

Quadrotor Konum Kontrolü

Büşra Keskin

YÜKSEK LİSANS TEZİ

Elektrik-Elektronik Mühendisliği Anabilim Dalı

Nisan 2018



Quadrotor Position Control

Büşra Keskin

MASTER OF SCIENCE THESIS

Department of Electrical-Electronics Engineering

April 2018

Quadrotor Konum Kontrolü

Büşra Keskin

Eskişehir Osmangazi Üniversitesi
Fen Bilimleri Enstitüsü
Lisansüstü Yönetmeliği Uyarınca
Elektrik-Elektronik Mühendisliği Anabilim Dalı
Kontrol-Kumanda Sistemleri Bilim Dalı
YÜKSEK LİSANS TEZİ
Olarak Hazırlanmıştır

Danışman: Prof.Dr. Abdurrahman Karamancıoğlu

Bu tez ESOGÜ 201715A109 kod nolu BAP projesi ile desteklenmiştir

Nisan 2018

ONAY

Elektrik-Elektronik Mühendisliği Anabilim Dalı YÜKSEK LİSANS öğrencisi Büşra Keskin'in YÜKSEK LİSANS tezi olarak hazırladığı “**Quadrotor Konum Kontrolü**” başlıklı bu çalışma, jürimizce lisansüstü yönetmeliğin ilgili maddeleri uyarınca değerlendirilerek oy birliği ile kabul edilmiştir.

Danışman : Prof.Dr. Abdurrahman Karamancıoğlu

İkinci Danışman : Dr. Öğr. Üyesi Gökhan Dındış

Yüksek Lisans Tez Savunma Jürisi:

Üye : Prof. Dr. Abdurrahman Karamancıoğlu

Üye : Dr. Öğr. Üyesi Gökhan Dındış

Üye : Doç. Dr. Bünyamin Tamyürek

Üye : Doç. Dr. Semih Ergin

Üye : Dr. Öğr. Üyesi Muammer Akçay

Fen Bilimleri Enstitüsü Yönetim Kurulu'nun tarih ve
..... sayılı kararıyla onaylanmıştır.

Prof.Dr. Hürriyet ERŞAHAN
Enstitü Müdürü

ETİK BEYAN

Eskişehir Osmangazi Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü tez yazım kılavuzuna göre, Prof.Dr. Abdurrahman Karamancıoğlu danışmanlığında hazırlamış olduğum “**Quadrotor Konum Kontrolü**” başlıklı tezimin özđün bir çalışma olduğunu; tez çalışmamın tüm aşamalarında bilimsel etik ilke ve kurallara uygun davrandığımı; tezimde verdiğim bilgileri, verileri akademik ve bilimsel etik ilke ve kurallara uygun olarak elde ettiğimi; tez çalışmamda yararlandığım eserlerin tümüne atıf yaptığımı ve kaynak gösterdiğimi ve bilgi, belge ve sonuçları bilimsel etik ilke ve kurallara göre sunduğumu beyan ederim. 18/04/2018

Büşra Keskin

ÖZET

İnsansız hava araçları(İHA) son zamanlarda hem askeri hem de sivil birçok alanda son derece ilgi çeken bir konu haline gelmiştir. Quadrotorlar dört dönerli yatay iniş ve kalkış yapabilen bir İHA türüdür. Bir pilota ihtiyaç duymadan uzaktan kumanda edilebilen bu araçlar birçok alanda hayatımıza kolaylık sağlamaktadır.

Bu tezde maliyetinin düşük ve ağırlığının hafif olmasından dolayı gün geçtikçe kullanım alanları artması nedeniyle quadrotor tasarımına ve kontrolüne odaklanılmıştır. Öncelikle varolan bir quadrotorun matematiksel modeli kullanılarak konum kontrolü uygulanmaktadır. Bu kontrol gerçekleştirilirken hem maliyetinin düşük olması hem de oldukça iyi sonuçlar verebilmesi nedeniyle PD kontrolcü kullanılmıştır. Konum kontrolünü optimal şekilde gerçekleştirebilmek için Büyük Patlama-Büyük Çöküş(BBBC) algoritması kullanılmıştır. Elde edilen PD katsayıları deneyimlerle elde edilen katsayılarla karşılaştırılmış ve zamandan büyük ölçüde kazanç sağlanmıştır. Daha sonra etkili bir quadrotor dizaynı yapabilmek için motor-pervane test düzeneği tasarlanmıştır. Tasarlanan düzende verimli pervane ve motor seçimi yapabilmek için kuvvet güç oran grafikleri incelenmiştir. Tezin son aşamasında pervane-motor test düzeneği verilerinden yararlanarak bir quadrotor tasarımı yapıldı. Tasarlanan quadrotorda irtifa kontrolü gerçekleştirilmiştir.

Anahtar Kelimeler: Quadrotor konum kontrolü, PD kontrol, Büyük Patlama-Büyük Çöküş algoritması

SUMMARY

Unmanned aerial vehicles (UAVs) have recently become a subject of great interest both in military and civilian areas. Quadrotors are types of UAV which have four propeller and horizontal landing and take off properties. These vehicles, which can be remotely controlled without the need of a pilot, make the life easier for many user.

This thesis focuses on quadrotors. First, the PD position control is applied using a mathematical model of an existing quadrotor. The Big Bang-Big Crunch (BBBC) algorithm is used to optimize position control parameters. The obtained PD coefficients were compared with the manual coefficients and successful results are obtained. After this, a motor-propeller testbench has been designed to make an effective quadrotor design. The force power ratio graphs have been investigated in order to select efficient propeller and motor in the designed system. At the end of the thesis, a quadrotor design has been made using the propeller-motor test setup data. Altitude control has been performed on the designed quadrotor.

Due to the fact that its low cost and its light weight its usage area increases day by day. This thesis focuses on the design and control of the quadrotor. Firstly, position control is applied using an existing mathematical model of the quadrotor. The PD controller is used because this control is both low cost and can give very satisfying results. The Big Bang-Big Crunch (BBBC) algorithm is used to optimize position control. The PD coefficients obtained are compared with the coefficients obtained with experience and the large amount of time gain is obtained. Then a motor-propeller test system is designed to make an effective quadrotor design. The force versus power ratio graphs have been developed and investigated in order to select the efficient propeller and motor in the designed system. At the end of the thesis, a quadrotor design is made using the propeller-motor test setup data. Altitude control is performed on the designed quadrotor.

Keywords: Quadrotor position control, PID control, Big Bang-Big Crunch algorithm

TEŞEKKÜR

Tez alıőmam sırasında kıymetli bilgi, birikim ve tecrübeleri ile bana yol gösterici ve destek olan değerli danışman hocalarım Prof. Dr. Abdurrahman Karamancıoğlu ve Dr. Öğr. Gökhan Dındış'a teőekkürü borç bilirim.

Beni bu günlere sevgi ve saygı kelimelerinin anlamlarını bilecek şekilde yetiőtirerek getiren ve benden hiçbir zaman desteğini esirgemeyen bu hayattaki en büyük őansım olan aileme, tezimin her aşamasında bana destek olan ve bana olan güvenini benden esirgemeyen, çalışmalarına büyük ölçüde katkı sağlayan ve çalıőmalarımın her aşamasında motivasyon kaynağım olan biricik eőim Kemal'e sonsuz teşekkür ederim.

İÇİNDEKİLER

	<u>Sayfa</u>
ÖZET	vi
SUMMARY	vii
TEŞEKKÜR	viii
ŞEKİLLER DİZİNİ	xi
ÇİZELGELER DİZİNİ	xiii
1. GİRİŞ VE AMAÇ	1
2. LİTERATÜR ARAŞTIRMASI	3
2.1. Quadrotor Tanımı	3
2.2. Quadrotorların Tarihçesi	3
2.3. Kullanıma Uygun Donanımlar	4
2.4. Quadrotor Uçuş Kontrol Sistemleri	7
2.4.1. Doğrusal Uçuş Kontrol Sistemi	9
2.4.2. Doğrusal Olmayan Uçuş Kontrol Sistemleri	9
2.4.3. Öğrenme Tabanlı Kontrol Sistemleri	10
3. QUADROTOR UÇUŞ SİSTEM MODELLEMESİ	12
3.1. Sistem Hareketleri	12
3.2. Quadrotor Koordinat Sistemleri	13
3.3. Quadrotorun Matematiksel Modellemesi	14
3.4. Durum Uzayı Gösterimi	17
4. SİSTEM KONTROLÜ	19
4.1. PD Kontrolör	19
4.1.1. Quadrotor İrtifa Kontrolü	20
4.1.2. Durum ve Rota Kontrolü	21
4.1.2.1. Yana Yatış Kontrolü	21
4.1.2.2. Yunuslama Kontrolü	21
4.1.2.3. Burun Sapma Kontrolü	21
4.1.3. Pozisyon Kontrolü	21
4.2. Büyük Patlama Büyük Çöküş Algoritması	22
4.3. PD Kontrol Parametre Optimizasyonu	24

İÇİNDEKİLER (devam)

5. MOTOR-PERVANE TEST DÜZENEĞİ TASARIMI VE UYGULAMASI . .	26
5.1. Test Düzeneği	26
5.2. Sistem Donanımı	27
5.3. Yazılım Sistemleri	30
5.4. Test Sonuçları	30
6. QUADROTOR TASARIMI VE KONTROLÜ	39
6.1. Quadrotor Donanım Platformu	39
6.1.1. 820Kv Fırçasız Motor	41
6.1.2. 40A ESC Fırçasız Motor Sürücüsü	42
6.1.3. 1045 Karbon katkılı CW/CCW Pervane	43
6.1.4. CC3D Open Pilot Multikopter Kontrol Kartı	44
6.1.5. Iteadmaple	46
6.1.6. SRF04 Ultrasonik Mesafe Sensörü	46
6.2. Quadrotor İrtifa Kontrolü	49
7. BULGULAR VE TARTIŞMA	54
8. SONUÇ VE ÖNERİLER	55
KAYNAKLAR DİZİNİ	58

ŞEKİLLER DİZİNİ

<u>Şekil</u>	<u>Sayfa</u>
2.1 Quadrotor Düzenekleri((Kroo ve Kunz, 2000), (Hamel vd., 2002)(Hoffmann vd., 2009), (Pounds vd., 2010b), (Bresciani, 2008)(Petersen vd., 2008), (Stanculeanu ve Borangiu, 2011), (Vanin, 2013), (Li, 2014))	8
3.1 Quadrotor Şema	13
3.2 Quadrotor Koordinat Sistemleri	14
4.1 Büyük Patlama Evresi (Erol ve Eksin, 2006)	23
4.2 Büyük Çöküş Evresi (Erol ve Eksin, 2006)	24
5.1 Quadrotor motor - pervane test düzeneği	27
5.2 Pervane Eğim(pitch)(Anonim, 2017)	28
5.3 Quadrotor test düzenek şeması	29
5.4 EMAX 820KV fırçasız motor, 9-45 büyüklüğünde pervane, 20A HOBBYWING ESC birimi, 12V güç kaynağı kullanılarak elde edilen grafikler	31
5.5 EMAX 820KV fırçasız motor, 10-45 büyüklüğünde pervane, 20A HOBBYWING ESC birimi, 12V güç kaynağı kullanılarak elde edilen grafikler	32
5.6 EMAX 820KV fırçasız motor, 12-45 büyüklüğünde pervane, 20A HOBBYWING ESC birimi, 12V güç kaynağı kullanılarak elde edilen grafikler	33
5.7 EMAX 980KV fırçasız motor, 8*4 büyüklüğünde pervane, 20A HOBBYWING ESC birimi, 12V güç kaynağı kullanılarak elde edilen grafikler	35
5.8 EMAX 980KV fırçasız motor, 10*4 büyüklüğünde pervane, 20A HOBBYWING ESC birimi, 12V güç kaynağı kullanılarak elde edilen grafikler	36
5.9 EMAX 980KV fırçasız motor, 12*4 büyüklüğünde pervane, 20A HOBBYWING ESC birimi, 12V güç kaynağı kullanılarak elde edilen grafikler	37
6.1 Quadrator Elektronik Donanımı Şematik Diagramı	40
6.2 Gerçeklenen Quadrator	41
6.3 820KV Fırçasız Motor	42
6.4 40A ESC Fırçasız Motor Sürücüsü	42
6.5 1045 Karbon katkılı CW/CCW Pervane	43
6.6 CC3D Multikopter Kontrol Kart Modülü	44
6.7 CC3D Multikopter Kontrol Kartı	45
6.8 İteadmaple mikrodenetleyici	46
6.9 SRF04 Ultrasonik Mesafe Sensörü	47
6.10 SRF04 Ultrasonik Mesafe Sensor Zamanlama Diagramı	48

ŞEKİLLER DİZİNİ (devam)

6.11 Quadrotor kontrolü akış diagramı	50
6.12 Kumanda Komutları	51
6.13 CPPM zamanlama diagramı	51
6.14 Quadrotor Kontrol	53
8.1 Manuel Tuning	55
8.2 BBBC Algorithm Tuning	56



ÇİZELGELER DİZİNİ

<u>Çizelge</u>	<u>Sayfa</u>
4.1 Manuel ve BBBC Algoritması ile bulunan kazanç değerleri(Aşkın vd., 2017) .	25
6.1 Kanal işlev tablosu	52



1. GİRİŞ VE AMAÇ

İnsansız Hava Araçları (İHA), son yıllarda hem askeri hem de sivil kullanım anlamında hızla gelişmektedir. İnsan kaynakları için riskler veya erişilebilirlik oluşturmamayan görevleri yerine getirirken önemli bir rol oynamaktadır. Tehlikeli bitkileri izlemek, can kurtarmak için felaket gözlemi, orman yangını ve sınır devriyesi gözetimi, İHA'nın yapabileceği bazı uygulamalardır. Quadrotorlar, her biri ayrı ayrı kontrol edilebilen, manevra kabiliyetini arttıran ve dikey kalkış ve iniş (VTOL) sağlayan dört rotor bulunan popüler UAV tipidir. Son yıllarda, araştırmacıların, özellikle kontrol topluluğunun quadrotorların kontrolü üzerindeki ilgisi artmaktadır. Geniş uygulama yelpazesinden dolayı, konum kontrolü ve dengeleme önemli bir araştırma konusu haline gelmiştir. Görünen, bu mekanik olarak yapılması çok daha kolay görülen dikine kalkış ve iniş yapabilen hava araçlarının irili ufaklı her tür boyuttaki örneğinin insan hayatına hızla gireceği şeklindedir.

Elektronik donanımların teknolojik gelişme düzeyleri bu yapıların kontrolünü oldukça kolaylaştıracak kapasite ve hızlara ulaştığı da gerçektir. Yeni teknolojik yöntemler yeni algılayıcı birimlerinin gelişmesine yol açtıkça bu birimlerin kontrol sistemlerine dahil edilmesi, daha akıllı ve güvenilir kontrol mekanizmalarının gerçekleşmesine imkan tanıyacaktır. Teknolojide geri kalmamak ve uzun ve zengin bir gelişme sürecine sahip olacağı görünen bu endüstride pay alabilmek için yoğun araştırma geliştirme çalışmalarına ihtiyaç vardır. Bu konuda yoğun bir çalışma temposuna girilecek ise sistemleri oluşturan parçaları daha iyi tanıyabilmek için sınırsız sayıda sağlıklı çalışma yapabilecek deneysel düzenekler de oluşturulmalıdır.

Bu tez kapsamında quadrotorların havada konumlarının kontrolü üzerinde çalışmalar yapılmıştır. Kalkış ve iniş dinamikleri daha yüzeysel incelenerek havada tutunma ve yer değiştirme dinamikleri daha detaylı olarak ele alınmıştır. Çalışılan kontrol yönteminin başarılı olması gerçekçi bir modelin ortaya konmasına veya seçimine de bağlıdır. Bu yüzden de quadrotordaki algılayıcıların ve itki birimlerinin sağlıklı şekilde analizlerinin yapılması şarttır. Bu bağlamda proje kapsamında sağlıklı test ve analizler yapmaya uygun deneysel düzenek tasarımları da yapılmıştır. Bu tezin ilk aşamasında varolan bir quadrotor modeli üzerine PD kontrol uygulanmış ve quadrotorun konum ve irtifa kontrolü gerçekleştirilmiştir.

İlk aşamada PD kazanç değerleri manuel olarak saptanmıştır. Daha sonra Büyük Patlama Büyük Çöküş (BBBC) algoritması kullanılarak yeni PD kazanç değerleri

saptanmıştır. İlk bölümün sonunda manuel ve BBBC algoritmasından elde edilen PD katsayı değerleri kullanılarak elde edilen grafiklerin karşılaştırılması yapılmıştır. Tezin ikinci bölümünde tasarlanacak olan quadrotoru daha verimli hale getirmek için bir test düzeneği hazırlanmış ve motor-pervane testleri yapılarak çalışmak istediğimiz PWM aralığına en uygun motor ve pervane saptanmıştır.

Üçüncü ve son bölümde ise ikinci aşamada elde ettiğimiz bilgileri de kullanarak bir quadrotor tasarlanmıştır. Daha sonra tasarlanan quadrotor modeline PD kontrolcü kullanılarak irtifa kontrolü uygulanmış ve quadrotorun istenilen irtifada sabit durması için çalışılmıştır. Bu tezde amaçlananlardan ilki quadrotörler konusunda bir literatür tarama çalışması yapmaktır. Bu sayede mevcut çalışmaların düzeyi ve teknolojik gelişmeleri de dikkate alınarak çalışmalar hangi yönlerde yol alıyordur gibi sorulara cevap aranabilir. Bu, çalışmamıza yön verme açısından veya proje sunum öncesi düşünülen fikirleri olgunlaştırmak ayrıca önemlidir. Yeni teknolojik ürünlerin incelenmesi de literatür tarama çalışmasının bir parçası olarak düşünülebilir. Piyasa ön araştırmaları quadrotörü oluşturan parçaların sağlıklı bir şekilde denenmeleri, analizlere tabi tutulması açısından ya pek fazla teçhizat seçeneği olmadığı, ya da anlamsızca yüksek rakamlara mal olabileceğini göstermektedir. Tezdeki amaçlardan ikincisi belirli bir quadrotor modeli üzerine PD kontrol uygulayarak MATLAB ortamında simülasyonlarını gerçekleştirmektir. Tezin üçüncü amacı, bu konuda sağlıklı bilimsel deneyler yapabilmek için bazı test düzenekleri hazırlamak ileride gereksinim duyulacak test düzenekleri parametreleri için de teknik detayları ortaya çıkarmaktır. Tezdeki son ve ana amaç, yapılan teorik ve deneysel çalışmalar sonucu faydalı bir modelleme ve/veya kontrol yöntemi geliştirmektir.

2. LİTERATÜR ARAŞTIRMASI

2.1 Quadrotor Tanımı

Quadrotorlar, genellikle çapraz konfigürasyonda monte edilmiş dört rotor tarafından sağlanan kaldırma kuvveti nedeniyle havaya uçan insansız hava araçları (İHA) sınıfına ait bir uçaktır. Bu araç hareketinin kontrolü, bir veya daha fazla rotor diskinin adım ve dönüş hızını aynı anda değiştirerek, dolayısıyla tork yükünü ve itmeyi değiştirerek yapılır. Quadrotorla dört giriş kuvveti ve altı serbestlik derecesi ile yetersiz çalışan, dinamik bir sisteme sahiptir. Değişken açılı rotolara sahip düzenli helikopterlerin aksine, quadrotorların dört sabit açılı rotoru vardır. Özel yeteneklerinden ötürü, quadrotor araçların kullanımı, hem bireysel araçlar hem de sürveyans, arama kurtarma ve mobil sensör ağları da dahil olmak üzere çoklu araç ekiplerinde çeşitli uygulamalar için kullanılabilir. 1. Dünya savaşında ilk olarak üretimine başlanan quadrotorlar, elektronik sistemlerde hızlı gelişmelerle, özellikle sensör ve mikrodenetleyici teknolojileriyle birlikte giderek daha da gelişmektedir.

2.2 Quadrotorların Tarihçesi

İlk quadrotorlar 20. yüzyılın başlarında ortaya çıktı ve hepsi bir pilot tarafından kontrol edilmekteydi. Uçuş tarihinin başlarında quadrotor konfigürasyonları dikey uçuşla ilgili kalıcı problemleri düzeltmek için bir çözüm olarak görülüyordu; torkla indüklenen kontrol, zıt yönlü dönme ve nispeten inşa edilmesi daha kolay olan kısa bıçaklar ile elimine edilebilirdi. Quadrotorlar, ilk dikey kalkış ve iniş araçları (VTOL) arasında yer aldı. Daha önceki helikopterler, tek bir ana rotor tarafından üretilen tork veya dönme kuvveti dengelemek için kuyruk rotorları kullandı. Bu israf ve verimsizlikti. Louis Bregue 1907'de, bir pistonlu motorla çalıştırılan dört rotorlu bir hava aracı olan Gyroplane No.1'i tasarladı, ancak sonuç iyi değildi. Dörtlü rotorları kalkış yapabildi ancak çok kararsızdı ve çok uzun süre havada kalamadı. 1922'de, Georges de Bothezat, kesişen kirişlerin bir kafes yapısının her iki ucunda yer alan ve çapraz olarak yerleştirilmiş rotorlu bir quadrotor inşa etti. Dikey uçuşu hedefleyen bir başka mühendis, Etienne Oehmichen. 1920'lerde birkaç makine tasarladı. 14 Mayıs 1924'te, makinası bir mil uçtu ve on dört dakika sürdü. Aynı zamanda Dr. George de Bothezat ve Ivan Jerome ABD'de bir VTOL aracı üzerinde eğitim gördü. Çalışmaları 1678 kilogram, 9 metre kol ve dört 8.1 metre altı bıçaklı rotorlar ile sonuçlandı. Yüzden fazla deneme yaptılar, ancak araç sadece 5 metre yükselebildi (Munson, 1975).

Yana yatış, yunuslama ve burun sapma hareketlerini kontrol etmek için dört pervanenin değişik itme kuvvetini kullanan ilk dörtlü çekicilerden biri olan "Convertawings Model A" nın prototipi 1956'da tamamlandı. Başarılı olmasına rağmen test ve geliştirme, savunma kesintileri sonrasında prototip için askeri destek sona erdi (Shosa, 2017).

1958 de Curtis Wright şirketi tarafından US askeri projesi olan "Curtis Wright VZ-7" tasarlandı. Araç uçuşu kontrol etmek için dört pervanede kullanılan değişken itme kuvvetini kullanmaktaydı (S.Harding, 1990).

Son zamanlarda, küçük boyutlu quadrotorlar UAV'ler için ilgi çeken bir konu haline geldi. Küçük boyutları ve çevik manevra kabiliyeti ile bu araçlar içeride ve dışarıda uçabilmektedir. Günümüzde araştırmalar çoklu araç iletişimi ve çevre araştırması üzerine yoğunlaşmıştır. Quadrotorun küçük yük kapasitesi nedeniyle, işbirliği yapan çoklu quadrotorcunun, daha yüksek manevra kabiliyeti ile birçok görevi başarması beklenmektedir. Quadrotorların ayrıca, radyo ile kontrol edilen oyuncaklar olarak da halka açıktır. Bazı meraklılar ve araştırmalar kendi quadrotor prototiplerini geliştirmektedir. Bu, ucuz elektronik ve hafif dayanımlı malzemelerin varlığı nedeniyle meraklılarının kullanımı için uygundur. Kişisel memnuniyet, eğlence, askeri ya da sivil kullanım için olsun, quadrotors uçaklarda evrimde önemli bir rol oynamıştır ve yakın bir gelecekte kendilerini önemli ulaşım aracı olarak ispatlayabilir. Bugün piyasada bulunan çok fazla ticari ürün var. Bazı iyi bilinen modeller; AR Parrot'dan Drone, DJI'dan Fantom, Artan Teknolojiler'den Hummingbird, Pelikan ve Ateşböceği'dir. Buna ek olarak, bazı askeri versiyonlar mevcuttur: Lockheed Martin'den Indago (Büyüksarıkulak, 2014).

2.3 Kullanıma Uygun Donanımlar

Son zamanlarda İHA verimliliği konulu oldukça yoğun çalışmalar yapılmaktadır. İHAların geliştirme platformu olarak genellikle quadrotorlar tercih edilmektedir. Fakat, üretim aşaması ve kontrolör sistemlerindeki karmaşık ve kararsız yapılarından dolayı bu işlem oldukça zorlayıcıdır. Olağanüstü çevikliği, pervanelerin merkez dışına monte edilmesi ve düşük devinimli atalet ile birleşmesinden kaynaklanan dönme serbestlik dereceleri, geçiş dinamiklerinin genellikle hızlı olması, taşıma yükü ve kolay kontrol edilebilmesi gibi özellikler quadrotorları çekici hale getirmiştir. Bu avantajlarından dolayı bu tip İHAların deney ve uygulama platformlarında geniş ölçekte kullanılmaktadır. Quadrotorların kullanımı dört pervanenin sürekli ve eşzamanlı hız ayarlaması yapılması talebinden dolayı çok kolay değildir. Quadrotor sistemlerini geliştirirken bir çok sorun ve zorlukla karşılaşmakta, sürekli yapılan gözlem ve öngörülerle sistemde düzeltmeler yapılmaktadır. İlk quadrotor konsepti 2000'li yıllarda ortaya çıkmaya ve geliştirilmeye

başlanmasıyla çeşitli çalışma grupları tarafından quadrotorlar için birçok farklı iç ve dış ortam test düzenekleri oluşturulmuştur. Bunlardan bazıları Avusturya Ulusal Üniversitesi X-4 uçuş prototipi (Herisse vd., 2008) (Pounds vd., 2010a), Stanford Üniversitesi STARMAC quadrotoru (Gabriel vd., 2007), İsveç Federal Üniversitesi Enstitüsü OS4 uçak prototipidir (“Towards Intelligent Miniature Flying Robots”). Fakat bunların bir çoğu sadece 3 serbestlik dereceli uçuşlar için uygundur.

2000’de Kroo ve arkadaşları Stanford Üniversitesinde Mesicopter projesine başlayarak santimetre büyüklüğünde bir quadrotor inşa ettiler (Şekil 2.1(a)) (Kroo ve Kunz, 2000).

2002 Hamel’in yaptığı çalışmada Newton-Euler tabanlı, gövde çerçeve quadrotor modeli ve rotorların kalkış ve reaktif tork modelleri sunuldu (Şekil 2.1(b)) (Hamel vd., 2002). Aynı yılda Altuğ’un diğer araştırmacılarla yaptığı bir çalışmada görsel konum ve yönlendirme geribildirimini sağlamak için sabit bir kamera kullanılarak quadrotor kontrolünü gerçekleştirdi (Altuğ vd., 2005).

2004 yılında Stanford Üniversitesi Draganflyer III quadrotoruna dayalı STARMAC modelini geliştirdi (Şekil 2.1(c)). Draganflyer’in yerleşik elektroniği, aynı zamanda IMU, GPS ve ultrasonik mesafe sensörüne sahip bir çift PIC mikro denetleyici tabanlı kontrol paneli ile değiştirildi (Hoffmann vd., 2009). Bouabdallah ve arkadaşları yeni bir quadrotor olan OS4 ‘ü tasarladılar. Projede bir Newton-Euler tabanlı dinamik modeli iki alt sistem olarak değerlendirdiler ve bir Lyapunov tabanlı kontrol yasası sundular. Ek olarak, denetleyiciyi 3 eksen kilitli test tezgahında başarıyla çalıştırmayı denediler (Bouabdallah vd., 2004a).

2005’de araştırmacılar quadrotor testlerini bitirmek için whiteman eğitim standını kullanmıştır. Kullanılan ayak quadrotorun burun sapma, burun aşağı yukarı ve yana yatış eksenini etrafında dönmesine ve dikey olarak hareket etmesine izin vermektedir ve eğitim standının kolu da taban etrafında dönebilmektedir. Böylece test standında 5 serbestlik derecesi gözlenebilmektedir. (Hanford vd., 2005).

2006 yılında X-4 Flyer quadrotor platformu geliştirildi (Şekil 2.1(d))(Pounds vd., 2010b).

2008’de Bresciani, Newton-Euler tabanlı gövde çerçevesi modeli kullanarak dörtlü çekirdekli bir platform tasarladı. Pervane kaldırma ölçümü, rotor ve vücut atalet hesabı ve motor serisi direnci gibi dörtlü sabitler tanımlamak için farklı yöntemler kullandı. Tasarlanan quadrotor kızılötesi ve sonar mesafe sensörlerinin yanı sıra atalet ölçüm birimi

ile donatılmıştır (Şekil 2.1(e))(Bresciani, 2008). Petersen ve arkadaşları Draganflyer X-Pro quadrotor’u modelleme ve tanımlaması üzerinde çalıştılar. Motor dinamikleri ve quadrotor dinamiklerinden oluşan kademeli bir quadrotor modeli sundular. Bütün sistemi tanımlamak için öncelikle PWM giriş verilerine kıyasla ölçülen motor hızı temelinde ARX tahmini yaklaşımını kullanarak doğrusal bir motor modeli belirlediler. Ardından pervanelerin kaldırma ve tork sabitlerini hesaplamak için dörtlü rotoru, bir tanesi dışında tüm eksenini kilitleyen bir tezgaha yerleştirdiler (Şekil 2.1(f)) (Petersen vd., 2008).

2011’de Stanculeanu ve arkadaşları başka bir quadrotor platformu sunmuş ve kapalı döngü sisteminden komut girişi verilerine karşı gerçek zamanlı tutum açısı toplamıştır. Daha sonra, quadrotor dinamiklerini, tahmin hatası metodu (PEM) kullanarak doğrusal bir durum uzayı modeli olarak tanımladılar (Şekil 2.1(g)) (Stanculeanu ve Borangiu, 2011). Gigun Lee, D. Yun Jeong, Nguyen Dang Khoi, Taesam Kang aynı yılda yayınladıkları çalışmada Dc motorlar ve hız kontrolörü, tutum yönelme referans sistemi (AHRS), Mikroişlemci, bluetooth ve kullanıcıdan uzaktan komutları alabilmek için RC alıcı kullanmışlardır. AHRS den alınan durum (attitude), model tanımlaması ve incelemesi için ana bilgisayara gönderilir. Yazılım Quadrotorun durumu, modu, referans açıları ve motor çıktılarını ekrana yansıtmaktadır. Ayrıca uçuş bilgilerini dosya kaydedebilmektedir. Gerçek uçuş koşullarında bir test aparatı hazırlanmıştır. Bu test aparatında, 3 eksenli dönme hareketi sağlayarak uçuşa izin vermektedir. Kontrol enerjisini gerçek sistemde göz önüne alınarak kontrolör kazanç parametresini düzeltilmiştir. Kontrol, rotorların hızları havada kalma koşullarına eriştikten sonra başlatılır. Referans tutumu, sıfır durum, yani dolaşma halidir. Yaptıkları çalışmada, bir quadrotor için açısız(duruş) kontrol sistemi geliştirildi. Ham uçuş verilerinden doğrusal bir model çıkarılmıştır. Doğrusallaştırılmış modeli deneysel veriden çıkarmak için tahmini hata minimizasyon yöntemi (PEM) algoritması kullanılmıştır. Ardından optimum kontrol şemasına sahip bir açısız(duruş) kontrolörü tasarlanmıştır ve kontrolör sistemi performansı simülasyon ve deneysel test ile doğrulanmıştır (Lee vd., 2011). Robin Ritz, Markus Hehn, Sergei Lupashin, ve Raffaello D’Andrea kontrol karmaşıklığını azaltmak ve sistem hasarlarından kaçınmak için bazı serbestlik derecelerini kitleyen test düzeneği OS4 test düzeneğini kullandılar. Düzenekte, PC den ve RS232 standart portundan komutlar gönderilmektedir. RS232den I2C modülüne seri sinyal çevrilir. Bu modüller, bir P.I.D düzenleyiciyi bir PIC16F876 mikro denetleyicisine uygulanır ve konum, hız veya tork kontrolünde açık veya kapalı çevrim işlemi yapabilir. MT9-B8 MU9, bir Kalman filtresiyle 3D oryantasyon verisini tahmin eder ve kalibre edilmiş ivme ve açısız hız verisini verir. Yaklaşık 33gram ağırlığındadır ve 115kbps’de iletişim kurar. 3B universal mafaldan alınan hareket, her eksenindeki mikro optik kodlayıcılar sayesinde mutlak yönlendirme bilgilerini çıkarmak için çözülebilir. OS4 test tezgahının her biri, manyetik kodlayıcılar, 6gram dişli kutusu ve 6 gram’lık bir pervane dahil 29 gram’lık bir motordan oluşan 4 tahrik grubu var. Tahrik grubunu tasarlamak için

bir test, değerlendirme ve karşılaştırma yöntemi geliştirilmiştir. Öncelikle itme, enerji ve aşırı yüklenme açısından uygulama gereksinimlerini belirlenmiş daha sonra bir pervane ve motor veri bankası inşa edilerek en iyi kombinasyonu belirlenmiştir. Pervane veri bankı için gerilme, boşluk, itme ve dönme hızı ölçülen denemeler yoluyla itme ve çekme katsayılarını çıkarmak için özel bir test tezgahı kullanılmıştır. Aracın yaklaşık boyutunun belirlenmesinden başlayarak, pervane seçimi işleminin boyutuna göre veri tabanından yapılmasına olanak tanınmıştır. Değerlendirme aracını kullanarak, uygun motoru kolayca seçilmiştir. Son olarak, en uygun düşürme oranını belirlemek için iyi bilinen motor denklemlerini kullanılmıştır. Sistem için bir kontrolör tasarlanarak uygulanmıştır (Ritz vd., 2011).

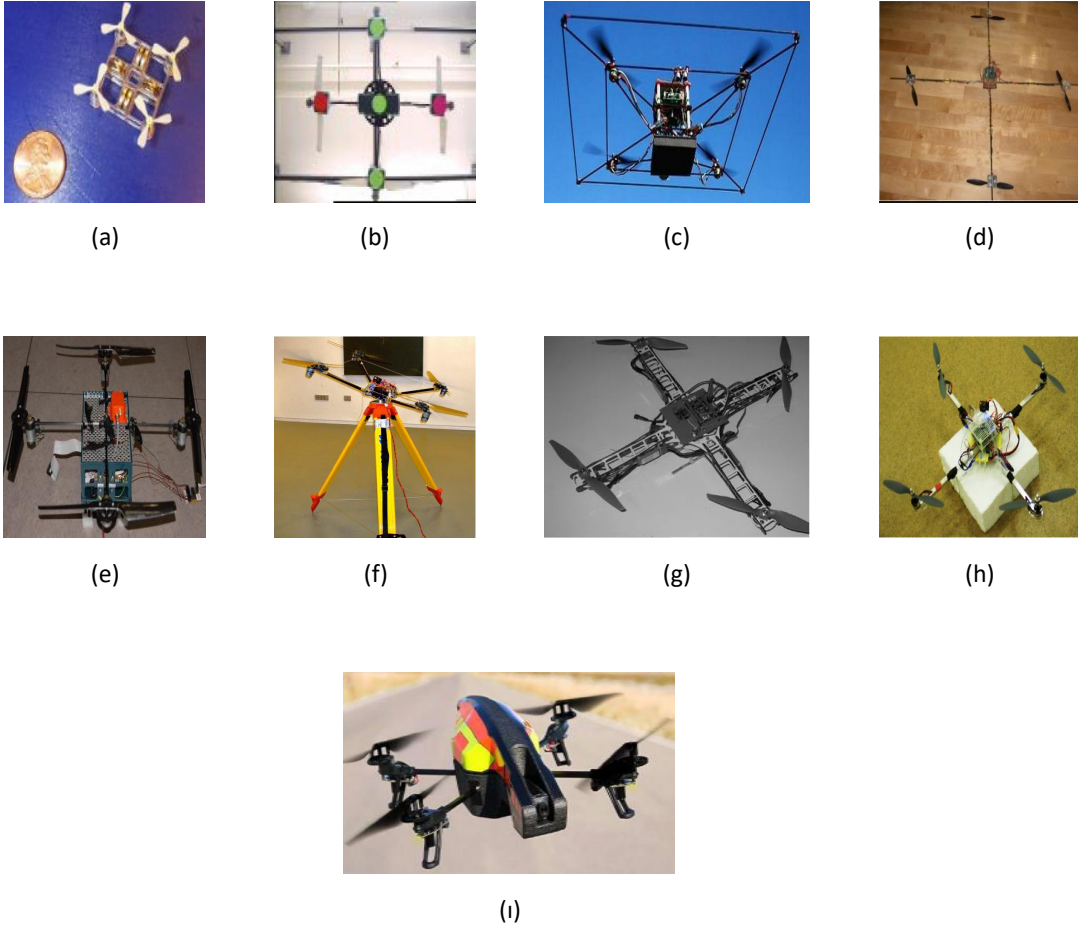
2012’de Rich GAUI 330X-S quadrotor platformunda çalıştı. Görsel geribildirim ve kablosuz iletişim gecikmeleri ile kaldırma, sürüklenme ve moment atalet sabitleri gibi model parametrelerini bulmak için çeşitli sistematik ölçüm teknikleri kullandı (Rich, 2012).

2013 yılında Vanin, Arducopter quadrotor’u kurduktan sonra Newton-Euler yaklaşımını model aldı ve modeli doğrusal hale getirdi. Laboratuvarın etrafına yerleştirilen hareket yakalama kameraları vasıtasıyla quadrotorun gaz giriş verilerine karşı tutum açısını topladı. Sonra, quadrotor’un doğrusal bir çıktı hatası (OE) modelini tanımlamak için tahmini hata metodunu (PEM) kullandı ancak performansı oldukça sınırlıydı (Şekil 2.1(h)) (Vanin, 2013).

2014’te Delft Teknoloji Üniversitesi’nden Li ve arkadaşları bir AR Drone 2.0 quadrotor üzerinde çalışırken, laboratuvarında kameralı bir hareket yakalama sistemi zaten mevcuttu. Newton-Euler tabanlı çapraz tip quadrotor modeli sundular ve gövde ve pervanelerin atalet momentlerini hesapladılar. En düşük kareler yöntemini (least square method) kullanarak motor parametrelerini elde etmek için motor hızına bağlı gaz kelebeği giriş verilerine okumak için motor hız sensörleri kullandılar, daha sonra quadrotor eksenlerini kilitleyen kaldırma ve sürüklenme katsayılarını ölçtüler. Son olarak, tahmin hatası metodu (PEM) kullanarak bir Box-Jenkins (BJ) tabanlı doğrusal modeli tanımlamak için gaz giriş verilerine karşı tutum açısı kullandılar (Şekil 2.1(i))(Li, 2014).

2.4 Quadrotor Uçuş Kontrol Sistemleri

Bir çok alanda kullanılan quadrotorların kontrolör tasarımı kolay bir görev değildir. Her şeyden önce, döner kanatlı bir uçak ve doğal bir doğrusal olmayan sistem olarak, quadrotor, çok hızlı bir kontrol tepkisi ve geniş bir çalışma aralığı gerektiren kapalı döngülü bir sistemdir ve altı serbestlik derecesine sahip olmasına rağmen yalnızca dört kontrol girişi



Şekil 2.1 Quadrotor Düzenekleri((Kroo ve Kunz, 2000), (Hamel vd., 2002)(Hoffmann vd., 2009), (Pounds vd., 2010b), (Bresciani, 2008)(Petersen vd., 2008), (Stanculeanu ve Borangiu, 2011), (Vanin, 2013), (Li, 2014))

vardır. Bu, dinamik durumlar arasında kuvvetli kuplajlara yol açan, yetersiz çalıştırılan bir özellik olarak bilinir. Ayrıca, atalet momentleri ve aerodinamik katsayılar gibi dinamik modellerle ilişkili bazı parametrelerin değeri tam olarak ölçülemez ve küçük boyutu ve ağırlığı nedeniyle rüzgarın oluşması gibi dış etkenlere karşı çok hassastır. Bu problemleri çözmek için son yıllarda quadrotor kontrolü ilgi odağı olan bir konu haline gelmiş ve büyük ölçekte farklı kontrol yapıları ve algoritmaları geliştirilmiştir. Quadrotor uçuş kontrol sistemlerini doğrusal uçuş kontrolü , doğrusal olmayan uçuş kontrol sistemleri ve öğrenme tabanlı kontrol sistemleri olarak üç ana sınıfa ayırabiliriz (Kendoul, 2012).

2.4.1 Doğrusal Uçuş Kontrol Sistemi

Hesaplama çabasını ve tasarım zamanını en aza indiren denetleyici tasarımının sadeliğinden dolayı doğrusal kontrol tasarımları daha uygulamaya yöneliktir ve rotorlu platformların yaygın olarak uygulanmıştır.

Bouabdallah André Noth ve Roland Siegwan kapalı alanda bir mikro quadrotor'a uygulanacak PID ve LQ kontrol tekniklerinin kullanılmasını önerdi. Farklı simülasyonlar ve testler uyguladılar ve bu iki kontrolörün quadrotor küçük bir gürültü durunda havada askıdayken tavır/yönelim(attitude) dengelenmesinin sağlandığını gözlemlediler (Bouabdallah vd., 2004b). Hamid Saeed Khan, Muhammad Bilal Kadri quadrotora ayrık PID kontrol yöntemini uygulayarak 3 boyutlu uzayda quadrotorun hareket ettirerek pozisyon kontrolünü sağlamışlar ve uygulanan yöntemin etkili olduğunu gözlemlemiştirler (Khan ve Kadri, 2014). Li Yibo , Xie Qiling ve Han lianda quadrotoru istenilen pozisyonda askıda tutabilmek için PID kontrol kullanarak tutum kontrolü için bir iç döngü ve pozisyon kontrolü için bir dış kontrol kurmuş ve istenilen denge durumunu etkili bir biçimde sağlamışlardır (Yibo vd., 2013). Mustafa Turki Hussein ve Mohammed Najeh Nemah quadrotor hareketini kontrol edebilmek için PD kontrolör kullanarak iki farklı kontrol döngüsü tasarladılar. İlk döngü pozisyon kontrolünü sağlarken ikinci döngü açılarının oryantasyonunu sağlamaktadır. İki farklı yol yörüngeleri kullanarak sistemin etkili bir şekilde çalıştığını gözlemlediler (Hussein ve Nemah, 2015). Oualid Araar ve Nabil Aouf 2014'de yaptıkları çalışmada quadrotora tamamen doğrusal iki kontrol yöntemi uyguladılar. İlk olarak L2 norma bağlı olan ikinci dereceden doğrusal quadratik servo kontrolörü(LQServo) quadrotor modelinin güçlü doğrusal olmayan yapısını ele alabildi ve rüzgar rahatsızlıklarının varlığında çok iyi performans gösterdi. İkinci kontrolör H_∞ denetleyicisi olup L_∞ normu kullanılmaktadır ve yapılan deneylerde H_∞ denetleyicisi harici bozulmalara karşı çok hassasken sadece modellenmemiş doğrusal olmayan unsurlara karşı sağlam olduğunu gözlemlediler (Araar ve Aouf, 2014).

2.4.2 Doğrusal Olmayan Uçuş Kontrol Sistemleri

Tarek Madani ve Abdelaziz Benallegue 2006'da quadrotor helikopterinin tüm sistemini yetersiz çalıştırılan alt sistem, tamamen harekete geçirilmiş alt sistem ve bir pervane alt sistemi olarak üç alt sisteme ayrılmıştır. Sistemini dengede tutmak ve pozisyon ve sapma açısını istenilen yörüngede ilerlemesini sağlamak için geri dayanan (backstepping) kontrol algoritmasını önerdiler (Madani ve Benallegue, 2006).

Samir Bouabdallah ve Roland Siegwart 2007 yılında quadrotorun durum, irtifa ve pozisyon kontrolü yanında kalkış ve iniş, engel önleme yol takip kontrolü için Integral Backstepping kontrolör yaklaşımını kullanmışlardır. Deneyler sonucunda model tabanlı

kontrol sayesinde kalkış-iniş, havada askıda durma ve çarpışmadan kaçınma gibi durumlar için etkili sonuçlar elde etmişlerdir (Bouabdallah ve Siegwart, 2007).

Samir Bouabdallah ve Roland Siegwart quadrotora iki doğrusal olmayan sliding mode ve backstepping kontrol yöntemlerini uygulamışlardır. Kısmen sensörün sürüklenmesine neden olan yüksek frekanslı, düşük genlikli titreşimleri tanıtan denetleyicinin anahtarlama özelliğinden dolayı sliding mode kontrol ortalama sonuçlar vermiştir. Aksine backstepping kontrol oldukça yüksek gürültü olduğu durumlarda açıların oryantasyonunu sağlayabildiğini gözlemlemişlerdir (Bouabdallah ve Siegwart, 2005).

Saif Al-Hiddabi Dinamik uzantı ile geri bildirimsel doğrusallaştırmayı kullanan bir quadrotor uçağı için doğrusal olmayan bir çıkış izleme denetleyicisi tasarladı. Üç atalet konumu ve dönüş açısı içeren bir çıkış vektörü seçerek bir geri besleme doğrusallaştırıcı kontrol cihazı, quadrotor sistemi girişlerden çıkışlara herhangi bir sıfır dinamizm olmaksızın tamamen ayrıştırmak ve doğrusallaştırmak için dinamik uzatma(dynamic extension) ile tasarlanmıştır. Simülasyon sonuçları, elde edilen denetleyicinin, zamanla parametrelendirilmiş atalet yörüngelerini dahili kararlılıkla izleyebildiğini göstermiştir (Al-Hiddabi, 2009).

Young-Cheol Choi ve d Hyo-Sung Ahn pozisyon izlemek ve quadrotorun tutumunu(attitude) dengelemek için the Lyapunov denge teoremi yönteminden yararlanarak geribeslemeli doğrusallaştırma kontrolcüsü tasarlamışlardır (Choi ve Ahn, 2015).

K. Alexis, G. Nikolakopoulos, A.Tzes 2011 yılında yayınladıkları çalışmalarında atalet ölçüm birimi, bir sonar ve bir optik akış sensörü temel alınarak, durum vektörü sensör füzyon algoritmaları kullanarak tahmin edildi. Yeni bir anahtarlama model tahmini kontrol cihazı, şiddetli rüzgarlar varlığı altında hassas yörünge kontrolü sağlamak için tasarlandı. Quadrotor'un tutumu, yüksekliği ve yatay doğrusallaştırılmış dinamikler, parçacıklı afin modeller setiyle sonuçlanmakta ve sistemde atmosferik bozuklukların etkilerini modellediğinde, denetleyicinin quadrotor'un uçuş zarfının daha büyük bir bölümünü hesaba katmasını sağlamaktadır. Kontrolörü, kapalı konum izleme, gezinme ve tutum manevraları deneylerinde bir quadrotor prototip üzerinde uygulanmışlardır (Alexis vd., 2012).

2.4.3 Öğrenme Tabanlı Kontrol Sistemleri

Bu yöntemlerin temel özelliği sistem modeline bağımsızlıktır. Ancak bazı uçuş verilerinin sistemi eğitmek için kullanılması gerekmektedir. Araştırmacılar quadrotor kontrolünde bir çok öğrenme tabanlı kontrol sistemi kullanmaktadır. Kayacan ve Maslim quadrotor VTOL uçağının yörünge izleme problemi için tip-1 ve tip-2 bulanık sinir ağlarını

(T2FNN), izleme doğruluğu ve kontrol çabaları açısından karşılaştırdı (Kayacan ve Maslim, 2017).

Felix bir Gauss İşlemine (GP), bilinmeyen dinamikleri ve buna tekabül eden belirsizlik tahminlerinin doğrusal olmayan bir modelini öğrenmek için kullandı. Bu modele dayalı olarak, sistemin çalışma noktası güncellendi ve belirsizlik bilgileri de dahil olmak üzere, bu noktada öğrenilen sistem modelinin doğrusallaştırılması elde edildi(Berkenkamp ve Schoellig, 2015).



3. QUADROTOR UÇUŞ SİSTEM MODELLEMESİ

Quadrotor 6 serbestlik derecesine sahip ve doğrusal olmayan matematiksel modele sahip olmasına neden olan yüksek dereceden dinamiklere sahiptir. Ayrıca bazı koordinatlar ve çevirimler pozisyon ve hareket tanımlaması için gereklidir.

İlk bölümde quadrotor dinamiklerinin ana fikrini ve hangi hareketlere izin verildiğine ve serbest uçuşun nasıl gerçekleştirildiğinden bahsedilmektedir. İkinci bölümde koordinat sistemleri ve birbirine dönüşümlerinin nasıl gerçekleştiğine değinilmektedir. Üçüncü bölümde sistemin matematiksel modeli çıkartılmaktadır. Son bölümde ise quadrotor sisteminin durum uzayı gösterimi yapılmaktadır.

3.1 Sistem Hareketleri

Quadrotorlar direkt uçuş gücü olarak dört rotoru kullanır. Aynı yapıya ve yarıçapa sahip dört rotor, iki kol tarafından oluşturulan ve bir düzlemde aynı yükseklikte bulunan bir artı levhanın dört kenarında simetrik olarak konumlandırılmıştır. Çapraz iki rotor birbirinin zıt yönde dönmektedir. Levhanın uçlarına simetrik olarak dört motor yerleştirilmektedir; uçuş kontrol bilgisayarı ve harici ekipman levha ortası alana kurulmuştur.

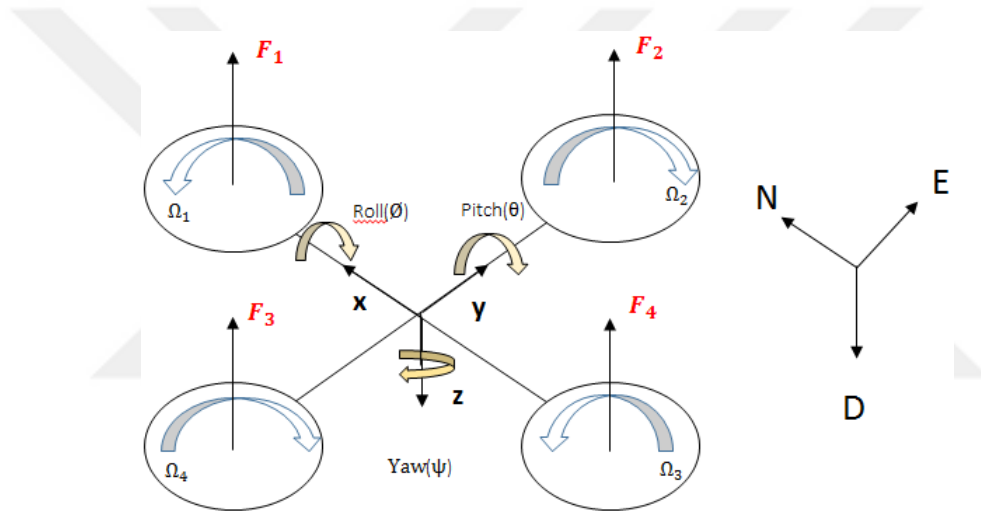
Quadrotorun tutumu ve konumu, dört motor hızını değiştirerek istenilen değerlere ayarlanabilir (bu da dört rotor hızında ve buna karşılık gelen kaldırmada değişiklik yapar). Pervanelerin dönmesinden kaynaklanan kaldırma kuvveti, dört pervanenin hız farkından kaynaklanan öne ve yana yatış hareketi yerçekimi, jiroskopik etki ve aerodinamik torktan kaynaklanan burun sapma momenti gibi kuvvet ve momentleri meydana getirebilmektedir. Jiroskopik etki yalnızca hafif yapı quadrotorlarda görülür. Dönen bir cismin (pervane, tekerlek vb.) dönüş eksenini, o cismin dönüş düzlemine dik bir düzlemde döndürüldüğünde, jiroskopik etki devreye girer. Burun sapma momenti dengesiz dört rotor dönüş hızından kaynaklanır. Jiroskopik etki ve burun sapma momenti, özünde tepki momentlerine bağlıdır. Tepki momentlerine rotor dönüşü neden olur; Yönü rotorun dönüş yönünün tam tersidir. Dönüş momenti, iki rotoru ters yönde döndürerek iptal edilebilir. Quadrotor havada kaldığında jiroskopik etki ve aerodinamik tork etkisi dengelenir.

Rotorların hızlarını ayarlayarak yalpalama (roll, ϕ), yunuslama (pitch, θ) ve sapma (yaw, ψ), açıların değiştirilebilir ve bu sayede quadrotoru farklı yönlerde hareket etmesi sağlanabilir (Şekil 3.1). Quadrotoru yana yatış yada yunuslama ekseninde

döndürmek için quadrotorun bir tarafındaki rotorlar diğer tarafındakilerden daha hızlı döndürülür. Böylece hızlı döndürülen tarafta daha fazla kaldırma oluşarak Quadrotorun eğilmesine neden olur.

Quadrotorun sağa yatmasını sağlamak için sol taraftaki iki rotor sağ taraftaki ikisinden daha hızlı döndürülür. Sol tarafta daha fazla kaldırma oluşur ve quadrotor sağ tarafa doğru eğilir.

Burun sapma hareketini yapabilmek için zıt çift motorlar diğer çiftin hızına göre daha yavaşlatılır. Bu rotor çiftlerinin açılma hızının dengelenememesi anlamına gelir ve araç döner. Saat yönünün tersine dönüş için saat yönünün tersine dönen rotorların hızları artırılır.

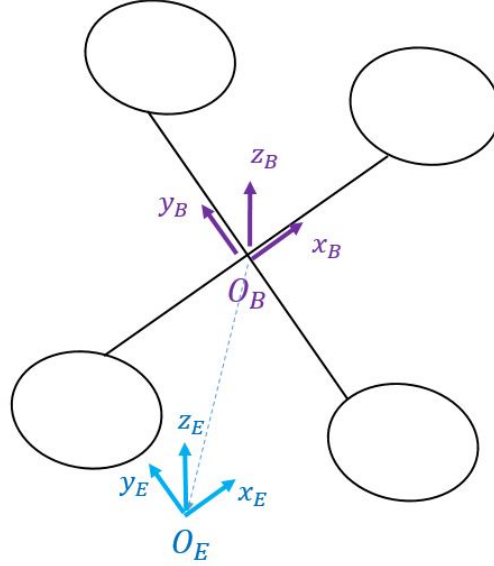


Şekil 3.1 Quadrotor Şema

3.2 Quadrotor Koordinat Sistemleri

Bir uçağın karmaşık dinamiklerini tasvir eden denklemlerin yazılması için öncelikle kullanılacak koordinat sisteminin tanımlanması gerekir. Bunu için bir yeryüzü sabit eksen ve gövde sabit eksen olmak üzere sadece iki referans çerçevesi gereklidir. Newton'un birinci yasasının geçerli olduğu bir koordinat sistemi olan dünya sabit eksen sistemi atıl referans koordinat olarak kabul edilmektedir. Bu referans sistemini ONED (Kuzey-Doğu-Aşağı) olarak belirleyeceğiz, çünkü eksenlerden ikisi (x_e ve y_e) sırasıyla Kuzey ve Doğu yönü ile hizalanır ve üçüncü eksen (z_e) aşağı yönelir ve merkeze hizalanır. Gövde sabit referans sistemi OABC veya Uçak-Gövde-Merkezli olarak belirlenmiştir ve orijinleri Quadrotor'un ağırlık merkeziyle çakışmaktadır. X_B eksen Quadrotorun ileriye

doğru yönünü, Y_B eksenini solu, Z_B eksenini ise sağ el konfigurasyonunu göstermektedir Bir Quadrotorun yapısı Şekil 3.2' de gösterilmiştir, burada B indisi, gövde koordinat sistemini ve E indisi, yeryüzü koordinat sistemini temsil etmektedir.



Şekil 3.2 Quadrotor Koordinat Sistemleri

3.3 Quadrotorun Matematiksel Modellemesi

Bu bölümde Quadrotor modellemesi yapılmaktadır. Oluşturulan denklemlerle Quadrotorun verilen girdilere göre nasıl bir hareket gerçekleştirdiğini göstermektedir. Ayrıca bazı eksen ve dönüşümleri sayesinde dört motorun hareketiyle helikopteri hangi pozisyona ulaştığını tahmin etmek mümkün hale gelmektedir. Bouabdallah (2007)'deki model temel alınarak sistem modellemesi yapılmıştır. Bu modellemede kullanılan varsayımlar şunlardır:

Donanım katı varsayılmaktadır

Donanım simetrik sayılmaktadır

Ağırlık merkezi ve gövde sabit eksen orijini çakışık kabul edilmektedir

Pervaneler katı varsayılmaktadır

İtme ve çekme pervanelerin hızıyla orantılıdır.

Katı cismin yönelimi, 3D Öklid uzayında üç Euler açısı ile tanımlanır. Referans çerçevesindeki koordinatları başka bir referans çerçevesindeki koordinatlara dönüştürmek için bir dönüşüm matrisi kullanılmaktadır. Euler açıları çoğunlukla $\phi \in [-\pi, \pi]$, $\theta \in [\frac{\pi}{2}, \frac{\pi}{2}]$, $\psi \in [-\pi, \pi]$ ile gösterilir. X , Y ve Z eksenleri için üç dizi dönüşü vardır ve quadrotora uygulanmak istenen herhangi bir yönlendirme, üç temel dönüşü birleştirerek gerçekleştirilebilir ve herhangi bir yönelim üç temel dönüşü birleştirerek gerçekleştirilebilir. Aşağıdaki dönüşüm matrisleri bu kombinasyonu tanımlamak için kullanılır(Domingues, 2009).

$$R(\phi) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \phi & \sin \phi \\ 0 & -\sin \phi & \cos \phi \end{bmatrix} \quad (3.1)$$

$$R(\theta) = \begin{bmatrix} \cos \theta & 0 & -\sin \theta \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \theta & 0 & \cos \theta \end{bmatrix} \quad (3.2)$$

$$R(\psi) = \begin{bmatrix} \cos \psi & \sin \psi & 0 \\ -\sin \psi & \cos \psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (3.3)$$

Dönüşüm matrisi, R , gövde sabit koordinat sisteminden atalet referans sistemine dönüşüm için kullanılır

$$R = R(\phi)R(\theta)R(\psi) \quad (3.4)$$

$$R = \begin{bmatrix} \cos \theta \cos \psi & \sin \phi \sin \theta \cos \psi & \cos \phi \sin \theta \cos \psi + \sin \phi \sin \psi \\ \cos \theta \sin \psi & \sin \phi \sin \theta \sin \psi + \cos \theta \cos \psi & \cos \phi \sin \theta \sin \psi - \sin \theta \cos \psi \\ -\sin \theta & \sin \phi \cos \theta & \cos \phi \cos \theta \end{bmatrix} \quad (3.5)$$

Gövde sabit koordinat sisteminin dünya sabit koordinat sistemine göre uzaydaki üç boyutlu konumunu ifade etmek için;

$$\zeta = \begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix} \quad (3.6)$$

vektörü kullanılmaktadır. Konumun türevi alındığında;

$$v = \begin{bmatrix} \dot{x} \\ \dot{y} \\ \dot{z} \end{bmatrix} \quad (3.7)$$

vektörü elde edilmekte ve hız vektörü olarak adlandırılmaktadır. Elde ettiğimiz hız vektöründe türevini aldığımızda;

$$\dot{v} = \begin{bmatrix} \ddot{x} \\ \ddot{y} \\ \ddot{z} \end{bmatrix} \quad (3.8)$$

quadrotorun yaptığı doğrusal hareketin ivmesini elde ederiz.

Pervanelerin dönüşünden kaynaklanan F_i ve pervanelerin açısal hızları Ω_i ($i = 1, 2, 3, 4$)

$$F_i = b\Omega_i^2 \quad (3.9)$$

ifadesi olarak tanımlanmaktadır. Denklemdaki b sabit bir sayı olmakla birlikte itme faktörünü tanımlamaktadır. Toplam kaldırma kuvvetini

$$F_T = \sum_{i=1}^{i=4} b_i\Omega_i^2 \quad (3.10)$$

şeklinde ifade edersek bu kuvvet sonucu oluşan ivme

$$a_F = \frac{b}{m} \sum_{i=1}^{i=4} \Omega_i^2 \quad (3.11)$$

denklemleri ile ifade edilir. a_F ivmesini dünya sabit eksen sistemine göre ifadesidir. $R_a f$ olarak toplam ivme ifadesi,

$$\dot{v} = -g + R_a f \quad (3.12)$$

ile bağıntılanmaktadır. Denklem (5.9)'da g yer çekimi ivmesidir. Denklemleri çözüldüğünde,

$$\begin{aligned} \ddot{x} &= \frac{b}{m} (\cos \phi \sin \theta + \sin \phi \cos \psi) (\Omega_1^2 + \Omega_2^2 + \Omega_3^2 + \Omega_4^2) \\ \ddot{y} &= \frac{b}{m} (\cos \phi \sin \theta \cos \psi - \sin \phi \sin \psi) (\Omega_1^2 + \Omega_2^2 + \Omega_3^2 + \Omega_4^2) \\ \ddot{z} &= -g + \frac{b}{m} (\cos \phi \cos \theta) (\Omega_1^2 + \Omega_2^2 + \Omega_3^2 + \Omega_4^2) \end{aligned} \quad (3.13)$$

Sistem girişleri uygun bir hale getirilerek,

$$\begin{aligned}
 U_1 &= b(\Omega_1^2 + \Omega_2^2 + \Omega_3^2 + \Omega_4^2) \\
 U_2 &= b(-\Omega_2^2 + \Omega_4^2) \\
 U_3 &= b(-\Omega_1^2 + \Omega_3^2) \\
 U_4 &= d(-\Omega_1^2 + \Omega_2^2 - \Omega_3^2 + \Omega_4^2)
 \end{aligned} \tag{3.14}$$

olarak tanımlanabilir. Burada “ d ” sürükleme faktörüdür x , y ve z eksenlerindeki atalet momentleri göz önünde bulundurulduğunda sistemdeki simetri nedeniyle $I_{xy} = I_{xz} = I_{zy} = 0$ olmaktadır ve $I_x = I_y$ 'dir. Böylece atalet moment matrisini,

$$I = \begin{bmatrix} I_x & 0 & 0 \\ 0 & I_y & 0 \\ 0 & 0 & I_z \end{bmatrix} \tag{3.15}$$

olarak tanımlayabilir ve sistemin matematiksel modellemesini

$$\begin{aligned}
 \ddot{\phi} &= \dot{\psi}\dot{\theta}\left(\frac{I_y - I_z}{I_x}\right) - \frac{J}{I_x}\dot{\theta}(-\Omega_1 + \Omega_2 - \Omega_3 + \Omega_4)\frac{l}{I_x}U_2 \\
 \ddot{\theta} &= \dot{\psi}\dot{\phi} + \left(\frac{I_x - I_z}{I_y}\right) - \frac{J}{I_y}\dot{\theta}(-\Omega_1 + \Omega_2 - \Omega_3 + \Omega_4) + \frac{l}{I_y}U_3 \\
 \ddot{\psi} &= \dot{\theta}\dot{\phi}\left(\frac{I_x - I_y}{I_z}\right) + \frac{1}{I_y}U_4 \\
 \ddot{x} &= (\cos\psi \sin\theta \sin\phi + \sin\psi \cos\theta)\frac{1}{m}U_1 \\
 \ddot{y} &= (\sin\psi \sin\theta \cos\phi - \cos\psi \sin\theta)\frac{1}{m}U_1 \\
 \ddot{z} &= -(\cos\theta)\frac{1}{m}U_1
 \end{aligned} \tag{3.16}$$

elde edilir. Burada “ l ”, rotorla dört rotorlu hava aracının merkezi arası mesafedir.

3.4 Durum Uzayı Gösterimi

3.16 ile verilen denklemlerde $x_1 = \phi$, $x_2 = \dot{\phi}$, $x_3 = \theta$, $x_4 = \dot{\theta}$, $x_5 = \psi$, $x_6 = \dot{\psi}$, $x_7 = z$, $x_8 = \dot{z}$, $x_9 = x$, $x_{10} = \dot{x}$, $x_{11} = y$, $x_{12} = \dot{y}$ olarak tanımlayalım ve değişkenleri toplu olarak X vektöründe gösterelim ve uzay durum vektörünü yazalım, $X = [x_1 x_2 x_3 x_4 x_5 x_6 x_7 x_8 x_9 x_{10} x_{11} x_{12}]$

Aşağıdaki tanımları yapalım,

$$\begin{aligned}
 p_1 &= \frac{I_{yy} - I_{zz}}{I_{xx}} \\
 p_2 &= \frac{J_r}{I_{xx}} & q_1 &= \frac{l}{I_{xx}} \\
 p_3 &= \frac{I_{zz} - I_{xx}}{I_{yy}} & q_2 &= \frac{l}{I_{yy}} \\
 p_4 &= \frac{J_r}{I_{yy}} & q_3 &= \frac{l}{I_{zz}} \\
 p_5 &= \frac{I_{xx} - I_{yy}}{I_{zz}}
 \end{aligned} \tag{3.17}$$

3.17 ile verilen tanımları kullanarak quadrotorun matematiksel modelinin durum uzayı şeklinde gösterimi

$$\begin{aligned}
 \dot{x}_1 &= x_2 \\
 \dot{x}_2 &= p_1 x_6 x_4 - a_2 x_4 \Omega_r + q_1 U_2 \\
 \dot{x}_3 &= x_4 \\
 \dot{x}_4 &= q_2 U_3 + p_4 x_2 \Omega_r + p_3 x_2 x_6 \\
 \dot{x}_5 &= x_6 \\
 \dot{x}_6 &= q_3 U_4 + p_5 x_2 x_4 \\
 \dot{x}_7 &= x_8 \\
 \dot{x}_8 &= g - \frac{U_1}{m} (\cos x_1 \cos x_3) \\
 \dot{x}_9 &= x_{10} \\
 \dot{x}_{10} &= \frac{-U_1}{m} (\sin x_1 \sin x_5 + \cos x_1 \sin x_3 \cos x_5) \\
 \dot{x}_{11} &= x_{12} \\
 \dot{x}_{12} &= \frac{U_1}{m} (\sin x_1 \cos x_5 - \cos x_1 \sin x_3 \sin x_5)
 \end{aligned} \tag{3.18}$$

gibidir. Ω_r bağıl hızdır ve $\Omega_r = -\Omega_1 + \Omega_2 - \Omega_3 + \Omega_4$ şeklinde ifade edilir.

4. SİSTEM KONTROLÜ

Kontrol mühendisliğinde, PID tekniği en temel yaklaşımı temsil eder. Pek çok farklı algoritma, PID'den daha iyi bir performans sağladığı halde basit yapısı, farklı aşamalar için iyi performansı, kontrol sisteminin spesifik bir modeli olmadan da ayarlanabilmesi özellikleri nedeniyle oldukça tercih edilen bir yöntemdir. Bu tez içeriğinde 6 serbestlik derecesine sahip dört dönerli bir İHA olan quadrotorun hareket denklemleri doğrusallaştırılmış ve bu aracı kontrol etmek için bir PD kontrolör tasarlanmıştır.

4.1 PD Kontrolör

Orantısal-Türevsel kontrol olarak bilinen PD kontrol, 0 kararlı durum hatası gerektirmeyen hızlı tepki verebilen denetleyicileri için yararlıdır. Oransal denetleyiciler de türev denetleyiciler de hızlıdır. İkisini bir arada kullanmak sistemi daha da hızlandırır. Oransal eylem, kontrol hatasına anlık bir yanıt sağlar. Bu, istikrarlı bir sistemin tepkisini artırmak için yararlıdır, ancak kararsız bir sistemi kolaylıkla kontrol edemez. Ayrıca kazanç, sistemin sıfır olmayan kararlı durum hatasından ayrıldığı tüm frekanslar için aynıdır.

Türev işlemi, kontrol hatasının türevi veya değişim oranı üzerinde etkide bulunur. Bu, integral eyleminin aksine hızlı bir yanıt verir, ancak sabit hatalara cevap veremez (yani sabit, sıfır olmayan bir hata türevi 0'dır). Bununla birlikte, türev kontrol, ayar noktası değişiklikleri (adım komutu) ve ölçüm gürültüsü gibi yüksek frekans kontrol hatalarına yanıt olarak büyük kontrol sinyalleri üretecektir.

Türev kontrolü kullanmak için, transfer fonksiyonlarının düzgün olması gerekir. Bu genellikle denetleyiciye eklenecek bir kutup gerektirir.

Orantılı-Türevsel (PD) kontrol, oransal kontrol ve türev kontrolü paralel olarak birleştirir. Formüle edildiğinde:

$$u(t) = K_p(e_d - e_y) + K_d(\dot{e}_d - \dot{e}_y)$$

denklemlerde, u genel kontrol değişkeni, e değeri amaç (d) ve işlem çıktısı (y) arasındaki hata, K_p oransal katsayısı, ve K_d türev katsayısıdır.

İlk katkı (P), hata ile orantılıdır ve oransal bant genişliğini tanımlar. Bu aralıkta çıkış, hata dışında orantılı olacaktır; çıkış minimum veya maksimum olacaktır. İkinci katkı (D), hata

türevine göre değişir. Bu bileşen, kalıcı durumdeğeri aşmayı ve yatışma süresini azaltmaya yardımcı olur.

PD denetleyicisinin amacı, sistem tepkisinin gelecekteki hatasını öngörebilme yeteneğine sahip olduğu için denetimi iyileştirerek sistemin kararlılığını arttırmaktır. Hata sinyalinin değerindeki ani değişimin etkilerinden kaçınmak için türev, hata sinyali yerine sistem değişkeninin çıkış tepkisinden alınır. Bu nedenle, D modu, hata sinyalinde ani değişikliklerden kaynaklanan kontrol çıktısında ani değişimlerin meydana gelmesini önlemek için çıkış değişkeninin değişimi ile orantılı olacak şekilde tasarlanmıştır. Ek olarak D doğrudan proses gürültüsünü artırır, bu nedenle sadece D-kontrolü kullanılmaz. Bu kontrolcüde kullanılan artan K_p değeri kararlı durum hatasını azaltır, yükseliş zamanını kısaltır, bu değer belirlenen limiti aşmaya neden olabilir. Artan K_d değeri ise kalıcı durum aşım değerini ve yatışma zamanını azaltır.

Türev işlem genellikle kapalı döngü sisteminin geçici tepkisini arttırmak için kullanılır. Hiçbir zaman istenmeyen yüksek frekanslı gürültüyü artırdığı için sadece D kontrolü kullanılmaz. Türev işlem yükselme süresi ve titreşimleri azaltır.

Bu projede PD kontrolcüsü kullanılarak quadrotorun irtifa ve konum kontrolü yapılmak amaçlanmıştır. Öncelikle MATLAB ortamında simülasyonlar yapılarak kararlılık grafikleri gözlenmiş daha sonra gerçek deney ortamında quadrotorun tepkileri gözlemlenmiştir.

4.1.1 Quadrotor İrtifa Kontrolü

Doğrusal olmayan bir kontrol stratejisi, quadrotor'u önerilir, yani gezinirken veya havada gezinirken stabilize etmek için kullanılır. Yalnızca gezinme göz önüne alındığından, araç hızıyla ilişkili çevirme ve dönme dinamikleri terimleri sıfır olur. Dolayısıyla hız nedeniyle sürüklenme kuvvetleri ve yuvarlanma momentleri ihmal edilir ve itki ve moment katsayılarının sabit olması beklenir, Quadrotora girdileri, dikey kuvvet girişi u_1 , yana yatış aktüatör girişi u_2 , yunuslama aktüatör girişi u_3 ve sapma moment girişi u_4 (3.14) ile verilen eşitliklerle tanımlanmıştır. Kontrol stratejisi, quadrotorun yüksekliğini dikey kuvvet girişi u_1 kullanarak dengelenecek şekilde tasarlanmıştır.

İrtifa alt girdisi olan dikey kuvvet u_1 kontrol kuralı;

$$u_1 = g + K_p(z_d - z) + K_d(\dot{z}_d - \dot{z})$$

şeklinde ifade edilir.

Bu kontrol kuralında K_p oransal kazanç, z_d istenilen irtifa, K_d türevsel kazanç ve \dot{z}_d istenilen irtifadaki değişim olarak tanımlanmaktadır.

4.1.2 Durum ve Rota Kontrolü

4.1.2.1 Yana Yatış Kontrolü

Quadrotorun yana yatış hareketini kontrol etmek için yana yatış açısı ϕ 'nin kontrol edilmesi gerekmektedir. Türetilen kontrol yasası, yana yatış açısını aşağıdaki gibi kontrol eden u_2 girişi üretir;

$$u_2 = K_p(\phi_d - \phi) + K_d(\dot{\phi}_d - \dot{\phi})$$

Bu kontrol kuralında K_p oransal kazanç, ϕ_d istenilen yana yatış açısı, K_d türevsel kazanç ve $\dot{\phi}_d$ istenilen yatış açısının zamansal değişimidir.

4.1.2.2 Yunuslama Kontrolü

Yunuslama açısını kontrol etmek için bir PD kontrolcüsü tasarlanmıştır ve u_3 kontrol girişi yunuslama açısını aşağıdaki şekilde kontrol etmektedir.

$$u_3 = K_p(\theta_d - \theta) + K_d(\dot{\theta}_d - \dot{\theta})$$

Bu kontrol kuralında K_p oransal kazanç, θ_d istenilen irtifa, K_d türevsel kazanç ve $\dot{\theta}_d$ istenilen yunuslama açısının zamansal değişimidir.

4.1.2.3 Burun Sapma Kontrolü

Yunuslama ve yatış kontrolüne benzer şekilde, bir burun sapma kontrolünün aşağıdaki kontrol yasasına dayanan kontrol girişi u_4 ;

$$u_4 = K_p(\psi_d - \psi) + K_d(\dot{\psi}_d - \dot{\psi})$$

Bu kontrol kuralında K_p oransal kazanç, ψ_d istenilen sapma açısı, K_d türevsel kazanç ve $\dot{\psi}_d$ istenilen burun sapma açısının zamansal değişimidir.

4.1.3 Pozisyon Kontrolü

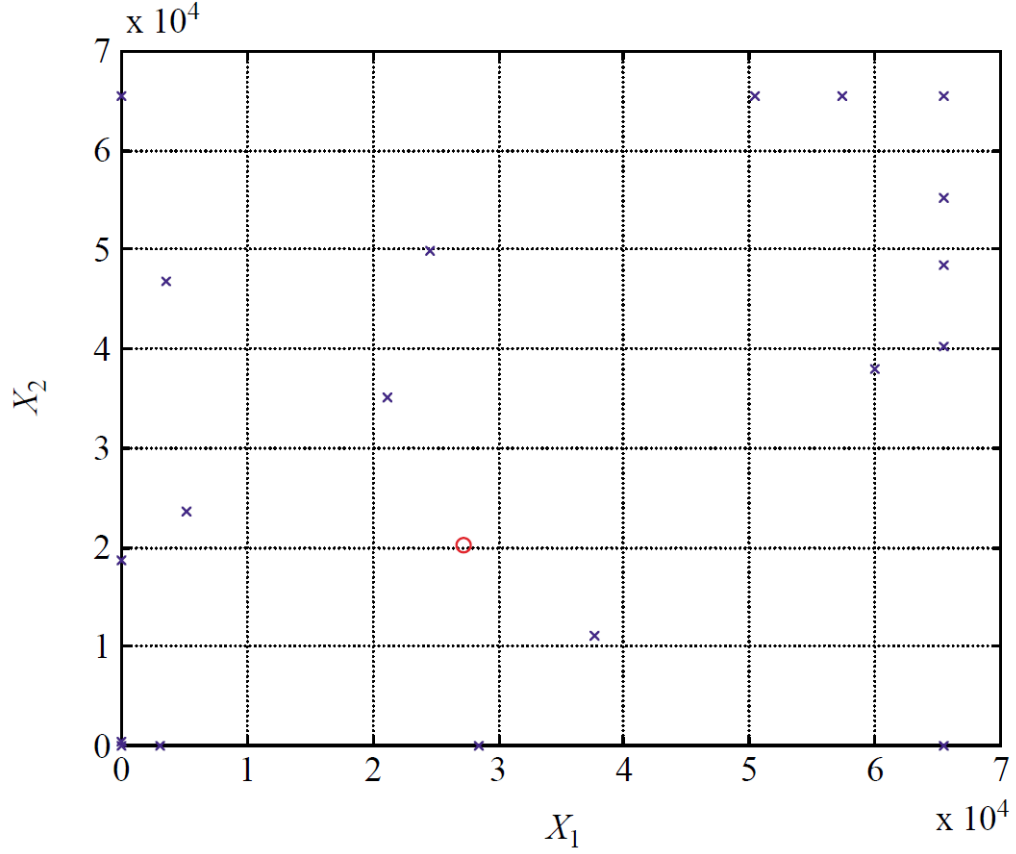
İrtifa ve durum için istikrarlı kontrolörler tasarlandıktan sonra, komple bir pozisyon kontrolü geliştirilmiştir. PD kontrolör istenilen \ddot{x}_d ve \ddot{y}_d ivmelerini hesaplamak için tasarlanmıştır.

$$\begin{aligned}\ddot{x}_d &= K_p(x_d - x) + K_d(\dot{x}_d - \dot{x}) \\ \ddot{y}_d &= K_p(y_d - x) + K_d(\dot{y}_d - \dot{y})\end{aligned}$$

Bu kontrol kuralında K_p oransal kazanç, x_d istenilen x konumu, K_d türevsel kazanç, ve \dot{x}_d istenilen x konumunun zamansal değişimidir, y_d istenilen y konumu ve \dot{y}_d istenilen y konumunun zamansal değişimidir

4.2 Büyük Patlama Büyük Çöküş Algoritması

Doğadan esinlenerek tasarlanan bir evrimsel algoritma olan Büyük-Patlama Büyük-Çöküş(Big Bang Big Crunch (BBBC)) algoritması evrenin varoluş matığına dayanmaktadır. Bu algoritma iki ana safhadan oluşur: büyük patlama ve büyük çöküş. Büyük patlama evresinde başlangıç popülasyonu rastgele oluşturulur. Şekil 4.1’da patlama evresinde (x_1, x_2) verilerinin dağılımı gözükmektedir. Bu açıdan bu yöntem Genetik Algoritma ile benzerlik göstermektedir. Rasgele oluşturulma sonucunda, ürünler farklı arama uzaylarında yerler alır. Arama alanının dışına çıkmaktan kaçınmak için rasgele sayı sınırları ile sınırlandırılmıştır. İlk aşama olan Büyük Patlama aşamasında rasgele bir başlangıç popülasyonu üretilir ve ürünler rasgele bir dizilimde arama uzayına serpiştirilir. Daha sonra amaç fonksiyonunun en iyi değerine sahip nokta ve ağırlık merkezi saptanır. Bu aşama Şekil 4.2’da görülen çöküş evresidir (Keskin, 2016).

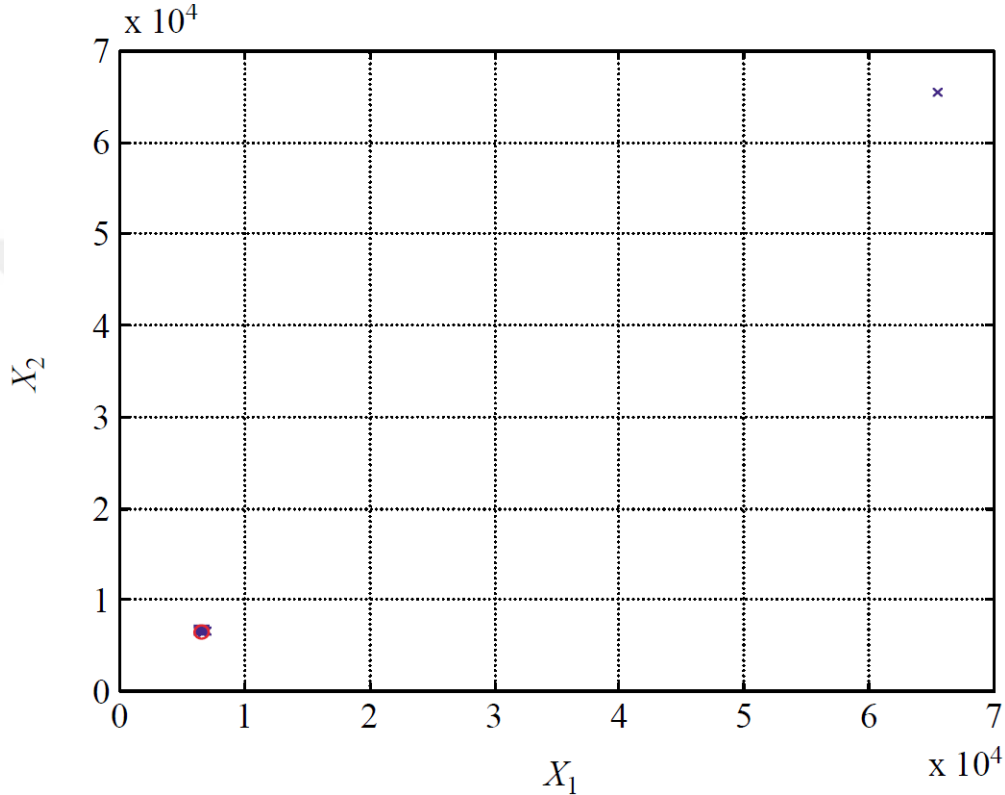


Şekil 4.1 Büyük Patlama Evresi (Erol ve Eksin, 2006)

Büyük Patlama Büyük Çöküş algoritmasını adımları aşağıdaki gibidir:

- Büyük Patlama safhası (çözümlerin inşası):
- Adım 1: Nüfus yaratın (çözümler sıfırdan başlayarak ilk nesil, yoksa yeni popülasyon üret)
- Büyük Çöküş aşaması (Yerel Arama taşıması): Tekrar et
- Adım 2: popülasyondakibütün çözümler için bazı komşuluklar üret ve popülasyondaki her sonuç için aileleri en iyi yavruyla değiştir
- Adım 3: Kütleinin merkezini bulun,
- Adım 4: Ağırlık merkezine yerel arama uygula,
- Adım 5: Seçkin havuzu ve en iyi bulunan çözümü güncelle;

- Adım 6: Nüfus büyüklüğü tek bir çözüme indirilinceye kadar Kalitesiz bazı çözümleri ortadan kaldır,
- Adım 7: Duraklama ölçütü karşılanmazsa 1. Adıma dönün;
- Adım 8: En iyi bulunan çözümü geri getirin.



Şekil 4.2 Büyük Çöküş Evresi (Erol ve Eksin, 2006)

4.3 PD Kontrol Parametre Optimizasyonu

Kontrolör kısmında, sistemi istenen pozisyonda sabitlemek için bir PD denetleyici tasarlandı. Kontrol parametreleri K_p ve K_d sistemin dengesini sağlayan pozitif kontrol parametreleridir. Uygulanan BB-BC algoritması sisteme kısa sürede denge konumuna getirir ve enerji verimliliği sağlar. BBBC algoritması sistem parametrelerini çevrimdışı üretmektedir. Denetleyicinin performansı kontrol parametrelerinin alt ve üst limitlerine bağlıdır. Çalışmada Zaman Ağırlığı Kareysel Hata İntegrali (Integration of Time Weight

Square Error)(ITSE) kullanılarak hedef aşımı azaltılmıştır.

$$J = \int_{t=0}^{\infty} te(t)^2 + \int_{t=0}^{\infty} \sum_{i=1}^4 U_i$$

BBBC algoritmasının amacı amaç fonksiyonunu azaltmak ve kontrol parametreleri için en etkin sonucu üretmektir. Manuel ayarda kullanılan ve BB-BC algoritması ile elde edilen K_p ve K_d değerleri Çizelge 4.1’de verilmektedir.

Çizelge 4.1 Manuel ve BBBC Algoritması ile bulunan kazanç değerleri(Aşkın vd., 2017)

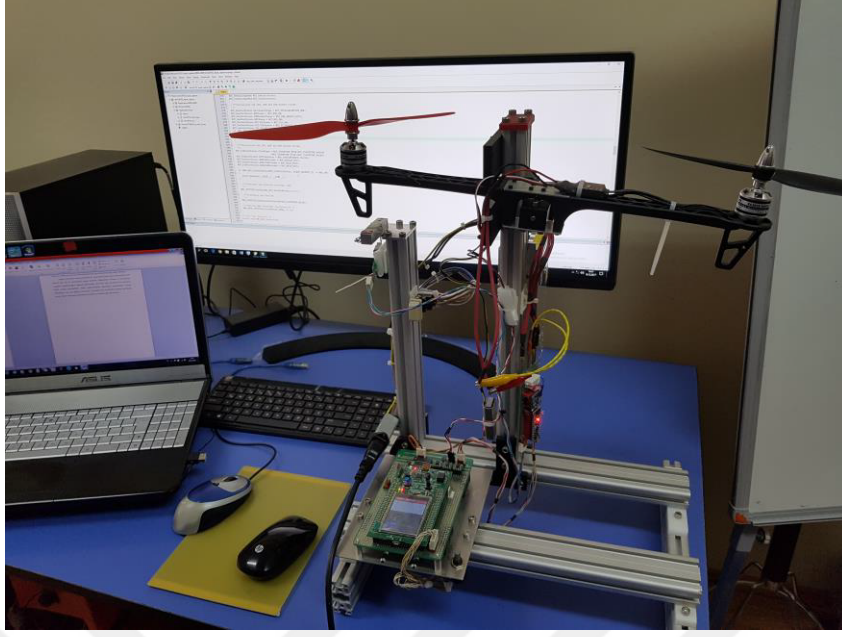
	Kazanç	K_p	K_d
Manuel	İrtifa (z)	7	10
	Durum (ϕ ve θ)	20	12
	Sapma (ψ)	8	5
	Konum (x ve y)	5	1.5
BB-BC	İrtifa (z)	13.24	15.65
	Durum (ϕ ve θ)	27.65	24.84
	Sapma (ψ)	11.61	8.42
	Konum (x ve y)	7.06	3.20

5. MOTOR-PERVANE TEST DÜZENEĞİ TASARIMI VE UYGULAMASI

Quadrotorların kolay yapısı ve ucuz maliyetinin aksine kontrolü oldukça zorlayıcıdır. Farklı araştırmacıların çalışmalarından gözlemlenmiştir ki kontrol algoritmalarının etkinliğini direk quadrotor üzerinde denemek aracın ani yükselme, yalpalama gibi etkenler sonucu büyük hasarlar almasına neden olabilmektedir. Quadrotorun kontrolünün yanında ihtiyaçlara uygun bir quadrotor tasarımı yapılarak etkin ve verimli bir sistem oluşturulabilmesi için uygun motor ve pervanenin seçilmesi gerekmektedir. Bu durum göz önünde bulundurularak, bir ön test düzeneği hazırlanmıştır.

5.1 Test Düzeneği

Quadrotorun tasarımından önce etkin pervane ve motor seçimi yaparak oluşturulacak quadrotorun verimliliği hedeflenmiştir. Bu amaçla hazırlanan düzenek hız yapılarının etkin çalışma alanlarının gözlenebilmesi, farklı özellikte fırçasız motorların ve farklı büyüklükteki pervanelerin uygulanan itmeye verdiği tepkilerin gözlemlenebilmesi amaçlanarak tasarlanmıştır. Böylece tasarlanan quadrotorun daha verimli hale gelmesi sağlanacaktır. Test düzeneğinde bulunan alüminyum levhanın üzerine sabitlenen kol, üzerinde tek eksenle yunuslama ya da yana yatış hareketinin gözlemlenebilmesine olanak tanımaktadır. Düzenekte doğrusal bir fırçasız motorla hareket ettirilen bir levha, quadrotorun başlangıç yunuslama/yana yatış açılarını 0 olmasına izin verecek şekilde quadrotoru desteklemektedir. Test tezgahının gücü dışarıdan verilen kaynaklardan sağlanır. Test düzeneğinin yapısı Şekil 5.1 deki gibidir.

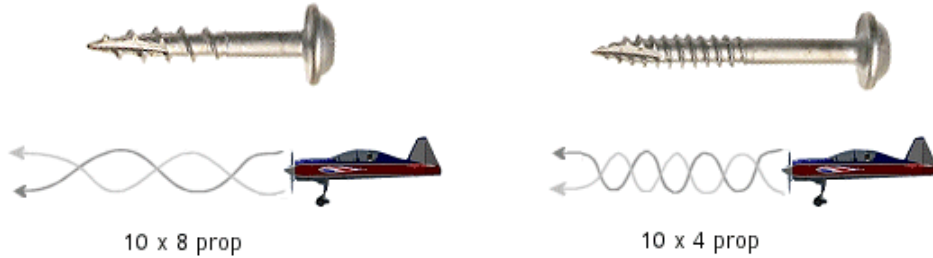


Şekil 5.1 Quadrotor motor - pervane test düzeneği

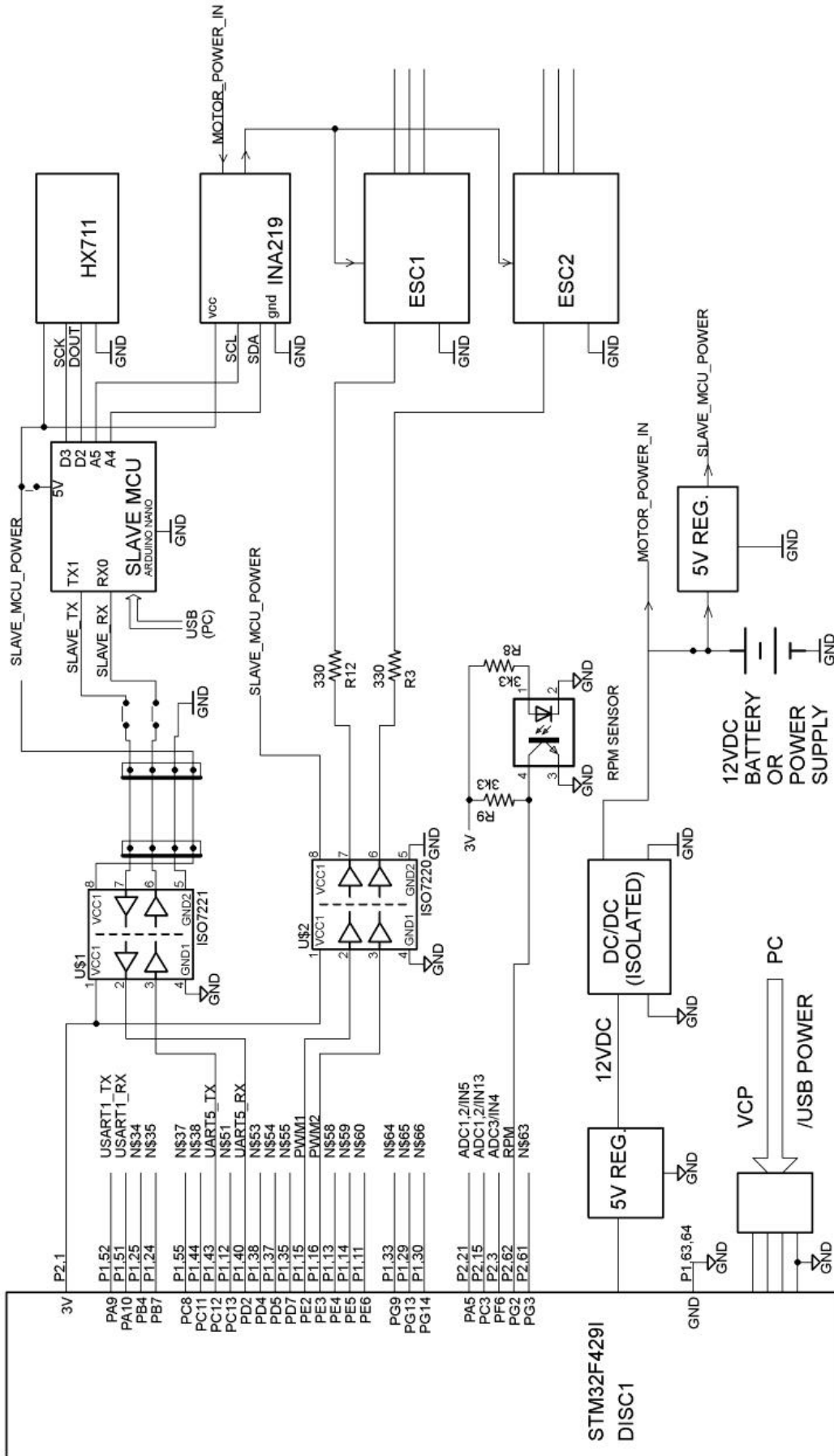
5.2 Sistem Donanımı

Test düzeneğinin şematığı Şekil 5.1’de gösterilmektedir. Şekildeki quadrotor gövdesi tek bir eksen etrafında hareket etmektedir. Komut torku, dönme eksenini ile dikey olarak iki quadrotorun kollarına monte edilen iki aktüatör tarafından sağlanır. Kollar basitlik için katı(sabit esnemez) olarak kabul edilir. Quadrotorun yapısı, aracın uçuşu için gerekli itme oluşumundan sorumlu olan üç ana unsurdan oluşur. Bu bileşenler fırçasız motorlar için Elektronik Hız Kontrolörü (ESC), elektrik motoru ve pervanedir. Motorlardan alınan rotasyonel kuvveti quadrotor eksenine dik kuvvete dönüştüren birimler pervanedir. Kullanılan pervanelerin hepsi aynı notasyona sahip olmalıdır. Pervane notasyonu " $a * b$ " şeklinde tanımlanır. Burada belirtilen " a " değeri pervanenin çapını, " b " ise bir pervanenin motor/pervanenin her bir dönüşü için havada ne kadar ilerleyeceğinin yol değerini (pitch) inch cinsinden belirten bir ölçüsüdür. Pervane kanadının etkisini daha iyi anlamak için, Şekil 5.2’de gösterildiği gibi iki ahşap vidayı düşünün. Soldaki vida kaba bir dişe (daha yüksek adım) sahiptir ve sağdaki vida daha ince bir dişe sahiptir (daha düşük adım). Bir tornavidayı alıp iki civata için aynı hızda tornavidayı döndürdüğünden emin olmak suretiyle her ikisini de ahşap parçalara vidalanırsa, kaba dişi olan vidanın (yüksek adım) ahşabın içine daha fazla batacağını fark edilir. Motor pervaneyi döndürür. Bu dönüş, rotoru itmek için kullanılan itki ve torku üretir. Düzenekte kullanılan sinyal üreticisiz ESC, bir Sinyal Genişlik Modülasyonu (PWM) giriş referansına göre motor açılma hızını düzenler. Yüksek verim, sessiz çalışma ve yüksek tork üretiminden dolayı düzenekte

fırçasız DC motor kullanılarak pervaneler döndürülmüştür. ESC'ler Fırçasız DC Motor (BLDC)'leri kontrol etmek için kullanılmaktadır. Fırçasız bir motorun hızı, bir Elektronik Hız Kontrol Cihazı (veya ESC) tarafından kontrol edilir. ESC motora giden voltajı Sinyal Genişlik Modülasyonu (PWM) metoduyla değiştirerek motor devrini ayarlar. PWM metodu, ESC'nin giriş akımını hızlı bir şekilde açıp kapayarak çalışır. Birim zamanda ne kadar akım geçip ne kadar sürede akım geçmediğine bağlı olarak ortalama bir voltaj değeri meydana gelmektedir. Bu değer ayarlanarak motorun Hız kontrolü sağlanmaktadır. Bu bileşenlere ek olarak itmeyi ölçebilmek için bir 24bit analog dijital dönüştürücü Hx711 ağırlık sensörü kullanıldı. Bu sensörü mikro denetleyiciye bağlayarak, yük hücresinin direncindeki değişiklikler okunmuş ve gerekli kalibrasyonlar yapılarak ağırlık ölçümü sağlanmıştır ve pervanelerin uyguladığı itme değerleri elde edilmiştir. Motorların çektiği akım ve gücü gözlemleyebilmek için INA219 akım sensörü kullanılmıştır. INA219, I2C veya SMBUS uyumlu bir arayüze sahip mevcut bir şönt ve güç monitörüdür. Cihaz, şönt voltaj düşüşü ve bus besleme gerilimini, programlanabilir dönüşüm süreleri ve filtreleme ile izler. Programlanabilir bir kalibrasyon değeri dahili bir çarpanı ile birleştiğinde, akımın amper cinsinden doğrudan okunmasını sağlar. Ek çarpma kaydı, watt cinsinden güç hesaplar. I2C veya SMBUS uyumlu arabirimin 16 programlanabilir adresi bulunur. Düzeneği beslemek için (Şekil 5.3) 12V bir DC dış kaynak kullanılmıştır.



Şekil 5.2 Pervane Eğim(pitch)(Anonim, 2017)



Şekil 5.3 Quadrotor test düzenek şeması

5.3 Yazılım Sistemleri

Sistemin yazılımında STM32f4 Cortex M4 tabanlı 32 bit mikroişlemci kartı kullanılarak C diliyle programlanmış ve motor ve pervanelerin performans gözlemlenmesi yapılmıştır. Kullanılan Hx711 sensörü aldığı ağırlık bilgisini ve INA219 sensörü ESCden aldığı akım bilgisini I2C haberleşme yoluyla harici bir MCU'ya aktarmaktadır. Hx711 sensöründen elde edilen ağırlık bilgisi, yatay koldaki pervanelerden birine uygulanan hız sonucu diğer pervanenin üzerine binen kuvvetin etkisinden oluşan ağırlıktır. Kullanılan harici MCU, STM32F4 kart ile seri haberleşme yaparak sensör verilerini işlemekte ve seri haberleşme aracılığıyla bilgisayar ortamına aktarmaktadır. Verileri elde etmek için bir MATLAB algoritması geliştirilmiş olup verilerle grafik çizim ve hesaplama yapabilme özelliği sayesinde, bu araç STM32F4 kodunu test edebilmektedir. PC ortamına aktarılan verilerin MATLAB aracılığıyla PWM girdisinin PWM büyüklüğüne bağlı performans grafikleri gözlemlenebilmektedir.

5.4 Test Sonuçları

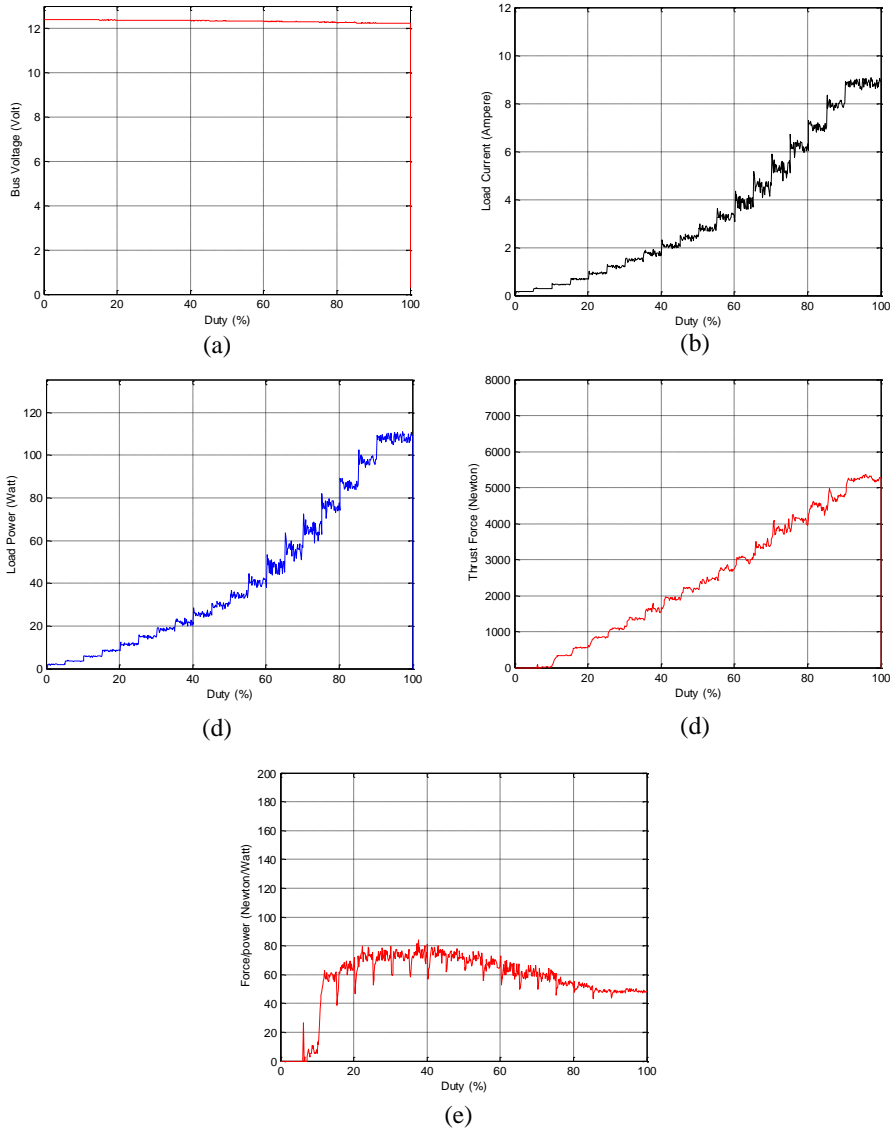
Bir quadrotorun uçabilmesi için temel kurallardan biri oluşan dikey bileşenin en azından Quadrotorun ağırlığına eşit olması gerekmektedir. Quadrotorun ağırlığını karşılamayan bir itme kuvveti cihazın kalkması için yeterli gücü sağlamaz. Bunu en verimli şekilde sağlayabilmek için uygun motor ve pervane seçimi büyük bir öneme sahiptir.

Uçuş etkinliği pervanelerin yüzeyiyle etkileşim halinde olan hava miktarıyla yakından ilişkilidir. Daha büyük pervane yarıçapı daha fazla havayla etkileşim halinde olmak anlamına gelir. Pervane yarıçapındaki küçük bir değişim quadrotorun uçuş etkinliğini değiştirebilir.

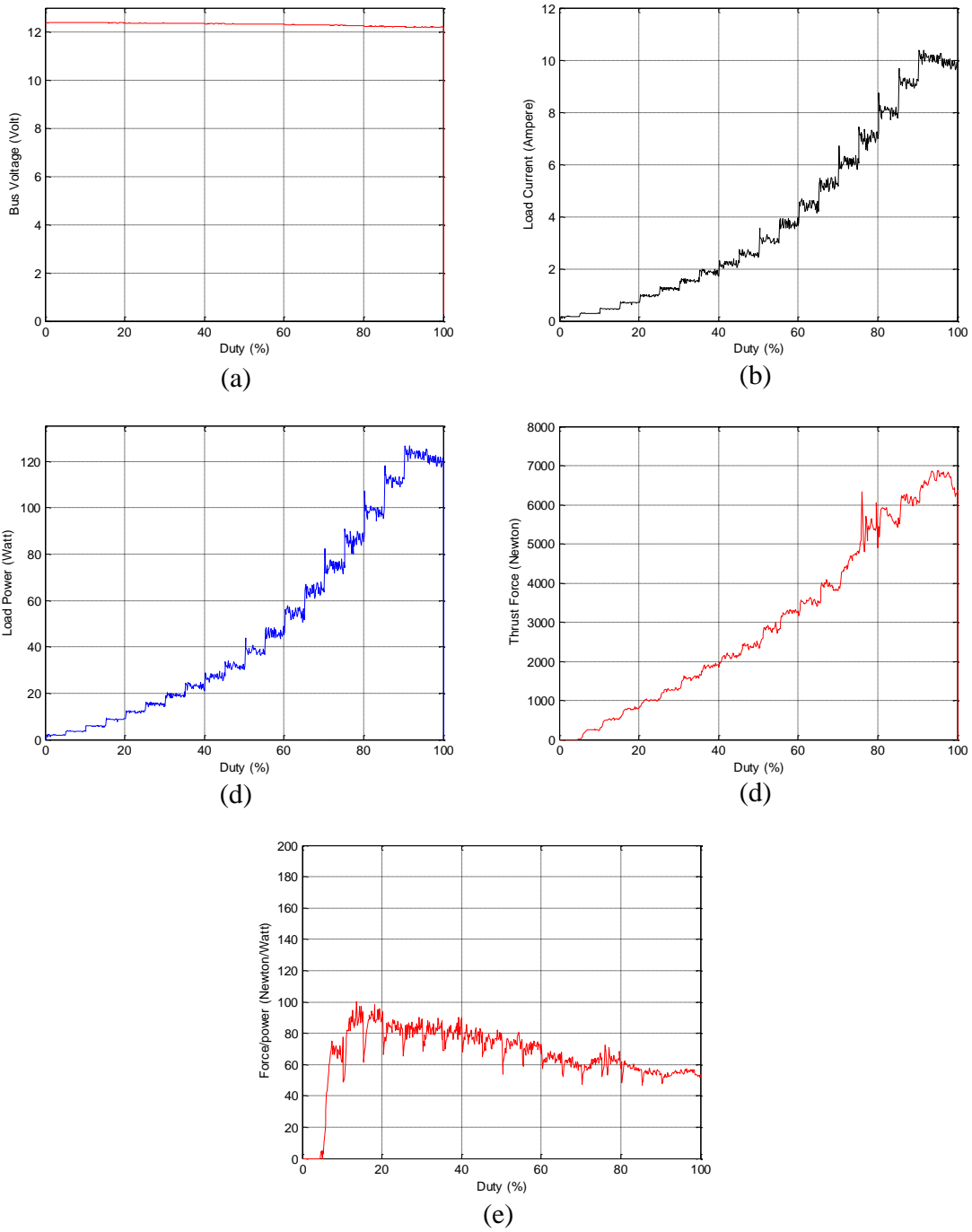
Daha iyi hız- tork karakteristiği, gürültüsüz işlemlerde daha yüksek verimlilik ve daha uzun ömür ile çok yüksek hız aralığı gibi etkenlerden dolayı bu deney düzeneğinde fırçasız motorlar tercih edilmiştir. Fırçasız motorlar örneğin ** ## gibi dört basamaklı bir sayı ile sınıflandırılır. Burada ** rakamları stator genişliği, ## stator yüksekliğidir. Esasen, motor ne kadar geniş ve uzunsa, sayılar o kadar büyüktür ve o kadar çok tork üretebilir. Fırçasız bir motorun Kv derecesi volt başına kaç RPM döndüğünü belirtir. Daha yüksek Kv motorlar pervaneyi daha az torkla daha çabuk çevirir ve daha düşük Kv motorları daha az dönme ile daha yüksek tork üretir.

Yüksek değerlerdeki Kv değerlerine sahip motorlarla birlikte daha büyük pervaneleri bağladığınızda, motor pervaneyi hızlı bir şekilde döndürmeye çalışır ve böylece daha fazla akım çeker ve işlemde daha fazla ısı üretir. Bu kaçınılmaz olarak motorun aşırı ısınmasına

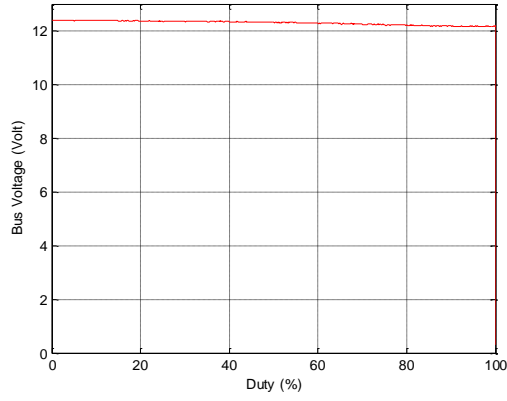
neden olabilir ve motor içindeki bakır sargılar kısa devrede kalır. Motor ve pervane seçerken rpm ve tork arasında bir denge kurmak önemlidir.



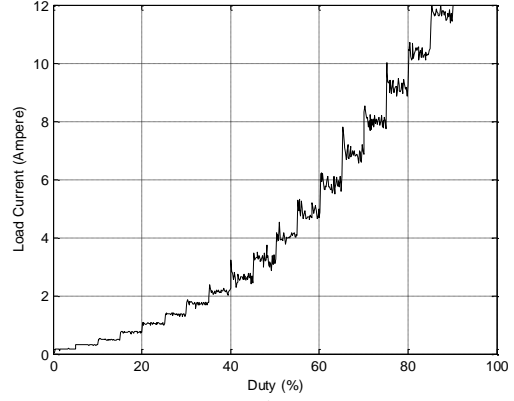
Şekil 5.4 EMAX 820KV fırçasız motor, 9-45 büyüklüğünde pervane, 20A HOBBYWING ESC birimi, 12V güç kaynağı kullanılarak elde edilen grafikler



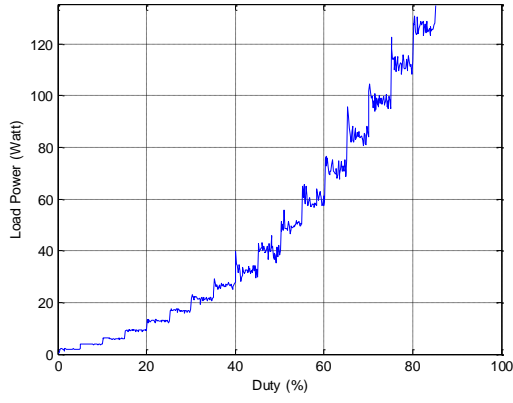
Şekil 5.5 EMAX 820KV fırçasız motor, 10-45 büyüklüğünde pervane, 20A HOBBYWING ESC birimi, 12V güç kaynağı kullanılarak elde edilen grafikler



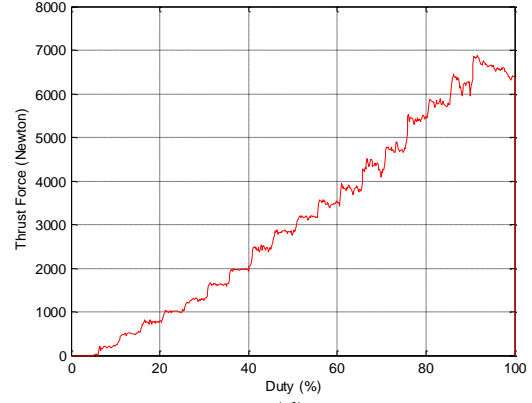
(a)



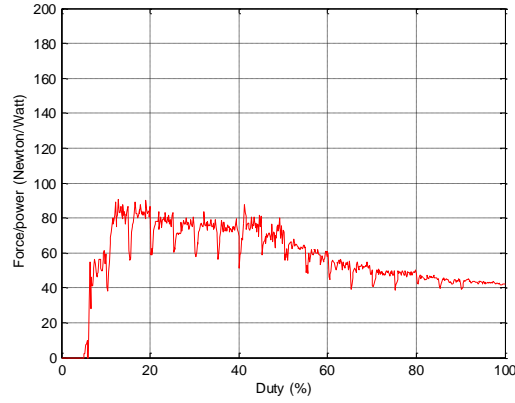
(b)



(d)



(d)



(e)

Şekil 5.6 EMAX 820KV fırçasız motor, 12-45 büyüklüğünde pervane, 20A HOBBYWING ESC birimi, 12V güç kaynağı kullanılarak elde edilen grafikler

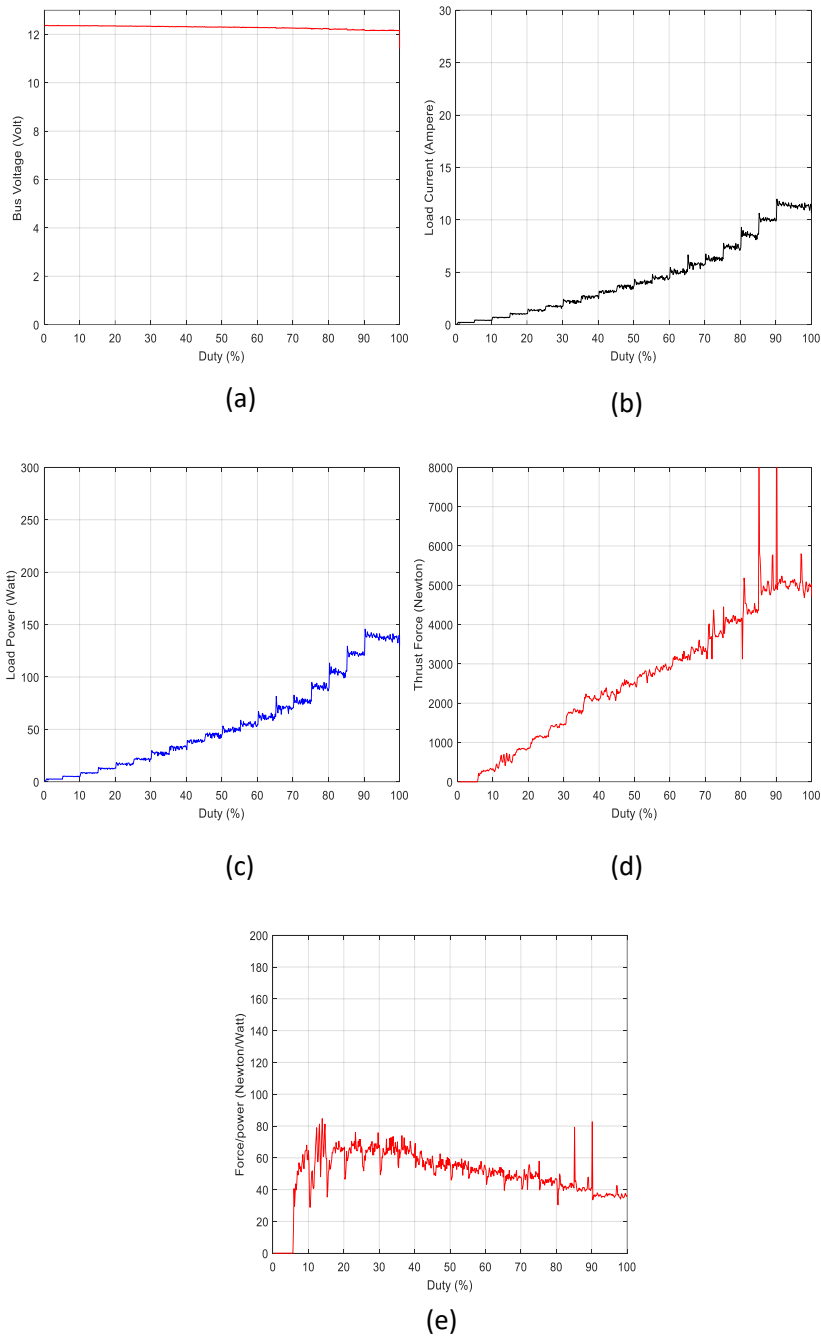
Şekil 5.4 (a), Şekil 5.5 (a) ve Şekil 5.6 (a)'daki grafiklerde sisteme PWM (sinyal genişlik modülasyonu) girişi verildiğinde bus voltajındaki (faz modülasyonlu besleme voltajı) değişim gözlenmektedir. Bus voltajı değişen darbe genişliklerinde sabit kalmıştır. Şekil 5.4 (b), Şekil 5.5 (b) ve Şekil 5.6 (b)'de yük akımının (load current) farklı PWM aralıklarında nasıl değiştiği ve maksimum ne kadar akım çektiği, Şekil 5.4 (c), Şekil 5.5 (c) ve Şekil 5.6 (c)'de yük gücündeki (load power) değişim yani yükün harcadığı güç, Şekil 5.4 (d), Şekil 5.5 (d) ve Şekil 5.6 (d)'de itme kuvvetindeki hareketlerin uygulanan PWM genişliğine bağlı değişimi incelenmiştir. Şekil 5.4 (e), Şekil 5.5 (e) ve Şekil 5.6 (e)'de kuvvet güç oranı grafiğine bakılarak sistemin etkinliği hakkında yorum yapılabilmektedir. Elde edilen grafiklerden gözlemlenmiştir ki % 0-20 büyüklüğündeki PWM sinyali boyunca bütün pervanelerin yaklaşık olarak eşit miktarlarda güç kullandığı buna karşın 12-45 ve 10-45 büyüklüğündeki pervanelerin 9-45 (çap*pitch) pervaneye göre daha fazla itme oluşturduğu gözlemlenmektedir. Kuvvet-güç oranları karşılaştırıldığında %0-20lik PWM de 10-45 boyutundaki pervanenin daha etkili olduğu sonucuna ulaşılmaktadır.

%20-40 PWM dilimine bakıldığında 10-45 ve 9-45lik pervanelerin yakın miktarda güç harcadığı 12-45 için ise diğerlerine oranla daha fazla güç harcadığı, pervanelerce oluşturulan itmenin yaklaşık eşit olduğu ancak 10-45lik pervanenin kuvvet-güç oranına bakılarak biraz daha fazla olduğu gözlemlenmektedir.

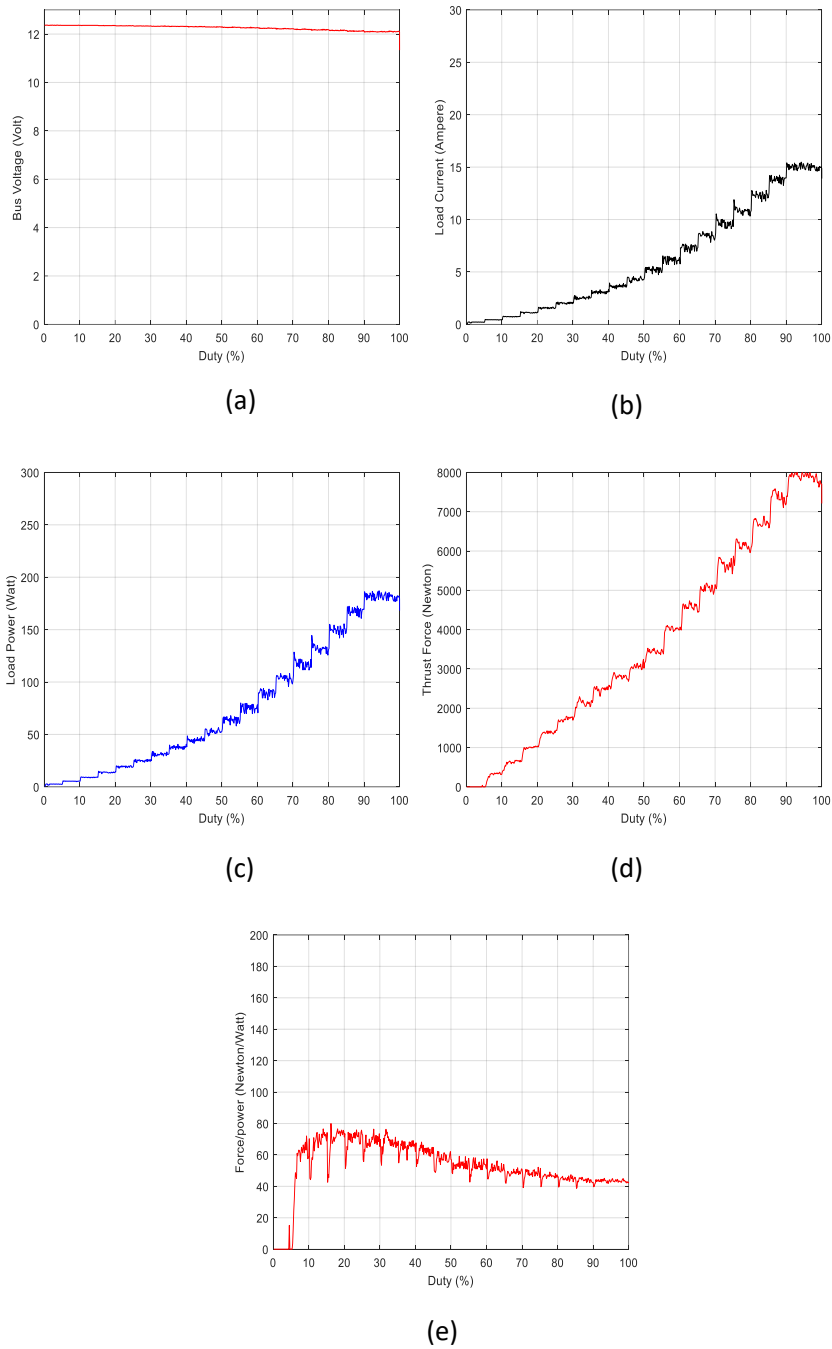
%40-60 PWM 'de 12-45'lik pervanelerin daha fazla güç kullandığı ve daha fazla itme oluşturduğu gözlemlenmiş, buna karşın 9-45lik pervanenin bu bölgede daha etkin olduğu grafiklerden çıkarılmaktadır.

%60-80 PWM'de 10-45'lik pervanenin ürettiği itmenin çektiği güce oranla diğerlerinden daha fazla olduğu ve bu alanda kullanıma daha uygun olduğu sonucuna ulaşılmıştır.

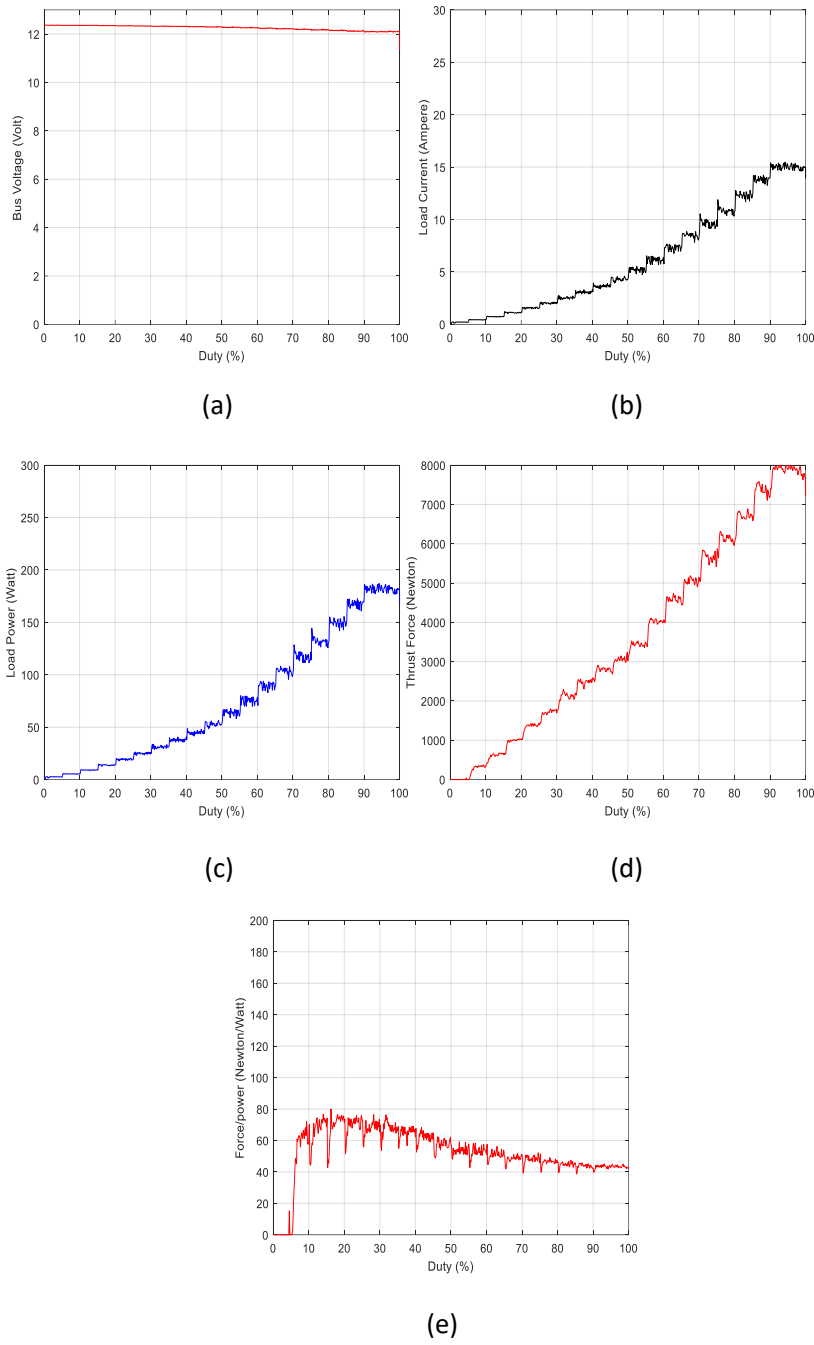
%80-100 PWM dilimine bakıldığında 12-45 pervanenin daha fazla güç çekmesine karşın daha fazla itme oluşturarak bu alanda diğerlerine oranla kullanıma daha uygun olduğu gözlemlenmiştir.



Şekil 5.7 EMAX 980KV fırçasız motor, 8*4 büyüklüğünde pervane, 20A HOBBYWING ESC birimi, 12V güç kaynağı kullanılarak elde edilen grafikler



Şekil 5.8 EMAX 980KV fırçasız motor, 10*4 büyüklüğünde pervane, 20A HOBBYWING ESC birimi, 12V güç kaynağı kullanılarak elde edilen grafikler



Şekil 5.9 EMAX 980KV fırçasız motor, 12*4 büyüklüğünde pervane, 20A HOBBYWING ESC birimi, 12V güç kaynağı kullanılarak elde edilen grafikler

Şekil 5.7, 5.8 ve 5.9'deki grafiklerde 980KV motor için 8*4, 9*4 ve 10*4 pervaneler kullanılarak çektiği güç ve ürettiği itmeye değerlendirilmiştir.

1400KV'lik motor ve 8*4 (8 inch dia x 4 inc pitch) pervane test edilmiştir. Test sonlarına doğru ESC modülü akım sınırına ulaşmış ve birdenbire gücü kesmiştir. Ani güç kesme ile pervane strese dayanamamış ve kanatlar merkeze yakın yerlerden parçalanmışlardır. Daha büyük çaplarda testler benzer sonuçlar verebileceğinden dolayısıyla aynı şartlarda test yapmak uygun olmayacağından teste devam edilmemiştir.

1400KV'lik motorun 12V güç kaynağı ile verimsiz bir şekilde çalıştığı ve belli RPM değerlerinin üzerinde çalıştırılmasının uygun olmadığı üretici firmanın sunduğu tablo değerlerinden de doğrulanmaktadır.

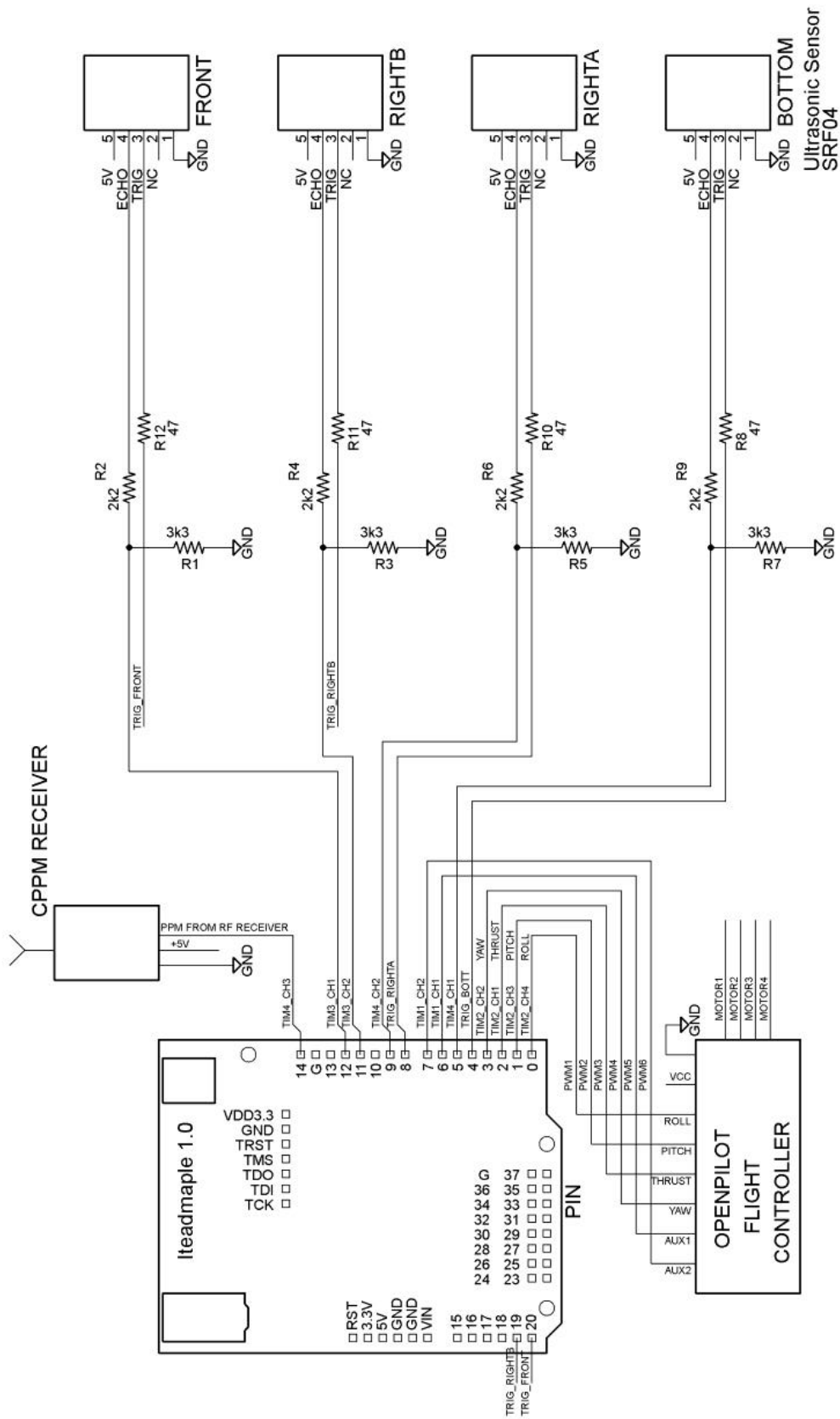
Oluşturulan düzende yaklaşık 12 voltluk gerilim sisteme PWM olarak verilmektedir. Bu deney düzeneğinde farklı PWM sinyali genlikleri için motor ve pervanelerin etkin çalışma alanları gözlenerek tasarlanacak olan yeni quadrotor için en uygun seçimin yapılması amaçlanmaktadır. Quadrotorumuzun yaklaşık 5000 newtonluk bir kaldırma kuvveti istenmektedir dolayısıyla çalışma alanımız %60-80'lik PWM diliminde bakıldığında en etkin pervanenin 10*4 lik pervane olduğu sonucu çıkarılmaktadır. Bu projede çalışması düşünülen aralık %60-80 PWM dilimidir. Bu sebepten dolayı 820 KV motor için 10*4 pervane seçilmiştir.

6. QUADROTOR TASARIMI VE KONTROLÜ

Bu bölümde motor-pervane test düzeneğindeki verilerden yararlanarak bir quadrotor tasarımı yapılmıştır. Daha sonra tasarlanan quadrotorun konum kontrolü sağlanmaya çalışılmıştır ve gözlemler değerlendirilmiştir.

6.1 Quadrotor Donanım Platformu

Quadrotorun tasarımında kullanılan platformlar quadrotorun istenilen verimlilikte hareket edebilmesi ve tasarlanan kontrolörün etkin çalışmasında önemli bir rol oynar. Bu bölümdeki deney düzeneğinde, dört ayağından motorların itkisine dayanıklı bir iple yaklaşık 20 cm yükselmeye ve $+/- 45$ derece yatmalara müsaade edecek şekilde zemine sabitlenmiştir. Bu sayede gerek proje kapsamında satın alınan, gerek eldeki mevcut gerekse daha önce tasarlanmış olan uçuş kartlarının konum kontrolü açısından testi yapılmıştır. Kartların kontrolünde 433MHz RF kumanda ve alıcısı kullanılmıştır. Bazı kartlarda aşırı vibrasyon gözlenmiş, parametrelerle değerler ayarlanmasına rağmen bu sorun giderilememiştir. CC3D OpenPilot Uçuş kartı açık yazılımlı bir uçuş kontrol kartıdır ve deneylerde oldukça tatmin edici sonuçlar vermiştir. Bu yüzden de çalışmalara daha önceki STM32F4 kartı yerine bu uçuş kartı ile devam edilmiştir. İlk aşamada yapılan çalışmalar uzaktan kumanda ile yapılan ve otonom kontrol içermeyen çalışmalardır. Daha sonra otonom kontrol işlevini gerçekleştirilmesi çalışmalarına geçilmiştir. STM32F103 ARM tabanlı 32 bitlik ve 72Mhz de olup bu işin altından kalkabilecek güçte bir işlemcidir. STM32 serisi işlemci test donanımında da kullanıldığından yazılım ve donanım konusunda deneyim sağlanılmıştır. Sözü edilen STM32F103 işlemci kullanan bir kart kullanılarak RF kontrol sinyali ile uçuş kontrol kartı arasındaki hatta girilmiş ve otonom/yarı-otonom kontrol testleri yapılmıştır. Sistemin şematik diagramı Şekil 6.1' de verilmiştir. Son olarak SRF04 ultrasonik sensör monte edilerek yerden yüksekliği otonom olarak sabit tutacak uçuş testleri yapılmış ve quadrotörün birkaç cm'yi geçmeyecek hatayla verilen yükseklik değerlerine ulaştığı ve konumunu koruduğu gözlemlenmiştir.



Şekil 6.1 Quadrotor Elektronik Donanımı Şematik Diagramı

Şekil 6.2’da gerçekleştirilen quadrotor gösterilmiştir.



Şekil 6.2 Gerçeklenen Quadrator

Quadrotorun bileşenleri alt bölümlerde ayrıntılı olarak anlatılmıştır.

6.1.1 820Kv Fırçasız Motor

Quadrotor motor-pervane test düzeneğini kullanarak yapılan testler sonucunda istenilen çalışma aralığında 820Kv Multirotor fırçasız motorun uygunluğuna karar verilmiştir.



Şekil 6.3 820KV Fırçasız Motor

Kullanılan motorun voltaj aralığı 8-12V, çapı 27,9mm, motor ağırlığı 50g'dır. Motor 30 sn için 12A akım çekeabilmekte ve 830g maksimum itme oluşturmaktadır.

6.1.2 40A ESC Fırçasız Motor Sürücüsü

Fırçasız motorları rahatlıkla ve güvenle sürebilmek için kullanılmıştır. 40A sürekli ve 10 saniyeye kadar 55A akım verebilmektedir. Kullanılan motor sürücü sayesinde motorlar 210000rpm 35000rpm devirlerde 12 adet istenilen fırçasız motoru sürmek mümkündür.



Şekil 6.4 40A ESC Fırçasız Motor Sürücüsü

Fırçasız motorun temel özellikleri aşağıdaki gibidir;

- Çıkış: Sürekli 40A, 10 saniyeye kadar da 55A çekebiliyor.
- Giriş Gücü: 2-3S Lipo, 5 9 hücre NiMH
- BEC: 3A / 5V lineer mod BEC

- Gaz Kolu Sinyali Yenileme Hızı: 50Hz 432Hz
- Max Hız: 2 Kutuplu BLM için 210000 Rpm, 6 Kutuplu BLM için 70000 Rpm, 12 Kutuplu BLM için 35000 Rpm (BLM =BrushLess Motor, Fırçasız Motor)
- Ebatları: 68mm*25mm*8mm
- Ağırlık: 39g.

6.1.3 1045 Karbon katkılı CW/CCW Pervane

Quadrotor yaparken karbon katkılı bu CW/CCW pervaneler, hem hafif hemde oldukça sağlam olmasından ve oluşturulan motor-pervane düzeneğindeki çıktılarına bakılarak çalışma aralığında uygunluğu sebebiyle tercih edilmiştir. Quadrotor düzeneğinde 10*45 pervane kullanılmıştır. 10 değeri pervanenin çapını 45 değeri ise pervanenin bir dönüş için aldığı yol değerini belirtmektedir.



Şekil 6.5 1045 Karbon katkılı CW/CCW Pervane

- Uzunluk: 254 mm
- Göbek Kalınlığı: 10mm
- Delik Çapı: 6mm

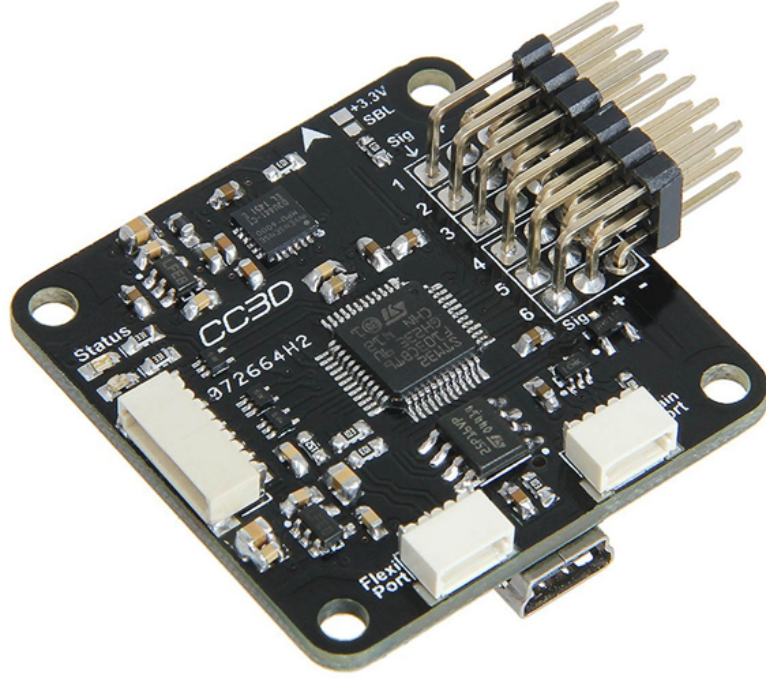
6.1.4 CC3D Open Pilot Multikopter Kontrol Kartı



Şekil 6.6 CC3D Multikopter Kontrol Kart Modülü

Donanım Özellikleri

- 128MF'lik 128KB Flash ve 20KB RAM ile çalışan güçlü STM32 32 bit mikro denetleyici 3 eksenli yüksek performanslı MEM'ler jiroskoplar ve 3 eksenli yüksek performanslı MEM'ler ivmeölçer
- Üstün elektriksel gürültü azaltma ve uçuş performansı için minik 36mm x 36mm 4 kat PCB. Windows, Mac ve Linux için yazılım desteği
- Sürücü gerektirmeyen direkt yüksek hızlı USB desteği, gerçekten tak ve kullan özelliği olan bir cihaz.
- Spektrum uydu alıcısı desteği
- Futaba S-BUS donanım desteği
- Üstün port esnekliği için yenilikçi Flexi-port teknolojisi
- Konfigürasyon depolaması için 4Mbit'lik dahili EEPROM



Şekil 6.7 CC3D Multikopter Kontrol Kartı

CC3D Multikopter kartının içerdiği sensörler ve bileşenler aşağıdaki gibidir;

- 3 eksenli Jiroskop dizisi ve 3 eksenli İvmeölçer: MPU-6000
- Birkaç ortak RC girişini destekler: 6 PWM kanalı, kombine PPM, Spektrum / JR DSM2, DSMJ,
- DSMX uyduları ve Futaba S.Bus alıcıları
- Birden fazla alıcı için eşzamanlı destek
- ReceiverPort fonksiyonları (yapılandırılabilir): 6 PWM giriş kanalı veya kombine PPM akışı, 4 PWM çıkış kanalı
- MainPort işlevleri (yapılandırılabilir): seri telemetri (varsayılan), GPS, S.Bus, Spektrum / JR uyduları
- FlexiPort (yapılandırılabilir): seri telemetri, GPS, Spektrum / JR uyduları veya I2C çevre birimleri (geliştirilmekte olan)
- USB ve seri telemetri ve konfigürasyon (isteğe bağlı radyo modülleri ile kablosuz dahil)

- Güçlü OpenPilot GCS tarafından desteklenmektedir
- 4 Mbit yerleşik bellek

6.1.5 Iteadmaple

Iteadmaple STM32F103 içeren bir mikrodenetleyici kartıdır. Iteadmaple, maksimum 72 MHz'e erişebilen, 39 dijital giriş / çıkış pinli, 16 analog giriş, yerli tam hızlı USB, 3 USART (donanım seri portu), entegre SPI / I2C desteği, güç prizi ve sıfırlama düğmesine sahiptir. Iteadmaple, USB üzerinden sağlanan bir DFU önyükleme aygıtı üzerinden programlanabilir, ekstra bir donanım gerekmez. Ayrıca dahili program flaşı harici X-link / X-linkEx JTAG arabirimi üzerinden de programlayabilirler. Iteadmaple, okuma / yazma korumalı adreslerin yanı sıra Kullanıcı ve İşleyicinin işlemci modları için güvenlik desteği sunar. Iteadmaple, USB veya harici güç kaynağı ile güçlendirilebilir.



Şekil 6.8 İteadmaple mikrodenetleyici

6.1.6 SRF04 Ultrasonik Mesafe Sensörü

2cm'den 400cm'ye kadar 3mm hassasiyetle ölçüm yapabilen bu ultrasonik sensör çeşitli uzaklık okuma, radar ve robot uygulamalarında kullanılabilir.



Şekil 6.9 SRF04 Ultrasonik Mesafe Sensörü

Bu sensör 5V DC voltajla çalışan, 15mA akım çeken, 40 Hz çalışma frekanslı ve görme açısı 15° olmasından dolayı tecih edilmiştir. Ayrıca maksimum görme menzili 4m iken minimum görme menzili 2cm'dir.

SRF04 Zamanlama diyagramı Şekil 6.10'de her kumanda komutu için sinyal çevrimleri gösterilmektedir. Aralığı ayarlamaya başlamak için tetik girişine sadece kısa bir 10uS puls tedarik etmeniz yeterlidir. SRF04, 40khz'de 8 devirlik bir ultrason ultrasonu gönderir ve yankı çizgisini yüksek seviyeye çıkarır. Daha sonra bir yankıyı dinler ve bir yankıyı algıladığı anda tekrar yankı çizgisini düşürür. Dolayısıyla, eko çizgisi, genişliği nesneye olan uzaklığa orantılı olan bir darbedir. Darbeyi zamanlayarak aralığı inç / santimetre cinsinden hesaplamak mümkündür. Herhangi bir şey tespit edilmezse, SRF04 yaklaşık 36mS sonra yankı çizgisini yine düşürür.

6.2 Quadrotor İrtifa Kontrolü

CC3D, OpenPilot tarafından geliştirilmiş tam fonksiyonlu bir multikopter kontrol kartıdır. Kendi içeriğinde bir PID kontrolcüsüne sahiptir.

Bir PID kontrolcüsünde 3 fonksiyon vardır, bunlar herbiri ayrı ayarlanabilen P, I ve D kontrolleridir. Sezgisel olarak, bu değerler zaman bakımından yorumlanabilir:

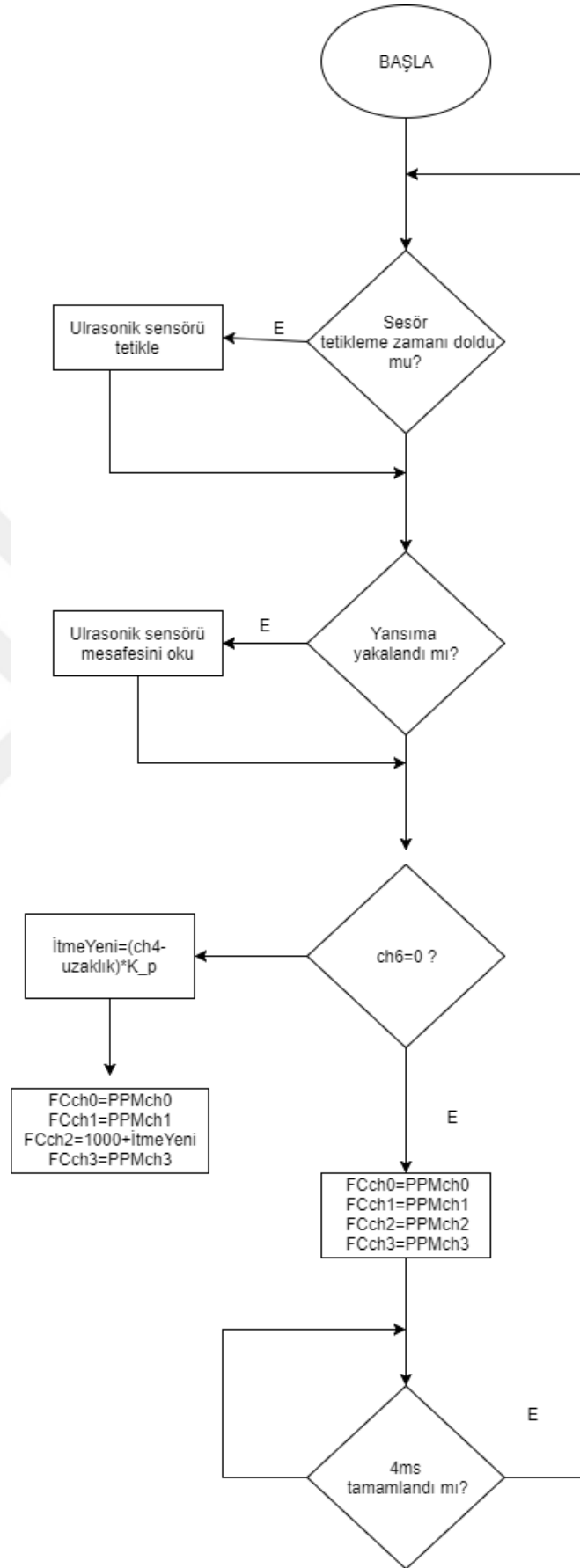
P katsayı değeri anlık hatayı belirtmektedir. D katsayı değeri belirli bir değere ne kadar hızlı yaklaşıldığını ve bu noktaya yaklaştığında P'yi etkisiz hale nasıl getirildiğine bakan gelecekteki hataların bir tahminidir I katsayı değeri ise geçmişteki hataların birikimi üzerine, zamanla meydana gelen etkilere bakar (bir eksen rüzgardan dolayı belirli bir noktadan sürekli uzaklaşırsa) ve buna karşı koymaya çalışır.

Bir quadcopter üzerinde her türlü kontrolü sağlamak için:

Öncelikle quadrotorun açışal hızını ölçmeliyiz. İstenilen açışal hızı kullanarak hatayı hesaplayabiliriz Ardından hatayı düzeltmeyi amaçlayan motorlar için bir sonraki çıktılarını elde etmek için 3 kazanç katsayısını hataya uygulayabiliriz. Uygulamada, bu üç parametrenin her biri, aracın uçuş özelliklerine ve kararlılığına bazı etkiler uygulamaktadır.

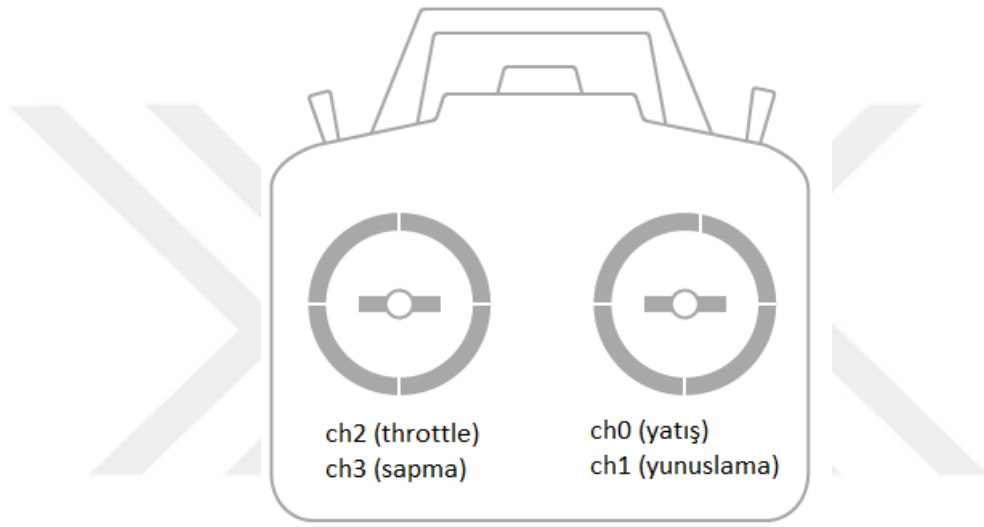
Bu parametrelerin hepsi değiştirebilebilen değerlerdir. Bunlar temel olarak yukarıda bahsettiğimiz 3 kazanç katsayılarıdır. Her katsayı, çıktı üzerinde değişime sebep olur.

Bir quadrotor, 3 ekseninde hareket edebilir ve her eksen için bir PID denetleyicisi bulunmalıdır. Her eksen için ayrı bir PID katsayıları grubuna (yunuslama, yana yatış ve burun sapma) ihtiyaç vardır, toplamda 9 farklı katsayı değeri ayarlanabilir. Bu tezde CC3D Uçuş Kontrol kartının sahip olduğu kontrol sistemine müdahale edilerek istenilen irtifa kontrolü yarı otonom ve uzaktan kumanda modunda sağlanmıştır.



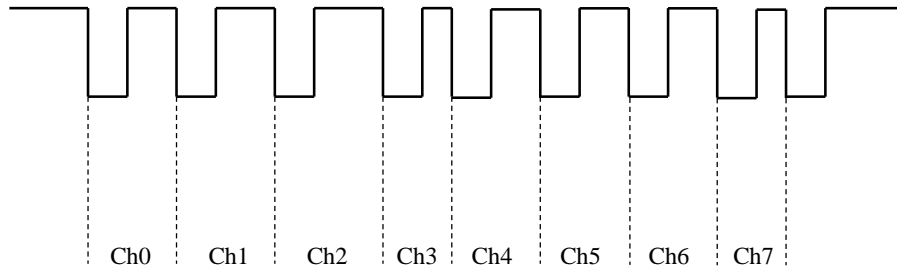
Şekil 6.11 Quadrotor kontrolü akış diagramı

Şekil 6.11’de quadrotor kontrolcüsünün akış diagramı verilmiştir. Ultrasonik sensor tetiklendikten ve yansımanın yakalanmasından sonra ultrasonik sensör mevcut durumdaki irtifayı okur. Daha sonra CC3D Uçuş Kartı kullanılarak oluşturulan algorithmada uçuş modu seçilir. Eğer uçuş modu 0 ise quadrotor uzaktan kumanda modundadır ve uzaktan kumandadan aldığı komutları gerçekleştirir. Eğer uçuş modu 1 seçilirse quadrotor yarı otonom moda geçer. Yarı otonom modda irtifa kontrolü gerçekleştirilmektedir. Yarı otonom modda irtifadaki hata değeri kullanılarak oransal (P) kontrol yapılmaktadır. Böylece quadrotora belli bir irtifa değeri uygulanıp bu yükseklikte sabit kalması sağlanmaktadır.



Şekil 6.12 Kumanda Komutları

Şekil 6.12 de uzaktan kumanda komutları gösterilmektedir.



Şekil 6.13 CPPM zamanlama diagramı

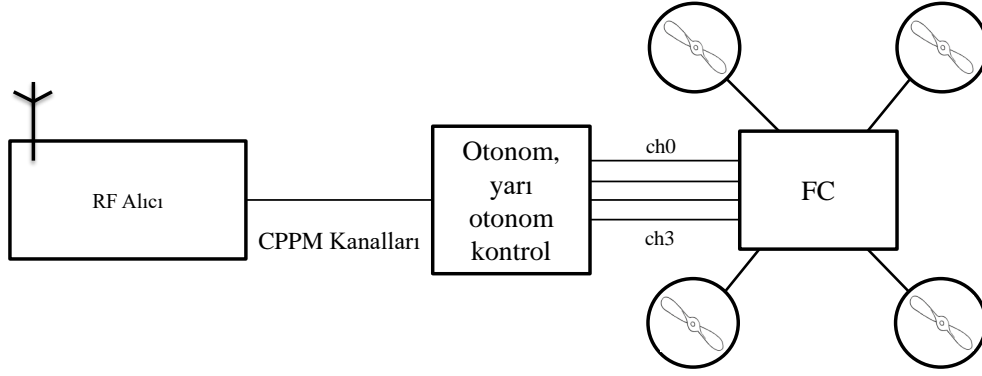
Çizelge 6.1 Kanal işlev tablosu

kanallar	işlevler
ch0	yana yatış
ch1	yunuslama
ch2	itme
ch3	burun sapma
ch4	yardımcı ch1
ch5	yardımcı ch2
ch6	uçuş modu(FM)

Şekil 6.13 de quadrotorun CPPM zaman diogramı verilmiştir. Bu diagramda kanalların quadrotor karşılıkları tablo 6.1'deki gibidir.

PWM veya Darbe Genişliği Modülasyonu, RC iletişimde başlangıçtan beri kullanılan "orijinal" analog sinyal arabirimidir. Darbe genliği modülasyonu, sinyallerin alıcıdan alıcıya iletişimi gerektiren cihaza gönderildiği bir süreçtir. Sinyal, kesin olarak ayrılmış sinyal patlamaları göndererek "darbeler" oluşturur; bu aralık arasındaki mesafe, servolara veya hız kontrol cihazlarına farklı komutlar verecektir. Bir servoda sinyalin ayrılması, servonun sahip olması beklenen açığı belirleyecek ve hız denetleyicisi için motora hangi devirde hız verilmesi gerektiği söyleyecektir. PWM, her bir kanal için ayrı kablolar ve bağlantı noktaları kullanır; bu nedenle alıcıyı uçuş kumandanıza bağladığınızda, her kanal için bir kablo çalıştırmanız gerekir. Uçuş denetleyicisi sonra her sinyali sırayla okur, her kanalın darbe genişliğini bakar ve bunu kanalın değeri olarak ayarlar.

Şekil 6.13 da gösterilen PPM veya CPPM "darbe konum modülasyonu" anlamına gelmektedir. CPPM protokolü, esasen bir tek kablo üzerinde birbiri ardına iletilen bir dizi PWM sinyalidir. Fakat PWM'den farklı olarak, CPPM sinyalleri çok farklı bir şekilde modüle edilir. CPPM, analog bir sinyal zaman alanıdır. Bu sadece sinyaller birbiri ardına gönderilebileceği anlamına gelir, ancak aynı anda olmaz. Bu, PWM teknolojisini daha az hassas yapar ve seri haberleşme protokollerinden daha fazla gerginlik ile karakterize edilir. CPPM protokolünün en büyük avantajı, kablolama bağlantısını kolaylaştıran ve kolaylaştıran birkaç kanala hizmet edebilmek için yalnızca tek bir kablo telinin gerekli olmasıdır. CPPM genellikle maksimum sekiz kanaldan etkili şekilde yararlanabilir.



Şekil 6.14 Quadrotor Kontrol

Şekil 6.14 da CPPM ve PWM sinyalleri quadrotor sisteminde gösterilmiştir. RF alıcıdan sistemin kontrol mod bilgisi CPPM ile alınır ve uçuş kontrolcüsüne belirtilen kanallardaki bilgiler PWM sinyaliyle gönderilir.

Quadrotorun irtifa kontrolünü tahribatsız bir şekilde gerçekleştirmek için drone ayaklarının 20cm lik yükselmeye izin verecek iplerle zemine bağlanmıştır. Yerde hareketsiz konumda olan quadrotor 0-15cm aralığında yerden kaldırılarak istenilen konumda sabit tutulmuş ve quadrotorun irtifa kontrolü gerçekleştirilmiştir. Ultrasonik sensörlerden aynı anda veri alındığında birbirini etkilediklerinden dolayı doğru veriler alınamamış bu sebepten dolayı pozisyon kontrolü tam olarak gerçekleştirilememiştir.

7. BULGULAR VE TARTIŞMA

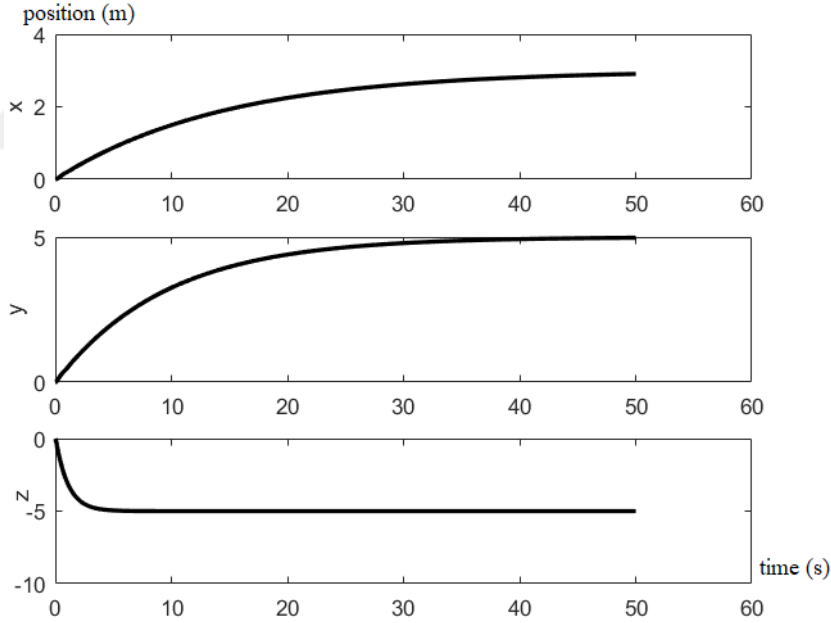
Tezin ilk aşamasında kontrolcü, konum ve yükseklik kontrolü için tasarlanmıştır. Deneyin başında quadrotor yerdedir ve hızı yoktur. İstenilen nokta (3, 5, -5)'e ayarlanır ve kazanç sabitleri ilk önce tahmini ve tecrübelerle dayanarak belirlenir. Daha sonra sonuçlar incelenir. Kararlı hal süresini azaltmak ve enerji verimliliği sağlamak için BB-BC algoritması, quadrotorun PD kontrolüne uygulanmıştır. Algoritmanın durdurma kriterleri, 50 nesil ve 20 nüfus büyüklüğündedir. Manuel olarak ve BB-BC algoritması kullanılarak elde edilen PD katsayıları sisteme uygulanmış ve sonuçlar karşılaştırıldığında BB-BC algoritmasının değerlerinin üstünlüğü ortaya çıkmıştır. Algoritmada nesil ve nüfus sayısını arttırarak daha iyi sonuçlar elde edilebileceği ön görülmüştür.

Tezin ikinci bölümünde tasarlanan test düzeneğiyle motor ve pervane seçimine karar verilmiştir. Test düzeneği bu haliyle motor/pervane/ESC seçiminin çalışmasını doğrulamada kullanılmaya oldukça uygundur. Ancak daha sonra yapılacak çalışmalarda testlerin motor ve pervane ikililerine göre farklı RPM değerlerinde sınırlandırılması daha uygun olacaktır. Verilerden elde edilen sonuçlar test düzeneğinin güvenilir bir sıcaklık ve RPM sensör sistemiyle donatılması ve akıllı bir test algoritması ile desteklenmesi gerektiğini ortaya çıkarmıştır. Ayrıca motor/pervane balans ölçümü ve ayarı için ilaveler yapılması düzeneği daha da değerli kılacaktır.

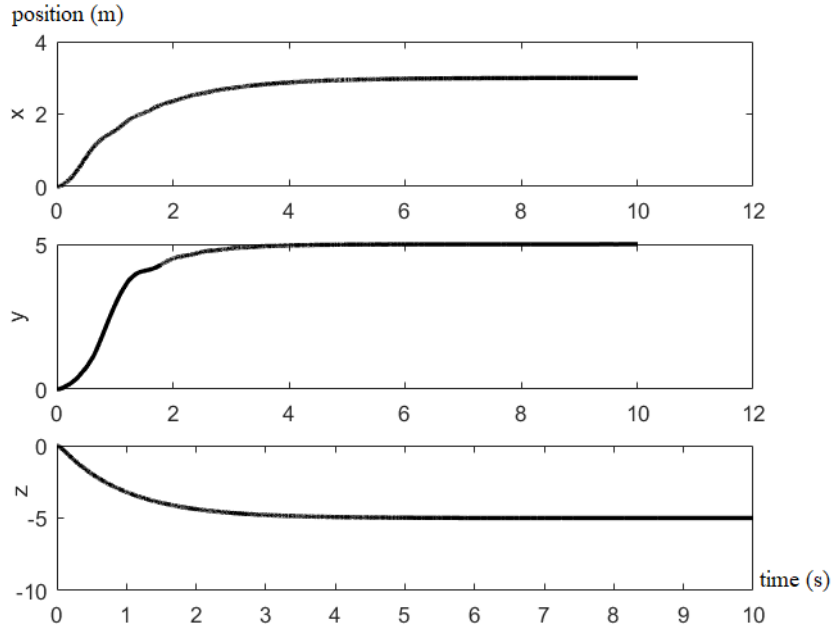
Tezin son kısmında quadrotor tasarımı yapılarak konum ve irtifa kontrolü sağlanmak istenmiştir. Ancak quadrotor tasarımında kullanılan ultrasonik sensörlerin aynı anda çalıştığında birbirini etkilemesinden dolayı doğru veriler elde edilememiştir. Daha sonra farklı zamanlarda çalışmalarını denemiş ancak istenilen hızda veri alınamadığı için quadrotor kontrolü sağlanamamıştır. Sonuç olarak tek bir ultrasonik sensör kullanılarak sadece irtifa kontrolü gerçekleştirilebilmiştir.

8. SONUÇ VE ÖNERİLER

Bu tezde bir quadrotorun modellenmesi ve kontrolü yapılmıştır. Öncelikle hazırda varolan bir quadrotor modeli üzerinde MATLAB ortamı aracılığıyla bir PD kontrolcü geliştirilmiş ve K_p ve K_d kazanç değerleri testlere dayalı manuel olarak ayarlanmıştır ve quadrotorun konum ve irtifa kontrolü gerçekleştirilmiştir. Daha sonra Büyük-Patlama Büyük-Çöküş algoritması kullanılarak ve uygun bir amaç fonksiyonu saptanarak MATLAB ortamında K_p , K_d kazanç değerleri evrimsel bir algoritmayla elde edilmiştir. Başlangıç durumunda yerde ve hareketsiz olan quadrotor istenilen (x, y, z) noktası $(3, 5, -5)$ konumuna getirilmiştir. Tablo 4.1'deki manuel olarak elde edilen kazanç katsayıları K_p ve K_d kontrolcüye uygulandığında Şekil 8.1'deki grafik elde edilmiştir. Daha sonra sisteme Büyük-Patlama Büyük-Çöküş algoritmasının uygulanmasıyla elde edilen kazanç katsayı değerleri K_p ve K_d uygulanmış ve Şekil 8.2'deki grafik elde edilmiştir.



Şekil 8.1 Manuel Tuning



Şekil 8.2 BBBC Algorithm Tuning

Tezin ikinci aşamasında tasarlanacak olan quadrotor için bir motor pervane test düzeneği hazırlanmıştır. Belirli PWM aralıklarında seçilen motor ve pervanelerin verimliliği incelenmiştir. Çalışılacak PWM aralığı belirlenerek uygun motor ve pervane seçimi yapılmıştır. %60-80 PWM aralığında 820KV motor ile 10*4 pervanenin tasarım için daha uygun olacağına karar verilmiştir.

Tez çalışmaları sırasında deneysel sonuçlara ulaşılmıştır. Bunlardan ilki motor-pervane seçiminin önemini teyitidir. Yanlış motor-pervane seçimleriyle pil veriminin aşırı derecede düşebileceği, motorların da zarar göreceği düzeylerde ısındığı deneylerde ortaya çıkmıştır. İkinci önemli bulgu ataletsel ölçüm cihazlarının motor-pervane balans bozukluklarından ne derece etkilendiğinin ölçülmesi olmuştur. Motor-pervane balans bozukluğu etkisinin uçuş kartındaki ataletsel ölçüm cihazlarında en az hissedilmesi için vibrasyon azaltıcı montaj seçenekleri kullanılarak en aza indirilebileceği tespit edilmiştir. Yapılan çalışmalar, uzaktan kumanda ile uçuş kontrol kartı arasına girecek ve otonom işlemci (OI) kartı olarak adlandırılacak ek bir işlemci kartı ile bir quadrotörde uygun sensörler kullanılarak otonom ve yarı-otonom uçuşların yapılabileceğini başarıyla göstermiştir. Bu bizim için önemli bir sonuçtur. Piyasada uzaktan kumandaya dayalı ve kullanımı yaygınlaşmış pek çok uçuş kontrol kartı modeli mevcuttur. Bu modellerden uygun olan herhangi biri sistemde kullanılabilir ve OI kartı için sorun teşkil etmez. Ancak OI kartının kullanımı, farklı sensör sistemlerinin, farklı elektromekanik aksamların

quadratörlere entegre edilebilmesi için yeni fikirler yaratmıştır. Piyasadaki bazı sensörlerin sorunları görülmüş, amaca uygun tasarlanmış sensörlerle sorunların çözülebileceği saptanmıştır.

Bu düzenekte belirli PWM aralıklarında seçilen motor ve pervanelerin verimliliği incelenmiştir. Çalışılacak PWM aralığı belirlenerek uygun motor ve pervane seçimi yapılmıştır. %60-80 PWM aralığında 820KV motor ile 10*4 pervanenin tasarım için daha uygun olacağına karar verilmiştir.

Tezin son aşamasında ise bir quadrotor tasarımı yapılarak konum ve irtifa kontrolü gerçekleştirilmeye çalışılmıştır. Quadrotor irtifa ve konum kontrolünün gerçekleştirilebilmesi için birden fazla ultrasonik sensöre ihtiyaç duyulmaktadır. Ancak kullanılan sensör arttıkça tepki süreleri artmaktadır ve bu kapalı döngü sistemi için yeterli değildir. Bunun sonucu olarak sistem istenmeyen tepkiler oluşturmaktadır. Sensörlerin beraber çalışması durumunda da sensörler birbirlerini etkilemekte ve doğru veri alınamamaktadır. Kullanılan Ultrasonik sensör hobi türü bir sensör olup bu tip güvenilirliği çok yüksek olan sistemler için uygun değildir. Bu sensörün ivme ölçer gibi sensörlerle birlikte kullanılması veya daha hızlı bir Ultrasonik sensör kullanılmasının daha uygun olacağı sonucu ortaya çıkmıştır. Bu nedenlerden dolayı tam otonom kontrol sağlanamamıştır. Quadrotora yarı otonom bir kontrol uygulanarak istenilen irtifada sabit kalması sağlanarak quadrotorun irtifa kontrolü gerçekleştirilmiştir.

KAYNAKLAR DİZİNİ

Al-Hiddabi, S. A., 2009, Quadrotor control using feedback linearization with dynamic extension, *2009 6th International Symposium on Mechatronics and its Applications*. IEEE. DOI: 10 . 1109 / isma . 2009 . 5164788. URL: <https://doi.org/10.1109/isma.2009.5164788>.

Alexis, K., Tzes, A. ve Nikolakopoulos, G., 2012, Model predictive quadrotor control: attitude, altitude and position experimental studies, *IET Control Theory & Applications* 6.12, 1812–1827. DOI: 10 . 1049 / iet - cta . 2011 . 0348. URL: <https://doi.org/10.1049/iet-cta.2011.0348>.

Altuğ, E., Ostrowski, J. P. ve Taylor, C. J., 2005, Control of a Quadrotor Helicopter Using Dual Camera Visual Feedback, *The International Journal of Robotics Research* 24.5, 329–341. DOI: 10 . 1177 / 0278364905053804. URL: <https://doi.org/10.1177/0278364905053804>.

Anonim, 2017, *HOW TO CHOOSE PROPELLERS FOR MINI QUAD @ONLINE*. URL: <https://oscarliang.com/choose-propellers-mini-quad/>.

Araar, O. ve Aouf, N., 2014, Full linear control of a quadrotor UAV, *2014 UKACC International Conference on Control (CONTROL)*. IEEE. DOI: 10 . 1109 / control . 2014 . 6915128. URL: <https://doi.org/10.1109/control.2014.6915128>.

Aşkın, B., Keskin, K., Dındış, G. ve Karamancıoğlu, A., 2017, Energy Optimal Quadrotor Stabilization Using PD control obtained by BB-BC Algorithm, ICASEM.

Berkenkamp, F. ve Schoellig, A. P., 2015, Safe and robust learning control with Gaussian processes, *2015 European Control Conference (ECC)*. IEEE. DOI: 10 . 1109 / ecc . 2015 . 7330913. URL: <https://doi.org/10.1109/ecc.2015.7330913>.

KAYNAKLAR DİZİNİ (devam)

- Bouabdallah, S. ve Siegwart, R., 2005, Backstepping and Sliding-mode Techniques Applied to an Indoor Micro Quadrotor, *Proceedings of the 2005 IEEE International Conference on Robotics and Automation*. IEEE. DOI: 10.1109/robot.2005.1570447. URL: <https://doi.org/10.1109/robot.2005.1570447>.
- Bouabdallah, S., Murrieri, P. ve Siegwart, R., 2004a, Design and control of an indoor micro quadrotor, *IEEE International Conference on Robotics and Automation, 2004. Proceedings. ICRA '04. 2004*. IEEE. DOI: 10.1109/robot.2004.1302409. URL: <https://doi.org/10.1109/robot.2004.1302409>.
- Bouabdallah, S., Noth, A. ve Siegwart, R., 2004b, PID vs LQ control techniques applied to an indoor micro quadrotor, *2004 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems (IROS) (IEEE Cat. No.04CH37566)*. IEEE. DOI: 10.1109/iros.2004.1389776. URL: <https://doi.org/10.1109/iros.2004.1389776>.
- Bouabdallah, S., 2007, Design and Control of Quadrotors with Application to Autonomous Flying, Graduate Theses and Dissertations. mathesis. Tlemcen, Algeria: ÉCOLE POLYTECHNIQUE FÉDÉRALE DE LAUSANNE.
- Bouabdallah, S. ve Siegwart, R., Towards Intelligent Miniature Flying Robots, *Springer Tracts in Advanced Robotics*. Springer Berlin Heidelberg, 429–440. DOI: 10.1007/978-3-540-33453-8_36. URL: https://doi.org/10.1007/978-3-540-33453-8_36.
- 2007, Full control of a quadrotor, *2007 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems*. IEEE. DOI: 10.1109/iros.2007.4399042. URL: <https://doi.org/10.1109/iros.2007.4399042>.

KAYNAKLAR DİZİNİ (devam)

Bresciani, T., 2008, *Modelling, Identification and Control of a Quadrotor Helicopter*. eng. Student Paper.

Büyüksarıkulak, M. S., 2014, AUTOPILOT DESIGN FOR A QUADROTOR, mathesis. Ankara, Türkiye: MIDDLE EAST TECHNICAL UNIVERSITY.

Choi, Y.-C. ve Ahn, H.-S., 2015, Nonlinear Control of Quadrotor for Point Tracking: Actual Implementation and Experimental Tests, *IEEE/ASME Transactions on Mechatronics* 20.3, 1179–1192. DOI: 10 . 1109 / tmech . 2014 . 2329945. URL: <https://doi.org/10.1109/tmech.2014.2329945>.

Domingues, J. M. B., 2009, Quadrotor prototype, Graduate Theses and Dissertations. mathesis. Lisboa: Technico Lisboa.

Erol, O. K. ve Eksin, I., 2006, A new optimization method: Big Bang–Big Crunch, *Advances in Engineering Software* 37.2, 106 –111. ISSN: 0965-9978. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.advengsoft.2005.04.005>. URL: <http://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S0965997805000827>.

Gabriel, H., Haomiao, H., Steven, W. ve Claire, T., 2007, Quadrotor Helicopter Flight Dynamics and Control: Theory and Experiment, *AIAA Guidance, Navigation and Control Conference and Exhibit*. American Institute of Aeronautics and Astronautics. DOI: 10.2514/6.2007-6461. URL: <https://doi.org/10.2514/6.2007-6461>.

DYNAMIC MODELLING AND CONFIGURATION STABILIZATION FOR AN X4-FLYER. 2002. **volume** 35. 1. Barcelona, Spain: Elsevier, 217–222.

KAYNAKLAR DİZİNİ (devam)

- Hanford, S., Long, L. ve Horn, J., 2005, A Small Semi-Autonomous Rotary-Wing Unmanned Air Vehicle (UAV), *Infotech@Aerospace*. American Institute of Aeronautics and Astronautics. DOI: 10 . 2514 / 6 . 2005 - 7077. URL: <https://doi.org/10.2514/6.2005-7077>.
- Herisse, B., Russotto, F.-X., Hamel, T. ve Mahony, R., 2008, Hovering flight and vertical landing control of a VTOL Unmanned Aerial Vehicle using optical flow, *2008 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems*. IEEE. DOI: 10 . 1109 / iros . 2008 . 4650731. URL: <https://doi.org/10.1109/iros.2008.4650731>.
- Hoffmann, G. M., Waslander, S. L., Vitus, M. P., Huang, H., Gillula, J., Pradeep, V. ve Tomlin, C. J., 2009, Stanford Testbed of Autonomous Rotorcraft for Multi-Agent Control, *2009 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems*. IEEE. DOI: 10 . 1109 / iros . 2009 . 5354306. URL: <https://doi.org/10.1109/iros.2009.5354306>.
- Hussein, M. T. ve Nemah, M. N., 2015, Modeling and control of quadrotor systems, *2015 3rd RSI International Conference on Robotics and Mechatronics (ICROM)*. IEEE. DOI: 10 . 1109 / icrom . 2015 . 7367872. URL: <https://doi.org/10.1109/icrom.2015.7367872>.
- Kayacan, E. ve Maslim, R., 2017, Type-2 Fuzzy Logic Trajectory Tracking Control of Quadrotor VTOL Aircraft With Elliptic Membership Functions, *IEEE/ASME Transactions on Mechatronics* 22.1, 339–348. DOI: 10 . 1109 / tmech . 2016 . 2614672. URL: <https://doi.org/10.1109/tmech.2016.2614672>.
- Kendoul, F., 2012, Survey of advances in guidance, navigation, and control of unmanned rotorcraft systems, *Journal of Field Robotics* 29.2, 315–378. DOI: 10 . 1002 / rob . 20414. URL: <https://doi.org/10.1002/rob.20414>.

KAYNAKLAR DİZİNİ (devam)

Keskin, K., 2016, *Tren Dinamğinin Enerji-Optimal Denetimi*. Doktora Tezi. Eskişehir, TÜRKİYE.

Khan, H. S. ve Kadri, M. B., 2014, Position control of quadrotor by embedded PID control with hardware in loop simulation, *17th IEEE International Multi Topic Conference 2014*. IEEE. DOI: 10.1109/inmic.2014.7097372. URL: <https://doi.org/10.1109/inmic.2014.7097372>.

Kroo, I. ve Kunz, P., 2000, Development of the Mesicopter: A Miniature Autonomous Rotorcraft, *American Helicopter Society Vertical Lift Aircraft Design Conference*. URL: <http://aero.stanford.edu/reports/AHSPaper.pdf>.

Lee, G., Jeong, D. Y., Khoi, N. D. ve Kang, T., 2011, Attitude control system design for a quadrotor flying robot, *2011 8th International Conference on Ubiquitous Robots and Ambient Intelligence (URAI)*. IEEE. DOI: 10.1109/urai.2011.6145936. URL: <https://doi.org/10.1109/urai.2011.6145936>.

Li, Q., 2014, Grey-Box System Identification of a Quadrotor Unmanned Aerial Vehicle, MASTER OF SCIENCE THESIS. mathesis. Faculty of Mechanical, Maritime **and** Materials Engineering, Delft University of Technology.

Madani, T. ve Benallegue, A., 2006, Backstepping Control for a Quadrotor Helicopter, *2006 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems*. IEEE. DOI: 10.1109/iros.2006.282433. URL: <https://doi.org/10.1109/iros.2006.282433>.

Munson, K., 1975, *Stock Image Helicopters and Other Rotorcraft since 1907*. 1st **edition**. London, England: Blandford Press. ISBN: 0713706104.

KAYNAKLAR DİZİNİ (devam)

Petersen, C. F., Hansen, H., Larsson, S., Madsen, L. B. T. ve Rimestad, M., 2008, *Autonomous Hovering with a Quadrotor Helicopter*. 8rd semester project report. URL: <http://www.kekker.dk/AAU/E8.pdf> (Retrieved 04/10/2014).

Pounds, P., Mahony, R. ve Corke, P., 2010a, Modelling and control of a large quadrotor robot, *Control Engineering Practice* 18.7, 691–699. DOI: 10.1016/j.conengprac.2010.02.008. URL: <https://doi.org/10.1016/j.conengprac.2010.02.008>.

Pounds, P., Mahony, R. ve Corke, P., 2010b, Modelling and control of a large quadrotor robot, *Control Engineering Practice* 18.7, 691–699. URL: <https://doi.org/10.1002/rob.20414>.

Rich, M., 2012, Model development, system identification, and control of a quadrotor helicopter, Graduate Theses and Dissertations. mathesis. Ames, Iowa: Iowa State University. URL: <http://lib.dr.iastate.edu/etd>.

Ritz, R., Hehn, M., Lupashin, S. ve D'Andrea, R., 2011, Quadrocopter performance benchmarking using optimal control, *2011 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems*. IEEE. DOI: 10.1109/iros.2011.6094775. URL: <https://doi.org/10.1109/iros.2011.6094775>.

S.Harding, 1990, *U.S.Army Aircraft since 1947*. 1st **edition**. U.S.A: speciality press. ISBN: 0-933424-53-1.

Shosa, P., 2017, *A Brief History of Quadcopters and Multirotors*. URL: <http://www.eyeondrones.com/brief-history-quadcopters-multirotors/>.

KAYNAKLAR DİZİNİ (devam)

Stanculeanu, I. ve Borangiu, T., 2011, Quadrotor Black-Box System Identification, *World Academy of Science, Engineering and Technology* 5.6, 1025–1028. URL: <http://waset.org/publications/15465/quadrotor-black-box-system-identification>.

Vanin, M., 2013, Modeling, identification and navigation of autonomous air vehicles, Master's Degree Project. mathesis. Stockholm, Sweden: Kungliga Tekniska Högskolan. URL: <http://kth.diva-portal.org/smash/get/diva2:640476/FULLTEXT01.pdf>.

Yibo, L., Qiling, X. ve Jianda, H., 2013, Modeling and PID control of tethered unmanned quadrotor helicopter, *Proceedings 2013 International Conference on Mechatronic Sciences, Electric Engineering and Computer (MEC)*. IEEE. DOI: 10.1109/mec.2013.6885080. URL: <https://doi.org/10.1109/mec.2013.6885080>.