dönme hızlarında back EMF sıfır geçiş noktalarını belirlerken çok düşük genliklerde olacaktır. Motor başlangıçta açık çevrim olarak çalışmak zorundadır ve sıfır geçiş noktalarını algılamak için yeterli EMF sinyali üretilmeye başlandığında kontrol işlevi EMF algılama işlevine göre şekillenmelidir. EMF sinyalinin algılanmaya başladığı minimum hız değeri motorun EMF sabitinden hesaplanır.

Bu metotla yapılan komütasyon sayesinde hall sensörlerinden kurtulabiliriz. Bu ise motor yapısını basitleştirdiği gibi aynı zamanda ucuzlaştırmaktadır. Bu metot tozlu ve kirli ortamlarda hall sensörünün ölçümlerinin doğru olması için sıklıkla yapılan

temizleme işlemlerinin de üstesinden gelmeyi sağlar. EMF algılama metotları 2 kısımda incelenebilir.

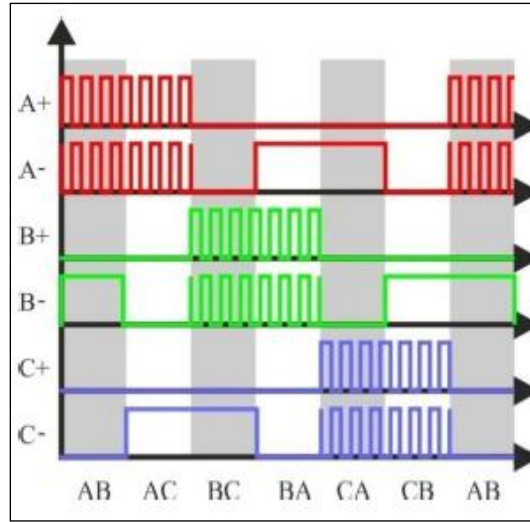
- Doğrudan back-EMF algılama metodu: Back EMF algılanır ve nötr nokta gerilimi ile kıyaslanarak sıfır geçiş noktası algılanmış olur. Bu yöntem PWM ile sürülmesi nedeniyle yüksek voltaj ve yüksek frekans gürültülerine maruz kalır. Bu yüzden alçak geçiren filtreler ve voltaj bölücüler gerektirir. Bu metoda ait alt yöntemler ise:
 - Back EMF sıfır geçiş noktası algılama yada terminal voltajı algılama
 - PWM stratejileri.
- Dolaylı back-EMF algılama metodu: Filtrelemeden dolayı yüksek hızlarda gecikmeler oluşur. Anahtarlama gürültülerini de azaltmak için dolaylı back-EMF algılama metotları kullanılmaktadır. Bu metoda ait alt yöntemler:
 - Back EMF integrasyonu
 - Üçüncü harmonik voltajı integrasyonu
 - Terminal akımı algılanması

Bu metotlardan PWM stratejilerine dayanan yöntemler ele alınacaktır. Bu metotlardan en yaygın olanı düşük hız, yüksek hız, düşük güçlü uygulamalar ve doğru akım kontrollü uygulamalar geleneksel 120°'lik PWM tekniğidir [47].



Şekil 4.10. Geleneksel PWM Tekniği

Düşük gerilimli uygulamalarda BJT yada MOSFET üzerinde ki gerilim düşümü performansı etkileyecektir. Motor hızı azaldıkça sıfır geçiş noktası ayırt edilemez duruma gelecektir. Buna ek olarak motor hızı daha da azalacak olursa back EMF genliği algılanamayacak kadar küçülecektir. Complementary PWM (Tamanlayıcı PWM) algoritması back EMF'nin ofset gerilimini düzeltmek için ve iletim kayıplarını azaltmak için tamamlayıcı PWM algoritması kullanılabilir.



Şekil 4.11. Tamamlayıcı PWM Sinyali

İnsansız hava aracı projesinde kullandığımız elektronik hız kontrolcüsü 25-30A'lik ESC'dir.

4.7. Uzaktan Kontrol

İnsansız hava aracının belki de en önemli avantajı ve özelliği uzaktan kontrol edilebilir olmasıdır. Uzaktan kontrol işleminde verici yardımıyla alıcıya kullanıcının istekleri doğrultusunda sinyaller gönderilip mikroişlemci vasıtasıyla da bu sinyaller anlamlandırılarak insansız hava aracının kontrol edilmesi sağlanır. Uzaktan kumanda etmek için birçok farklı teknolojiler kullanılmaktadır. Bu teknolojiler Radyo frekanslı uzaktan kumanda, bluetooth ile kumanda, Wi-Fi vasıtasıyla bilgisayar ile kumanda ve infra-red kumanda. Bu teknolojiler kullanılmadan önce fiyat, uygulama zorlukları ve mikroişlemcilerle haberleşme durumları göz önünde bulundurulmalıdır. Aşağıda ki tablo da uzaktan kumanda teknolojilerinin genel anlamda bir kıyaslaması yapılmıştır.

Tablo 4.1:Uzaktan Kumanda Teknolojilerinin Kıyaslanması

Tip	Radyo Frekansı	Wi-Fi	Bluetooth	Infrared
Çalışma Gerilimi	9-12V DC	9-12V DC	9-12V DC	6-9V DC
İletişim aralığı	MHz	GHz	GHz	KHz
Ortalama fiyat	Düşük	Yüksek	Yüksek	Düşük
Kullanım zorlukları	Orta	Orta	Orta	Az

Radyo Frekansı: Radyo frekanslı uzaktan kumandalar radyo frekanslı alıcıya gönderilmek üzere belirli frekansta ki radyo dalgalarını kullanırlar. Alıcı kısım verici kısım tarafından gönderilen frekans sinyallerinin bulunulan mekanda ki yüzlerce cihaz tarafından yayılan başka frekanslarca etkilenmediğinden veya durdurulmadığından emin olmak için bir dekodör bulundurur. Radyo frekanslı uzaktan kumanda teknolojisinin avantajları ve dezavantajları da vardır. Önce avantajlarından bahsedilirse; diğer uzaktan kumanda teknolojilerinde olduğu gibi radyo frekanslı teknoloji de alıcının vericiyi doğrudan görmesi şart değildir, yani uzaktan kumanda edeceğimiz araç ile aramızda herhangi bir nesne olması, duvar olması vs. alıcıya gönderilecek olan sinyale her hangi bir etki etmemektedir. Radyo frekanslı teknolojilerde iletişim mesafesi oldukça uzundur ve uzak mesafelerden de kontrol söz konusudur. Radyo frekansları ışık ve hava koşullarından etkilenmedikleri için dış ortamlar için idealdir. Bu avantajlarının yanında dezavantajları da mümkündür mesela ortamda bulunan ve aynı frekanslarda çalışan diğer cihazlar tarafından gönderilen sinyallerle bizim radyo frekansımız etkileşime girebilir. Bir diğer dezavantaj da güvenlik problemidir çünkü gönderilen sinyal başka alıcılar tarafından algılanabilmektedir. Pahalı olması da ucuz bütçeli projeler için ayrıca bir dezavantajdır. Radyo frekanslı teknoloji de alıcı ve verici arasında ki hızın diğer

teknolojilere göre yavaş olması da dezavantaj olarak sayılabilir. Radyo frekanslı teknoloji diğer teknolojilere göre pahalı olmasına rağmen ve bazı noktalarda dezavantajları bulunmasına rağmen uzaktan kumanda etmeyi gerektiren projeler için hala vazgeçilmezdir.

Wi-Fi: Wi-Fi yöntemi ise iletişimin diğer bir şeklidir. Fakat daha yüksek frekanslarda çalışılmaktadır. Wi-Fi bilindiği üzere farklı bilgisayarları veya cihazları kablosuz olarak ortak bir ağ üzerinden haberleştirmeyi sağlar. Wi-Fi radyo vericisi gibi radyo dalgalarını kullanır söz konusu bu dalgaların frekansı 2.4GHz, 3.6GHz, yada 5GHz seviyelerindedir. Wi-Fi adaptörleri iletişim için dijital kodları radyo sinyallerine dönüştürürler ve gönderilen bilgiyi yorumlamak için ise radyo sinyalleri dijital kodlara çevrilirler. Wi-Fi ile haberleşmenin avantajları ve dezavantajları incelenirse. Diğer uzaktan kumanda metotlarında olduğu gibi Wi-Fi herhangi bir kablo gerektirmez ve iletişim kablosuz olarak gerçekleştirilir. Wi-Fi birden çok cihaza bağlantı sağlar ve çok noktadan kontrol sağlanır. Ayrıca bu iletişim metodunda güvenlik duvarı olduğundan dışarıdan gelecek parazitler veya ajanlar engellenmiş olur ve daha güvenli bir kumanda işlemi gerçekleştirilmiş olur. Dezavantajları yönünden ele alınırsa, verici noktadan uzaklaştıkça bağlantı hızı ve doğruluğu oldukça fazla bir şekilde etkilenmektedir. Fiyat olarak da Wi-Fi teknolojisi oldukça pahalıdır. Son olarak da Wi-Fi ile çalışan cihazlar diğer haberleşme teknolojileri ile çalışan cihazlara nazaran daha fazla güç tüketirler böyle olunca hem güç tüketimi hem de batarya boyutları büyük olurken aktif çalışma süresi de o denli küçük olmaktadır.

Bluetooth: Bluetooth teknolojisinde de wi-fi ve radyo frekanslı teknolojilerde olduğu gibi verici ile alıcı arasında iletişim için radyo dalgaları kullanılır. Bluetooth kullanımı günümüzde çok yaygın olarak kullanılması nedeniyle insansız hava aracımızın uzaktan kumanda edilmesinde bir alternatif yöntem olmaktadır. Bluetooth kullanımının avantajlarına ve dezavantajlarına bakacak olursak, insansız hava aracımızın kontrolü bluetooth ile yapılmış olsaydı, bluetooth bilgisayar, PDA, cep telefonları, vb. diğer cihazlarda da bulunduğu için bu tip cihazlar vasıtasıyla insansız hava aracını kontrol edebilme esnekliğini sunar. Bluetooth kullanımının kolaylığı yine bir avantaj olarak görülebilir. Bluetooth cihazlarının güç tüketimleri oldukça

düşüktür ve batarya ömrü için vazgeçilmezdir. Bluetooth cihazlarının kullanım mesafeleri kullanılan güce bağlı olmaktadır örneğin dalgalar 100mW ile yayılırsa mesafe 100m, 2.5mW ile yayılırsa 22m ve 1mW ile yayılırsa 6 metre olmaktadır. En çok kullanılan ise 1mW olan modüllerdir. Dezavantaj olarak veri transferinde daha az kapasiteye sahip olmalarının yanında bazen güvenlik de problem olabilmektedir çünkü bir bluetooth cihaz diğer bluetooth cihazla haberleşirken bağlantıyı otomatik olarak kurmaya çalışır.

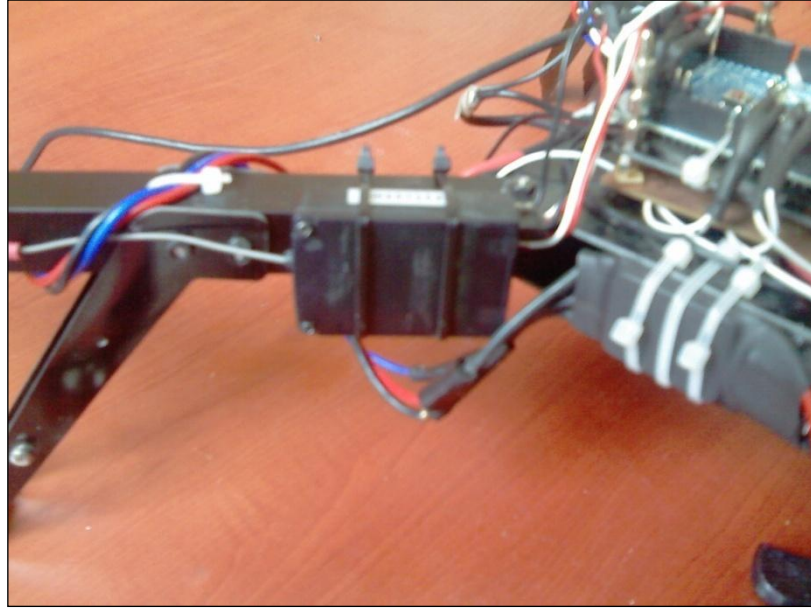
Infrared: Infrared uzaktan kumandalar infrared alıcılara sinyal göndermek için bir LED tarafından yayılan ışığı kullanırlar. Genellikle infrared uzaktan kumanda vericileri 32 ile 40 KHz arasında çalışırlar. Verici infrared ışık ile binary kodlar şeklinde darbeler göndererek alıcı ile haberleşir daha sonra bir mikro işlemci vasıtasıyla kodlar çözümlenerek kullanıcının istekleri yerine getirilir. Infrared teknoloji uzaktan kumandanın avantaj ve dezavantajları incelenirse; infrared çok düşük güç tüketimli bir teknoloji olduğu için öncelikle avantajı gün içerisinde uzaktan kontrol edeceğimiz cihazları çok fazla kez kontrol edeceksek önemli bir avantaj sağlamaktadır. Bunun yanında çok ucuz olmaları ekonomik bakımdan ve diğer cihazlarla ya da mikroişlemciler ile bütünleşmesi çok kolay olması yani kullanışlı olması bakımından avantajlara sahiptir. Aynı zamanda infrared teknolojisi genellikle hacimsel olarak küçük malzemelerden oluşup çevrede ki diğer cihazların yaydıkları sinyallerden de çok fazla etkilenmezler. Bu avantajlarının yanına infrared teknolojisinin dezavantajları da vardır. Evlerimiz de televizyonlarımızı kontrol etmede kullandığımız uzaktan kumandalarımızdan da bildiğimiz üzere infrared teknolojiye verici ile alıcı birbirlerini doğrudan görmeleri gerekmektedir alıcı ile verici arasında girmiş olan herhangi bir cisim insan veya duvar gibi, alıcı ile verici arasında ki veri aktarımını durdurarak iletişimin kopmasına sebep olmaktadır. Infrared teknolojisinin diğer teknolojilere göre kullanım mesafesi daha kısadır ve alıcı ile verici arasında ki mesafe uzadıkça iletişimin performansı oldukça düşmektedir. Bunların yanında gün ışığından dolayı ışık hassasiyetleri, yağmur, duman, sis gibi çevresel faktörlerde alıcı ile verici arasında ki iletimin kalitesini düşürmektedir [48].



Şekil 4.12. Radyo Frekansı İle Çalışan Kumanda Vericisi

Sonuç olarak insansız hava aracımızın uzaktan kontrolü için farklı uzaktan kumanda teknolojileri kıyaslanmış ve en uygun olarak radyo frekanslı uzaktan kontrol teknolojisi seçilmiştir. Seçim kriteri olarak ise iletişim için alıcı ve vericinin birbirini görmesine gerek olmaması, iletişim mesafesinin diğer teknolojilere nazaran uzun olması ve hava koşullarından çok fazla etkilenmemesi göz önünde bulundurulmuştur. Türkiye de ise isteklerimize uygun FLY-SKY marka ve FS-TH9X tip 9 kanallı 2.4GHz'lik radyo frekans teknolojili uzaktan kumanda tedarik edilmiştir. Bu uzaktan kumandanın özelliklerine bakacak olursak açılıştaki kumandayı besleyen pillerin gerilim değerlerini, alıcıya gönderilen sinyal tipini, dümen ayarı, kanatçık rüzgar ayarı, kuyruk kanadı ayarı ve gaz ayarlarının hepsini birden gösteren düzenli ve kullanışlı bir LCD ekran ile açılmaktadır. Bu kumanda ile aslında yazılım da değişiklik gerektirmeden insansız hava aracımızın uçuş için gerekli hassas ayarları yapılabilmektedir. Model seçim menüsü vasıtasıyla verici hafızasına kaydedilmiş 8 farklı modelde uçuş çeşitleri uygulanır. Aynı zamanda bu kumanda ile insansız hava aracımızın yuvarlanma, yunuslama ve yönelme açılarını kontrol ederken bu açıları kontrol eden kanalların birbirinden bağımsız veya birbirleri ile belirli ilişki içinde olmasını sağlanabilmektedir. Uygulama alanına göre bu vericiden PPM (pulse position modulation) (ya da FM) sinyali veya PCM (pulse code modulation) sinyali gönderilebilmektedir. Kumanda'nın kullanışlı bir diğer özelliği de bizim insansız hava aracımız için de çok kullanışlı olan kanal ve joystick eşleşmelerinin isteğe göre

değişebilme özelliğidir. Yani multirotor bir hava aracının sağa-sola veya ileri-geri vb. hareketlerini yaptırırken motor konumlarını kumandanın joystiklerine veya kanallarına göre ayarlamak zorunda kalmayarak tersine kumandanın joystiklerini veya kanallarını motor bağlantılarına göre adapte edilebilmektedir. Bu özellik sayesinde motorlar sökülmeden veya bağlantıları değişmeden istenildiği gibi aracın yönleri ve ilgili motorlar ayarlanabilmektedir. Aynı zamanda bütün kanallar terslendirilebilmektedir. Bu kumanda model uçak, model helikopter ve diğer insansız hava araçlarının kontrolü için gerekli ayarlar kendi LCD ekranından görülerek ve üzerinde ki ayar butonları yardımıyla ayarlanarak kullanılabilir.



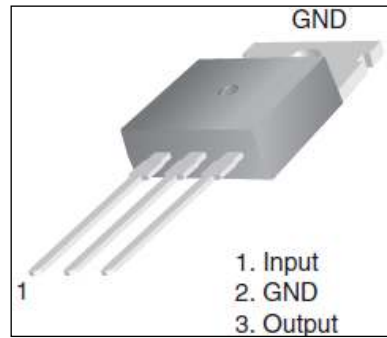
Şekil 4.13. Kumanda Alıcısı

4.8. Voltaj Regülatörleri

Voltaj regülatörleri elektronik aygıtlar için büyük önemi olan malzemelerdir. Çünkü elektronik elemanlar düşük gerilimle çalışan ve uygulanan gerilimin seviyesi nominal gerilim seviyesinden çok fazla farklı olmaması gereken elemanlardır. Özellikle 5V ve 3.3V gerilim seviyeleri elektronik bileşenler için çok değerli iki gerilim seviyesidir. Çünkü genelde sık kullanılan mikroişlemcilerin çalışma gerilimleri 5V tur ve sensörlerin çalışma gerilimleri ise 3.3V tur. Bu nedenle uygulanan gerilimlerin bu gerilimler seviyesinde tutulması, ani voltaj yükselmeleri veya düşmelerinin engellenmesi bakımından voltaj regülatörleri çok önemli bileşenlerdir. İnsansız hava aracı projesinde de bu iki gerilim seviyelerini elde etmek

gerekmıştır. Örneğin batarya ile mikroişlemci arasına 5V'luk bir gerilim regülatörü yerleştirilerek yüksek gerilim seviyesi olan batarya ile daha düşük voltaj ile çalışan mikroişlemci bordu hasar görmeden çalıştırılmıştır. Voltaj regülatörleri AC veya DC gerilimleri kontrol edebilme yeteneğine sahiptirler. Voltaj regülatörleri üç sınıfa ayrılırlar. Voltaj regülatörleri girişte ki gerilim veya yük akımında ki değişimden etkilenmeksizin sabit gerilim verecek şekilde dizayn edilmişlerdir. Bu özellik geri besleme kullanılarak elde edilmektedir. Kararlılığın sağlanması için de bazı kompanzasyonlar gerekmektedir.

LM78xx serisi voltaj regülatörleri en çok kullanılan lineer voltaj regülatörleridir. Bu voltaj regülatörü dahili akım sınırlayıcı ve güvenli çalışma sahası için termal röle içerir. Dezavantaj olarak lineer voltaj regülatörleri düşük verimli bir bileşendir ve çok ısınabilen ve ısındıkça da bataryanın enerjisini boşa harcayan malzemelerdir. Lineer voltaj regülatörleri aynı zamanda gerilim ve akım seviyelerini istenilen seviyeye ayarlamaya elverişlidir.



Şekil 4.14. LM7805 Voltaj Regülatörü

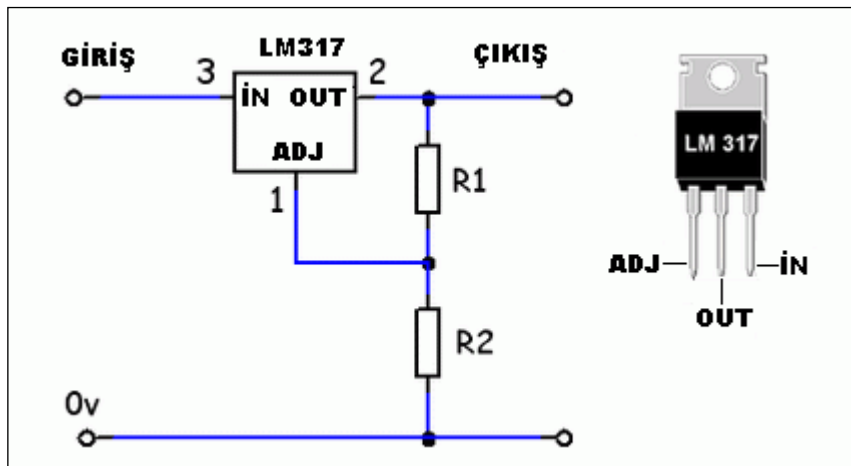
İnsansız hava aracı tasarımında batarya ile mikroişlemci arasında da kullanmış olduğumuz LM7805 voltaj regülatörünün özellikleri aşağıda sıralanmıştır.

- 1A e kadar çıkış akımı sağlayabilme
- 5V çıkış gerilimi
- Aşırı sıcaklık koruması
- Kısa devre koruması
- Çıkış transistörü güvenli çalışma bölgesi koruyucusu

5 V'luk voltaj regülatörü incelendikten sonra 3.3 V'luk diğeri bir voltaj seviyesinin regüleli olarak nasıl elde edildiğinden bahsedelim.

Daha önce de belirttiğimiz gibi 3.3 V ile çalışan sensör sayısı oldukça fazladır. Peki 3.3 V'luk gerilim seviyesini daha yüksek gerilim seviyesi olan herhangi bir güç kaynağından nasıl elde ederiz. Bunun içinde yine 5V'luk gerilim seviyesini elde ettiğimiz gibi bir voltaj regülatörü kullanabiliriz. LM317 tip pozitif ayarlanabilir voltaj regülatörü kullanılabilir. LM317 ayarlanabilir voltaj regülatörü ile LM7805 tip voltaj regülatöründen daha fazla akım (1.5A) çekebilen bir regülatör yapısı oluşturulabilir. Bu voltaj regülatörü çıkış gerilimini 1.2 V ile 37 V arasında ayarlayabilmekteyiz. LM317'nin çıkışı rezistif bölücü vasıtasıyla istenilen değerlere ayarlanabilir ve elimizde 5,12,18,24 volt gerilim seviyelerinde sabit gerilimli regülatör çeşitleri bulundurmamıza gerek kalmaz. LM317'nin bazı karakteristik özellikleri aşağıda listelenmiştir.

- 1.2V ile 37V arası çıkış gerilimi aralığı
- 1.5A çıkış akımı
- 0.1% yük regülasyonu
- Akım sınırlayıcı
- SOA kontrolü



Şekil 4.15. LM317 İle 3.3V Regülatör Devresi [49]

Çıkış gerilimi R1 ve R2 dirençleri vasıtasıyla ayarlanır. Normalde R1 220 ohm ve R2 390 ohm seçilirse çıkış gerilimimiz 3.3V seviyelerinde olmaktadır. Çıkış gerilimi ve R2 direncinin nasıl hesaplandığı aşağıda ki formüllerde verilmiştir.

$$V = 1.25(1 + \left(\frac{R2}{R1}\right)) \quad (4.13)$$

$$R2 = R1\left(\left(\frac{V}{1.25}\right) - 1\right) \quad (4.14)$$

R2 sıfır yapılırsa çıkış gerilimi 1.25V olmaktadır. R2 direnci yerine bir potansiyometre kullanılırsa LM317 çıkışı ayarlı bir regülatör olmuş olur.

4.9. Güç Kaynağı

İnsansız hava aracı tasarımında şüphesiz dört motoru birden çalıştırabilecek akımı veren güç kaynağı seçimi ileri derecede önem arz etmektedir. Söz konusu batarya motor uç gerilimini karşılamalı (10V-12V) ağırlık/güç oranı düşük olmalı ve 10 dakika dolaylarında bir uçuş süresi karşılayabilmelidir. Batarya seçiminde ana faktör çekilen akım ve uçuş süresidir. Uçuş süresi aşağıda ki formül yardımıyla hesaplanabilir.

$$uçuş\ süresi = \frac{Q_{şarj}(A \times saat)}{4 \times I_{motor}(A)} \times 60 = t_{motor}(dakika) \quad (4.15)$$

Burada insansız hava aracımız 4 motorlu olduğu için payda 4 ile çarpılmıştır. Her bir motorun 12.9 A çektiği ve 2800mAh lık batarya kullandığımıza göre ortalama uçuş süresi;

$$uçuş\ süresi = \frac{2.8}{4 \times 12.9} \times 60 = 3.3\ dakika$$

Görüldüğü üzere motorları maksimum güç çekerken kullandığımızda yani tam gazda kullandığımızda uçuş süremiz 3.3 dakika olmaktadır. Fakat motorlarımızı normal uçuşa yetebilecek kapasitede ki güçle çalıştırsak ortalama 7A seviyelerinde bu sefer uçuş süremiz 6-7 dakika olabilmektedir. Dört adet motor olduğundan bunları beslemek için farklı konfigürasyonlar düşünülebilir.

- 1. opsiyon olarak her bir motor farklı bataryalardan beslenebilir öyle olunca her bir motor için yukarıda hesaplanan süre 4 katına çıkar ancak bataryalar araca çok fazla ağırlık yapacağından istenmeyen bir konfigürasyon haline gelir.
- 2. opsiyon olarak iki motor aynı bataryadan beslenebilir uçuş süresi 2 katına çıkar ancak yine fazladan 1 adet bataryanın ağırlığı dezavantaj olacaktır
- 3. opsiyon olarak bir batarya ile bütün motorları ve mikroişlemciyi beslemektir bu metot hem en basit hem de en mantıklı yöntemdir. Bu yöntemde insansız hava aracının ağırlığı minimum olurken uçuş süresi de diğer konfigürasyonlara nazaran kısa olmaktadır.

Sonuç olarak insansız hava aracı tasarımında ağırlık daha önemli bir konu olduğundan en hafif sistemi tasarlamak daha mantıklıdır. Uçuş süresi ise kısa sürede şarj olabilen verimli bataryalar vasıtasıyla telafi edilebilir. Voltaj regülatörleri bölümünde de bahsedildiği üzere mikroişlemci bordu ve sensörler de bir LM7805 voltaj regülatörü kullanılarak motorları besleyen aynı batarya ile beslenirler. Bu bilgilerden sonra batarya boyutlarını ve uçuş süresini hesaplayabildik. Peki batarya teknolojisi olarak ne tür bir batarya kullanmak mantıklı olacaktır tasarımı biraz da bu bakımdan irdeleyelim.

Günümüzde yaygın olarak 5 çeşit batarya teknolojileri vardır. Bunlar;

- Alkalın bataryala
- Ni-Mh(Nikel metal hidrid) bataryalar
- Ni-cad(Nikel kadmiyum) bataryalar
- Ni-Zn(Nikel çinko) bataryalar
- Li-po(Lityum polimer) bataryalar

Alkalın bataryalar: Yukarıda söz edilen batarya türlerinden en basiti alkalın bataryalardır. Sistemde alkalın batarya kullanılırsa quadrotor şarj edilemeyen bir güç kaynaklı zemine oturtulmuş olur. Alkalın bataryalı insansız hava aracı ancak batarya şarjının imkansız olduğu kırsal kesimler, ormanlar, çöller ve diğer elektrik kaynağı olmayan yerler için ideal olabilmektedir. Ayrıca bu tip bataryalar oldukça ucuz ve her yerde bulunabilmektedir. Alkalın bataryalarla ilgili en büyük problem düşük

gerilimli ve düşük şarjlı olmalarıdır. Çoğu alkalın batarya 1.5V olup 700mA'lık tır. İdeal bir durum göz önüne alınırsa 10.5 V'luk ve 8A'lik bir motoru çalıştırmak için;

$$\frac{10.5 V}{1.5V} = 7batarya$$

Görüldüğü üzere alkalın batarya kullanmak uzun vadeli düşünüldüğünde hiç de mantıklı olmamaktadır çünkü yeniden şarj edilemediği için sürekli yeni batarya almak ekonomik anlamda bir dezavantajdır ve aynı zamanda çok fazla batarya atığına neden olmaktadır.

Ni-MH bataryalar: Diğer alternatif batarya tipi Ni-MH bataryalardır bu batarya türü telsiz telefonlarda sıklıkla kullanılırlar. Bu batarya tipi şarj edilebilen ilk batarya türüdür. Aynı zamanda uzun ömürlü ve güvenilir bir bataryadır. Alkalın bataryalara nazaran daha pahalı olan bu bataryalar şarjı alkalın bataryalar kadar uzun süreli tutamamaktadırlar. Bu bataryalarla tasarım yapılırken güç bakımından problemler yaşanabilir çünkü Ni-MH bataryaların en yüksek gerilimli olanları ancak 9.5-10v arasındadır ve bir dc motor çalıştıracaksak dc motorun oluşturduğu BEMF (Fıçasız DC motor bölümünde açıklanmıştır) den dolayı 2-2.5V'luk bir gerilim azalması daha olacak ve ESC ile motoru besleme bakımından bir olumsuzluk meydana gelecektir. Bu durumu telafi etmek içinse iki adet batarya seri bağlanabilir. Bu da yine fazladan hava aracına bir ağırlık yapacaktır. Diğer bir dezavantaj da şudur ki Ni-MH bataryaların şarj olma süreleri diğer şarj edilebilen batarya türlerine göre çok daha uzundur. Bu bataryalar düşük güç gerektiren ve şarj süresi pek önemli olmayan sistemler için kullanılabilecek bataryalardır. İnsansız hava aracı projemiz için çok da uygun değildir.

Ni-Cad bataryalar: Bu bataryalar Ni-MH bataryalardan daha ucuz ve daha hızlı şarş edilebilmektedirler. Eski dizüstü bilgisayarlarda kullanılan bataryalar bu bataryalardır. Bu bataryalar 1.2 V'luk tur. İstenilen gerilimi elde etmek için bataryalar seri bağlanırlar örneğin 10.5 V'luk bir motoru beslemek için 9 adet Ni-Cad bataryalar birbirlerine seri bağlanırlar. Fakat bataryalar şarj edilirken tek tek şarj edilmelidirler. Sonuç olarak Ni-Cad bataryaların da insansız hava aracımız için Ni-

MH bataryalardan farkı yoktur tek avantajlı yanı ise Ni-MH bataryalara göre daha ucuzdurlar ve daha hızlı şarj edilebilirler.

Ni-Zn bataryalar: Bu bataryalar elektrikli bisikletler ve araçlar gibi uygulamalarda kullanılan bataryalardır ancak son zamanlarda telsiz telefonlar gibi küçük uygulamalarda da kullanılmaktadır. Boyut olarak Ni-MH ve Ni-Cad bataryalarla aynı boyutlardadırlar. Şarj olma süresi 2.5 saat civarında olup Ni-Cad bataryalara alternatif olarak düşünülebilirler.

Li-po bataryalar: Mevcut olan şarj edilebilir bataryalardan en iyisi li-po bataryalardır. Li-po bataryalar atalarına göre bir hücreinde daha yüksek gerilim tutabilen bataryalardır. Fakat birazcık daha ağırdırlar. Yukarıda bahsi geçen bataryaların bir hücreinde 1.2V ile 1.5V arasında gerilim tutulurken li-po bataryaların bir hücreinde 3.6V ile 4.7V arasında gerilim tutulabilmektedir. Bu ise daha az hücre kullanılarak daha yüksek gerilimli güç kaynağı oluşturmayı sağlamaktadır aynı zamanda da toplam ağırlık bakımından da çok avantaj getirmektedir. İnsansız hava aracı projemizde 11.2V'luk 2800mAh 3 hücreli Li-po batarya kullanılmıştır.



Şekil 4.16. Kullanılan Li-po Batarya Ve Şarj Cihazı

Bu bataryaların dezavantajları ise fiyat ve güvenlik bakımındandır. Diğer batarya türlerine göre biraz daha pahalı olan bu bataryaları şarj ederken ve kullanırken bazı noktalara dikkat etmek gerekmektedir.

Batarya Riskleri: Bataryalar güvenli bir şekilde kullanılmazsa ve kullanırken bazı kurallara uyulmazsa hem kullanıldığı sisteme hem de kullanan kişilere büyük zararlar verebilmektedir. Şimdi sözü edilen bütün batarya tiplerini kullanırken genel anlamda uyulması gereken kurallara değinilecektir.

- Bataryaları ömürlerinden fazla kullanmak: Şarj edilebilir bataryaların şarj süresi hissedilebilir derecede azaldığında bilinmelidir ki o bataryanın artık ömrü bitmiştir ve derhal çöpe atılmalıdır. Çünkü ömrü bitmiş bataryalarda dentrit formasyonu söz konusudur. Dentrit formasyonu katot ile anot arasında kısa devreye sebep olmaktadır. Böyle olunca kısa devre nedeniyle oluşan yüksek akım sisteme mikroişlemci ve sensörlere çok büyük hasarlar verebilmektedir. Alkalın bataryalar ise ömürlerinden fazla kullanıldıkları zaman bir sıvı sızıntısı yapmaktadırlar.
- Bataryaları fazla şarj etmek: Eğer bir batarya aşırı şarj edilirse ısınır. Bazen de doğru olmayan şarj teknikleri yüzünden kıvılcım ve yanmalar oluşabilmektedir. Bu nedenle bataryalar şarj süresine göre şarj edilmelidir ve sıkça yaptığımız gece boyunca şarj etme alışkanlığı bırakılmalıdır.
- Bataryaların bağlantıları doğru yapılmalıdır
- Ağır metal zehirlemelerine dikkat edilmelidir: Bataryaların çoğu insan vücudunda bulunmayan metallerden özellikle kadmiyum gibi metallerden imal edilirler ve bataryada ki herhangi bir sızıntı sağlık problemlerine yol açabildiği için dikkat edilmelidir.

Bataryaların uzun ömürlü olması ve düzenli çalışabilmesi için bazı ipuçları da mevcuttur. Bunlar;

- Her kullanımda bataryanın çalışma süresi kaydedilmeli, ortalama kullanım süresinin istatistiksel analizi hem batarya ile hesaplamaların daha kesin ve hassas olmasını hem de daha net uçma süresinin bilinmesini sağlar.

- Batarya şarjı zayıfladığı anda kullanıcı bütün işlemleri durdurup hemen bataryayı şarj etmeye başlamalıdır.
- Çok hücreli bir bataryayı şarj etmenin en iyi yolu bir düzenleyici kullanmaktır. Kullanıcı düzenleyiciyi her hücrenin maksimum değerde şarj olmasını sağlamak için kullanmalıdır. Unutulmamalıdır ki batarya aşırı şarj edilmemelidir.
- Çalışmalarımızı etkileyecek düzeyde olmasa da bataryanın sıcaklığı kontrol edilmeli ve bunun için bir sıcaklık sensörü bulunmalıdır.
- Bataryalar kullanılmıyorsa serin ve kuru bir ortamda muhafaza edilmelidir [50].

4.10. Güç Dağıtım Bordu

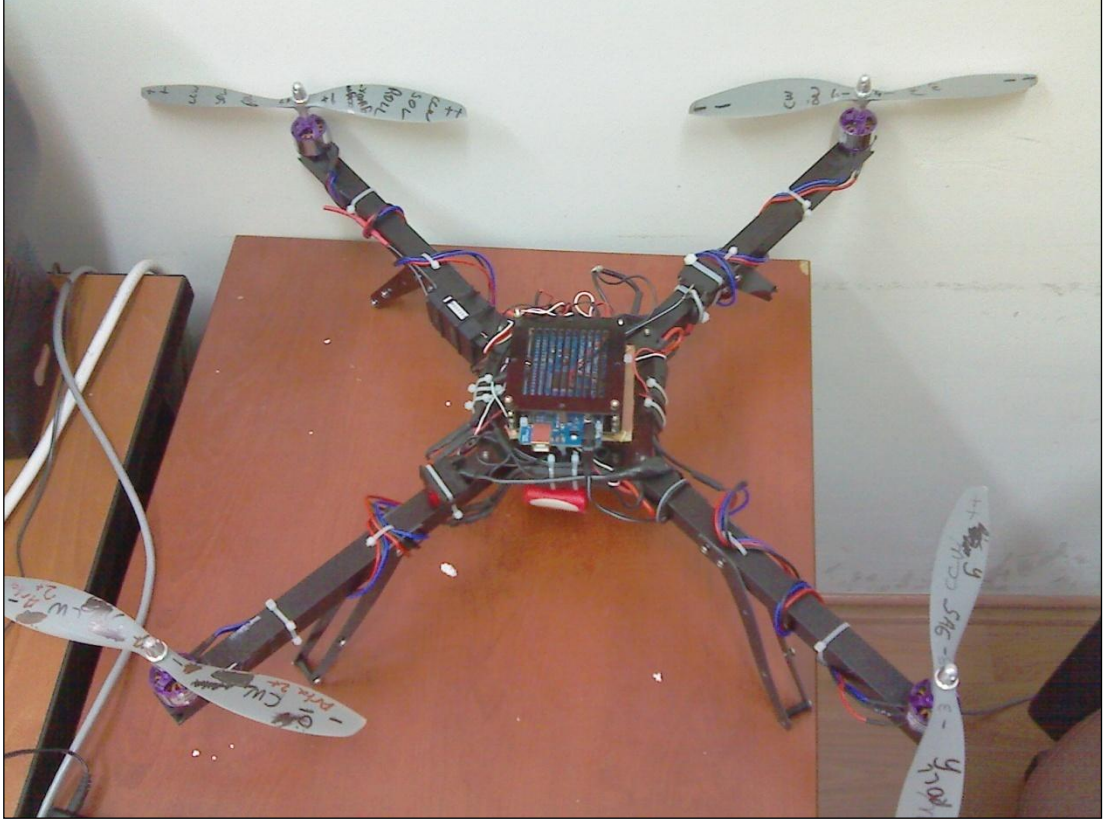
Bilindiği üzere insansız hava aracımızı ağırlık bakımından en hafif bir şekilde tasarlamak ilk önceliğimizdir. Bu önceliği yerine getirmek için motorları ve mikroişlemci ile sensörleri aynı batarya üzerinden beslemek gerekmektedir. İnsansız hava aracımızda gereken yerlere enerjinin sağlanmasında güç dağıtım boardu görev yapmaktadır. Ancak şu bilinmelidir ki güç dağıtım boardunun bütün çıkışları batarya gerilimi kadardır ve enerjinin kullanılacağı noktalarda gerilimin istenilen seviyeye düşürülmesi gerekmektedir. Bunun için de voltaj regülatörleri bölümünde bahsedilen regülatörler kullanılabilir.



Şekil 4.17. Güç Dağıtım Bordu

5. İNSANSIZ HAVA ARACININ MONTAJI

Bu bölümde insansız hava aracının bileşenleri fiziksel olarak bir bütün haline getirilip kontrolcü mekanizması ve kontrol işlemi uygulamalı olarak anlatılacaktır.



Şekil 5.1. İnsansız Hava Aracının İlk Uçuşa Hazır Hali

Bu bölüme kadar quadrotor insansız hava aracının ilk örneklerinden, matematiksel olarak nasıl modellendiğinden nasıl kontrol edildiğinden, kontrole yardımcı olmak amacıyla ne tür sensörler ve bilgiler gerektiğinden bahsedilmiştir. Bu bölümde ise adım adım insansız hava aracının nasıl monte edildiğinden ve kullanılan ekipmanların nasıl yerleştirildiğinden, nasıl kontrol edildiğinden gerçek sistemden karelerle açıklanacaktır.

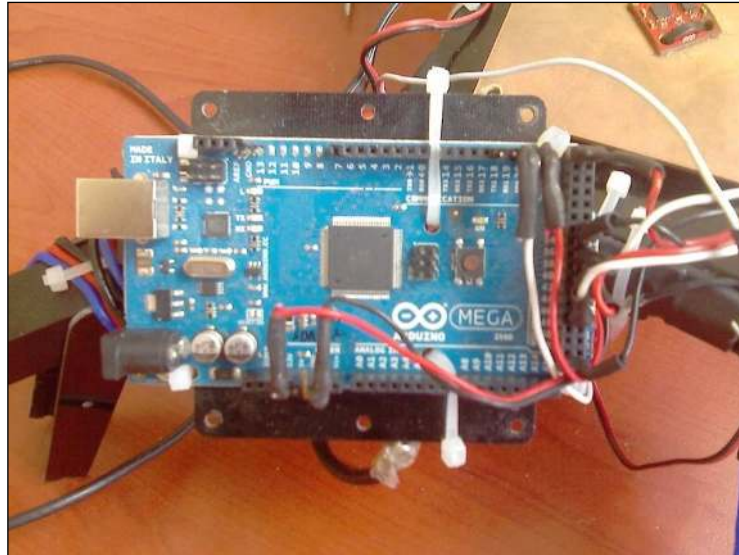
5.1. Atalet Ölçüm Sistemi (IMU)

Atalet ölçüm sistemi insansız hava aracının daha önce bahsedilen yönelme(yaw) yuvarlanma (roll) ve yunuslama (pitch) açılarının elde edilmesini sağlayan bir yapıdır. Quadrotorun 6 serbestlik dereceli bir yapı olduğu hesaba katılırsa en az 6 serbestlik dereceli (6DOF) bir atalet ölçüm sisteminin oluşturulması kontrol için

yeterli olacaktır yani 3 eksenli bir jiroskop ve 3 eksenli bir ivmeölçerin birleştirilmesiyle 6 serbestlik dereceli bir atalet ölçüm sistemi oluşturulur. Bu tasarımda ki atalet ölçüm sistemi 6 serbestlik dereceli bir atalet ölçüm sistemidir ve temel olarak 1 adet mikroişlemci 1 adet 3 eksenli jiroskop ve 1 adet 3 eksenli ivmeölçerden oluşmaktadır.

5.1.1. Mikroişlemci

Bu yapıda mikroişlemcinin görevi kumanda vericisi sinyallerinin ve sensörlerden gelen bilgilerin değerlendirilip gereken bilgileri ilgili motorlara göndererek hava aracının kullanıcının isteklerine göre kontrol edilmesini sağlamaktır. Mikroişlemci olarak yapılan sıkı araştırmalar sonucunda quadrotoru etkin biçimde geliştirebilmek amacıyla atmega2560 tip bir kontrolcü seçilmiştir. Bu mikroişlemci 16MHz hızında olup insansız hava aracını kontrol etmede yeteri hıza sahip bir mikroişlemci olup aynı zamanda 54 adet giriş çıkış portu bulunmaktadır. 16 adet analog giriş ve 14 adet pwm çıkışı vardır. Aslında PWM çıkışlarının bu denli fazla olmasının bu mikroişlemcinin seçilmesinde önemli bir rolü olmuştur çünkü 4 rotorlu bir insansız hava aracını kontrol etmek için en az 4 adet PWM çıkışına ihtiyaç vardır 14 adet PWM çıkışı olan bir mikroişlemci kartı iyi bir geliştirme kartı statüsünde sayılabilir.



Şekil 5.2. Kontrolde Kullanılan Mikroişlemci Kartı

5.2. Sensör Haberleşmeleri

Dört rotorlu insansız hava aracı yapısı elektronik anlamda birkaç tümleşik devreden oluşmaktadır en basitinden bu tümleşik devrelere örnek olarak sensörler verilebilir. Mikroişlemci ise bu tümleşik devreleri yönetmek veri alış verişi sağlamakla yükümlüdür. Kısacası böyle tümleşik devreler arasında iletişimi sağlamak amacıyla bir veri yoluna ihtiyacımız olacaktır. Sözü edilen veri yolu I2C haberleşmesidir adı İngilizce kelimelerinin baş harflerinden oluşan (Inter Integrated Circuit) tümleşik devreler arası haberleşmedir.

5.2.1. I2C Protokolü

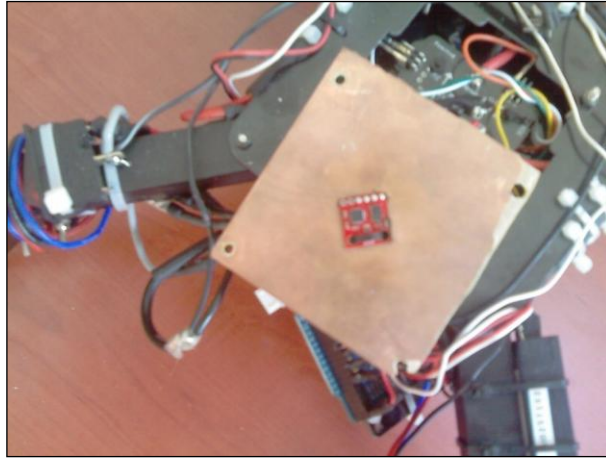
I2C protokolü, veri transferinin gerçekleştirildiği SDA hattı ve zamanlama işareti bilgisinin iletildiği SCL hattı olmak üzere iki hattan oluşan, çift yönlü veri transferi sağlayan bir protokoldür. I2C protokolünde veri transferi sırasında ana ve bağımlı, alıcı veya verici olarak çalışabilmektedir. Her birimin kendine has adresi bulunmaktadır. Dolayısıyla bir ana devre ile birden çok bağımlı devre arasında veri transferi mümkün olmaktadır. Bu haberleşmede master (ana) taraf bilgi transferini başlatan ve zamanlama sinyallerini üreten taraftır. Bu durumda adreslenen geri kalan taraf ise bağımlı taraftır. I2C veri yolu multi-master yani çoklu-yönetici bir veri yoludur. Yani birden fazla master araç veri yoluna bağlanabilir. Master araçlar genelde mikro işlemcilerdir. I2C veri yolunun üstünlükleri sayılacak olursa;

- Sadece iki tane veri yolu hattı gereklidir; seri data hattı (Serial Data Line) SDA ve seri saat hattı (Serial Clock Line) SCL.
- Veri yoluna bağlı tüm araçlar yazılım tarafından tek bir adresle adreslenebilir ve bu bağlı araçlar arasında her zaman master/slave ilişkisi mevcuttur. Master araçlar master alıcı ve master verici olarak kullanılabilir.
- İki yada daha fazla master durumundaki aracın aynı anda bilgi transferine başlaması durumunda bilgi çakışmalarını yada kopmalarını engellemek mümkündür.
- Gelişmiş adresleme ve data transfer protokolleriyle sistem tamamen yazılımsal programlarla kontrol edilebilir.
- Aynı tümleşik devreler farklı uygulamalarda kullanılabilir.

- Veri yoluna bağlanan ya da veri yolundan ayrılan tümleşik devreler diğer tümleşik devrelerin çalışmasını etkilemez [51].

5.3. Sensör Verileri ve Verilerin Filtrenip Birleştirilmesi

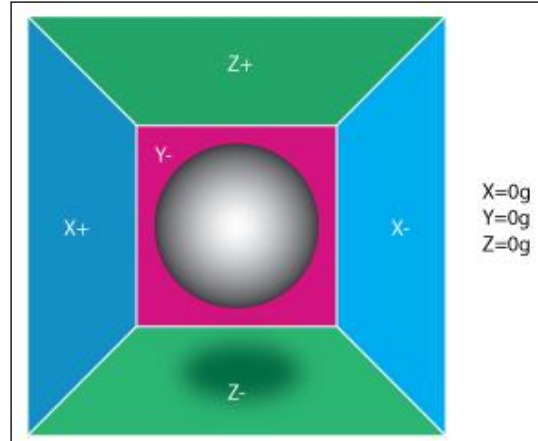
Anlatıldığı üzere atalet ölçüm sisteminin oluşturulması için jiroskop ve ivmeölçer verilerinin anlamlı hale getirilip kullanılması gerekmektedir. Bu verileri kullanabilmek için ve etkin sonuçlar elde etmek için gürültülerden arındırılması gerekmektedir.



Şekil 5.3. İvmeölçer ve Jiroskop Elemanları

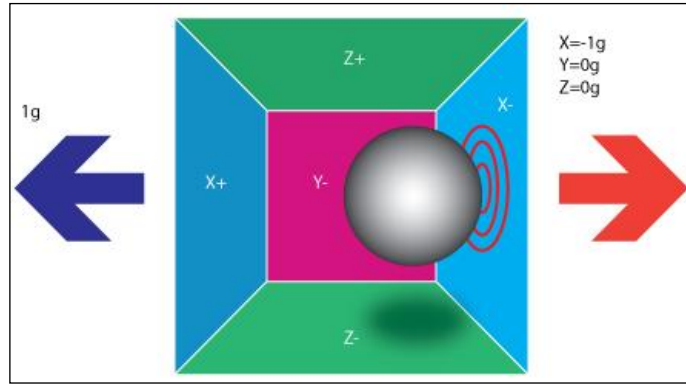
İvmeölçerler üzerlerine düşen statik (yerçekimi) veya dinamik (aniden hızlanma veya durma) ivmeyi ölçmektedirler. Sensörlerden aldığımız değer $\frac{m}{s^2}$ veya yerçekimi (g-Force) türünden ifade edilmektedir. Sensör sürekli olarak yer çekimi etkisi altında kaldığından eğimölçer veya hareket algılayıcı olarak kullanılabilir. Ölçü skalası olarak ± 1 g, ± 2 g, ± 3 g, ± 4 g ... gibi değerler ile ifade edilmektedir ve bir, iki ve üç eksenli ölçüm yapabilen türleri vardır. Bu verilerin nasıl elde edildiğini açıklayacak olursak.

Şimdi uzayda olduğunuzu düşünün. Herhangi bir çekim etkisi yok ve ağırlığınız 0 dır. Önünüzde de aşağıdaki şekildeki gibi bir kutu, kutunun ortasında da bir küre olduğunu hayal edin. Herhangi bir çekim etkisi olmadığından küre herhangi bir yüzeye temas etmeden hareketsiz bir şekilde durmaktadır. Kürenin hareketini görebilmek için kutunun +Y yönünde kalan yüzeyini de kesip atalım.



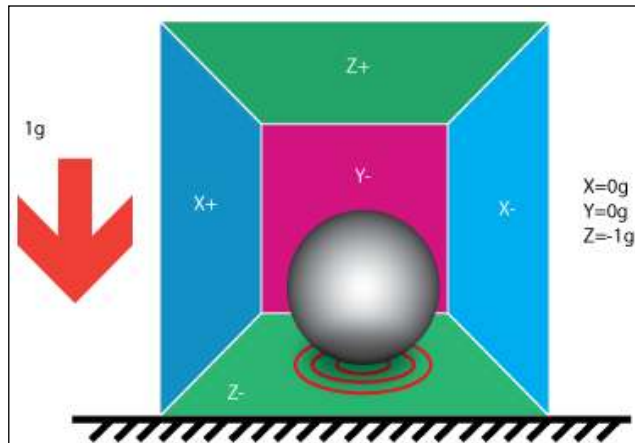
Şekil 5.4. İvmeölçer Çalışma Prensibi Üstten Görünüş

Kutuyu elinizde tutup +X yönünde 1g kuvveti ile hızlandırdığımızda küre kutunun – X yüzeyine eylemsizlikten dolayı 1g lik bir kuvvet uygulayacaktır.



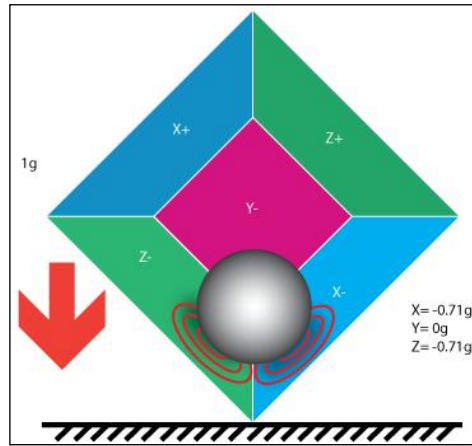
Şekil 5.5. İvmeölçer Çalışma Prensibi +x Yönünde Hareket Durumu

Şimdi kutumuzu alıp dünyaya dönelim. Kutuyu yere koyduğumuzda dünyamızın 1g’lik yer çekimi kuvvetinden dolayı küre –Z yüzeyine 1g kuvvet uygular.



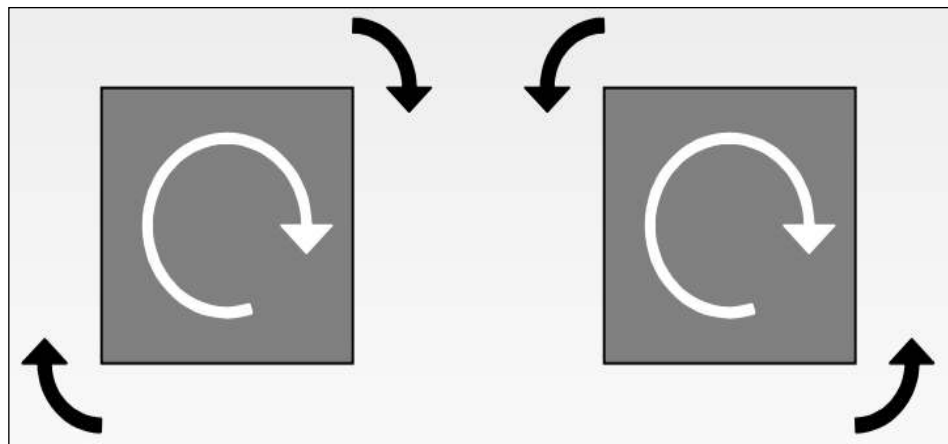
Şekil 5.6. İvmeölçer Çalışma Prensibi Yerçekiminden Dolayı Oluşan Kuvvet

İvmeölçerlerde benzer bir şekilde çalışmaktadır. Yüzeyleri basınca (piezoelektrik olabilir) veya manyetik alana tepki verecek şekilde yapılmaktadır ve ivmeölçerde bu tepkiyi ölçerek bize bir değer vermektedir. Sensörün yeryüzü ile yaptığı açı değiştiğinde sensörün eksenlerine uygulanan kuvvette değişecektir ve bizde yeni değerleri okuyarak yeryüzü ile yaptığımız açıyı trigonometri yardımıyla hesaplarız. Örneğin kutumuzu 45 derece sağa doğru çevirdiğimizi düşünelim. Bu durumda kürenin $-X$ ve $-Z$ yüzeylerine kök $\sqrt{1/2}$ lik bir kuvvet uygulanır oda 0,707g ye eşittir [52].



Şekil 5.7. İvmeölçer Çalışma Prensibi 45° lik Açı

Kısaca jiroskopların çalışma prensibine de değinecek olursak jiroskoplar açısal oran yani dönme hızını ölçmektedirler dönmeleri esnasında dönme yönüne göre pozitif veya negatif değer üretirler.



Şekil 5.8. a-)Jiroskop + Değer Üretir

b-)Jiroskop - Değer Üretir

5.3.1. Sensör Verilerinin Okunması

Atalet ölçüm sistemi oluşturulurken atılması gereken ilk adım sensör verilerinin okunması ve okunan bilgilerin anlamlı verilere dönüştürülmesi işlemidir. Bu işlem dengeleme (offset) ve ölçekleme (scale) işlemlerini gerektirir.

- Dengeleme (offset) işlemi oldukça basittir: Sensörün yatay halde ve durgun iken hangi değeri gösterdiğine bağlıdır. Eğer sonuç bir dalgalanma ise o zaman ortalama bir değer alınmalıdır.
- Ölçekleme (scale) ise sensöre bağlıdır. Bu işlem ise arzu edilen birimleri elde etmek için çarpım yapılması gereken bir katsayıdır. Bu katsayı sensör kullanım kitapçığında veya deneysel olarak bulunabilir. Genelde sensör sabiti, kazanç veya hassasiyet terimleri ile adlandırılır.
- Formülize edilirse

$$ivmeölçer = (ivmeölçer_{ADC} - ivmeölçer_{offset}) * ivmeölçer_{scale} \quad (5.1)$$

$$jiroskop = (jiroskop_{ADC} - jiroskop_{offset}) * jiroskop_{scale} \quad (5.2)$$

İnsansız hava aracını kontrol etmek için yuvarlanma, yunuslama ve yönelme açılarının ve bu eksenlerde ki açısal hızların bilinmesi çok yararlı olacaktır. Bunlar biliniyorsa böyle bir sistemi kontrol etmek için PD (Proportional/Derivative) kontrol algoritması çok mantıklı olacaktır. Ancak PD kontrolcü algoritmasına ilave olarak sistemde zamanla oluşan hataları telafi edip istediğimiz referans girişe aracımızı daha hatasız bir şekilde yönlendirebilmek için I (Integrator) yapısı da eklenerek bir PID kontrolcü tasarlanması daha etkin ve faydalı olacaktır. Böyle bir kontrolcü yapısı formülize edilirse ilgili motora verilmesi gereken sinyal aşağıda ki denklemde olduğu gibidir.

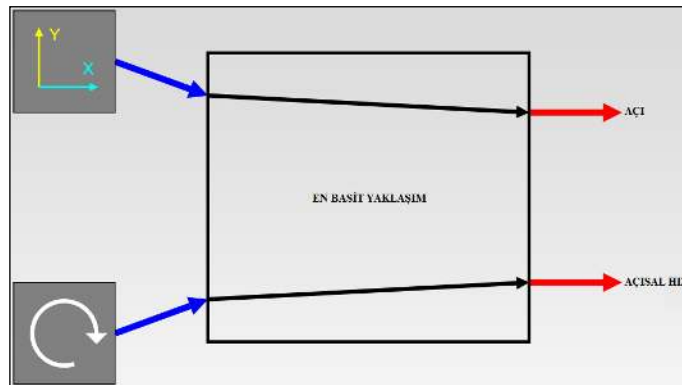
$$motor_{çıkışı} = Kp * Açı + K1 * AçısalHata + Kd * AçısalHız \quad (5.3)$$

5.3.2. Sensör Verilerinin Filtre Edilmesi

Kontrol sistemlerinde sensör verilerinin filtre edilmesi ciddi kolaylıklar sağlamaktadır. Filtrelenmiş verilerle yapılan kontrolün hassaslığı ve doğruluğu doğrudan verilerle yapılmış kontrole nazaran çok daha verimli olmaktadır. Ancak filtreleme işlemi yapılırken bazı noktalara dikkat edilmelidir. Bu noktalardan en önemlisi ise hızdır. Genelde tasarlanan filtreler mikroişlemcinin kontrol döngüsüne ayırdığı işlem kapasitesine ortak olmaktadır. Böyle olunca kontrol döngüsüne ayrılan işlem hızında bir düşüş yaşanmaktadır bunun sonucunda ise kontrolde bir yavaşlama ve gecikme söz konusu olmaktadır. Bu yavaşlama istenmeyen bir durumdur ve ciddi kontrol zorluklarını beraberinde getirir. Bu sıkıntıları yaşamamak için sisteme tasarlanacak filtrenin iyi seçilmesi gerekmektedir. İnsansız hava aracımız için tasarlanabilecek filtreleri avantajları ve dezavantajları ile ele alıp en uygun filtreyi seçmeliyiz.

Öncelikle ilk akla gelen durum doğrudan sensör verilerini kullanmaktır. Peki bu durumun getirdiği avantaj ve dezavantajlar nelerdir.

- Kodlamak basittir
- Gürültülüdür.
- Yatay olarak etkiyen ivmelenmeler açıda ki değişim gibi algılanır ve yerçekimi ivmesi ile yatay ivmelenmeler ayırt edilemez.



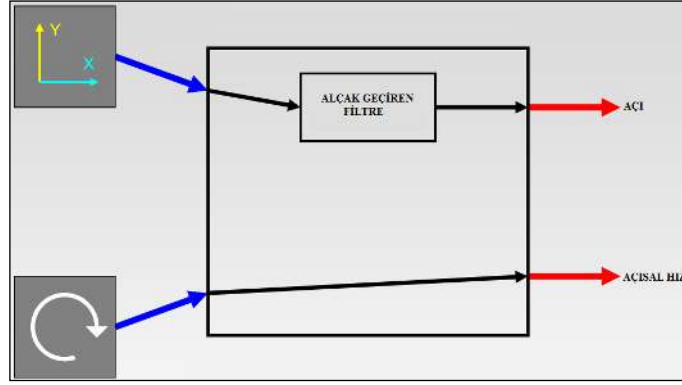
Şekil 5.9. Sensör Verileri İçin En Basit Yaklaşım

Bir adım daha ilerleyecek ve bu soruna basit ve kalitesiz bir çözüm getirecek olursak ivmeölçerimizin çıkışını alçak geçiren filtreye tabi tutabiliriz. Bu durumda elde edeceğimiz açı değeri;

$$a_{\text{çı}} = a_{\text{çı}} * a + \text{ivmeölçerçıkışı} * b \quad (5.4)$$

Burada a ve b katsayıları filtrenin zaman sabitini ayarlamak için kullandığımız ayar parametreleridir. Bu yaklaşımın avantajları ve dezavantajları sıralanırsa;

- Hala kodlama basittir.
- Kısa süreli ivmelenmeler filtrelenir ve sadece uzun süreli ivmelenmeler geçirilir
- Açı hesabında ortalama işlemlerinden dolayı bir gecikme olur ve ne kadar filtre edilirse o kadar gecikme olur. Gecikme ise kararlılık için kötü bir durumdur.



Şekil 5.10. Alçak Geçiren Filtre Yaklaşımı

Alçak geçiren filtre kullanılmasının amacı uzun-süreli değişimlere izin verip kısa-süreli dalgalanmaları filtrelemektir. Alçak geçiren filtrenin hızı filtre sabitlerine ve kontrol döngüsünün örnekleme oranına bağlıdır.

Görüldüğü üzere tasarlanan veya düşünülen filtreler hala isteğimizi karşılayamamaktadır. Farklı yollar ve filtreler düşünmeye devam edersek aklımıza atalet ölçüm sistemini oluştururken ivmeölçer ve jiroskop verilerini birleştirip filtrelemektense sadece 1 adet sensör kullanarak ve birleştirme algoritmalarına gerek duymadan bir sistem geliştirilebilir.

Fiziğin temellerine göre (mesafe=hız x zaman) olduğuna göre ve jiroskop açısal hızı ölçtüğüne göre kontrol döngümüzün yenileme süresi de bilinirse jiroskop verilerinden açı hesabı yaparak ivmeölçer yardımıyla elde ettiğimiz açığa gerek

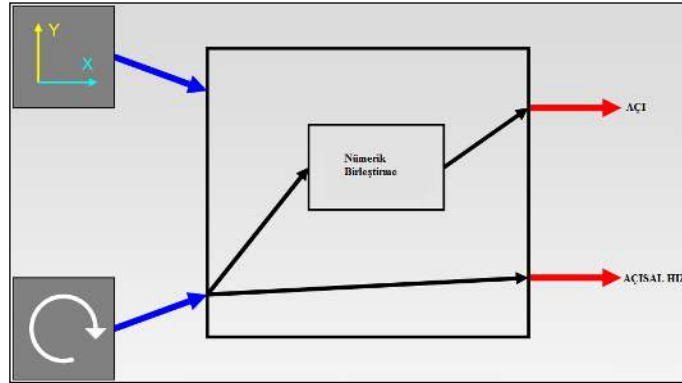
kalmadan sadece jiroskop sensörüyle atalet ölçüm sistemi oluşturulabilir. Sözü edilen yöntemle açı hesabı aşağıda ki formül yardımıyla gerçekleştirilir.

$$a_1 = a_0 + jiroskopverisi * dt \quad (5.5)$$

Bu tekniğin avantajları ve dezavantajları da şöyle sıralanabilir;

- Sadece 1 sensör okunur
- Sistem yeterince hızlıdır ve gecikme problemi yoktur.
- Yatay ivmelenmelere maruz kalınmaz.
- Kodlamak halen kolaydır.
- Ancak korkulan şey jiroskobik kayma (drift)'dır. Jiroskoplar teoride durgun oldukları zaman sıfırı göstermeleri gerekir ancak pratikte bu mümkün değildir. Pratikte jiroskoplar durgun olsalar dahi + veya – yönde çok küçük de olsa bir değer gösterirler. Bu küçük değer ölçülen açı değerine eklenerek gittikçe gerçek açı değerinden uzak değerleri gösterecektir.

Görüldüğü gibi basit ve hızlı olması düşünülen bu yöntemin de jiroskobik kayma nedeniyle elverişsiz olduğu gözlemlenmiştir.



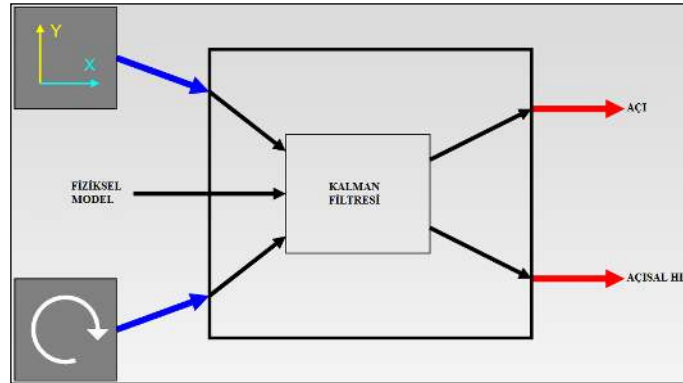
Şekil 5.11. Sadece Jiroskop Sensörü İle Elde Edilen Veriler

Nümerik birleştirme nedir anlaşılır bir örnek ile açıklanırsa. Aracınızın sabit bir hızla ilerlediğini ve programınızın da birkaç milisaniyede bir öten bir saat olduğunu düşününüz. Her ötmeye ki yeni pozisyonunuz eski pozisyonunuz ile pozisyonunuz da ki değişimin toplamıdır. Pozisyonunuz da ki değişim aracınızın hızı ile son ötme den o ana kadar geçen sürenin çarpımıdır.

$$pozisyon = pozisyon + hız * dt \quad (5.6)$$

$$açı = açı + jiroskop * dt \quad (5.7)$$

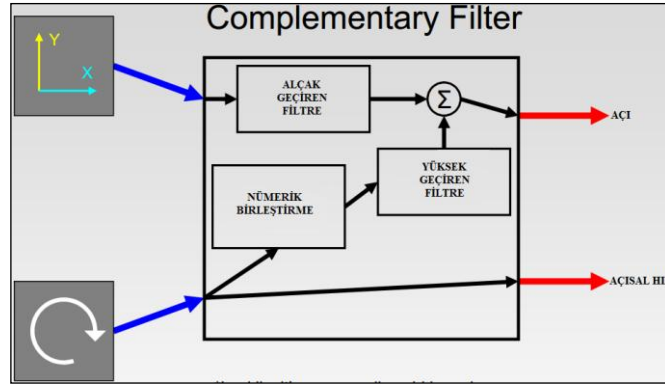
Aslında bu tür amaçlarda kullanılacak bir filtre olarak profesyonel bir kontrolcünün aklına ilk etapta Kalman Filtresi tasarlamak gelir. Gürültülü sensör verilerinin birleşmesinden net veriler ve kesin kestirimler yapmaya teorik olarak en uygun filtre Kalman filtresidir. Kalman filtresi sistemin fiziksel özelliklerini de hesaba katarak (kütle, eylemsizlik vb.) çalışır. Fakat Kalman filtresi matematiksel olarak çok fazla komplekstir ve iyi bir lineer cebir bilgisine ihtiyaç duyulur. Aynı zamanda farklı kalıplar için farklı durumların olması da bir zorluktur. Kodlamak zordur ve mikroişlemcinin çok fazla zamanını aldığı için gecikmelere ve kararsızlığa sebep olur. Ancak çok hızlı bir mikroişlemci kullanılması halinde etkili sonuçları olan bir filtre olur.



Şekil 5.12. Kalman Filtresi İle Durum Kestirimi

Yapılan uygulamalı bir takım deneyler neticesinde filtreler içerisinde en gelişmiş filtre özelliği olan Kalman filtresi çok ağır matematiksel adımlar nedeniyle mikroişlemcimize ağır gelmiş olup sistemin kontrolünde gecikmelere neden olarak kararsız bir kontrol meydana gelmiştir. Peki o zaman Kalman filtresinin yerine kullanılabilecek ne tür filtre tasarımı yapılabilir. İngilizcesi “Complementary Filter” yani bütünleyici filtre tasarımı Kalman Filtresinin kullanılabileceği kontrol problemlerine alternatif olarak düşünülebilir. Complementary Filter yapısının özelliklerine göz atacak olursak.

- Gürültüleri ve kaymaları düzeltme özelliğine sahiptir.
- Alçak geçiren filtreye göre açı hesabında daha hızlıdır ve daha az gecikmeye sebep olur.
- Mikroişlemciyi zorlayacak kadar ağır adımlara sahip değildir.
- Basit filtrelerle göre anlamak bakımından biraz daha teoriksel olarak komplekstir fakat Kalman filtresi kadar kompleks ve anlaşılmaz değildir.



Şekil 5.13. Bütünleyici Filtre Yapısı

Yüksek geçiren filtrenin görevine değinecek olursak yüksek geçiren filtre alçak geçiren filtrenin tersi olarak çalışır. Kısa süreli sinyallerin geçişine izin verirken durgun sinyalleri filtreleyen bir filtredir. Jiroskoplarda ölçümlerin doğruluğunu etkileyen en önemli faktör kayma oranı (drift rate) idi. Yüksek geçiren filtre kaymaları elimine etmek için kullanılır.

Bütünleyici filtreyi daha derinlemesine inceleyecek olursak burada elde edilen açı;

$$a\text{çı} = \underbrace{a * (a\text{çı} + jiroskop * dt)}_{\substack{\text{nümerik birleştirme} \\ \text{jiroskop verilerinin} \\ \text{nümerik birleştirilmesine} \\ \text{uygulanan yüksek geçiren filtre}}} + \underbrace{((1 - a) * (ivmeölçer))}_{\substack{\text{ivme ölçer verilerine etkiyen} \\ \text{alçak geçiren filtre kısmı}}} \quad (5.8)$$

Mesela bu filtre saniyede 100 komut işleyebilen bir döngü içerisinde çalışıyorsa alçak geçiren ve yüksek geçiren filtreler için zaman sabiti şu şekilde hesaplanır.

$$\tau = \frac{\alpha * dt}{1 - \alpha} = \frac{0.98 * 0.01sn}{0.02} = 0.49sn \quad (5.9)$$

Bu sonuç jiroskopa ve ivmeölçere güvenilecek sınırları ifade etmektedir. Yarım saniyeden kısa periyotlar için jiroskop verilerinin nümerik birleştirilmesi önceliklidir

ve gürültülü ivmeölçer verileri filtre edilmektedir. Yarım saniyeden uzun periyodlar içinse ivmeölçer verileri jiroskop verilerinden daha önceliklidir.

Filtre cevabını en iyi ayarlayabilmemizin yolu zaman sabitini iyi seçmemizden geçer. Öncelikle bir zaman sabiti seçilir ve sonra filtre sabitlerini hesaplamaya gidilir. Örneğin jiroskop saniyede ortalama 2° 'lik kayma yapıyorsa muhtemelen 1 saniyeden daha küçük zaman sabiti seçilir ki her iki yöne oluşan sapma miktarının birkaç dereceyi geçmemesi garantilenir. Fakat zaman sabiti ne kadar küçük seçilirse gürültülü ivmeölçer verilerinin geçişine o kadar çok izin verilir. Diğer kontrol durumlarında da olduğu gibi ince ayar yapmanın en iyi yolu deneyerek yapmaktır.

Örnekleme oranının uygun katsayıları seçmede çok önemli olduğu unutulmamalıdır. Eğer programınızı biraz daha kayan nokta hesaplamaları ekleyerek değiştirirseniz ve örnekleme oranınız 2 kat azaldığını varsayarsak filtre sabitlerini yeniden hesaplamadığınız sürece zaman sabitiniz de iki katına çıkacaktır.

Peki bu filtrede jiroskopun meydana getirdiği yanlışlık (bias) faktörüne ne oluyor. Kuşkusuz bir kayma problemine neden olmuyor fakat açı hesabını hala etkileyebiliyor. Örneğin yanlışlıkla yanlış offset değerinin seçildiğini ve jiroskopumuzun durgun halde iken $5^\circ/\text{sn}$ 'lik dönme oranı gösterdiğini farzedelim. Matematiksel olarak ta ispatlanabilir ki bunun açı hesabı üzerinde ki etkisi sadece offset oranı değeri ile zaman sabitinin çarpımı kadardır. 0.75sn 'lik zaman sabitimiz olsun, bu 3.75° 'lik sabit açı offseti verecektir.

Şu bir gerçektir ki sabit bir açı offseti ile uğraşmak kayan bir açı offseti ile uğraşmaktan çok daha kolaydır. Yukarıda ki varsayım için sabit offset açısını elimine etmek için ivmeölçeri 3.75° ters yönde çevirmek yeterli olacaktır.

Örnekleme periyodu: Her bir program döngüsü arasında geçen zamandır. Eğer örnekleme oranı 100Hz ise örnekleme periyodu 0.01sn dir.

Zaman sabiti: Alçak geçiren bir filtre için zaman sabitinden büyük olan sinyaller geçirilirken küçük olan sinyaller ise filtrelenir. Tersisi ise yüksek geçiren filtre için doğrudur[53].

6. İNSANSIZ HAVA ARACININ UÇUŞU VE EKSEN AYARLARI

İnsansız hava aracı fiziksel olarak gerçekleştirildikten sonra ve kullanacağımız kontrolcü tipi belirlenip kodlandıktan sonra kontrolcü ayarlarını yapmak gerekmektedir. Daha önce de bahsedildiği üzere kontrolcü olarak PID kontrolcüsü kullanılmıştır. Burada insansız hava aracını kontrol ederken 3 adet PID kontrolcü bulunmaktadır. Bu PID kontrolcülerden ilki yuvarlanma açısını kontrol eder, ikincisi yunuslama açısını kontrol eder ve üçüncüsü ise yönelme açısını kontrol etmektedir. Burada her bir motora iki adet kontrolcüden kontrol sinyali gelmektedir. Bu iki kontrolcüden ilki sağ ve sol motorları kontrol eden yuvarlanma açısı kontrolcüsü veya ön ve arka motorları kontrol eden yunuslama açısı kontrolcüsüdür. Diğer kontrolcü ise sağ-sol ikilisini ve ön-arka ikilisini kontrol eden yönelme açısı kontrolcüsüdür. Yani özetleyecek olursak bir motora insansız hava aracında bulunduğu konuma bağlı olarak ya yuvarlanma ile yönelme ya da yunuslama ile yönelme açıları kontrolcülerini kontrol sinyali gönderir. Peki, bu işleyiş nasıl olmaktadır tasarlanan insansız hava aracından konuşacak olursak insansız hava aracının sağa ya da sola doğru devrilmesine etki eden motorlar sağ için 1 sol içinse 3 numaralı motorlardır diğer önde bulunan 4 numaralı ve arkada bulunan 2 numaralı motorların ise yuvarlanma açısına herhangi bir etkileri yoktur. Aynı şekilde yunuslama açısını etkileyen motorlar 2 numaralı ve 4 numaralı motorlardır. Peki, yönelme açısı nasıl kontrol edilmektedir? Yönelme açısı kontrol edilirken insansız hava aracının ne yunuslama açısı etkilenmeli ne de yuvarlanma açısı etkilenmelidir. Bunun içindir ki dört rotorlu bir insansız hava aracında yunuslama açısını kontrol eden motorlara takılan pervaneler saat yönü tersinde dönerken yuvarlanma açısını kontrol eden açılar ise saat yönü tersinde dönmektedirler veya tam tersi olarak dizayn edilebilir. Burada amaç saat yönü tersinde dönen pervanelere saat yönünde dönen pervanelere nazaran biraz daha güç verilerek hava aracını saat yönünde yöneltmek veya saat yönünde dönen pervanelere biraz daha güç vererek hava aracını saat yönü tersinde yöneltmektir. Böylelikle ne yunuslama nede yuvarlanma açısı etkilenmeden yönelme açısı kontrol edilmektedir. Bir motora ayrı iki kontrolcüden kontrol sinyali geldiğinden hassas bir kontrol için kontrolcü parametrelerinin kesin bir şekilde ayarlanması gerekmektedir. Durgun veya düzgün bir şekilde kontrol edilemediğinde önemli sonuçlar doğurmayan sistemlerde deneme yanılma yoluyla da olsa kontrolcü

parametreleri kesin bir şekilde ayarlanabilir. Ancak insansız hava aracını kontrol etmek gibi iyice kontrol edilmediğinde ciddi sonuçlar doğuran sistemlerin kontrolü öncelikle bir deney düzeneğinde test edildikten sonra çalıştırılmalıdır. İnsansız hava aracımızın kontrolü için doğru P, I ve D katsayılarını bulmak için deney ortamı oluşturmadan uçurmak suretiyle katsayıların ayarlanması yoluna başvurmak son derece yanlış bir yöntemdir.



Şekil 6.1. İnsansız Hava Aracının Uçurulması Sonucu Yere Düşmüş Hali

Çünkü kontrolcü düzgün çalışsa bile yavaş çalışması veya yetersiz olması gibi sebeplerden dolayı hava aracı yere çakılabilir ve ciddi maliyetler ortaya çıkarabilir. İlk uçuş denemesinde böyle bir deney ortamı oluşturmadan doğrudan hava aracını uçurmak suretiyle hava aracı yere çakılmış ve bazı parçalar kırılarak kullanılmaz hale gelmiştir. Hava aracının yere çakılması fiziksel sistemin kırılması ile sonuçlandığı gibi düşme esnasında oluşan kısa devre sebebiyle sensörlerin, mikroişlemcinin veya elektronik hız kontrolcüsü gibi parçaların yanmasına sebep olduğu gibi daha da vahim olan batarya patlamaları ile komple sistem çöpe gidebilmektedir. Bu durumların önlenmesi amacıyla eksen ayarlarını düzgünce ayarlamak amacıyla aşağıda ki test düzeneği hazırlanmıştır.



Şekil 6.2. Eksen Ayarları İçin Oluşturulan Test Düzeneği

Eksen ayarlarının nasıl yapıldığından bahsedilirse; öncelikle insansız hava aracının yunuslama veya yönelme eksenini sabitlenerek diğer eksen ise serbest kalacak şekilde iki noktadan sabitlenir. Sabitlenen eksene ait motorlar devre dışı bırakılıp serbest olan eksene ait motorlara enerji verilir. Başlangıçta serbest olan eksenin referans açısı sıfırdır ve quadrotorun yatay olarak dengeye gelmesi gerekmektedir. Eğer quadrotor yatay olarak dengelenemiyorsa P katsayısı insansız hava aracı yatay olarak dengeye gelene kadar artırılabilir. P katsayısı ayarlandıktan sonra I katsayısı ise sistemi tam olarak referans noktaya yaklaştırmak için yani hassas bir kontrol için artırılır. Doğru I katsayısı bulunduğundan sonra artık referans noktasına daha yakınız demektir ancak sisteme I eklemek sistemi biraz osilasyona götürmek demektir. Böyle olunca osilasyonu azaltmak için de sisteme uygun şekilde D katsayısı eklenerek sistemin osilasyonsuz bir şekilde referans değerine ulaşması sağlanmış olur. Bu işlemler bittikten sonra insansız hava aracı serbest olan eksene ait motorların olduğu yerden asılarak az önce sabit olan eksen serbest hale getirilerek yukarıda anlatılan işlemler tekrar bu eksenin ayarlamak için tekrarlanır. Bahsi geçen eksen de düzgün bir şekilde ayarlandıktan sonra artık yuvarlanma ve yunuslama eksenleri ayarlanmıştır. Yönelme eksenini ise çok önemli bir kontrol gerektirmeyen eksendir ve sadece insansız hava aracını yönlendirirken işe yarayan bir eksen olup hava aracının havada askıda durmasında bir etkisi yoktur. Yönelme eksenini için PID kontrolcüsü kullanılabildiği gibi PI veya P tipi bir kontrolcü kullanıp hassas olmasa da yeterli

katsayılar verilerek kontrolü sağlanabilmektedir. Üç ekseninde ayarı düzgün biçimde yapıldıktan sonra uçuş denemelerine geçmeden önce olası arızalara karşı sistemi tedbirli hale de getirmek gereklidir. Örneğin çok hassas ve pahalı olan mikroişlemci ile sensörler için bir koruma kapağının yapılması ve yere çakılma esnasında ya da sert inişlerde çerçeveye ve ayaklara gelebilecek darbeleri emecek yumuşak ayak malzemeleri ile sistem daha dayanıklı hale getirilebilir.



Şekil 6.3. Koruma Kapağı ve Darbe Emici Ayak Malzemeleri

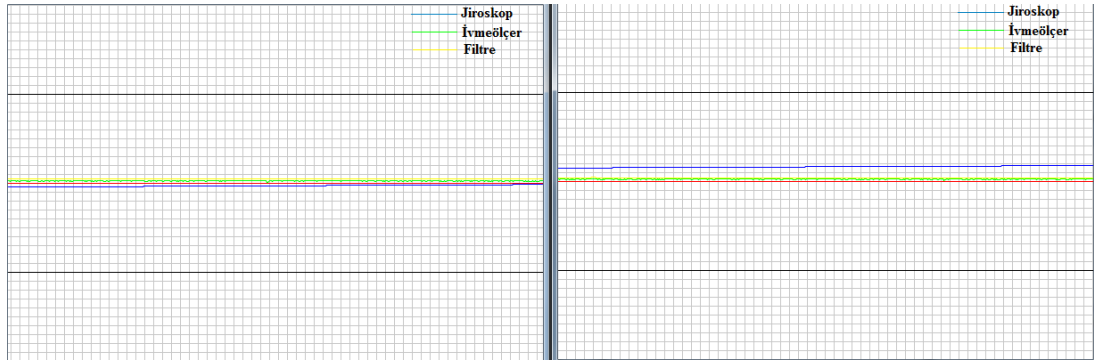
Gerekli tedbirler alındıktan sonra uçuş yapılabilir.



Şekil 6.4. İnsansız Hava Aracının Başarılı Uçuşları

SONUÇ VE ÖNERİLER

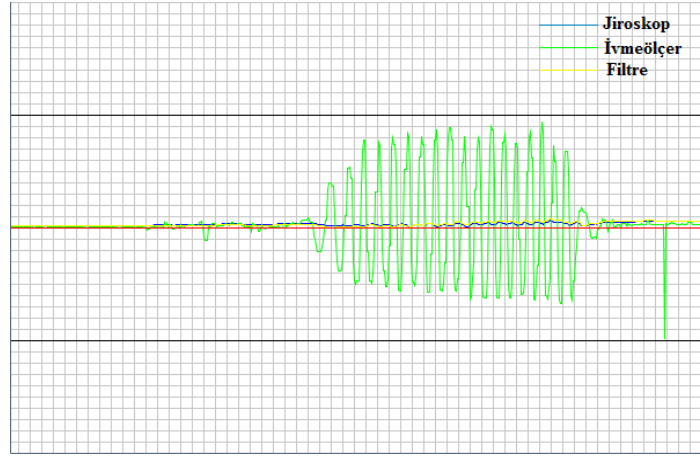
Bu çalışmada PID kontrolcüsü ile insansız hava aracının yükseklik ve yönelme kontrolü yapılmıştır. Tasarımın atalet ölçüm sistemi için öncelikle minimum sayıda eleman yani jiroskop ve ivmeölçer kullanılarak hassas kontrol sağlanmaya çalışılmıştır. Sadece jiroskop kullanılarak yapılan kontrol sisteminde jiroskopta ki çok küçük kaymalar sebebiyle jiroskobik verilerin numerik birleştirilmesiyle elde edilen açı değerinden dolayı açıda da zamanla kaymalar meydana geldiği için kontrole ivmeölçer de katılmıştır.



Şekil S.1. Jiroskobik Kayma

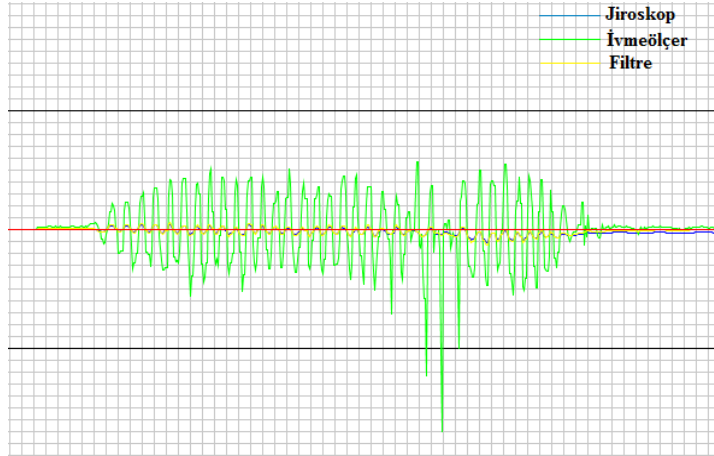
Şekil S.1 de görüldüğü üzere insansız hava aracının yatay pozisyonda sabit dururken bütün açıların sıfır derece olması gerekirken ivmeölçer ve bütünleyici filtre çıkışları sıfır dereceyi gösterirken jiroskop verileri başlangıçta sıfır dereceyi göstermesine rağmen sonraları kayma nedeniyle sıfır dereceden büyük açı değerleri göstermekte ve kaymadan dolayı bu açı değeri de giderek artmaktadır. Jiroskop elemanına ait böyle bir olumsuzluğu gidermek adına yüksek geçiren filtre tasarlanmıştır.

Bilindiği üzere ivmeölçerler düzlemsel ivmelenmeleri ölçebilmekteydi ve ölçülen ivmelenmeler sayesinde x, y veya z eksenlerine ait açı değerleri bulunmaktaydı. Eğer ivmeölçer çıkışları bir filtreye tabi tutulmazsa düzlemsel ivmelenmeler sonucu ivmeölçer açısal bir sapmaya neden olur. Yani ivmeölçer düzlemsel ivmelenmeler ile açıda ki değişimi ayırt edemez.



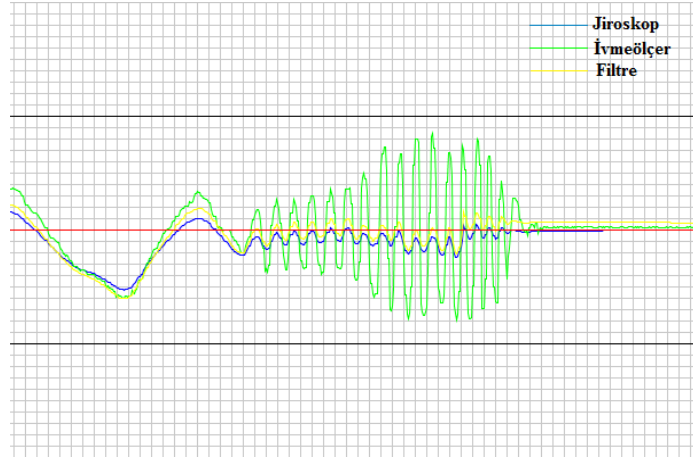
Şekil S.2. Düzlemsel İvmelenmeler Sonucu İvmeölçer Çıkışı

Şekil S.2 de görüldüğü üzere yatay pozisyonda iken insansız hava aracına düzlemsel ivmelenmeler uygulanmış ve jiroskop tarafından ölçülen açı ile filtre tarafından ölçülen açı sıfır derecede sabit kalırken ivmeölçerin ölçtüğü açı ise maalesef gerçek açı değerinden çok farklı ve doğru olmayan açı değerlerini göstermiştir. İvmeölçerlerle ilgili diğer bir olumsuzluk ise yüksek frekanslı açısal değişimlerin ivmeölçerin ölçümlerini çok fazla etkilemesi idi bununla ilgili olarak aşağıda ki şekil incelenebilir.



Şekil S.3. Yüksek Frekanslı Açısal Değişimler Sonucu İvmeölçer Çıkışı

Şekil S.3 de görüldüğü üzere yüksek frekanslı açısal değişimler sonucunda ivmeölçer çıkışı çok fazla etkilenmekte olup bu olumsuzluğu gidermek için alçak geçiren filtre tasarlanmıştır.



Şekil S.4. Filtre Çıkışı

Şekil S.4 de görüldüğü üzere jiroskop ve ivmeölçer elemanlarına ait olumsuzları gidermek ve iki elemanın bilgilerini birleştirerek atalet açılarını hesaplamak için bütünleyici filtre kullanılmıştır. Bütünleyici filtre kullanılmasının sebebi ise ivme ölçer çıkışlarını düzenlemek için bir alçak geçiren filtre ve jiroskop çıkışlarını düzenlemek içinse bir yüksek geçiren filtre içermesidir. Şekil S.4 de görüldüğü üzere alçak frekanslı açısal değişimlerde ivmeölçer, jiroskop ve filtre çıkışları hemen hemen aynı değerleri ölçmektedirler ancak yüksek frekanslı açısal değişimler ve düzlemsel ivmelenmeler olunca ivmeölçer verileri önemli ölçüde gerçekliğini kaybederken ve zamanla jiroskop verilerinde ki kayma sebebiyle de jiroskop verileri doğruluklarını kaybederken filtre çıkışı her iki sensöründe olumsuzluklarını gidererek doğru ve gerçek açı değerlerini ölçmektedir.

Uygulama da insansız hava aracının durumlarını tahmin etmek için ‘*Kalman Filtresi*’ kullanılması vazgeçilmez iken mevcut mikroişlemcinin işlem yeteneğinde ki yetersizlikler nedeniyle Kalman filtresi insansız hava aracının kontrolünde gecikmeye neden olmuş ve kararsız bir sonuç elde edilmiştir. Kalman filtresine alternatif olacak şekilde ise Kalman filtresi kadar ağır matematiksel işlemler içermeyen ve Kalman filtresi kullanımını telafi edebilecek bütünleyici filtre yapısı kullanılarak ivmeölçer ve jiroskop verileri birleştirilmek suretiyle bu olumsuzluğun üstesinden gelinmiştir. PID kontrolcüsünün hassas şekilde işleyebilmesi için parametrelerinin de hassas olarak ayarlanması gerekmektedir. Bu çalışmada insansız hava aracının kontrolcü ayarları test düzeneği üzerinde her defasında insansız hava aracının bir ekseninde ki motorlarını çalıştırarak daha sonra durdurulup tekrar tekrar

programdaki katsayılar değiştirilip yüklenerek ayarlanmıştır. Böyle zahmetli ve zaman alıcı ayarlamalarla uğraşmak yerine yeter sayıda kanalı olan bir RF kumandasının 3 kanalı da P, I ve D katsayıları için ayrılıp insansız hava aracının eksen ayarları motorlar sürekli çalışırken tıpkı bir radyonuzun ayarını yapar gibi hassaslaştırılabilir. Pervane veya motor seçimi daha bilinçli yapılabilir. Bu anlamda öncelikle tasarlanacak insansız hava aracının yükseklerle çıkabilme yeteneği veya ani hareketler yapabilme yeteneği belirlenmelidir. Uygun pervane-motor seçimi yapılarak çok yükseklerle çıkabilen veya ani hızlanıp alçalabilen insansız hava araçları yapılabilir. Bu tür çalışmalarda tema motor hızları üzerinedir ve motor hızları ile kontrol sağlanır. Özdeş olsalar da dört farklı motor dört farklı elektronik hız kontrolcülerini ile çalıştırılmaktadır. Elektronik hız kontrolcülerinin ayarları kesinlikle eşit şekilde yapılarak kontrol mekanizmasına geçilmelidir. Eğer elektronik hız kontrolcülerin ayarları eşit biçimde yapılmazsa tasarlanan kontrolcünün bu eşitsizliği telafi edememesinden dolayı ciddi uğraşlar ve olumsuz sonuçlar elde edilebilir. Güvenliğe de önem verilmelidir çünkü kullanılan pervaneler kesici olup çok yüksek hızlarda dönmektedirler. Motorlar çalıştırılmadan önce pervanelerin rotora sıkıca bağlanmış olduğundan ve rotordan sıyrılıp fırlamayacağından emin olunmalıdır. Çalışma daha kapsamlı ve net kontrol edilebilmesi için gerek tez için gerek ileriki çalışmalarda kullanılabilir hale gelmesi için GPS modülü, Pusula Modülü, sıcaklık sensörleri ve barometrik basınç sensörü gibi ek donanımlarla zenginleştirilebilir. Yayın veya bildiri odaklı çalışmalarda kullanılmak üzere farklı kontrol sistemleri ile kontrol edilebilir ve kullanılan kontrolcüler arasında kıyaslama yapılabilir. Çalışmanın bölümümüzce laboratuvar uygulamalarında kullanılabilmesi için bilgisayar kontrollü hale dönüştürülüp bir arayüz üzerinden kontrolü sağlanabilir. Mini güneş enerji panelleri ile beslenerek uçuş süresi artırılabilir. İlerleyen zamanlarda daha hafif ve daha küçük elemanlar kullanılarak daha küçük boyutlarda ve daha uzun süre uçabilen bir araç tasarımı geliştirilebilir. Rotor sayısı artırılarak hexarotor, oktorotor gibi yapıların tasarımı yapılabilir. Üzerine kamera montaj edilip görüntü işleme algoritmaları ile görüntü alma işlemlerinde kullanılabilir. Geleneksel kontrol yöntemlerinin dışında ve rutin kullanılan sensörler malzemelerin vb. dışında malzemelerle ve yöntemlerle daha farklı ve özgün tasarımlar yapılabilir.

KAYNAKLAR

1. Bresciani, T., Modelling, Identification and Control of a Quadrotor Helicopter, Master Thesis, Lund University, Lund/Sweden,2008.
2. Çiçekdemir, Ç., Kesler, M., Karakuzu, C., Yüzgeç, U., ARM Mikrodenetleyici Tabanlı Bilkopter' in 9DOF ile Dengelenmesi, ELECO, Bursa,673-677, 29 Kasım- 1 Aralık, 2012.
3. Schmidt, M., D., Simulation and Control of a Quadrotor Unmanned Aerial Vehicle, Master Thesis, University of Kentucky, Lexington/Kentucky,2011.
4. Güçlü, A., Attitude and Altitude Control of an Outdoor Quadrotor, Master Thesis, Atılım University,Ankara,2012.
5. Basta, P., O., Quadcopter Flight, Master Thesis, California State University, Northridge,2012.
6. Beji, L., Zemalache, K. M., Marref, H., Control of an Under Actuated System:Application to a four rotors rotorcraft. IEEE International Conference on Robotics and Biomimetics, 404-409, 2005.
7. Abichou, A., Beji, L., and Zemalache, K.,M., Smooth Control of an x4 Bidirectional rotors flying robot. 5. International Workshop on Robot Motion and Control, 181-186, 2005.
8. Fay, G., Derivation of the Aerodynamic Forces fort the Mesicopter Simulation,2001,C.1
9. McKerrow, P., Modelling the Draganflyer Four-Rotor Helicopter, Proceedings of the IEEE International Conference on Robotics and Automation, 3596-3601,2004.
10. Achteik, M., “et all”, Energy-efficient Autonomous Four-rotor Flying Robot Controlled at 1 khz, IEEE International Conference on Robotics and Automation, 361-366, 2007.
11. How, J.P., “et all” ,Embadding Health Management Into Mission Tasking for Uav Teams, Proceedings of the 2007 American Control Conference, 5777-5783, 2007.
12. Murrieri, P., Bouabdallah, S., and Siegwart, R., Design and Control of an Indoor Micro Quadrotor.
13. Dzul, A., Castillo, P., Lozano, R., Real Time Stabilization and Tracking of a Four-rotor mini Rotorcraft, IEEE Transaction on Control System Technology, 510-516,2004.

14. Lozano, R., Castillo, P., and Dzul, A., Stabilization of a Mini Rotorcraft Having Four Rotors, Proceedings of 2004 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems, 2693-2698, 2004.
15. Palomino, A., Salazar, S., and Lozano, R., Trajectory Tracking for a Four Rotor Mini-Aircraft, Proceedings of the 44th IEEE Conference on Decision and Control, and the European Control Conference 2005, 2505-2510, 2005.
16. Noth, A., Bouabdallah, S., and Siegwart, R., Pid vs LQ Control Techniques Applied to an Indoor Micro Quadrotor.
17. Tayebi, A., and McGilvray, S., Attitude Stabilization of a Four Rotor Aerial Robot, 43rd IEEE Conference on Decision and Control, 1216-1221.
18. Tayebi, A., and McGilvray, S., Attitude Stabilization of a Vtol Quadrotor Aircraft, IEEE Transaction on Control System Technology, 562-571, 2006.
19. Fradkov, A., Andrievsky, B., ve Peaucelle, D., Adaptive Control Experiments for Laas "helicopter" Benchmark. 760-765, 2005.
20. Morel, Y., ve Leonessa, A., Direct Adaptive Tracking Control of Quadrotor Aerial Vehicles, Florida Conference on Recent Advances in Robotics, 1-6, 2006.
21. Lozano, R., Castillo, P., ve Dzul, A., Stabilization of a Mini Rotorcraft With Four Rotors, IEEE Control Systems Magazine, 45-55, 2005.
22. Madani, T., ve Benallegue, A., Backstepping Control for a Quadrotor Helicopter, Proceedings of 2006/IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems, 3255-3260, 2006.
23. Madani, T., ve Benallaegue, A., Backstepping Sliding Mode Control Applied to a Miniature Quadrotor Flying Robot, 700-705, 2006.
24. Madani, T., ve Benallaegue, A., Control of a Quadrotor Mini Helicopter Via Full State Backstepping Technique, Proceedings of the 45th IEEE Conference on Decision and Control, 1515-1520, 2006.
25. Mokhtari, A., ve Benallegue, A., Dynamic Feedback Controller of Euler Angles and Wind Parameters Estimation for a Quadrotor Unmanned Aerial Vehicle. Proceedings of the 2004 IEEE International Conference on Robotics and Automation, 2359-2366, 2004.
26. Benallegue, A., Mister, V., ve Sirdi, N.K., Exact Linearization and Noninteracting Control of a 4 Rotors Helicopter Via Dynamic Feedback, IEEE International Workshop on Robot and Human Interactive Communication, 586-593, 2001.
27. Namel, T., Guenard, N., ve Mahony, R., A Practical Visual Servo Control for an Unmanned Aerial Vehicle, 2007 IEEE International Conference on Robotics and Automation, 1342-1348, 2007.

28. Valenti, M., Tournier, G. P., ve How, J. P., Estimation and Control of a Quadrotor Vehicle Using Monocular Vision and Moire Patterns, AIAA Guidance, Navigation and Control Conference and Exhibit, 2006.
29. Namel, T., Metni, N., ve Derkx, F., Visual Tracking Control of Aerial Robotic Systems With Adaptive Depth Estimation, Proceedings of the 44th IEEE Conference on Decision and Control and the European Control Conference, 6078-6084, 2005.
30. Coza, C., ve Macnab, C.J.B., A new Robust Adaptive- Fuzzy Control Method Applied to Quadrotor Helicopter Stabilization, 2006.
31. Coelho, G., Ota-Quadrotor: An Object-Tracking Autonomous Quadrotor For Real-Time Detection And Recognition, Master Thesis, University of North Texas, 2012.
32. Beard, R. W., Quadrotor Dynamics and Control, Brigham Young University, 2008.
33. Griffin, B. M., Control of an Indoor Autonomous Mobile Communications Relay via Antenna Diversity, Master Thesis, The University of Mexico, Albuquerque, 2011.
34. Dvorak, J., Micro Quadrotor: Design, Modelling, Identification and Control, Czech Technical University, Prague, 2011.
35. Ghadiok, V., Autonomous Aerial Manipulation Using a Quadrotor, Master Thesis, Utah State University, Logan, 2011.
36. Luukkonen, T., Modelling and Control of Quadcopter, Project report, Aalto University, Espoo, 2011.
37. Wierema, M., Design, Implementation and Flight Test of Indoor Navigation and Control System for Quadrotor UAV, Master Thesis, Delft University of Technology, 2008.
38. Azfar, A., Hazry, D., A Simple Approach on Implementing IMU Sensor Fusion in PID Controller for Stabilizing Quadrotor Flight Control, IEEE 7th International Colloquium on Signal Processing and its Applications, 28-32, 2011.
39. Sun, Y., Modelling, Identification and Control of a Quadrotor Drone Using Low-Resolution Sensing, Master Thesis, University of Illinois, Urbana, 2012.
40. Burkhamschaw, L. K., Towards a low-cost Quadrotor Research Platform, Naval Postgraduate School, Monterey, California, 2010.
41. Herda, C.A., Implementation of a Quadrotor Unmanned Aerial Vehicle, Master Thesis, California State University, 2012.

42. Goldin, J.C., Perching Using a Quadrotor With Onboard Sensing, Master Thesis, Utah State University, 2011.
43. Johnson P.K., Propellers For Model Aircraft, http://www.airfieldmodels.com/information_source/model_aircraft_engines/propellers.htm, Eriřim Tarihi:09.06.2013.
44. Brown, W., Brushless DC Motor Control Made Easy, syf. 6, Microchip Technology Incorporated, 2002.
45. Rademacher W., M., Brushless Motors, syf. 3-26, 2008.
46. Yedamale, P., Brushless DC Motor Fundamentals, syf. 1-14, Microchip Technology Incorporated, 2003.
47. Real, J. C. G., Sanchez, E. V., Gil, J. G., Position and Speed Control of Brushless DC Motors Using Sensorless Techniques and Application Trends, Sensors 2010, 10, 6901-6947, 2010.
48. Mersch, J., et al, ParkBot, Senior Design, University of Central Florida, Orlando, Florida, 2010.
49. <http://www.picproje.org/index.php?topic=25412.0>, Eriřim tarihi 09.06.2013
50. Malgoza, J., et al, Quad-Copter, Senior Design Documentation, University of Central Florida, Orlando, Florida, 2010.
51. Çaęlar E., Staj Raporu, http://www.isikun.edu.tr/i/content/1827_1_Ornekrapor.pdf
52. Samancı B., Accelerometer, Gyroscope, IMU nedir?, <http://www.barissamanci.net/Makale/26/accelerometer-gyroscope-imu-nedir/>, Eriřim Tarihi:09.06.2013.
53. Colton, S., The Balance Filter, Massachusetts Institute of Technology, 2007.

EKLER

EK-1 İnsansız Hava Aracının Yazılımı

```
#include <IMU.h>
#include <ADXL345.h>
#include <ITG3200.h>
#include <Wire.h>
double accgyro[8], acilar[3];
IMU 6DOF = IMU();
int gaz=128,ilerigeri,sagsol,sag,sol,ileri,geri,x=0;
double output13, output24, output1234, KPA=0.35, KIA=0.0050, KPG=0.1,
KPO=0.3, KIO=0.1;
double acchata13=0, acchata24=0, acchata1234=0, gyrohata13=0, gyrohata24=0,
gyrohata1234=0;
int m1 = 2;
int m3 = 3;
int m2 = 5;
int m4 = 6;
int ch1 = 33;
int ch2 = 37;
int ch3 = 41;
unsigned long sure1;
unsigned long sure2;
unsigned long sure3;
double filtrex[3] = {0,0,0};
double filtrey[3] = {0,0,0};
#define zamansabiti 0.1
double BUTUNLEYİCİXACISI;
double BUTUNLEYİCİYACISI;
unsigned long timer;
void setup() {
Serial.begin(115200);
Wire.begin();
pinMode(ch1, INPUT);
pinMode(ch2, INPUT);
pinMode(ch3, INPUT);
pinMode(m1, OUTPUT);
pinMode(m2, OUTPUT);
pinMode(m3, OUTPUT);
pinMode(m4, OUTPUT);
delay(5);
6DOF.init();
delay(5);
analogWrite(m1,255);
analogWrite(m3,255);
analogWrite(m2,255);
analogWrite(m4,255);
```

```

delay(5000);
analogWrite(m1,128);
analogWrite(m3,128);
analogWrite(m2,128);
analogWrite(m4,128);
timer = micros();
}
void loop() {
6DOF.degerlerial(accgyro);
6DOF.YawPitchRollacilarinial(acilar);
filtrex[0] = (accgyro[6] - BUTUNLEYİCİXACİSİ) * zamansabiti * zamansabiti;
filtrey[0] = (accgyro[7] - BUTUNLEYİCİYACİSİ) * zamansabiti * zamansabiti;
filtrex[2] = (((double)(micros()-timer)/1000000) * filtrex[0]) + filtrex[2];
filtrey[2] = (((double)(micros()-timer)/1000000) * filtrey[0]) + filtrey[2];
filtrex[1] = filtrex[2] + (accgyro[6] - BUTUNLEYİCİXACİSİ) * 2 * zamansabiti -
accgyro[4];
filtrey[1] = filtrey[2] + (accgyro[7] - BUTUNLEYİCİYACİSİ) * 2 * zamansabiti +
accgyro[3];
BUTUNLEYİCİXACİSİ = (((double)(micros()-timer)/1000000) * filtrex[1]) +
BUTUNLEYİCİXACİSİ;
BUTUNLEYİCİYACİSİ = (((double)(micros()-timer)/1000000) * filtrey[1]) +
BUTUNLEYİCİYACİSİ;// https://github.com/big5824/Quadrocopter/blob/master/filters.c
timer = micros();
acchata13=acchata13+BUTUNLEYİCİYACİSİ+sag-sol;
acchata24=acchata24+BUTUNLEYİCİXACİSİ-geri+ileri;
acchata1234=acchata1234+acilar[0];
output13=0;
output13+=(BUTUNLEYİCİYACİSİ+sagsol)*KPA+acchata13*KIA+accgyro[3]*K
PG;
output24=0;
output24+=(BUTUNLEYİCİXACİSİ-geri+ileri)*KPA+acchata24*KIA-
accgyro[4]*KPG;
output1234=0;
output1234+= acilar[0]*KP0;
analogWrite(m1,gaz+output13-output1234);
analogWrite(m2,gaz-output24+output1234);
analogWrite(m3,gaz-output13-output1234);
analogWrite(m4,gaz+output24+output1234);
sure1 = pulseIn(ch1, HIGH);
sure2 = pulseIn(ch2, HIGH);
sure3 = pulseIn(ch3, HIGH);
gaz=(128+((sure2-1050)/6.64));
if(sure3>=1485)
ilerigeri=((sure3-1485)/21.25);
else
ilerigeri=-1*((1485-sure3)/21.25);
ileri=0;
geri=0;
}

```

```
if(ilerigeri>0)
geri=ilerigeri;
else
ileri=-ilerigeri;
if(sure1>=1485)
sagsol=((sure1-1485)/21.25);
else
sagsol=-1*((1485-sure1)/21.25);
sag=0;
sol=0;
if(sagsol>0)
sag=(sagsol);
else
sol=-sagsol;
    delay(10);
}
```

EK-2 İnsansız Hava Aracının Maliyet Tablosu

Tablo E.1. İnsansız Hava Aracı Maliyet Tablosu

Malzeme Cinsi	Adet	Birim Fiyat	Toplam Fiyat
Güç dağıtım ünitesi	1	15\$	15\$
Fırçasız DC motor	4	23\$	92\$
Pervane	4	4\$	16\$
Arduino Mega geliştirme kartı	1	60\$	60\$
İvme ölçer ve jiroskop sensörleri	1	65\$	65\$
4 rotorlu insansız hava aracı için çerçeve	1	100\$	100\$
Elektronik Hız Kontrolcüsü(ESC)	4	15\$	60\$
Li-po batarya	1	60\$	60\$
Li-po batarya şarj cihazı	1	15\$	15\$
Kumanda	1	95\$	95\$
		Toplam	578\$

EK-3 İnsansız Hava Aracının Ağırlık Tablosu

Tablo E.2. İnsansız Hava Aracı Ağırlık Tablosu

Malzeme Cinsi	Adet	Birim ağırlık	Toplam ağırlık
Güç dağıtım ünitesi	1	30gr	30gr
Fırçasız DC motor	4	52gr	208gr
Pervane	4	10gr	40gr
Arduino Mega geliştirme kartı	1	40gr	40gr
İvme ölçer ve jiroskop sensörleri	1	10gr	10gr
4 rotorlu insansız hava aracı için çerçeve	1	300gr	300gr
Elektronik Hız Kontrolcüsü(ESC)	4	22gr	88gr
Li-po batarya	1	300gr	300gr
Kumanda alıcısı	1	20gr	20gr
Kablolar, konektörler, anahtarlar, vs.		50gr	50gr
		Toplam	≈1100gr

ÖZGEÇMİŞ

1988 yılında Niğde’de doğan Cemil ALTIN, ilköğretim ve orta öğrenimini sırasıyla Niğde Atatürk İlköğretim okulu ve Niğde Anadolu Lisesinde tamamlamıştır. 2006 yılında kazandığı Karadeniz Teknik Üniversitesi Elektrik-Elektronik Mühendisliği bölümünde 1. Ve 2. Sınıfı okuduktan sonra 3. Sınıfı Erasmus programı çerçevesinde Dalarna Üniversitesi’nde/İsveç okumuştur. 4. Sınıfı ise Farabi programı çerçevesinde Erciyes Üniversitesinde tamamlayarak lisans eğitimini 2011 yılında başarıyla tamamlamıştır.

2012 yılında yüksek lisans eğitimine Bozok Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü Mekatronik Anabilim Dalında başlamıştır. Yrd. Doç. Dr. Orhan ER danışmanlığında hazırladığı “DÖRT ROTORLU İNSANSIZ HAVA ARACININ YÜKSEKLİK VE KONUM KONTROLÜ” Başlıklı teziyle Yüksek Lisans öğrenimine devam etmektedir.

2011 yılından beri Bozok Üniversitesi Mühendislik Fakültesi Elektrik-Elektronik Mühendisliği Bölümünde Araştırma Görevlisi olarak çalışmaktadır.

İletişim Bilgileri

Adres :Bozok Üniversitesi

Mühendislik Fakültesi

Elektrik-Elektronik Mühendisliği Bölümü

Cemil Çiçek Bulvarı, Divanlı Yolu 7. km.

66200/ YOZGAT

Telefon : (539) 376 35 56

Faks : (354) 242 10 05

E-posta : cemil.altin@bozok.edu.tr