T.C.
ERCİYES ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ
UÇAK MÜHENDİSLİĞİ ANABİLİM DALI

DÖNER KANATLI İNSANSIZ HAVA ARAÇLARININ YENİLİKÇİ YAKLAŞIMLARLA OTONOM PERFORMANSININ MAKSİMİZASYONU

Hazırlayan
Enes ÖZEN

Danışman
Prof. Dr. Tuğrul OKTAY

Doktora Tezi

Kasım 2023
KAYSERİ

T.C.
ERCİYES ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ
UÇAK MÜHENDİSLİĞİ ANABİLİM DALI

DÖNER KANATLI İNSANSIZ HAVA ARAÇLARININ YENİLİKÇİ YAKLAŞIMLARLA OTONOM PERFORMANSININ MAKSİMİZASYONU

(Doktora Tezi)

Hazırlayan
Enes ÖZEN

Danışman
Prof. Dr. Tuğrul OKTAY

Kasım 2023
KAYSERİ

BİLİMSEL ETİĞE UYGUNLUK

Bu çalışmadaki tüm bilgilerin, akademik ve etik kurallara uygun bir şekilde elde edildiğini beyan ederim. Aynı zamanda bu kural ve davranışların gerektirdiği gibi, bu çalışmanın özünde olmayan tüm materyal ve sonuçları tam olarak aktardığımı ve referans gösterdiğimi belirtirim.

Enes ÖZEN

İmza

“Döner Kanatlı İnsansız Hava Araçlarının Yenilikçi Yaklaşımlarla Otonom Performansının Maksimizasyonu” adlı Doktora tezi, Erciyes Üniversitesi Lisansüstü Tez Önerisi ve Tez Yazma Yönergesi’ ne uygun olarak hazırlanmıştır.

Hazırlayan	**Danışman**
Enes ÖZEN	Prof. Dr. Tuğrul OKTAY
İmza	İmza

Uçak Mühendisliği ABD Başkanı

Doç. Dr. Selçuk ASLAN

İmza

TEŞEKKÜR

Bana çalışmalarım süresince her türlü yardımı ve fedakârlığı sağlayan, sayın Prof. Dr. Tuğrul OKTAY ve Dr. Öğretim Üyesi Oğuz KÖSE'ye teşekkürlerimi sunarım.

Çalışmalarım süresince beni destekleyen aileme sonsuz sevgiler, saygılar.

Enes ÖZEN

Kasım 2023 , KAYSERİ

DÖNER KANATLI İNSANSIZ HAVA ARAÇLARININ YENİLİKÇİ YAKLAŞIMLARLA OTONOM PERFORMANSININ MAKSİMİZASYONU

Enes ÖZEN

Erciyes Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü
Doktora Tezi, Kasım 2023
Danışman: Prof. Dr. Tuğrul OKTAY

ÖZET

Bu doktora çalışması, Quadrotor'un yanal ve boyuna stabilitesini sağlamak için, eş zamanlı bozuntu rassal yaklaştırım (SPSA) algoritması kullanarak başkalaşım oranı ve en optimum Oransal-Türev-İntegral (PID) katsayılarının nasıl belirlendiğini araştırıyor. Quadrotor; gövde, aviyonik ve itki sisteminden olurşurken, gövdenin göbek açısı ve kol yükselme açısı değişebilir yapıda tasarım gerçekleştirilirmiştir. Kollar arası açı, mekanizma 1 aracılığıyla yatay düzlem değiştirilir ve mekanizma 2 ile kollar yükselir, böylece rotorlar yükseltilir ve çeşitli konfigürasyonlar oluşturulur. Klasik çok rotorlu hava taşıtlarının sabit bir gövdesi bulunur ve rota değişiklikleri için helikopterlerin kullandığı bir kuyruk rotoruna gerek duymazlar. Rotorların farklı hızlarda dönüşü, yerden gönderilen komutlarla, 6 serbestlik (DOF) alanında hava aracının geometrik merkezi etrafında dönme ve öteleme hareketlerini gerçekleştirir. Bu komutlar, hava aracının uçuş kontrol bilgisayarı tarafından yönetilir. Dinamik analizler ve simülasyonlar, 6 DOF alanda, çeşitli konfigürasyonların dikey ve yanal uçuş stabilitesi ve özelliklerini belirler. Uçuş sırasında aktif şekil değişikliği yapabilen bir hava aracının konum ve tutum kontrolünü sağlamak için, SPSA ve PID denetleyicisi ile bir algoritma geliştirildi. Benzer çalışmalarla karşılaştırıldığında, önerilen birleşik yaklaşımla SPSA hem PID parametrelerine sınır değerlerde ulaşmadan optimum tahminler yapmış hem de istenilen morfing (başkalaşım) hızına hızlı bir şekilde ulaşılmıştır. Bu sonuçlar, literatürden toplanan veriler ve önceki çalışmalardan elde edilen sonuçlarla karşılaştırıldı.

Anahtar Kelimeler: İHA, Quadrotor, Optimizasyon, PID, SPSA

MAXIMIZING THE AUTONOMOUS PERFORMANCE OF ROTARY WING UNMANNED AERIAL VEHICLES WITH INNOVATIVE APPROACHES

Enes ÖZEN

Erciyes University, Graduate School of Natural and Applied Sciences
PhD Thesis, November 2023
Supervisor: Prof. Dr. Tuğrul OKTAY

ABSTRACT

This doctoral study investigates how to determine the most optimum Proportional-Derivative-Integral (PID) coefficients by utilizing the metamorphosis rate using simultaneous disturbance random approximation (SPSA) removal to ensure the lateral and longitudinal stability of the Quadrotor. Quadrotor; While it consists of the fuselage, avionics and propulsion system, the design has been made in a way that the hub angle of the fuselage and the arm elevation angle can be changed. The angle between the arms is changed to the horizontal plane through mechanism 1, and the arms are raised by mechanism 2, thus elevating the rotors and creating various configurations. Classic multi-rotor aircraft have a fixed body and do not require a tail rotor used by helicopters for route changes. It continuously performs rotation and translation movements of the rotors at different speeds, around the geometric center of the aircraft in the 6-freedom (DOF) area, with the commands sent from the ground. These commands are handled by the aircraft's flight controller. Dynamic analyzes and simulations determine the vertical and lateral flight stability and characteristics of various shapes in the 6 DOF field. An operating state with SPSA and PID controller to provide attitude and attitude control of an aircraft capable of active shape change during flight. With similar studies and counter proposals, with the proposed combined approach SPSA, optimum predictions were made without reaching the PID parameters at limit values and the desired morphine (metamorphosis) rate was reached quickly. These results were compared with data collected from the literature and results from previous studies.

Keywords: UAV, Quadrotor, Optimization, PID, SPSA

İÇİNDEKİLER

DÖNER KANATLI İNSANSIZ HAVA ARAÇLARININ YENİLİKÇİ YAKLAŞIMLARLA OTONOM PERFORMANSININ MAKSİMİZASYONU

BİLİMSEL ETİĞE UYGUNLUK ii

YÖNERGEYE UYGUNLUK ii

KABUL VE ONAY iv

TEŞEKKÜR v

ÖZET vi

ABSTRACT vii

İÇİNDEKİLER viii

KISALTMALAR xi

TABLOLAR LİSTESİ xvi

ŞEKİLLER LİSTESİ xvii

GİRİŞ 1

1. BÖLÜM

GENEL BİLGİLER ve LİTERATÜR ÇALIŞMASI

1.1. İHA ve Döner Kanatlı Hava Aracı 3

1.2. Tarihçe 4

1.3. Literatür Özeti 6

1.4. Tez Özeti 10

2. BÖLÜM

QUADROTOR HAVA ARACI MODELLEMESİ VE BAŞKALAŞIM SİSTEMİ

2.1. Referans Koordinat Sistemi 15

2.1.1. Gövde Eksen Sistemi 15

2.1.2. Dünya Sabit Eksen Sistemi (NED) 16

2.2. Quadrotor Kinematiği 16

2.3. Quadrotor Dinamiği.....17
2.3.1 Newton-Euler Denklemleri.....17
2.3.2 Kuvvetler ve Torklar.....18
2.3.3 Yerçekimi Etkisi.....18
2.3.4 İtme Kuvveti.....18
2.3.5 Yuvarlanma ve Yunuslama Momenti.....19
2.3.6 Sapma Momenti.....20
2.3.7 Pervane Gyro Etkisi.....22
2.3.8 Diğer Aerodinamik Etkiler.....22
2.4. Durum Değişkenleri ve Denklemler.....22
2.4.1. Doğrusal Modeli.....23
2.4.2. Durum uzay modeli.....24
2.5. Quadrotor Başkalaşım Sistemi.....26
2.5.1. Kol Yükselme ve Göbek Açısı Değişimi.....26

3. BÖLÜM

Kullanılan Kontrolcü ve Optimizasyon Algoritması

3.1. Kullanılan Kontrolcüsü.....42
3.2. Hiyerarşik Otopilot Sisteminin Yapısı.....47
3.2. Optimizasyon Yöntemi.....48
3.3. Tasarım Algoritması.....50

4. BÖLÜM

BULGULAR

4.1.Quadrotor Yükseklik, Yuvarlanma, Yunuslama ve Sapma Kontrolü.....52
4.1.1. Konfigürasyon 1 Boylamasına ve Yanal Hareket Simülasyonu.....55
4.2. Kolektif Başkalaşımda Yükseklik, Yuvarlanma, Yunuslama ve Sapma Kontrolü.....56
4.2.1. Konfigürasyonun 2 Boylamasına ve Yanal Hareket Simülasyonu.....56
4.2.2. Konfigürasyonun 3 Boylamasına ve Yanal Hareket Simülasyonu.....58

4.3. Kullanılan Optimizasyon Yöntemi ile Kolektif Başkalaşım Kullanarak Quadrotor Kontrolü 59

5. BÖLÜM

SONUÇLAR VE YORUM

5.1. Sonuç ve Öneriler..... 73

KAYNAKÇA..... 75

ÖZGEÇMİŞ..... 84

KISALTMALAR

Kısaltmalar

Kısaltma	Anlamı
İHA	İnsansız Hava Aracı
SPSA	Simultaneous Perturbation Stochastic Approximation (Eş Zamanlı Bozuntu Rassal Yaklaştırım)
PID	Oransal/ Integral/ Türev
PD	Oransal/Türev
DOF	Serbestlik Derecesi
RPM	Dakikada Devir
ESC	Electronic speed controller (Elektronik Hız Kontrolcüsü)

Simgeler

Simge	Anlamı
m	Metre
mm	Milimetre
s	Saniye
N	Kuvvet birimi (Newton)
gr	Gram
kg	Kilogram
K_p	Oransal Kazanç
K_i	Integral Kazanç
K_d	Türevsel Kazanç

m	Quadrotor Kütlesi
L	Quadrotor Kol Uzunluğu
$L1$	Kolun 1. Kısmının Uzunluğu
$L2$	Kolun 2. Kısmının Uzunluğu
$Pitch$	Pervane Hatvesi
x	Pozisyon (x eksenindeki)
y	Pozisyon (y eksenindeki)
z	Pozisyon (z eksenindeki)
u	Hız (x ekseninde)
v	Hız (y ekseninde)
w	Hız (z ekseninde)
p	Yuvarlanma Oranı
q	Yunuslama Oranı
r	Sapma Oranı
ϕ	Yuvarlanma Açısı
θ	Yunuslama Açısı
ψ	Sapma Açısı
g	Yerçekimi İvmesi
I_x	x Eksenine Göre Atalet Momenti

I_y	y Eksenine Göre Atalet Momenti
I_z	z Eksenine Göre Atalet Momenti
ω	Pervane Hızı
ω_1	1. Pervanenin Hızı
ω_2	2. Pervanenin Hızı
ω_3	3. Pervanenin Hızı
ω_4	4. Pervanenin Hızı
f_t=U_1	Dikey Hareket İtkisi
τ_x=U_2	Yanal Hareket İtkisi
τ_y=U_3	Boylamasına Hareket İtkisi
τ_z=U_4	Sapma Hareket İtkisi
b	İtki Katsayısı
d	Sürükleme Katsayısı
α	Göbek Açısı (alfa)
β	Kol Yükselme Açısı (beta)
$x(t)$	Durum Vektörü

$y(t)$	Çıkış Vektörü
$u(t)$	Giriş ya da Kontrol Vektörü
A	Sistem Matrisi
B	Giriş Matrisi
C	Çıkış Matrisi
D	Geri Besleme Matrisi
J	Maliyet İndeksi
J_{boy}	Boylamasına uçuş Maliyet İndeksi
J_{yan}	Yanal Uçuş Maliyet İndeksi
J_{top}	Toplam Maliyet İndeksi
J_{topi}	i. İterasyonun Toplam Maliyet İndeksi
Trt	Yükselme Zamanı
Trt_{boy}	Boylamasına Uçuş Yükselme Zamanı
Trt_{yan}	Yanal Uçuş Yükselme Zamanı
Tst	Yerleşme Zamanı
Tst_{boy}	Boylamasına Uçuş Yerleşme Zamanı

Tst_{yan}	Yanal Uçuş Yerleşme Zamanı
OS	Aşım
OS_{boy}	Boylamasına Uçuş Aşım
OS_{yan}	Yanal Uçuş Aşım

TABLOLAR LİSTESİ

Tablo 2.1. Quadrotor aviyonik elemanları 28
Tablo 2.2. Quadrotor geometrisi..... 32
Tablo 2.3. Quadrotorun farklı konfigürasyonlardaki atalet momenti değerleri 36
Tablo 3.1. PID kazançların performans parametrelerine etkileri 44
Tablo 4.1. Farklı konfigürasyonlardaki hava aracının genel özellikleri..... 54
Tablo 4.2. Boylamasına hareket simülasyonu sonuçları..... 55
Tablo 4.3. Yanal hareket simülasyonu sonuçları 55
Tablo 4.4. Boylamasına hareket simülasyonu sonuçları..... 56
Tablo 4.5. Yanal hareket simülasyonu sonuçları 57
Tablo 4.6. Boylamasına hareket simülasyonu sonuçları..... 58
Tablo 4.7. Yanal hareket simülasyonu sonuçları 58
Tablo 4.7. SPSA optimizasyonunda değişkenlerin ilk ve son değerleri..... 70

ŞEKİLLER LİSTESİ

Şekil 1.1. Richet's Gyroplane n:01 5
Şekil 2.1. Gövde ve Dünya sabit eksen sistemleri 16
Şekil 2.2. Quadrotor üzerinde etkilenen kuvvetler ve torklar 19
Şekil 2.3. Yunuslama ve yuvarlanma momenti 20
Şekil 2.4. Sapma momenti 21
Şekil 2.7. Konfigürasyon 2; Genel boyutlar. (alfa (α) 60°, beta(β) 0°) 30
Şekil 2.8. Konfigürasyon 3; Genel boyutlar. (alfa (α) 60°, beta(β) 30°) 31
Şekil 2.9. Konfigürasyon 1; Üst görünüş. (alfa (α) 90°, beta(β) 0°) 32
Şekil 2.10. Konfigürasyon 2; Üst görünüş. (alfa (α) 60°, beta(β) 0°) 33
Şekil 2.11. Konfigürasyon 3; Üst görünüş. (alfa (α) 60°, beta(β) 30°) 33
Şekil 2.13. a) β=0°, α=90° ; b) β=0°, α=60° ; c) β=30°, α=60° CATIA programında tasarlanan ŞahineyQuad'ın farklı göbek ve yükselme açılarında I_x - I_y – I_z değerleri 40
Şekil 3.1. Kontrol blok şeması (Tek girişli tek çıkışlı sistemler veya alt sistemler için ayar noktası kontrolörleri tipi.) 43
Şekil 3.2. Oransal kazancın PID kontrol sistemine etkisi 45
Şekil 3.3. İntegral denetleyicinin PID kontrol sistemine etkisi 46
Şekil 3.4. Türev denetleyicinin PID kontrol sistemine etkisi 47
Şekil 3.5. Hiyerarşik otopilot sistem yapısı 48
Şekil 3.6. Optimizasyon akış şeması 51
Şekil 4.1. a) Konfigürasyon 1; b) Konfigürasyon 2 (Göbek açısı 60°) 53
Şekil 4.2. Konfigürasyon 3 (Göbek açısı 60°, Kol yükselme açısı 30°) 54
Şekil 4.3. Boylamasına hareket simülasyonu sonuçları 55
Şekil 4.4. Yanal hareket simülasyonu sonuçları 56
Şekil 4.5. Boylamasına hareket simülasyonu sonuçları 57
Şekil 4.6. Yanal hareket simülasyonu sonuçları 57
Şekil 4.7. Boylamasına hareket simülasyonu sonuçları 58
Şekil 4.8. Yanal hareket simülasyonu sonuçları 59
Şekil 4.9. Göreceli maliyet iyileştirmesi 60
Şekil 4.10. Her iterasyonda maliyet iyileştirme 60
Şekil 4.11. Her iterasyonda boylamasına PID 61

Şekil 4.12. Her iterasyonda yanal PID 61
Şekil 4.13. a) Aşım; b) Yükselme zamanı, Oturma Zamanı. Boylamasına parametrelerin her iterasyondaki katsayıları 63
Şekil 4.14. a) Aşım; b) Yükselme zamanı, Oturma Zamanı.Yanal parametrenin her iterasyondaki katsayıları 64
Şekil 4.15. Her iterasyonda göbek açısı 65
Şekil 4.16. Her iterasyonda kol yükselme açısı 66
Şekil 4.17. Her iterasyonda atalet momenti değişimi 67
Şekil 4.18. Boylamasına hareketin kapalı devre tepkileri 68
Şekil 4.19. Yanal hareketin kapalı devre tepkileri 69
Şekil 4.20. SPSA Optimizasyonu sonucu elde edilen değerlerin quadrotora uygulanması – İzometrik görünüş 70
Şekil 4.21. SPSA Optimizasyonu sonucu elde edilen değerlerin quadrotora uygulanması a) Üst görünüş b) 3D Model 72

GİRİŞ

İnsansız Hava Araçları (İHA'lar) artan bir hızla toplumumuza entegre edilmektedir. İHA kullanan endüstrilerin sayısı her yıl artıyor. İHA teknolojisinin muhtemelen ilk uygulayıcısı olan askeri sektörün yanı sıra artık arama kurtarma, teslimat hizmeti, medya, inşaat mühendisliği vb. sektörlerde de kullanılmaya başlandı. Aslında, havayolları artık uçaklarda denetim yapmak için insansız hava araçlarını kullanıyor. Yapıdaki çatlakları ve deformasyonları aramak için uçakların etrafında uçarlar. Bu tür denetimleri, yakıtın depolandığı bir uçak kanadı içinde de yapabilirler. Bu, İHA'nın takip etmesi için bir yörünge verildiği anlamına gelir. Bu yol, hava aracındaki kameralardan canlı olarak oluşturulabilir veya programlanmış bir yol olabilir. Ancak, gerçek şu ki, İHA'nın aldığı bir yol var ve bu nedenle aktüatörlerini (rotorlarını), İHA'nn yörüngeyi takip edecek şekilde düzenlemesi gerekiyor. Tezin konusu, tasarlanan hiyerarşik otopilot sisteminin verilen komutları takip etmesini MATLAB® programında simülasyonun gerçekleştirilip ve çıkış değerlerininin incelenmesidir.

Bu çalışmanın hedefi, dar alanlardaki engellere çözüm sağlayabilen, şeklini değiştirebilen ve boyutunu küçültebilen bir hava robotu tasarlamaktır. Görevin niteliğine bağlı olarak iç ve dış ortamlarda, göbek ve kol yükselme açılarının değiştirilmesi, atmosferik kirliliğe dayanıklı, aynı zamanda görevini etkili bir şekilde yerine getirebilecek daha istikrarlı ve yönetilebilir bir quadrotor oluşturmayı hedeflemektedir. Bu çerçevede, en uygun PID katsayılarını, göbek açısını ve kol yükselme açısını belirlemek, stabil ve kontrol edilebilir bir uçuş için kritiktir. Eş zamanlı bozuntu rassal yaklaştırım (SPSA) adı verilen bir algoritma, stokastik bir yaklaşımla, optimize edilmesi gereken bir sistemin parametrelerini belirlemek için kullanılır. Özellikle parametre temelli sistemler, örneğin PID kontrol cihazları için uygun olduğu bilinmektedir. Quadrotor sisteminin parametreleri; göbek açısı ve kol yükselme açısı, istenilen hareketi düzenleyen PID kontrol cihazlarının katsayıları olarak düşünülebilir. Bu katsayılar, SPSA algoritması yardımıyla optimize edilir. Ayrıca, quadrotorun yanlamasına ve boyuna tümleşik otopilot

sistemi tasarımı ile toplu taşıma sistemi tasarımı da bir arada değerlendirilebilir. Bu senaryoda, kollar arası açı ve kol yükselme açısı gibi parametreler, hem yanal hem de boyuna hareketler için belirlenir. SPSA algoritması, çok parametreli optimizasyonda hızlı yakınsama ve güvenilir sonuçlar elde etme yeteneğiyle tanınır. Bu tezin sunduğu katkılar şu şekilde özetlenebilir:

1. Dört rotorlu tip İHA'nın başkalaşım etkisi altında hem boyuna hem de yanal uçuş kontrolü, SPSA ve PID algoritmaları kullanılarak bir simülasyon ortamında gerçekleştirilmiştir.

2. SPSA kullanılarak toplam 8 parametre tahmin edilir. Bu parametreler şunlardır: 2 geçiş oranı (β ve α), 3 uzunlamasına uçuş PID kazancı, 3 yanal uçuş PID kazancı.

3. Atalet momentleri, SPSA tarafından tahmin edilen biçim değiştirme oranlarına (β ve α) bağlı olarak geometrik olarak hesaplanmıştır.

4. İHA sistemlerinde değişken parametreleri tahmin etmek veya belirlemek zorlu bir iştir. Hem atalet momentleri hem de denetleyici kazanç katsayıları, bu makalede tartışılan dönüşüme göre değişir. Bu değişkenlikle başa çıkmak ve özgün bir otopilot gerçekleştirmek çalışmanın temel amacıdır. Bu noktadan hareketle bu tez, hem göbek açısı hem de kol yükselme açısı altındaki başkalaşım etkisini birleştirerek bu alana yenilikçi bir bakış açısı getirmiş ve quadrotor kontrolünde bağımsız bir otopilot geliştirilmesine katkıda bulunmuştur.

1. BÖLÜM

GENEL BİLGİLER VE LİTERATÜR ÇALIŞMASI

1.1. İHA ve Döner Kanatlı Hava Aracı

İHA'lar iki gruba ayrılabilir; sabit kanatlar ve döner kanatlar. Sabit kanatlı İHA uzun menzile sahiptir ve (nispeten) uzun süre havada kalabilir. Yüksek taşıma kapasitesine sahiptirler. Öte yandan, döner kanatlı hava aracı; iyi manevra yetenekleri, dikey olarak kalkış ve iniş yapabilmeleri, havada asılı kalabilmeleri önemli avantajlarındandır [1].

Tabiat içinde bulunan uçan canlılar ve böcekler, bilim insanlarına ve mühendislere büyük ilham vermiştir. Ek olarak, bitkilerin rüzgarın etkisiyle tohumlarını uzak bölgelere taşıması, döner kanatlı hava araçlarının gelişimine katkı sağlamıştır. Sabit kanatlı hava araçlarına kıyasla, döner kanatlı hava araçları taşıma (kaldırma kuvveti), itki (itmek için gerekli güç) ve kontrol sağlamak için yerleştirilmiş rotor kanatlarını kullanır. Bu rotor kanatları sayesinde dikey olarak kalkış yapabilirler, bu da uzun pistlere olan gereksinimi ortadan kaldırır ve her tür arazi koşulunda kalkış ve iniş yapabilirler. Dahası, yerleştirilmiş olan döner kanatları sayesinde havada sabit kalma yeteneklerine sahiptirler [2].

İlk döner kanatlı hava aracının örnekleri, M.Ö. 400'lerde, bir çubuğun üzerine yerleştirilmiş pervane şeklinde ortaya çıkmıştır. 15. yüzyılda, Leonardo da Vinci, vida tipi bir pervaneyi kullanarak dikey uçuş yapabilen bir hava aracı tasarlamıştır. 1790'lı yıllarda ise Sir George Cayley adlı bir mucit, döner kanatlı hava araçlarının uçuş prensipleri üzerine çalışmıştır. 19. yüzyılda birçok uçuş deneyi yapılmış ve bazı ilerlemeler kaydedilmiştir. Ancak, motorların pahalı, ağır ve güvenilir olmaması nedeniyle bu deneyler başarısızlıkla sonuçlanmıştır. 20. yüzyılda, döner kanatlı hava araçlarıyla insan taşıyan ilk uçuşu 1907 yılında Paul Cornu gerçekleştirmiştir [2].

Döner kanatlı hava araçları, bir dizi farklı konfigürasyonda tasarlanabilir. Döner kanatlı hava araçları, pervane sayılarına göre çeşitli isimlerle adlandırılabilir. Tek pervaneli olanları helikopter, iki pervaneli olanları bikopter, üç pervaneli olanları trikopter, dört pervaneli olanları ise quadrotor olarak bilinir. Son dönemlerde döner kanatlı hava araçları üzerinde yapılan araştırmalarda genellikle quadrotor tercih edilmektedir [3].

Quadrotor, dört özdeş pervaneye sahip sabit döner kanat sistemidir. Hücum açısını üç boyutlu uzayda hareket ettirmek için eğik plaka mekanizmasına sahip değildir. Dört rotorlu hava aracı, yalnızca pervanelerin dönüş hızını değiştirebilir, böylece itme ve tork kontrolü gerçekleştirebilir. Quadrotorun, helikopterlere göre bazı avantajları vardır; rotorun eğim açısını değiştirmek için mekanik bağlantılar (eğik plaka), kompleks parçalar içermediği gibi pervaneler, eşdeğer helikopter pervanelerinden daha küçüktür. Zorlu ortamlarda daha düşük riskle uçabilirler [3].

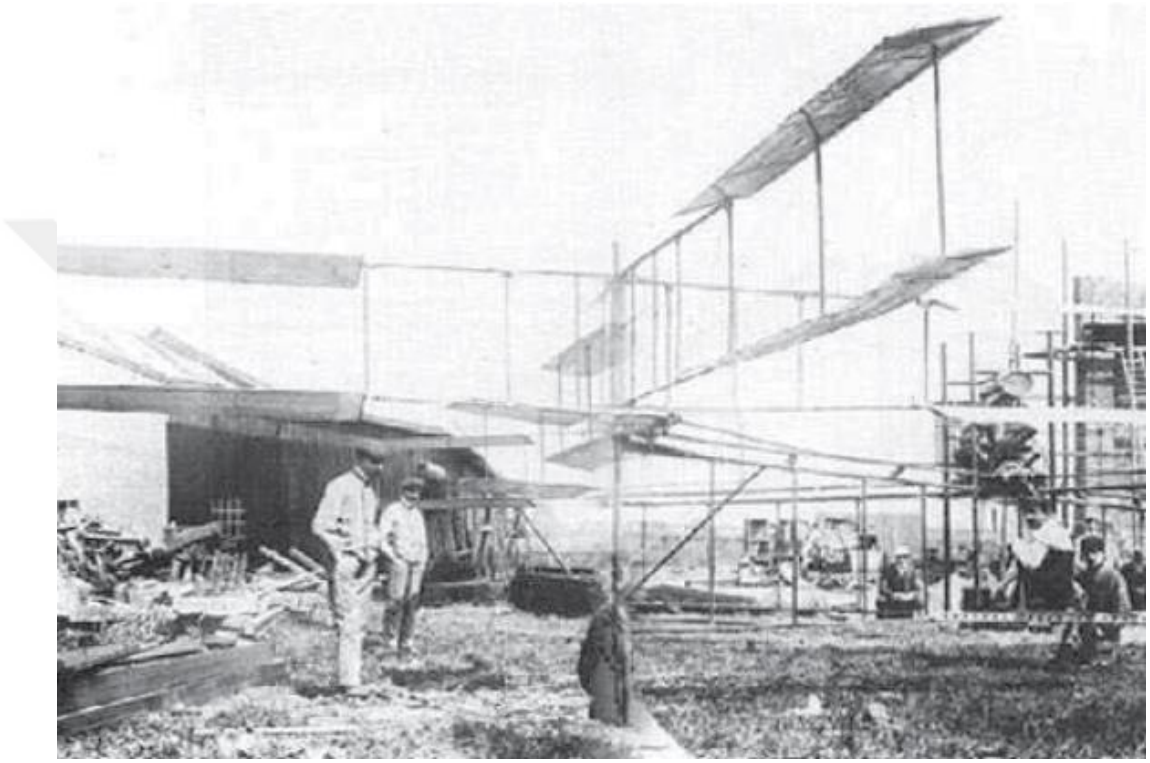
Quadrotorun ana bileşenleri gövde, motorlar ve pervanelerdir. Gövde; denetleyici, sensör, güç kaynağı ve iletişim araçlarını taşır, motor ve pervaneyi taşır ve bunlar gövde kolunun ucunda bulunur. Quadrotorda, sabit rotorlar, zeminden yukarı doğru olan itme vektörü üretir. Quadrotorun pervanelerinin dönme hızı aynı miktarda arttırıldığında yükselir. İtki vektörü araç ağırlığına eşitse, kendi yüksekliğini korur.

Sistemin tutum davranışı; yuvarlanma, yunuslama ve yalpalama momentleri tarafından kontrol edilir. Sol taraftaki pervanelerin hızları artırıldığında ve sağ taraftaki pervanelerin hızları düşürüldüğünde pozitif bir yuvarlanma açısı elde edilir. Bu, yuvarlanma momentine neden olur. Sistemin X ekseni etrafında dönmesini sağlar. Hız farkları tarafından bir adım açısı oluşturulur. Ön ve arka pervaneler arasındaki yunuslama momenti aynı şekilde elde edilir. Bir dört rotorlu hava aracında, birbirini izleyen her pervane zıt yönde döner. Sürükleme momentlerini dengelemek ve toplam Z eksenine göre momenti sıfırlamak için. Dört rotorlu hava aracı, bir sapma açısı elde etmek için pervanelerin dönüş hızının değişmesiyle bir dengesizlik oluşturabilir, toplam moment 0'dan farklı eksi veya artı değere ulaşarak sapma gerçekleşir.

1.2. Tarihçe

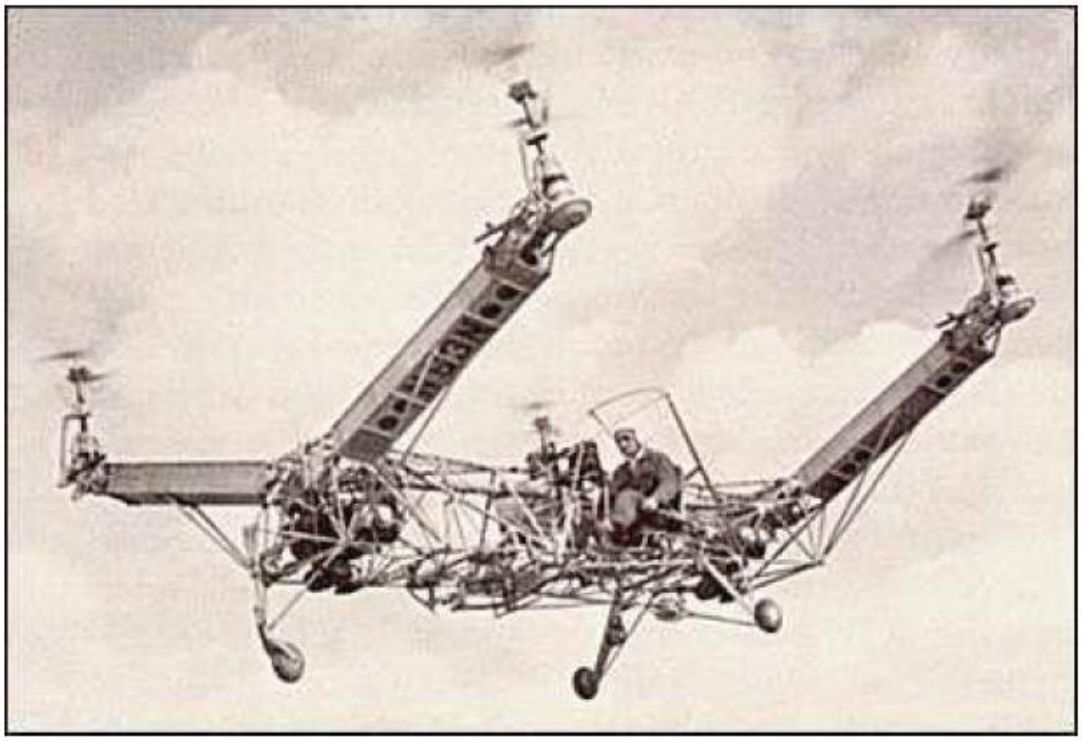
Dört rotorlu hava aracının tarihi 20. yüzyılın başlarında başlar. Fransız bilim adamı Charles Richet, uçmayı asla başaramayan insansız bir helikopter yaptı. Richet'nin

öğrencisi Loius Breguet, çalışmasına devam etti ve ilk dört rotorlu hava aracını inşa etti. 1907 yılında "Gyroplane n:01", 8.1 metre pervaneye ve 578 kilograma sahiptir. Dört pervaneyi çalıştırmak için bir adet 50 Hp içten yanmalı motor kullanarak sistemi havalandırmış 1.3 metre ve onu stabilize etmek için yerdeki insanlar tarafından kontrol edildi [15].



Şekil 1.1. Richet’s Gyroplane n:01 [15]

Dikey uçuşa odaklanan bir başka mühendis olan Etienne Oemichen, 1920'lerde birkaç makine tasarladı. 14 Mayıs 1924'te, makinesi on dört saatlik uçuş gerçekleştirerek bir milden daha fazla mesafe katetti [16]. Aynı dönemde, ABD'de Dr. George de Bothezat ve Ivan Jerome, VTOL (Vertical Take Off – Landing) üzerinde çalışmalar yürüttü. Çalışmalarının sonucunda, 1678 kilogram ağırlığında, 9 metrelik bir kanat açıklığına sahip dört rotorlu bir hava aracı geliştirdiler ve altı kanatlı rotorlarla donattılar. Yüzden fazla uçuş başarılı bir şekilde gerçekleştirdiler, ancak araç yalnızca 5 metre yüksekliğe kaldırılabildi [17]. "Convertawings Model A" prototipi 1956'da tamamlandı. Prototip başarılı olsa da test ve geliştirme sürecinde yaşanan kesintiler, askeri destek için prototipin durdurulmasına neden oldu [4].



Şekil 1.2. Convertawings Model A [4]

Bell Boeing V-22 Osprey, helikopter ve uçak, iki işlevsellik ile birleştirilen eğim rotorlarına sahiptir. Dikey olarak kalkış ve iniş yapabilir, ağır yük taşıyabilir ve yüksek hızda uçar [5]. Son zamanlarda küçük boyutlu dört rotorlu hava aracılar İHA'ların konusu haline geldi. Onların ile küçük boyutlu ve çevik manevra kabiliyetine sahip bu araçlar, iç ve dış mekanlarda uçabilir. Günümüzde araştırmalar çok araçlı iletişim ve çevre çevresel keşif için yapılmaktadır. Dört rotorlu hava aracının küçük yük kapasitesi nedeniyle, çoklu işbirliği dört rotorlu hava aracıların daha yüksek manevra kabiliyetleri ile birçok görevi başarması beklenecektir. AeroQuad ve Arducopter açık kaynaklı sistemlerdir ve otopilotlarını geliştirmek için değişimi insanlara verir. Amatörler bile ucuz elektronik ve hafif tasarım malzemeler sayesinde kendi dört rotorlu hava aracılarını yapabilirler.

1.3. Literatür Özeti

Desbiez vd. [6] çalışmalarında X-Morf robotunun dayandığı dinamik model, uyarlanabilir bir kontrolör tasarlamak için de kullanıldı. Quadrotorların yeniden yapılandırılabilir mimarisi nedeniyle atalet ve kütle merkezi ile ilgili belirsizliklerle başa çıkmak ve uçuş sırasında aralık uyarlama amaçları için bir Model Referans Uyarlamalı

Kontrol (MRAC) yasası uygulandı. Sonuçlar incelendiğinde genişliğini 0,5 saniye içinde % 28,5 'e kadar uçuş sırasında dinamik olarak değiştirebildiği, performas kriterleri yeterli bulundu.

Falanga vd. [7] çalışmalarında ortama uyacak şekilde değişebilen hava aracını incelemiştir. Ancak bu çalışmalar ya platformun karmaşıklığını artırır ya da kontrol edilebilirliğini azaltır. Bu yazıda, gövde etrafında katlanan dört bağımsız dönen kola sahip bir gövdeden oluşan quadrotorlar için yeni, daha basit ama etkili bir başkalaşım tasarımı önermiştir. İstikrarlı uçuşu her zaman garanti etmek için, İHA morfolojisine anında uyum sağlayan optimum bir kontrol stratejisinden yararlanmıştır. Önerilen uyarlanabilir morfolojinin, dar boşlukların müzakere edilmesi, dikey yüzeylerin yakından incelenmesi ve nesne kavrama ve taşıma gibi farklı görevlerde çok yönlülüğünü göstermiştir.

Bai ve Gururajan [8] çalışmalarında göbek açısını değiştirebilen hava aracı geliştirmiştir. Testlerde iki farklı uçuş konfigürasyonundan elde edilen verileri inceleyip bunları karşılatırmışlardır. Uçuş testlerinde yuvarlanma ve eğim dinamiklerindeki dinamik stabilitenin azaldığını, ancak quadrotor'ın başlaşım durumunda hala stabil olduğunu gösterdiler. Bu durumun farklı hızlarda değişiklik gösterdiğini ve düşük hızlarda daha kararlı bir yapıda olduğunu belirttiler.

Di Luca vd. [9] çalışmalarında, sabit kanatlı şekil değiştirebilen hava aracı incelemektedir. Tamamen konuşlandırılmış bir konfigürasyonun manevra kabiliyetini artırdığını, katlanmış bir konfigürasyonun ise yüksek hızlarda düşük sürtünme sağladığını ve güçlü rüzgarlarda faydalı olduğunu göstermetedir. Ayrıca İHA'nun dönüş kontrolü için kanatların asimetrik katlanmasının kullanılabileceğini de göstermektedir. Dönüşen kanadın aerodinamik performansı, simülasyonlarda, rüzgar tüneli ölçümlerinde karakterize edilir ve küçük bir İHA ile dış mekan uçuşlarında doğrulamıştır.

Prisacariu vd. [10] çalışmalarında İHA'lar ile ilgili literatür çalışması gerçekleştirmiştir. Kuşların uçuş sırasında vücut pozisyonlarını belirli manevralar yapmak veya uçuş koşullarına uyacak şekilde aerodinamik profillerini ayarlamak için değiştirebildiklerini ve bunu başkalaşan İHA şeklinde uyarlanıp yapılabilirliğini ve yapılan önceki çalışmaları incelemektedirler.

Oktay ve Sal [11] çalışmalarında aktif ve pasif morphing tanımlamalarını sunmuştur. Bu amaçla karmaşık, fizik tabanlı, kontrol odaklı doğrusal olmayan helikopter modellerinden yararlanmıştır. Enerji tasarrufunu gözlemlemek için kapalı döngü analizleri yapılmıştır. Son olarak, modelleme belirsizliklerine göre birleşik dönüşümlü helikopterin sağlamlığı incelenmiştir.

Kose ve Oktay [12] makale, quadrotorlarda yalpalama hareketi için eş zamanlı olmayan bir geçiş sisteminin tasarımını sunmuştur. Yazarlar, gövdesi, motorları, pervaneleri ve kontrol sistemi dahil olmak üzere sistemin tasarımını tartışmıştır. Ayrıca dinamik denklemleri, kontrol algoritmaları ve simülasyon sonuçları dahil olmak üzere sistemin sistem modellemesini sunmuştur.

Kose ve Oktay [13] quadrotorun boylamasına, yanlamasına ve dikey uçuş durumu için bir tasarım geliştirmiştir. Newton-Euler yaklaşımını kullanarak quadrotorun dinamiklerini belirlemiş ve lineer modellemeye odaklanmıştır. Matlab/Simulink platformunda simülasyonları gerçekleştiren yazarlar, quadrotorun boylamasına, yanlamasına ve hover durumuna özgü PID denetleyicileri kullanmıştır. Bunun yanında, quadrotorun tüm uçuşları için atmosferik türbülansı da simülasyonlarına dahil etmiştir.

Kose ve Oktay [14], quadrotor için asenkron bir başkalaşım tasarımı yürütmüşlerdir. Değişken atalet momenti değerleri ve PID kontrol algoritmasını kullanarak boylamasına ve yanlamasına uçuş simülasyonları yapmışlardır. Aynı başkalaşım oranını kullanarak, boylamasına uçuşta başkalaşımın uçuşa bir etkisi olmadığını, fakat yanlamasına uçuşta başkalaşımın uçuşu etkilediğini tasarım performans ölçütleri ve çizelgeler aracılığıyla belgelenmiştir.

Köse ve Oktay [18-22], quadrotorlar için bir araştırma yayınladılar. Çalışmalarında, tüm uçuş modları ve quadrotor kontrol yöntemleri ele alındı. Newton-Euler yöntemiyle çözümlenen quadrotorun matematiksel modeli elde edildi. Model, Solidworks çizim programında ile oluşturulan tam modelden elde edilen parametrelerle geliştirildi. PID kontrol değerlerinin sabit olduğu varsayıldı. Quadrotor, istenilen yörüngede başarılı uçuşları tamamladı ve performans ölçütleri kabul edilebilir düzeydeydi.

Bouabdallah [23], küçük bir quadrotor için matematiksel modele dayanan çeşitli lineer ve lineer olmayan kontrol teknikleri kullanan bir çalışma sunmuştur. Toplamda beş farklı

kontrol yöntemi üzerinde çalışılmıştır: Lyapunov teorisi temelli hareket kontrolü, PID, LQ, geri adım ve kayan mod kontrolörleri. Entegre eylemi sayesinde, geri adımlı kontrol en yüksek dayanıklılığı gösterir. Quadrotorun tam kontrolü için bir geri adımlı kontrol sistemi önermiştir. Bu teknik ile quadrotor yüksek irtifa uçuşları, otonom kalkış ve iniş ve otonom navigasyon görevlerini başarıyla yerine getirdi.

Oktay vd. [24], 6 kg ağırlığında ve 3 kg faydalı yük kapasitesine sahip bir İHA'nın otonom uçuş performansını geliştirmek için aktif kanat ve yatay kuyruk dönüşümüne dayalı bir PID kontrol algoritması kullanma konusunda bir çalışma gerçekleştirmiştir. Çalışmaları, İHA ve otopilot parametrelerinin optimal değerlerini belirlemek için bir stokastik optimizasyon yöntemine dayanmaktadır. Bu yöntem, dronun uçuş performansını belirgin bir şekilde geliştirmekte ve çeşitli olumsuz hava koşullarında uçma yeteneği sağlamaktadır. Bu, kullanıcılarına güvenilirlik, yüksek performans ve kolay kullanım sunar. Otopilotun uçuş performansı, optimizasyon teknolojisinin yardımıyla yaklaşık %27 oranında geliştirilmiştir. Turbulent akışın olduğu durumlarda gerçekleştirilen kapalı döngü simülasyon incelemeleri, yükselme süresi, oturma süresi ve aşım değerlerinin kabul edilebilir sınırlar içinde arttığını göstermektedir.

Oktay ve Köse [25] literatürde kullanılan başkalaşım yöntemleri üzerine bir inceleme yapmışlardır. Çalışmalarında, literatürde yer alan başkalaşım türünün uçuş üzerindeki etkisi ve quadrotorların motor yeteneklerine olan etkisi incelenmiştir. Literatürde en yaygın olarak kullanılan quadrotor başkalaşımı, kolların uzunluğunun ayarlandığı plus (+) ve cross (x) konfigürasyonlu quadrotor başkalaşımı ve x konfigürasyonlu quadrotorlarda kol geçiş açısının değiştirilmesine dayalı başkalaşımlardır. Kol geçiş açısının azaltılmasının (45°'den 30°'ye) yanlamasına hareket üzerinde negatif bir etkisi olduğu, ancak boyunca hareket üzerinde pozitif bir etkisi olduğu belirlenmiştir. Bunun yanında, kol geçiş açısının genişletilmesinin (45°'den 60°'ye) yanlamasına hareketi pozitif, boyunca hareketi ise negatif yönde etkilediği görülmüştür.

Oktay ve Köse'nin [26-28] yürüttükleri çalışmalarda, quadrotorun dikey, boylamasına ve yanal uçuşları üzerinde kolektif başkalaşımın etkisi ele alınmıştır. Kolektif başkalaşım, bir quadrotorun tüm kolların eş zamanlı olarak aynı boyutlarda genişlemesi ya da daralması anlamına gelir. Başkalaım sürecinde quadrotorun boyutları değişirken, ağırlığı sabit kalır. Yazar, quadrotor ve çeşitli başkalaım modelleri Solidworks çizim programında oluşturmuş

ve bu modellerden sabit parametreleri elde etmiştir. Simülasyonlar MATLAB/Simulink yazılımında durum-uzay modeli kullanılarak yapılmıştır ve kontrol algoritması olarak PID seçilmiştir. Çalışma sonuçlarına göre, quadrotorun boyutundaki değişimler, dikey ve uzunlamasına hareketlere etki etmemiş, yani deformasyonun quadrotorun tasarım performans kriterleri üzerinde bir etkisi olmamıştır. Bununla birlikte, kol boyutları arttıkça yükseliş, yerleşim ve yanlama uçuş süreleri artarak quadrotorun uçuşunu etkilemiştir.

Oktay ve Köse [29-30] farklı bir çalışmalarında, diferansiyel başkalaşımın dikey ve boylamına uçuşa olan etkisini araştırmışlardır. Diferansiyel başkalaşımda, X konfigürasyonuna sahip quadrotorun ön ve arka kolları farklı zamanlarda ve farklı miktarda genişleme veya daralma gösterir. Bu çalışmalarının sonuçlarından elde edilen verileri paylaşmışlar ve şekil değişikliğinin uçuş performansı üzerindeki etkilerini açıklamışlardır.

Oktay ve Köse'nin [31-32] yaptığı bir diğer çalışma, X-konfigürasyonuna sahip bir quadrotorun dikey ve boylamasına uçuşlarındaki kolektif ve diferansiyel başkalaşımını inceler. Bu çalışmada, quadrotorun ön pervanelerinin kolektif başkalaşımı ve arka kolların diferansiyel başkalaşımı ele alınmıştır. Simülasyonda, quadrotorun başlangıç durumu olarak %50 kolektif ve %50 diferansiyel başkalaşım, %50 diferansiyel ve %25 kolektif başkalaşım ve %25 diferansiyel ve %50 kolektif başkalaşım dikkate alınmıştır. Simülasyon sonuçlarına göre, dikey uçuşta tasarım performans kriterleri sabit kalmış ve uçuşa herhangi bir etki göstermemiştir. Boyuna uçuşta ise, tasarım performans göstergeleri az miktarda değişirken, yükselme süresi ve yerleşme süresi gibi değişkenler belirgin bir şekilde değişerek uçuşu etkilemiştir.

1.4. Tez Özeti

Bu çalışmada döner kanatlı hava aracı tasarımı gerçekleştirmiştir. Farklı olarak, göbek açısı ve kolları yükselme açısı değişebilen quadrotor tasarımı gerçekleştirilirken, quadrotorun değişen geometrisi parametreleri, atalet momentlerine etkisi dikkate alınmıştır.

Bu tez kapsamında yapılan yayınlar;

Eraslan vd. [33-34] PID (Proportional-Integral-Derivative) kontrolörüyle yönetilen X biçimli bir quadrotor'in geliştirilmesi ve rotor kolları arasındaki açı değişikliklerinin yörünge takip kalitesi üzerindeki etkisinin değerlendirilmesi incelenmiştir. Döner kanatlı hava taşıtlarının pervaneleri, aerodinamik performansı üzerinde büyük bir etkiye sahip

olan önemli elemanlardır. Pervane performansı genellikle itme (C_T) ve güç katsayıları (C_P) ile belirlenir. Bu bağlamda, bu çalışmada quadrotor için pervane performansının temel parametreleri olan itme ve güç katsayılarının hesaplanmasına yönelik bir literatür incelemesi gerçekleştirilmiştir. Bu incelemenin sonucunda, bu parametrelerin gelecek araştırmalarda nasıl kullanılacağına dair bir anlayış geliştirilmesi hedeflenmiştir.

Oktay ve Özen [35] geleneksel quadrotor ile benzer özelliklere sahip, şekil değiştirebilen bir quadrotor modellemesi ve tasarımı gerçekleştirmiştir.. Uçuş kontrol kartlarının hızlı işleme yeteneği, kararsız quadrotoru stabil hale getirdi. MEMS(Mikro Elektrik Mekanik Sistemler)'ler ve lazer sensörler ile quadrotorun kolları arasındaki açıyı daraltarak engellerden kaçınması ve seyrine devam etmesi hedeflendi. Hava aracının uçuş sırasındaki şekil değişikliklerinin etkileri incelendi ve sonuçlar paylaşıldı.

Oktay ve Özen [36] benzer yük kapasitesi ve uçuş süresine sahip, şekil değiştirebilen bir İHA'un tasarımı ve kontrolü ele almıştır. PID kontrolör ile denetlenen İHA, üzerindeki MEMS ve algılayıcılar sayesinde engellerden kaçınabilmektedir. Uçuş sırasındaki konfigürasyon değişikliklerinin uçuş özelliklerine etkisi incelendi ve sonuçlar paylaşılmıştır.

Oktay ve Özen [37] düşük maliyetli, alçak irtifada seyir edebilen ve bu görevi gerçekleştirebilecek döner kanatlı hava araçları ve üzerinde bulundurduğu görüntüleme sistemi sayesinde hedef tespiti ve takibi gerçekleştirebilmektedir. Otonom sistemler, süreklilik ve yüksek dikkat gerektiren işlerde yaygın olarak kullanılmaktadır. Bunlardan en önemlisi milli güvenlik sorunu olan sınırların kontrolüdür. Ülke kara sınırınları gözetleme kulelerinde bulunan PTZ (Pan Tilt Zoom) kameralar ile yapılmakta, hareketli nesneler (insan, araç, vb.) tespit edilebilmekte ve ilgili birimde bu veri analiz edilerek bilgiye dönüştürülmektedir. Kara sınırları çok büyük olan ülkelerde bu gibi gözetleme kuleleri yerleştirmek çok yüksek maliyetlere neden olacaktır. Bunun yerine düşük maliyetli, alçak irtifada seyir edebilen dönerkanatlı hava araçları ile bu sağlanabilir.

Oktay ve Özen [38-39] şekil değişikliği sonucunda hava aracının dinamik modelinin değişmesi ve bunun uçuş sırasında hava aracına uygulanabilirliği elde edilecek sonuçlar ile tartışmaktadır. Şekil değişikliğinin sonucu atalet moment değişimleri sayısal yöntemlerle elde edilmiştir. Sonuçlar dinamik modelin oluşturulması için kullanılmıştır.

Doğrusal olmayan bir yapıda olan hava aracı için modern kontrol yöntemi kullanılmıştır. Kontrol edilebilirliği hesaplanacak ve simülasyon ortamında uçuş gerçekleştirilecek ve elde edilen veriler önceki çalışmalarla karşılaştırılmıştır.

Oktay ve Özen [40] dört rotorlu hava aracının kollar arasındaki açının değişimi ve bunun ileri ve yanlamasına uçuşa etkileri incelenmektedir. Hava aracının dış ortamlarda maruz kaldığı bozuntularla baş edebilmesi için boylamasına ve yanal eksende simetrik olması istenmektedir. Kapalı ortamlarda atmosferik olayların yerini engeller almaktadır. Hava aracının dar yerlerden geçebilmesi arzulanan özelliklerindendir. Bunun için hava aracının şekil değişikliği gerçekleştirmesi gerekir. Yapıdaki değişiklik, dinamik denklemlerinde değişmesine, hava aracının doğrusal ve rotasyon hareketleri sırasında rotorlarının farklı tepki vermesine sebep olacaktır. Bu çalışma hava aracının sistem tasarımı ve kontrolüne odaklanmaktadır. CATIA çizim programında tasarlanan hava aracından elde edilen geometrik özellikler, matematiksel modelin oluşturulmasında kullanıldı. Elde edilen değerler MATLAB programı kullanılarak hava aracının dijital ikizi oluşturuldu. Bir sonraki çalışmada gerçek uçuştan elde edilen değerler ile karşılaştırılmak üzere veri oluşturulmuştur.

Oktay ve Özen [41-43] döner kanatlı bir uçağın rotorları, gövdeye bağlı mafsallar harekete geçirilerek yükseltilmekte, rotor eksenleri arasındaki mesafe azaltılmakta, uçak daraltılmakta ve bunun uzunlamasına uçuş üzerindeki etkileri irdelenmektedir. Ortaya çıkan şekil değişikliği, uçağın verilen komutlara verdiği yanıtların değişmesine neden olur. Bunun temel sebebinin değişen atalet momentleri olduğu grafiklerle gösterilmiştir. Rotor ve pervanelerin bir nokta kütle olduğunu varsayarsak, kolların yükselmesi nokta kütlelerin ağırlık merkezine yaklaşmasına neden olacak ve bu da atalet momentinin değişmesine neden olacaktır. Lineer olmayan hava araçları için modern kontrol yöntemi kullanılarak uygun kontrolör tasarımı yapılmıştır. PID denetleyici tasarımı için belirlenen oransal katsayı (50), integral katsayı (5), türev katsayıları (50) kullanılacak benzer çalışmalarla karşılaştırılmıştır. Kontrol edilebilirlik hesaplanarak MATLAB Simulink programında simülasyon uçuşu gerçekleştirilecek ve elde edilen veriler önceki çalışmalarla karşılaştırılmıştır.

Özen ve Oktay [44] eş zamanlı bozuntu rassal yaklaştırım (SPSA) optimizasyon yöntemi ve en uygun PID katsayılarının yardımıyla quadrotorun yanal ve boylamasına uçuş

stabilitesini sağlayacak parametrelerin belirlenmesine odaklanmıştır. ŞahinbeyQuad, dört pervane ve bu pervaneleri tahrik eden rotorları ile itme gücü üreten bir döner kanatlı araçtır. Bu araç, gövde ve kollar olmak üzere iki temel kısma ayrılır. İlk mekanizma, rotorların yatay düzlemdeki açısını düzenler, ikinci mekanizma ise kollar arasındaki açıyı azaltıp rotorları yukarı doğru çeker, böylece farklı yapılandırmalar oluşturur. Standart çok rotorlu araçlar, sabit bir gövde yapısına sahip olup, helikopterlerin aksine rotasyon için ekstra bir kuyruk rotoru gerektirmezler. Translasyon ve rotasyon hareketleri, aracın rotorlarının 6 DOF alanda geometrik merkezin etrafında dönmesi ile mümkün olur. Bu işlemler, yerden gönderilen talimatlar ve uçuş kontrol kartı tarafından denetlenir. Farklı yapılandırmaların longitudinal ve yanal uçuş stabilitesi ve özellikleri, 6 DOF alanındaki dinamik analizler ve simülasyonlarla değerlendirilir. Aktif şekil değiştirebilen hava aracının uçuş sırasında konum ve tutum kontrolünü sağlamak için bir algoritma ve PID kontrolörü oluşturulmaktadır. Elde edilen sonuçlar, literatür incelemesi bulguları ve önceki çalışmanın sonuçları ile karşılaştırılmıştır.

Özen ve Oktay [45] otonom uçuş için insansız hava aracı geliştirilmektedir. Pixhawk, otonom hareket; Raspberry Pi 4 ise güçlü görüntü işleme için tercih edilmiştir. İki kart arasında UART ile iletişim kurulmuştur. Raspberry Pi, görüntü işlemenin yanı sıra engelleri tespit edip, hava aracının şekil değişimini kontrol eder. Engellerin etkisiyle dinamik değişikliklerde SPSA optimizasyon yöntemi kullanılmıştır. Bu çalışma MATLAB/Simulink'te simüle edilmiştir. Sonuçlar çalışmada sunulmuştur.

Köse vd. [46] eş zamanlı bozuntu rassal yaklaştırım (SPSA) optimizasyon algoritması kullanılarak belirlenen morfoloji miktarı ve en iyi PID katsayıları için yanal ve boylamasına uçuşu stabilize eden değerleri elde etmektedir. Bu çalışma SCI indekslerine giren dergide yayınlanmıştır.

Sonraki bölümlerin içerikleri burada özetlenmiştir.

- Bölüm 2. Öncelikle koordinat eksen sistemleri hakkında kısa bir bilgi verilecektir. İkinci olarak, genişletilmiş bir dört rotorlu hava aracı modeli tanıtılacak ve çalışma sistemin ilkelerinden bahsedilecektir. Model denklemi, denetleyiciyi tasarlamak için oluşturulacaktır.

- Bölüm 3. Bu bölüm, kontrolörün tasarım adımlarını açıklayacaktır. Doğrusal (PID) kontrolör önerilecektir. Daha sonra tüm simülasyon sonuçları verilecek ve kontrolör performansı birbirleriyle karşılaştırılacaktır. SPSA optimizasyon yöntemi tanıtılacak ve sisteme dahil edilecektir. Görüş hattı rehberliğinin ana konsepti tanıtılacak ve otopilot için bir algoritma oluşturulacaktır.

- Bölüm 4. Bulgular ve simülasyon çalışmaları sunulacaktır.

- Bölüm 5. Sonuç bölümünde tezin katkısına yer verilecektir. Simülasyon ve test sonuçları hakkında yorumlar yapılacaktır. Ayrıca, gelecek eserler listelenecektir.

2. BÖLÜM

QUADROTOR HAVA ARACI MODELLEMESİ VE BAŞKALAŞIM SİSTEMİ

Bu bölüm, sistemin tüm modelleme adımlarını sunar. Öncelikle koordinat eksen sistemleri hakkında bilgi verilecektir. İkinci olarak kinematik ve dinamik Newton-Euler yöntemi kullanılarak denklemler elde edilecektir. Bundan sonra durum sistemin denklemleri yazılacak ve doğrusallaştırma prosedürü uygulanacaktır. Farklı başkalaşım durumları sisteme uyarlanıp değişiklikler hesap edilecektir.

2.1. Referans Koordinat Sistemi

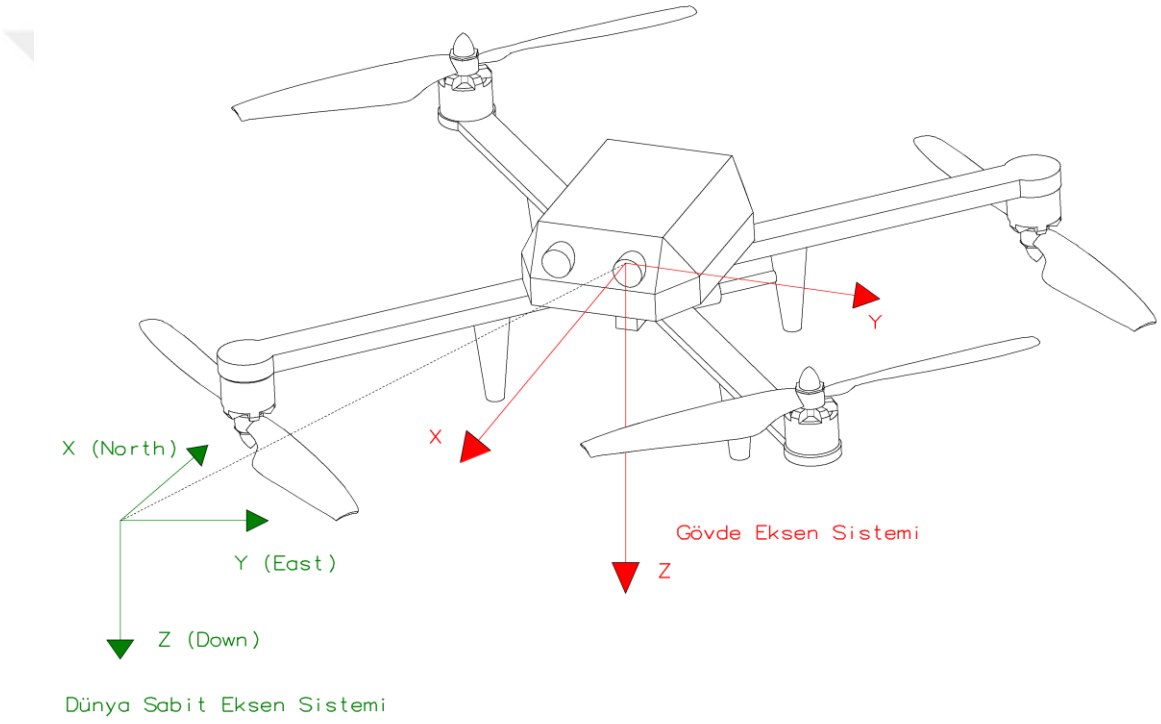
Quadrotorun birçok sensörü ve görev gereksinimi vardır. Her görev ve sensör çıktısı farklı koordinat sistemine dayanır. Bu nedenle, bir koordinat sistemi quadrotorun hareketini temsil etmek için yeterli değildir. Örneğin, bir ivmeölçer ve jiroskop gövde eksenine göre çıktılar verir, ancak bir manyetometre dünya sabit eksenine göre çıktı verir. Ayrıca, GPS'in çıktıları, jeodezik eksene göre çıktı verir. Referans hızlara gövde eksenine göre komut verilir. Ancak, yol noktaları Dünya sabit eksenine göre tanımlanır. Matematiksel modelde tüm denklemler aynı eksende ifade edilmelidir. Koordinat sistemi [47] arasında dönüşümler gerçekleştirilmelidir.

2.1.1. Gövde Eksen Sistemi

Bu gövde ekseni quadrotor ile bağlantılıdır ve ağırlık merkezindedir. Quadrotorun X konfigürasyonuna göre tasarlandığından daha önce bahsedilmiştir. Bu nedenle, gövde ekseninin X ekseni öne doğru uzanır. Quadrotor yönü birinci ve üçüncü kollar arasında, Z ekseni aşağıyı gösteriyor, yerçekimine yöneliktir. Y ekseni sağ elle bir ortogonal küme içinde oluşturulur, sistemin sağ tarafını gösterir.

2.1.2. Dünya Sabit Eksen Sistemi (NED)

Kuzey-Doğu-Aşağı koordinat sistemi (NED), Dünya sabit eksenini temsil etmek için kullanılır. Havacılıkta en çok tercih edilen eksenin kökeni isteğe bağlı olarak seçilebilir, dünyanın herhangi bir sabit noktasına kadar, ancak aracın iniş noktası genellikle orijin olarak seçilmiştir. Z ekseni yerçekimi yönü boyunca yönlendirilir. X ekseni kuzeye, Y ekseni doğuya doğru uzanır. Sistemin özelliğinden dolayı düşük hızda, Dünya'nın sabit (dönmeyen) ve düz olduğu varsayılır [48].



Şekil 2.1. Gövde ve Dünya sabit eksen sistemleri

2.2. Quadrotor Kinematiği

Kinematik, nesnelerin hareketini herhangi bir koşul olmaksızın inceleyen temel bir konudur. Onlara etki eden kuvvetleri ve momentleri hesaplamak için koordinat sistemleri dönüşümü sistemler kinematiğin ilgi alanıdır. Model için iki koordinat sistemi vardır. Bunlar dünya sabit ekseni ve gövde eksenidir. Dinamik denklemler yazılmadan önce; on iki tane durum quadrotor hareketini ifade eder. Durum vektörünün bileşenleri

doğrusaldır; konum ve hız, açısal hızlar ve farklı eksenlere göre tanımlanan her Euler açısı, ilişkili eksenlere göre listelenirler.

- Dünya eksenine göre dört rotorlu hava aracı konumu $[x\ y\ z]^T$ olarak ifade edilir
- Doğrusal hızlar gövde eksenine göre $[u\ v\ w]^T$ olarak verilir.
- Gövde ekseninin açısal oranları $[p\ q\ r]^T$ olarak verilir.
- Yuvarlanma, yunuslama ve sapma açısı olarak adlandırılan Euler açıları $[\emptyset, \Theta, \psi]^T$ ile gösterilir.

Quadrotorun durum ve pozisyonu bu eksenlerde kontrol edilir. Dünya sabit ekseni ile gövde ekseni arasındaki mesafe, hava aracının kütle merkezinin mutlak konumunu tanımlamak için kullanılır. R dönüşüm matrisi, hava aracının gövde ekseninden dünya sabit eksenine yönelimini tanımlamak için kullanılır. Quadrotor oryantasyonu, sırasıyla x, y ve z eksenlerinde dönüşü temsil eden yalpalama, yunuslama ve sapma açıları kullanılarak tanımlanır.

2.3. Quadrotor Dinamiği

2.3.1 Newton-Euler Denklemleri

Dinamik bir denklem, aracın fiziksel hareketini kuvvet, tork ve enerjiyi dikkate alarak zamanın bir fonksiyonu olarak ifade eder. Quadrotor üzerinde üretilen kuvvetler ve torklar, doğrusal ve açısal harekete neden olur. Newton-Euler yöntemi, dinamik denklemler elde etmek için seçilmiştir. Hesaplamaları kolaylaştırmak için bazı varsayımlar yapılmıştır.

- Yapının rijit olduğu varsayılır,
- Yapının simetrik olduğu varsayılır,
- Kütle merkezi ve gövde eksen orijininin birbirleriyle çakıştığı varsayılır,
- Pervanelerin rijit olduğu varsayılır,
- İtme ve sürükleme, pervane hızının karesiyle orantılıdır,

- Atalet matrisi zamanla değişmez.

2.3.2 Kuvvetler ve Torklar

Bu bölüm, sistem dinamiklerini etkileyen ana kuvvetleri ve torkları tanıtmaktadır. Daha sonra ana kuvvetler yerçekimi, pervane itişi ve hava sürtünmeleridir. Yuvarlanma, yunuslama, sapma momenti, pervane cayro etkisi ana torklardır.

2.3.3 Yerçekimi Etkisi

Quadrotor gövdesi, pozitif Z ekseni boyunca, dünya sabit eksen sistemine göre, doğrudan yerçekimi kuvvetine maruz kalır. Pervanenin itme kuvvetinin dikey bileşeni ise yerçekimi kuvvetine eşit, quadrotor havada asılı kalır ve sabitlenir.

2.3.4 İtme Kuvveti

Quadrotorun hareketi, dört tarafından üretilen itme kuvvetine bağlıdır. Dünya sabit eksenine göre itme vektörünün dikey bileşeni yükselmeye veya alçalmaya neden olur. İtme yönü her zaman yukarı ve özel kanat tasarım profili sayesinde pervane dönüş yönüne bağlı değildir.

Bir pervanenin itme değeri, kanat elemanı teorisi yardımıyla elde edilir. Bu kanat elemanı teorisi, kanat elemanı üzerindeki aerodinamik etkileri modellemek için kullanılır. Tüm kuvvetler ve torklar, rotor milinden kanat elemanına entegre edilmiştir. İtki değeri Denklem 2.1 ile hesaplanır.

$$T = C_T \rho \pi \omega^2 R^4 \tag{2.1}$$

ρ hava yoğunluğu, ω rotor hızı ve R rotor yarıçapıdır. Hatvenin zamanla değişmez olarak kabul edilir. Ancak, itme katsayısı (C_T) bir zaman değişkenidir, parametredir ve kanat elemanı teorisinden [49-50] elde edilir.

Havada asılı durumunda, quadrotor ileri ve dikey hıza sahip değildir [53]. Bu durumda, itme denklemi oldukça basitleştirilmiştir ve yalnızca pervanenin dönüş hızı itme değerini etkiler. Sonuç olarak pervanelerin oluşturduğu kuvvet dönme hızlarının karesinin belli bir oranına eşittir. T_i, itme kuvveti şu şekilde verilir;

$$T_i = b\omega_i^2; \text{ i=1,2,3,4.} \tag{2.2}$$

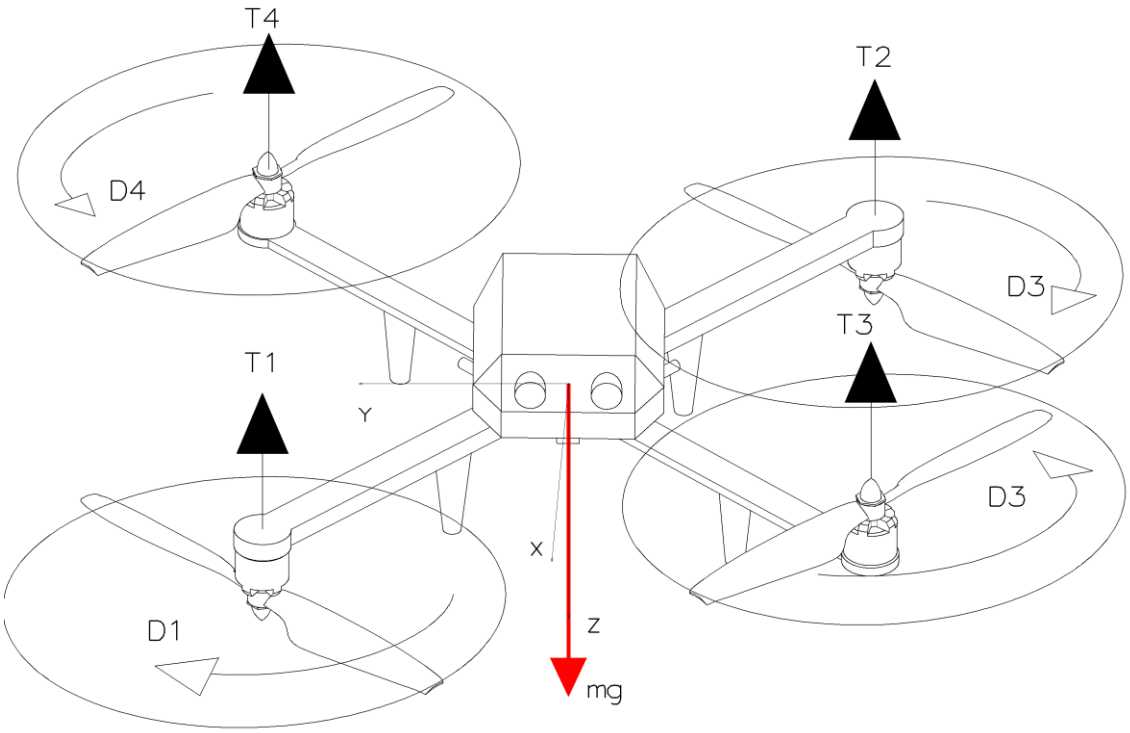
Denklem 2.2'de gösterildiği gibi b itki sabitidir.

Quadrotorun dört rotoru vardır, bu nedenle toplam itme U_1 hepsinin toplamı olacaktır.

$$U_1 = \sum_{i=1}^{4} T_i = b(\omega_1^2 + \omega_2^2 + \omega_3^2 + \omega_4^2) \tag{2.3}$$

U_1, quadrotor ağırlığına (mg) eşit olduğunda sistem kendi yüksekliğini korur, buna hover koşulu denir (Denklem 2.4).

$$U_1 = mg, 4b\omega_{nom}^2 = mg, \omega_{nom} = \sqrt{\frac{mg}{4b}} \tag{2.4}$$



Şekil 2.2. Quadrotor üzerinde etkilenen kuvvetler ve torklar

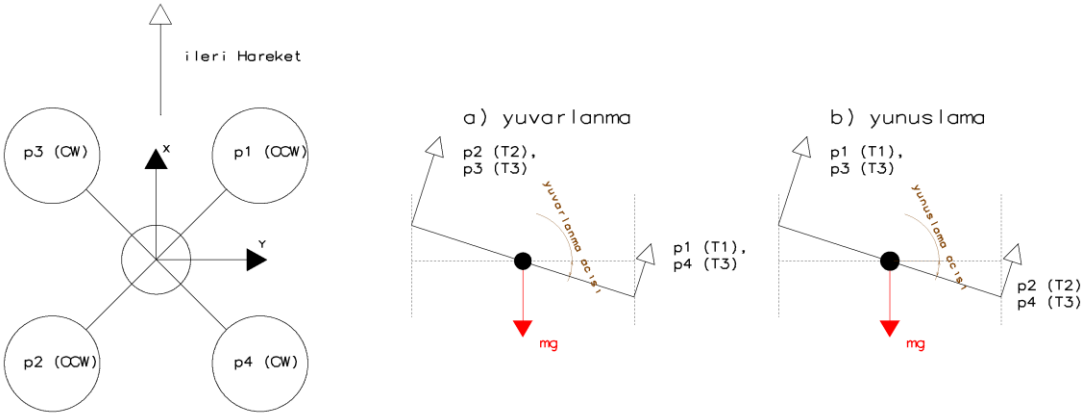
2.3.5 Yuvarlanma ve Yunuslama Momenti

Quadrotor yatay olarak hareket etmek için eğim açısını değiştirmelidir. Bunun için yuvarlanma ve yunuslama momentleri, pervanelerin hız değişimi ile üretilir. Quadrotor

yalnızca X ekseni boyunca döndüğünde (yuvarlanma açısını değiştirir), pervane p1 ve p4 kendi hızlarını düşürürken, p2 ve p3 bunun tersini yapar. Quadrotorun sol tarafı, sağ taraftan daha fazla itme gücüne sahiptir. Sonuç olarak, bu itmedeki eşitsizlik, moment kolu ile çarpılır ve yuvarlanma momentini oluşturur (U_2). Eğer pervanelerin hızı p1 ve p3 artarken, pervaneler p2 ve p4 azalır kendi hızlarında, yunuslama momenti (U_3) dört rotorlu hava aracının Y ekseni boyunca üretilir.

Quadrotorun kolları birbirine dik ve gövde ile kollar arasında kolun uzunluğunun, Y eksenine göre bileşeni kadar bir mesafe vardır. Bu nedenle, moment, dört rotorlu hava aracının kolu $1/\sqrt{2}$ katına eşittir. Yuvarlanma ve yunuslama momentleri aşağıdaki gibi hesaplanır;

$$U_2 = b\frac{1}{\sqrt{2}}(-\omega_1^2 + \omega_2^2 + \omega_3^2 - \omega_4^2),\ U_3 = b\frac{1}{\sqrt{2}}(\omega_1^2 - \omega_2^2 + \omega_3^2 - \omega_4^2) \tag{2.5}$$



Şekil 2.3. Yunuslama ve yuvarlanma momenti [69]

2.3.6 Sapma Momenti

Sapma momenti, pervanelerin sürüklenme momenti tarafından üretilir. Sürükleme momenti dönen rotor şaftına ve yönüne etki eden yatay momenttir. Moment, dönmenin tersidir. Her pervanenin, bağlı olarak bir sürüklenme momenti vardır. Dönüş hızı ve yönü hakkında, sürükleme momenti [50] olarak verilir;

$$D = C_Q \rho \pi \omega^2 R^5 \tag{2.6}$$

C_Q ve ρ sabit olduğu için ifade basitleştirilmiştir. Bu nedenle 2.6 denklemi şu şekilde verilir;

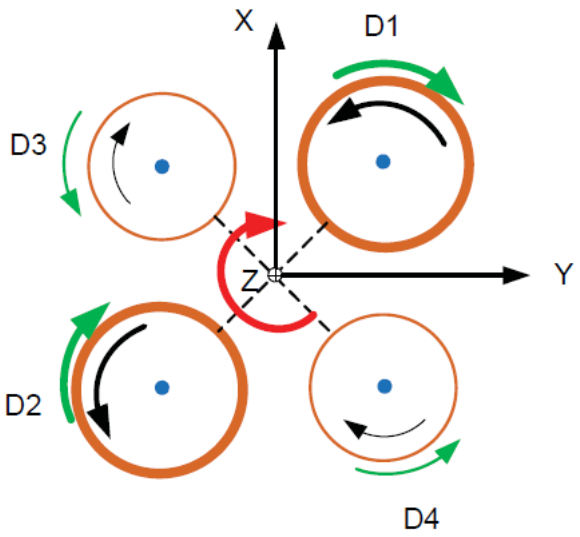
$$D = d\omega_i^2; \text{ i=1,2,3,4.} \tag{2.7}$$

Denklem 2.7 'de gösterildiği gibi d tork sabitidir.

Komşu rotorlar aynı hızda fakat farklı yönlerde dönmelidir. Bir pervanenin sürüklenme momenti, komşu pervaneler tarafından dengelenir ve quadrotor kendini Z ekseni boyunca dengeler. Rotor hızları arasındaki değişimle oluşan sapma momenti, sapmayı değiştirmeyi mümkün kılan bir dengesizlik meydana gelir.

Toplam sapma momenti (U_4) şu şekilde hesaplanır (Denklem 2.8);

$$U_4 = \sum_{i=1}^{4} D_i = d(\omega_1^2 + \omega_2^2 - \omega_3^2 - \omega_4^2) \tag{2.8}$$



Şekil 2.4. Sapma momenti [69]

Pervane hızları ile üretilen kuvvet ve torklar arasındaki ilişki, Denklem 2.3, 2.5 ve 2.8 'nin kombinasyonu ile bir matris formunda Denklem 2.9'da verilmiştir. $[U_1\ U_2\ U_3\ U_4]^T$

bir sonraki bölümde gösterilecek olan kontrol cihazı çıkışları olacaktır. Matris ters çevrilirse pervanelerin dönüş hızları kontrolör çıkışlarından hesaplanabilir. Matris, kontrol girişlerini motorlara dağıtır.

$$\begin{bmatrix} U_1 \\ U_2 \\ U_3 \\ U_4 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} b & b & b & b \\ \frac{-bl}{\sqrt{2}} & \frac{bl}{\sqrt{2}} & \frac{bl}{\sqrt{2}} & \frac{-bl}{\sqrt{2}} \\ \frac{bl}{\sqrt{2}} & \frac{-bl}{\sqrt{2}} & \frac{bl}{\sqrt{2}} & \frac{-bl}{\sqrt{2}} \\ d & d & -d & -d \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \omega_1^2 \\ \omega_2^2 \\ \omega_3^2 \\ \omega_4^2 \end{bmatrix} \tag{2.9}$$

2.3.7 Pervane Gyro Etkisi

Bir koordinat ekseninin rotor şaftına sabitlendiğini düşünün ve bu koordinat sisteminin Z ekseninin pervanenin dönme yönünü gösterdiğini varsayalım. Eğer pervane hızı ω ile dönüyorsa ve gövde x veya y eksenleri boyunca dönerse, diğer eksenler boyunca bir tork ortaya çıkar. Bu etki, gyro etkisi olarak adlandırılır [51], [52].

2.3.8 Diğer Aerodinamik Etkiler

Zemin Etkisi; quadrotor, alçak irtifada uçtuğunda rotordan geçen hava akışının değişmesi nedeniyle performansı değişir. Rotor kayma akımı yüzeye hızla yaklaştıkça genişleme eğilimindedir. Bu etkiye, zemin etkisi denir.

Parazit Sürükleme; quadrotorun dönmeyen parçalarının hava sürtünmesidir. Aracın ilerlemesini ve performansını sınırlar. Yön her zaman hava aracının hareketinin tersidir ve hava yoğunluğu, katsayısı (aracın geometrisine bağlıdır), ıslak (öngörülen) alan ve quadrotoru doğrusal hızının karesi sürükleme ile orantılıdır.

2.4. Durum Değişkenleri ve Denklemler

Quadrotorun sisteminin on iki durum değişkeni vardır. Altısı kinematik denklemler, diğer altısı dinamik denklemlerden elde edilir. Durumlar (Γ), aşağıdaki gibi sıralanmıştır;

$$\Gamma = [x \quad y \quad z \quad u \quad v \quad w \quad \emptyset \quad \theta \quad \psi \quad p \quad q \quad r]^T \tag{2.10}$$

Euler açıları genellikle ϕ, θ ve ψ işaretleri ile temsil edilir. Üç temel rotasyon X, Y ve Z eksenleri üzerinden yapılır ve istenen bir quadrotor oryantasyonu bu üç esas rotasyonun bir araya getirilmesiyle elde edilir[56].

2.4.1. Doğrusal Modeli

Quadrotor modeli, neredeyse tüm fiziksel sistemler gibi doğrusal değildir. Ancak lineer sistemler için lineer denetleyiciler tasarlanabilir. Bu nedenle doğrusal olmayan sistem, denge veya kararlı durum noktaları olarak adlandırılan belirlenen çalışma noktaları etrafında doğrusallaştırılmalıdır [57]. Sonuç olarak, bu sonuçlar tek bir trim durumunun denetleyici tasarımı için yeterli olabileceğini ortaya koymaktadır. Böylece, üzerine gelme durumu, kırpma durumu olarak seçilir. Sistem, hover koşulu etrafında doğrusallaştırılır ve daha sonra kontrolör bu noktaya göre oluşturulur. Tasarlanan denetleyicinin tüm çalışma bölgelerinde düzgün çalışması beklenmektedir [58].

$$\dot{x} = u \tag{2.11}$$

$$\dot{y} = v \tag{2.12}$$

$$\dot{z} = w \tag{2.13}$$

$$\dot{u} = -g\theta \tag{2.14}$$

$$\dot{v} = g\emptyset \tag{2.15}$$

$$\dot{w} = \frac{U_1}{m} \tag{2.16}$$

$$\dot{p} = \frac{U_2}{I_x} \tag{2.17}$$

$$\dot{q} = \frac{U_3}{I_y} \tag{2.18}$$

$$\dot{r} = \frac{U_4}{I_z} \tag{2.19}$$

$$\dot{\emptyset} = p \tag{2.20}$$

$$\dot{\theta} = q \tag{2.21}$$

$$\dot{\psi} = r \tag{2.22}$$

2.4.2. Durum uzay modeli

Durum uzay modeli gösterimi, diferansiyel denklemlerle çalışma şeklini revize eden bir konsepttir ve sistem hareketlerini anlatırken başlangıç koşullarına dayalı olarak matris-vektör çarpımı formatını kullanır. Bu yaklaşım, kontrol teorisinin temel kavramlarından biridir ve kontrol sistemi, robotikte, sinyal işlemede ve daha birçok uygulamada kullanılır. Bir kontrol sisteminin özellikleri, kararlılık, performans ve dayanıklılık, ideal bir sistem tasarımı için hayati öneme sahip olan unsurlardır. Kararlılık, bir kontrol sisteminin istenmeyen durumlarda hala tahmin edilebilir bir şekilde çalışmasını sağlar. Performans, kontrol sisteminin belirli hedeflere ne kadar etkili bir şekilde ulaşabildiğini belirtir. Dayanıklılık ise sistemlerin belirsizliklere veya beklenmeyen durumlara ne kadar iyi direndiğini gösterir [54].

Durum uzay modeli gösterimi, bu özelliklerin kontrol tasarımına entegre edilmesine olanak sağlar. Bu ekleme işlemi, zaman domeini sınırlamaları, ayrıca kuadratik performans kısıtlamaları olarak adlandırılan bir dizi matematiksel kısıtlama ile yapılır. Kuadratik performans kısıtlamaları, bir kontrol sisteminin performansının nasıl optimize edileceğini belirlerken önemli bir rol oynar [78]. Durum-uzay denklemlerinin ve zaman domeini analiz metodunun bir başka yararı, gelişmiş lineer cebir yöntemleri ile bütünleşme yetenekleridir. Bu bütünleşme, sayısal bilgisayar teknolojisi ile kolaylıkla uygulanabilir ve bu da durum-uzay denklemlerini ve zaman domeini analizini çok uygulanabilir ve esnek bir araç haline getirir. Bu analiz metodu, çok girişli ve çok çıkışlı sistemlerin analizine olanak sağlar. Bu, durum-uzay denklemlerini ve zaman domeini analizini, birden fazla girişi ve çıkışı olan karmaşık sistemlerin analizinde son derece değerli hale getirir. Özellikle, büyük ölçekli ve yüksek boyutlu sistemlerin analizinde, bu yöntemlerin kullanılması önemli ölçüde zaman ve hesaplama kaynaklarını tasarruf sağlar. Durum-Uzay denklemleri ayrıca, birinci dereceden diferansiyel denklemleri kullanarak dinamik sistemlerin hareketlerini tanımlamak için de kullanılır [46]. Bu durum-uzay denklemleri, genellikle bir dizi vektör matris çarpımı formatında yazılır. Durum-Uzay gösterimi ile n adet birinci dereceden diferansiyel denklemlerden oluşan bir denklem setine dönüştürme yeteneği, karmaşık dinamik sistemlerin analizini önemli ölçüde kolaylaştırır. Bu durum, dinamik sistemlerin daha doğru ve etkili bir şekilde analiz edilebilmesini sağlar ve sonuç olarak daha güvenilir ve performansı yüksek kontrol sistemlerinin tasarlanmasına olanak sağlar [55].

$$\dot{x}=Ax(t)+Bu(t),\ y=Cx(t)+Du(t) \tag{2.23}$$

Burada; x: Durum vektörünü, u: Kontrol vektörünü, y: Çıkış vektörünü, A: Sistem matrisini, B: Giriş matrisini, C: Çıkış matrisini ve D: İleri besleme matrisini tanımlar.

$$x=[x \quad \dot{x} \quad y \quad \dot{y} \quad z \quad \dot{z} \quad \emptyset \quad \dot{\emptyset} \quad \theta \quad \dot{\theta} \quad \psi \quad \dot{\psi}]^T \tag{2.24}$$

$$u=[U_1\ U_2\ U_3\ U_4]^T \tag{2.25}$$

Boylamasına durum uzay modeli çıktısında; boylamasına durum uzay modeli çıktı matrisinde, bu çalışmada izlenen çıktılar, z ve θ takip edildiğinden (Denklem 2.26) çıktı olarak verilmiştir.

$$\begin{bmatrix}\dot{x}\\ \dot{z}\\ \dot{u}\\ \dot{w}\\ \dot{q}\\ \dot{\theta}\end{bmatrix}=\begin{bmatrix}0&0&1&0&0&0\\0&0&0&1&0&0\\0&0&0&0&0&-g\\0&0&0&0&0&0\\0&0&0&0&0&0\\0&0&0&0&1&0\end{bmatrix}\begin{bmatrix}x\\ z\\ u\\ w\\ q\\ \theta\end{bmatrix}+\begin{bmatrix}0&0\\0&0\\0&0\\1/m&0\\0&1/I_y\\0&0\end{bmatrix}\begin{bmatrix}U_1\\ U_3\end{bmatrix}$$

$$y=\begin{bmatrix}0&0&0&0&0&0\\0&1&0&0&0&0\\0&0&0&0&0&0\\0&0&0&0&0&0\\0&0&0&0&0&0\\0&0&0&0&0&1\end{bmatrix}\begin{bmatrix}x\\ z\\ u\\ w\\ q\\ \theta\end{bmatrix} \tag{2.26}$$

Çıkış matrisinde (Denklem 2.27)[54] $\emptyset$ ve ψ izlendiği için yanal uçuş durumu uzay modeli çıktı olarak verilmiştir.

$$\begin{bmatrix}\dot{y}\\ \dot{v}\\ \dot{p}\\ \dot{r}\\ \dot{\emptyset}\\ \dot{\psi}\end{bmatrix} = \begin{bmatrix}0&1&0&0&0&0\\0&0&0&0&g&0\\0&0&0&0&0&0\\0&0&0&0&0&0\\0&0&1&0&0&0\\0&0&0&1&0&0\end{bmatrix}\begin{bmatrix}y\\ v\\ p\\ r\\ \emptyset\\ \psi\end{bmatrix} + \begin{bmatrix}0&0\\0&0\\1/I_x&0\\0&1/I_z\\0&0\\0&0\end{bmatrix}\begin{bmatrix}U_2\\ U_4\end{bmatrix}$$

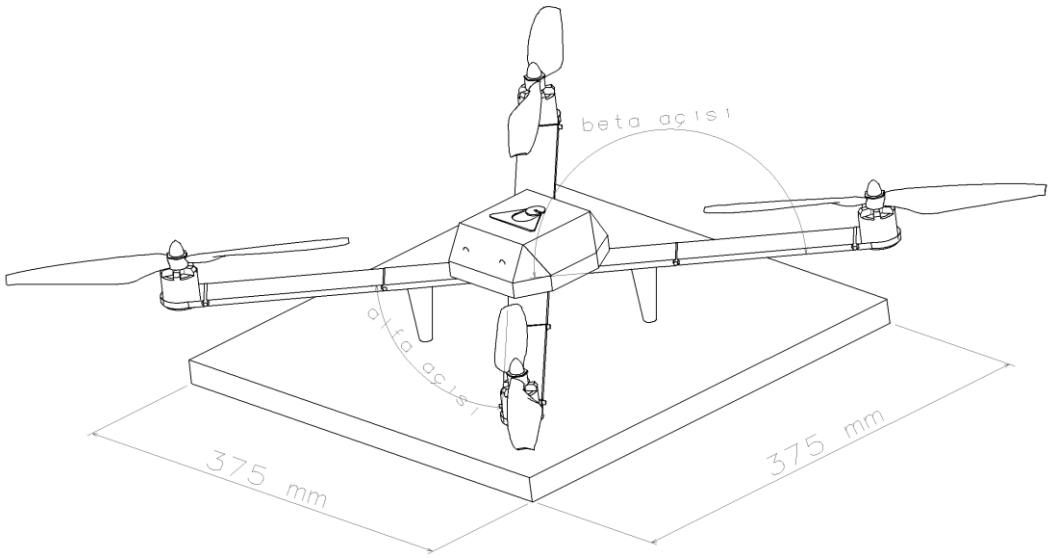
$$y = \begin{bmatrix}0&0&0&0&0&0\\0&0&0&0&0&0\\0&0&0&0&0&0\\0&0&0&0&0&0\\0&0&0&0&1&0\\0&0&0&0&0&1\end{bmatrix}\begin{bmatrix}y\\ v\\ p\\ r\\ \emptyset\\ \psi\end{bmatrix} \quad (2.27)$$

2.5. Quadrotor Başkalaşım Sistemi

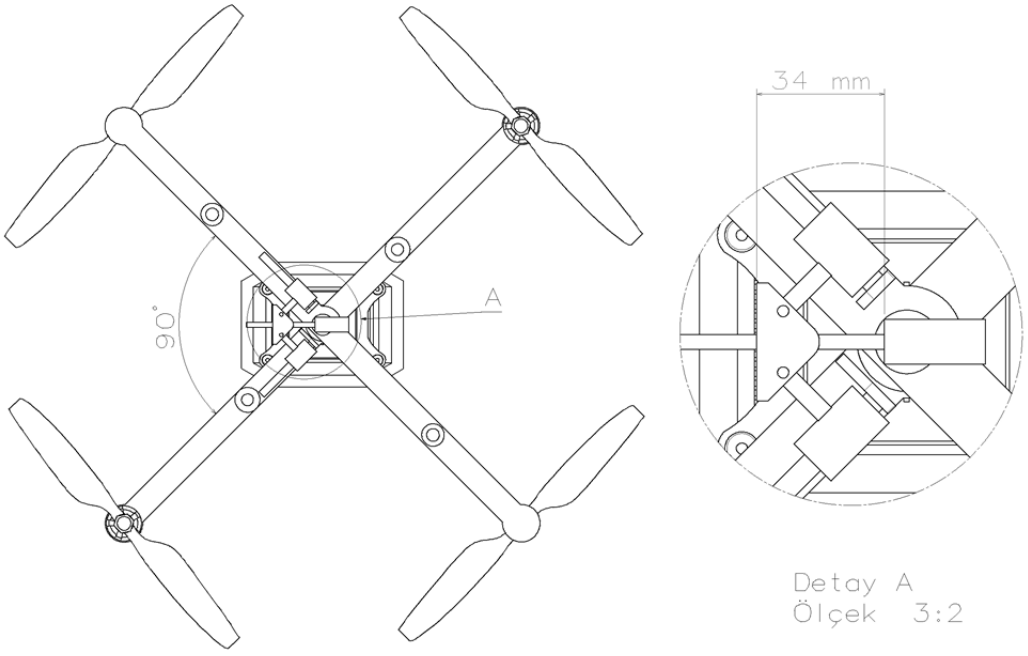
2.5.1. Kol Yükselme ve Göbek Açısı Değişimi

Bu tez için tasarlanan quadrotor, ŞahinbeyQuad olarak isimlendirildi. Quadrotor, çok eklemli bir yapıya sahip iki kolu bulunmaktadır. Kollar merkez noktasından dikey eksen etrafında eşleştirilmiştir. Bu sayede kollar arasındaki açı değiştirilerek daralma ve genişleme için fırsat sağlamaktadır. Mekanizma, kolların aynı eksende açısal hareketini sınırlayan rulman ve kolları hareketlendiren aktüatörden oluşmaktadır. Kollar arasındaki hareketi sağlayan göbek mekanizması bulunmaktadır (Şekil 2b) [80].

a)



b)



Şekil 2.6. a)Konfigürasyon 1; Genel boyutlar. (alfa (α) 90°, beta(β) 0°) b) Göbek mekanizması

Şekil 2.6b'de görüldüğü gibi 'Redüktörlü Dc Motor Vidalı Uzun Mil' gerekli hareketi; doğrusal hareketi, açısal harekete çevirerek gerçekleştirmektedir. Üçgen parça (içinde M4 somun gömülü) iki tarafında lineer rulmanlar bulunmakta ve bunlar kolların alt kısmına yerleştirilmiş Ø8 mm borular üzerinde hareket etmektedir. Aktüatör, komutları uçuş bilgisayarından almaktadır. Daralması veya genişlemesi gereken yerlerde komut, motorun bağlı olduğu ESC (Elektronik Hız Kontrolcüsü) ye iletilmekte ve motor mili tahrik etmektedir. Şekil 2.6b'de kolların bağlı olduğu, rotasyon hareketinden bağımsız, gövde eksenine sabit konumlandırılmış parça bulunmaktadır.

Tablo 2.1. Quadrotor aviyonik elemanları [77]

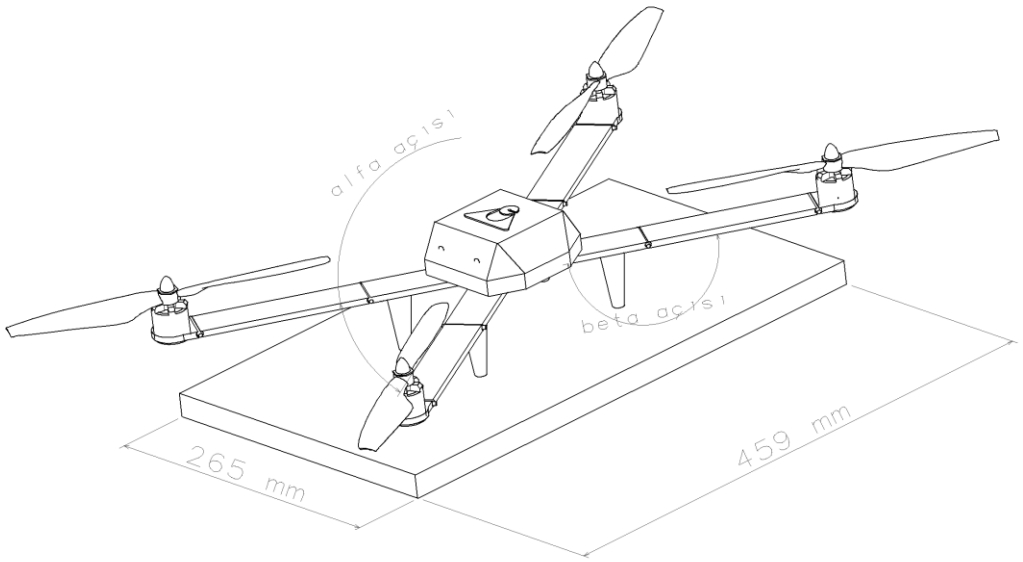
1.		Redüktörlü Dc Motor Vidalı Uzun Mil
2.		ESC
3.		Uçuş Bilgisayarı
4.		Alıcı
5.		Güç Dağıtım Kartı

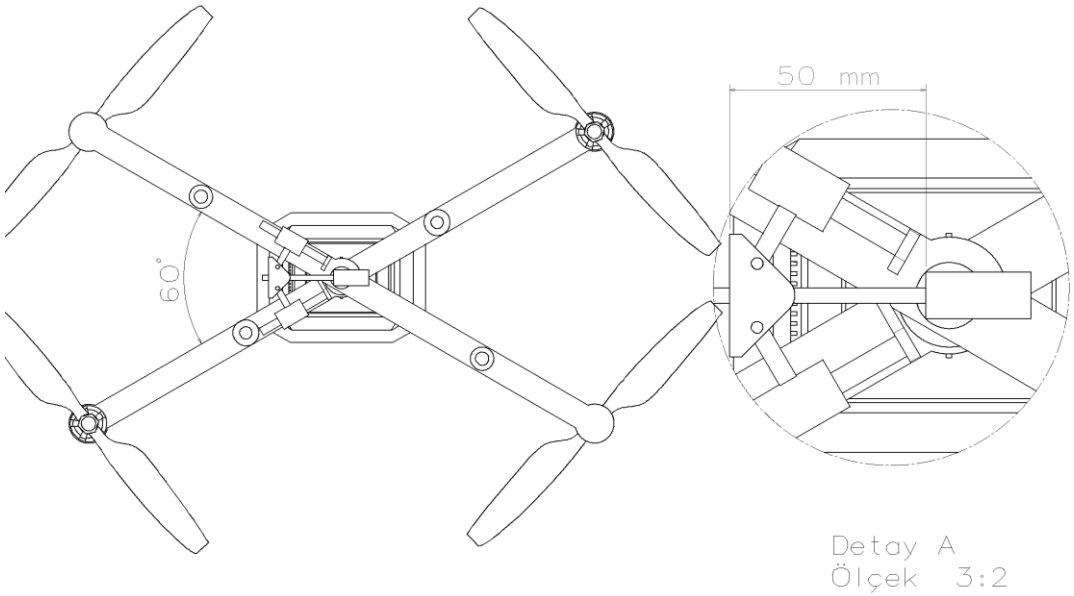
Tablo 2.1. Devamı

6.		GPS
7.		Titreşim Sönümleyici
8.		Telemetri

Gövde eksenine sabit konumlandırılmış, mekanizma 1'in bağlı olduğu parça üzerinde; uçuş bilgisayarı, RC alıcı, GPS (Küresel Konumlama Sistemi), güç dağıtım kartı, titreşim sönümleyici bulunmaktadır. Kollar ile bu parça eş merkezli bir rulman vasıtlasıyla ilişkilendirilmiştir. Kollar arası açı 90° iken üçgen parça ile motor ön yüzeyi arasındaki mesafe 34 mm olarak tasarlandı (Şekil 2.6b). Konfigürasyon 1 den konfigürasyon 2 ye geçiş simülasyonu https://youtu.be/zIGUxWeqaBQ 'da paylaşıldı.

a)

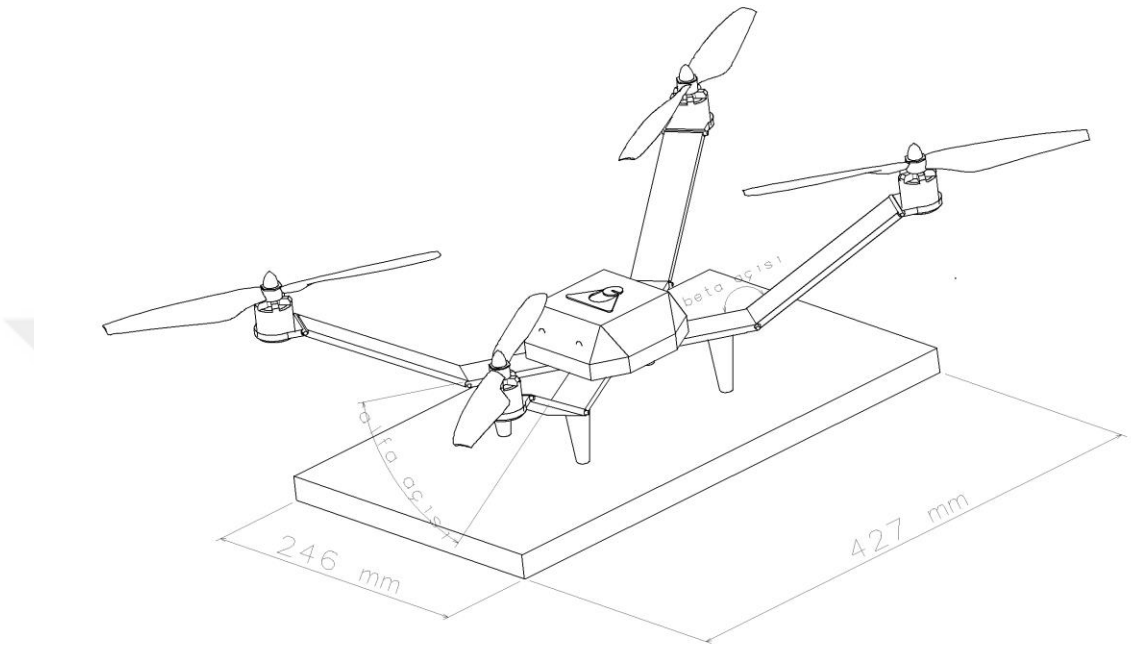




b)

Şekil 2.7. Konfigürasyon 2; Genel boyutlar. (alfa (α) 60°, beta(β) 0°)

Kollar arası açı 60° iken üçgen parça ile motor ön yüzeyi arasındaki mesafe 50 mm olarak hesap edildi (Şekil 2.7b).



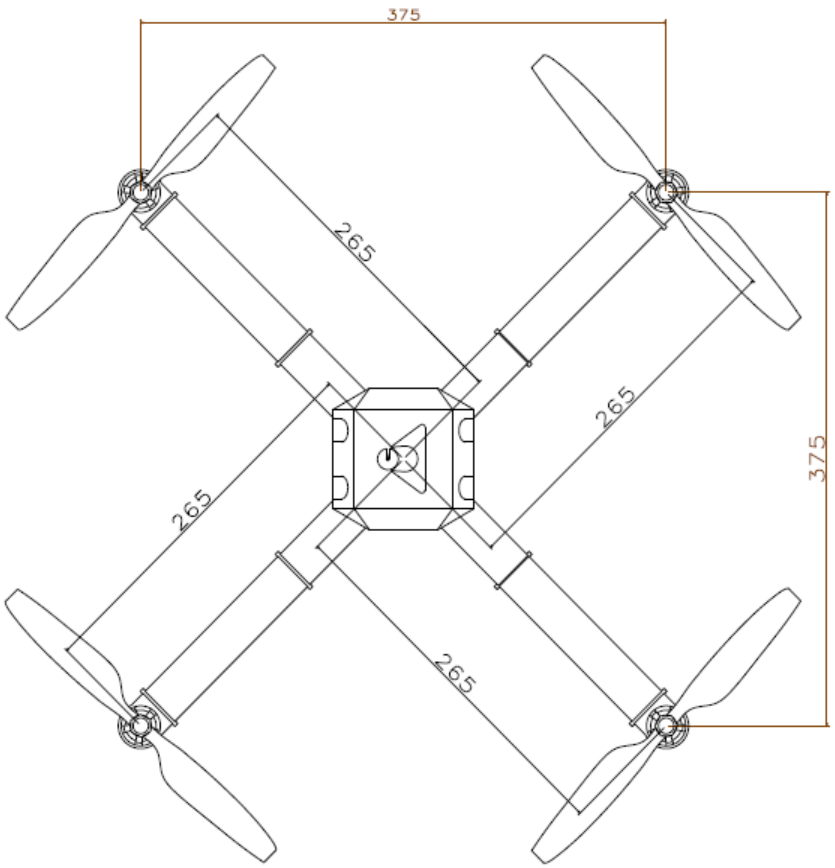
Şekil 2.8. Konfigürasyon 3; Genel boyutlar. (alfa (α) 60°, beta(β) 30°)

Quadrotor, kolları arasındaki göbek açısını ve kol yükselme açısını değiştirerek uçuş sırasında aktif başkalaşım[73] gerçekleştirmektedir. Bu durum, quadrotorun geometrisinin değişmesini engellerden sakınabilmesini sağlamaktadır. İki durum (konfigürasyon 1 ve 3) karşılaştırıldığında yanal eksende yüzde 34 daralmış, boylamasına eksende yüzde 13 uzamıştır. Kollarını yükselterek rotorlar yükselmekte, mekanizma 2 sayesinde pervaneler gövde eksenine yatay paralel hareket etmektedir. Bu durumlar konfigürasyon 1 (Şekil 2.6a), konfigürasyon 2 (Şekil 2.7a) ve konfigürasyon 3 (Şekil 2.8) olarak adlandırılır.

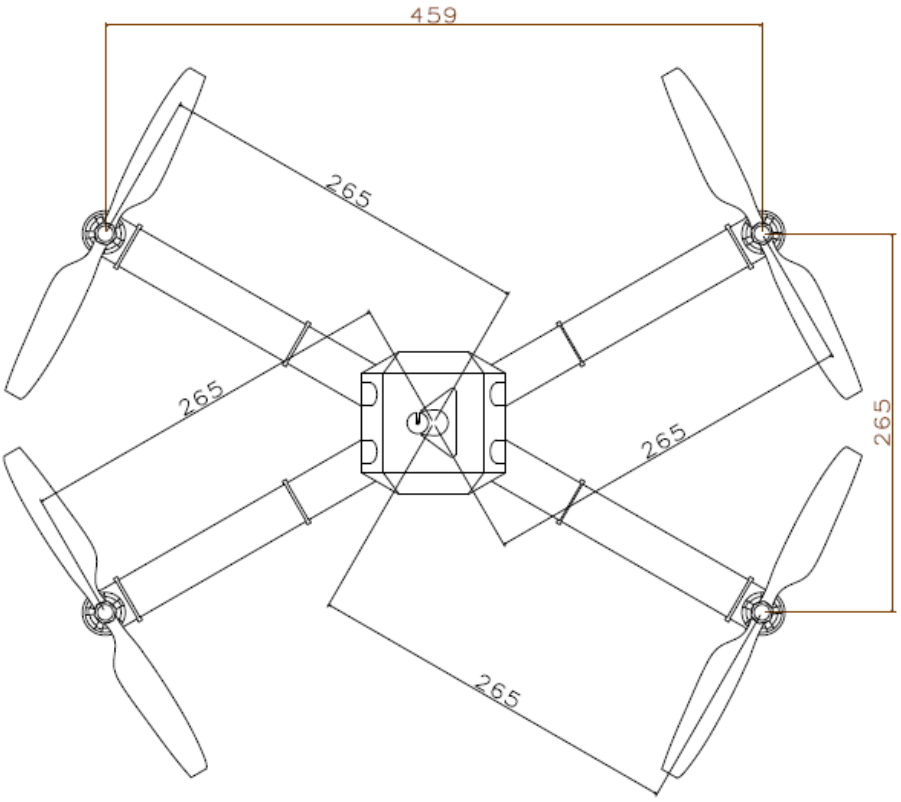
Farklı konfigürasyonların geometrik ölçüleri Tablo 2.2 'de verilmiştir.

Tablo 2.2. Quadrotor geometrisi

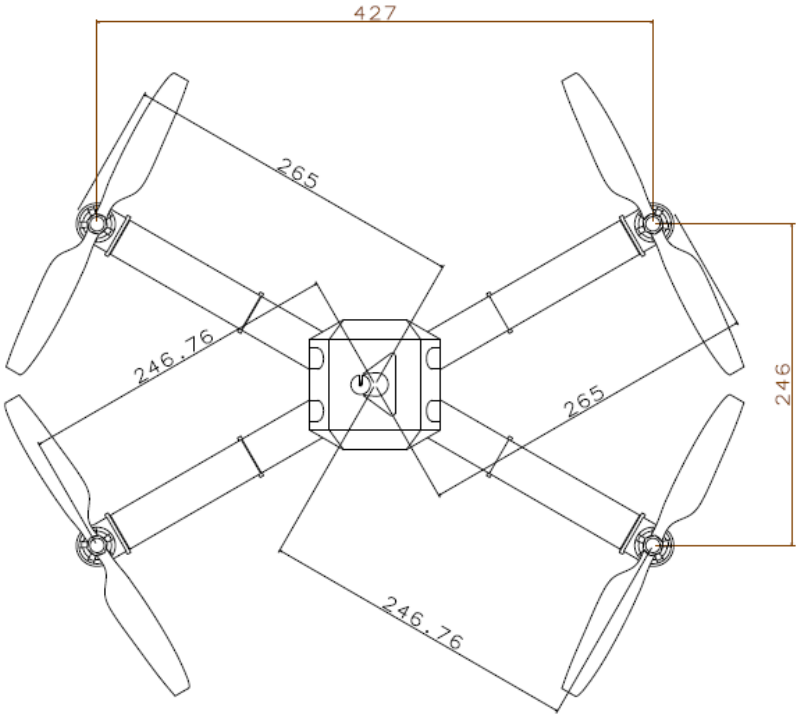
Quadrotor Konfigürasyonu	Genişlik (mm)	Uzunluk (mm)
Konfigürasyon 1	375	375
Konfigürasyon 2	265	459
Konfigürasyon 3	246	427



Şekil 2.9. Konfigürasyon 1; Üst görünüş. (alfa (α) 90°, beta(β) 0°)



Şekil 2.10. Konfigürasyon 2; Üst görünüş. (alfa (α) 60°, beta(β) 0°)



Şekil 2.11. Konfigürasyon 3; Üst görünüş. (alfa (α) 60°, beta(β) 30°)

Tablo 2.2'de hava aracının geometrisindeki değişimler, rotorların merkezinin değişim sonrasında ağırlık merkezine olan uzaklığı ve hava aracının üst görünüm ölçülerindeki genişlik ve uzunluk değerleri, her konfigürasyon durumu için paylaşıldı. Quadrotor atalet momenti denklem (2.28)'de verilen denklem ile hesaplanır.

$$I = \frac{1}{3}mL^2 \tag{2.28}$$

(2.28)'de verilen L; kol uzunluğu, m; toplam kütle, β; kol yükseklik açısı, α; göbek açısıdır (Şekil 2.12). Quadrotorun birbirine dik yerleştirilmiş iki koldan oluştuğunu varsayıyoruz. Her kol eklemli yapıya sahiptir (Şekil 2.12) ve L1 ve L2 parçalarından oluşur. Beta açısı; [0°, 30°] limitlerinde değiştirilebilir yapısı bulunmaktadır. Ağırlığı 0,75 kg olan Quadrotorun, dört kolunun her birinin ağırlığı 0,1875 kg'dır. Kolların sırasıyla x ve z eksenlerine göre uzaklıkları (Şekil 2.9; 2.10; 2.11) 'de verildi.

Sapma momenti, Z eksenine göre atalet momenti çarpı Z eksenine göre açısal ivme ile hesaplanır. Burada I_z denklem (2.29) 'dan türetilmiştir.

$$I_z = \frac{1}{3}mL^2,\ L = L1 + L2\cos\beta \tag{2.29}$$

Quadrotorun Z ekseni etrafındaki atalet momenti, denklem (2.29) 'a göre hesaplandı (Tablo 2.3).

Yunuslama hareketi sırasında oluşan moment, denklem (2.30) 'dan açısal ivmenin I_y katı ile hesaplanır. Burada I_y denklem (2.30) 'dan elde edilir.

$$I_y = \frac{1}{3}mb^2,\ b = L\cos\left(\frac{\alpha}{2}\right) \tag{2.30}$$

Yuvarlanma hareketi sırasındaki moment, açısal ivmenin I_x katı ile hesaplanır. Burada I_x denklem (2.31)'den elde edilir.

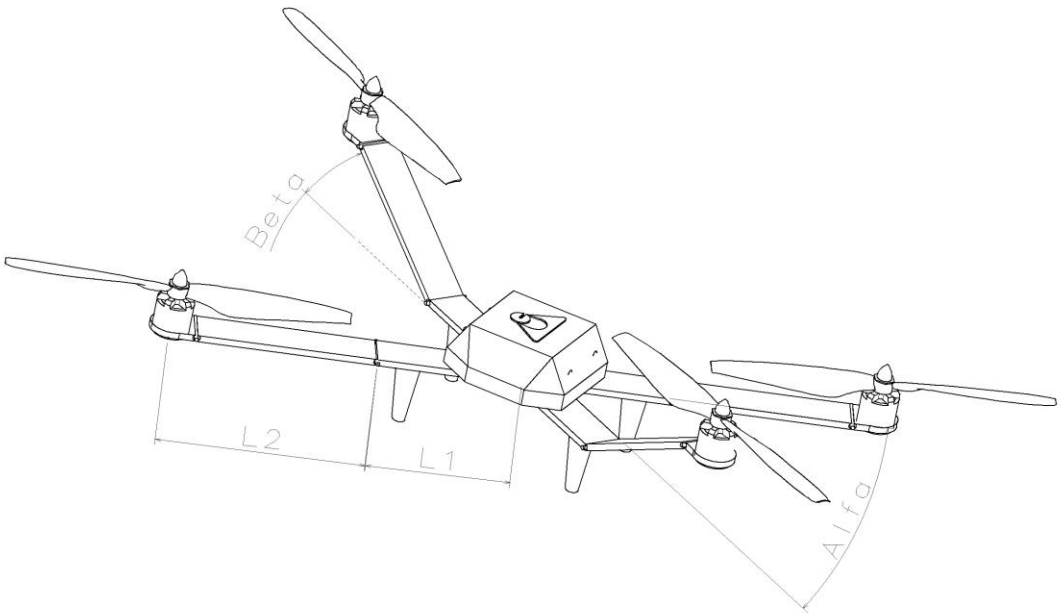
$$I_x = \frac{1}{3}ma^2,\ a = L\sin\left(\frac{\alpha}{2}\right) \tag{2.31}$$

Kollar ve kollar arasındaki açı yükseltildiğinde dört rotorlu hava aracın dinamikleri değişir. Denklem (2.29), (2.30), (2.31) 'e göre, konfigürasyon 1, 2 ve 3 'deki atalet momentlerinin hesaplanması denklem (2.32)'de verilmiştir.

$$I_x = \frac{1}{3}m\left(\left(L1 + (L2\cos\beta)\right)\sin\left(\frac{\alpha}{2}\right)\right)^2$$

$$I_y = \frac{1}{3}m\left(\left(L1 + (L2\cos\beta)\right)\cos\left(\frac{\alpha}{2}\right)\right)^2 \qquad (2.32)$$

$$I_z = \frac{1}{3}m\left(L1 + (L2\cos\beta)\right)^2$$



Şekil 2.12. Kol yükselme (beta), Göbek (alfa) açıları

Deformasyonun geometrik yapısındaki değişimler sonucunda denklem (2.32) 'den elde edilen atalet momenti sonuçları Tablo 2.3 'de verilmiştir.

Tablo 2.3. Quadrotorun farklı konfigürasyonlardaki atalet momenti değerleri

Göbek Açısı (α) (derece) / Kol Yükselme Açısı (β) (derece)	I_x (kgm^2)	I_y (kgm^2)	I_z (kgm^2)
90/0	0,008776921	0,008776921	0,01755625
90/5	0,008743615	0,008743615	0,017478186
90/10	0,008644326	0,008644326	0,017245625
90/15	0,008480936	0,008480936	0,016863425
90/20	0,00825652	0,00825652	0,016339532
90/25	0,007975276	0,007975276	0,01568477
90/30	0,007642412	0,007642412	0,014912554
89,8/12,3	0,008562194	0,008591732	0,017086721
85/0	0,008390777	0,009154712	0,01755625
85/5	0,008359662	0,009119246	0,017478186
85/10	0,008266899	0,009013527	0,017245625
85/15	0,00811422	0,008839582	0,016863425
85/20	0,007904461	0,008600729	0,016339532
85/25	0,00764149	0,00830149	0,01568477
85/30	0,007330109	0,00794748	0,014912554
80/0	0,007998101	0,009522343	0,01755625
80/5	0,007969197	0,00948476	0,017478186

Tablo 2.3. Devamı

Göbek Açısı (α) (derece) / Kol Yükselme Açısı (β) (derece)	I_x (kgm^2)	I_y (kgm^2)	I_z (kgm^2)
80/10	0,007883018	0,009372743	0,017245625
80/15	0,007741148	0,009188463	0,016863425
80/20	0,007546183	0,008935472	0,016339532
80/25	0,007301662	0,00861862	0,01568477
80/30	0,007011982	0,008243918	0,014912554
75/0	0,007600721	0,009878034	0,01755625
75/5	0,007574035	0,009838392	0,017478186
75/10	0,007494461	0,009720245	0,017245625
75/15	0,007363437	0,009525905	0,016863425
75/20	0,00718332	0,009259161	0,016339532
75/25	0,006957324	0,008925174	0,01568477
75/30	0,006689445	0,008530351	0,014912554
70/0	0,007200455	0,010220047	0,01755625
70/5	0,007175982	0,010178414	0,017478186
70/10	0,007102998	0,01005434	0,017245625
70/15	0,006982797	0,009850277	0,016863425

Tablo 2.3. Devamı

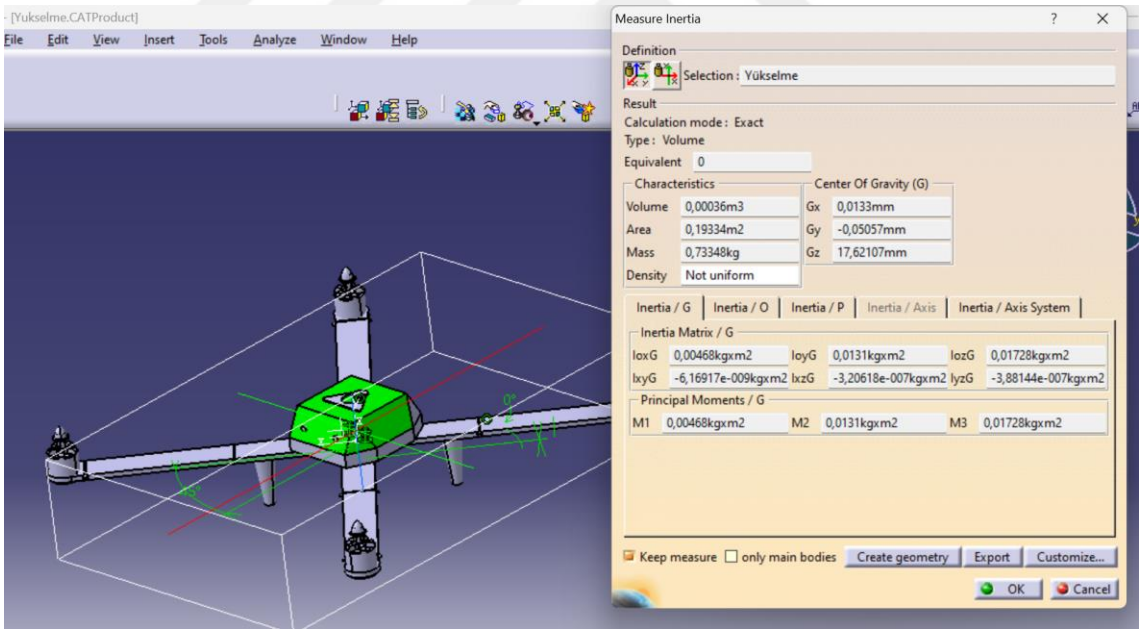
Göbek Açısı (α) (derece) / Kol Yükselme Açısı (β) (derece)	I_x (kgm^2)	I_y (kgm^2)	I_z (kgm^2)
70/20	0,006817502	0,009570239	0,016339532
70/25	0,006610007	0,009219697	0,01568477
70/30	0,00636391	0,008805437	0,014912554
65/0	0,006799104	0,010546691	0,01755625
65/5	0,006776826	0,010503147	0,017478186
65/10	0,006710381	0,010373386	0,017245625
65/15	0,006600922	0,010159992	0,016863425
65/20	0,006450341	0,009867198	0,016339532
65/25	0,006261222	0,009500775	0,01568477
65/30	0,006036775	0,009067875	0,014912554
60/0	0,006398438	0,010856339	0,01755625
60/5	0,006378326	0,010810976	0,017478186
60/10	0,006318332	0,010675799	0,017245625
60/15	0,006219476	0,010453521	0,016863425
60/20	0,006083425	0,010148585	0,016339532
60/25	0,00591246	0,009767046	0,01568477

Tablo 2.3. Devamı

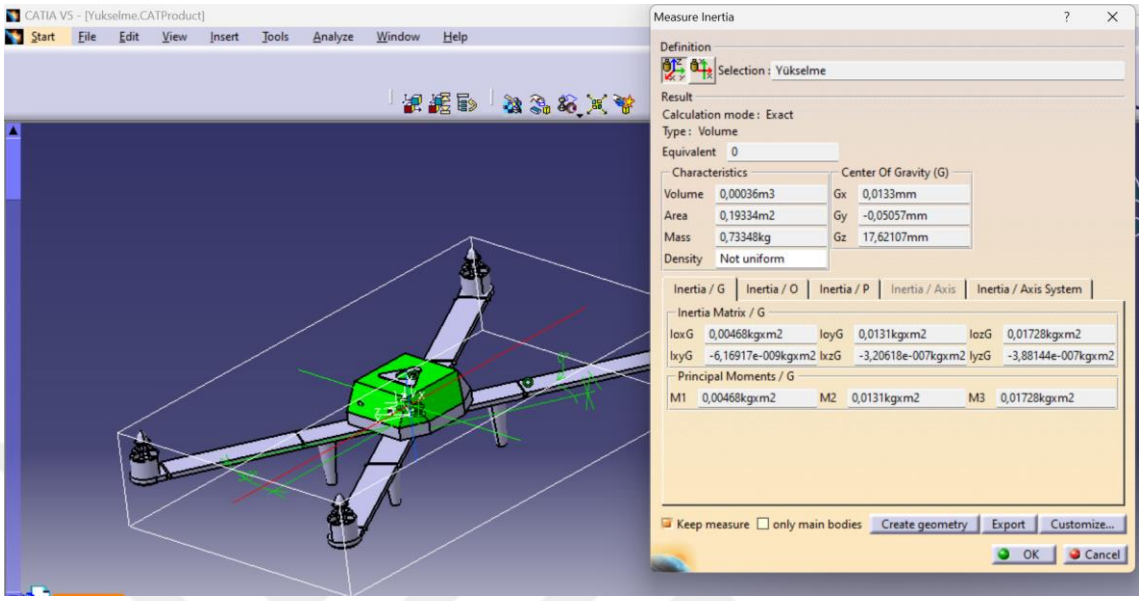
Göbek Açısı (α) (derece) / Kol Yükselme Açısı (β) (derece)	I_x (kgm^2)	I_y (kgm^2)	I_z (kgm^2)
60/30	0,005709417	0,009316409	0,014912554

Tablo 2.3'de göbek açısı ve kol yükselme açısı 5 derecelik hareket ettirilerek atalet momentler elde edildi. Şekil 2.13' de CATIA programında tasarlanan hava aracından elde edilen değerler gösterilmektedir. Tablo 2.3'deki değerler ile Şekil 2.13'deki değerlerin çok yakın elde edilmesi Denklem (2.32)'nin doğru olduğunu göstermektedir.

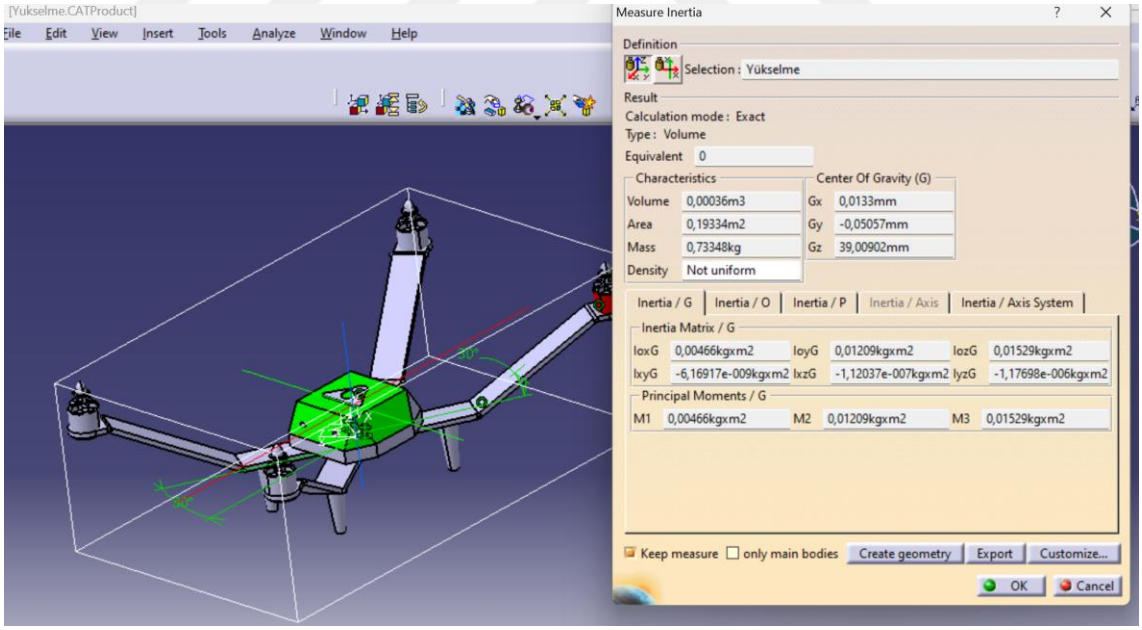
a)



b)



c)



Şekil 2.13. a) β=0°, α=90° ; b) β=0°, α=60° ; c) β=30°, α=60° CATIA programında tasarlanan ŞahineyQuad'ın farklı göbek ve yükselme açılarında I_x - I_y – I_z değerleri

Eşitlik (2.9) 'da görüldüğü gibi rotor merkezinin ağırlık merkezine uzaklığı boylamasına ve yanal hareketlerde etkilidir. Quadrotorun daralması (konfigürasyon 2) yunuslama hareketinde kararlılık artmaktadır. Yuvarlanma hareketi sırasında kararlılık azalmaktadır.

Quadrotorun daralması (konfigürasyon 3) hem yunuslama hem de yuvarlanma hareketini etkilemekte, boylamasına ve yanal uçuş etkilenmektedir.

Bir sonraki bölümde kontrolör tasarlanırken denklem (2.32) kullanılacaktır. ŞahinbeyQuad'ın 3 farklı konfigürasyondaki başkalaşım animasyonu https://youtu.be/RI_47L9ocRQ paylaşıldı.

3. BÖLÜM

KULLANILAN KONTROLCÜ VE OPTİMİZASYON ALGORİTMASI

Kontrol sistemlerinin tasarımı mühendislik tasarımının özel bir örneğidir. Kontrol mühendisliğinde yapılan tasarımın amacı, gerçek bir ihtiyacı karşılamak için önerilen sistemin temel parametrelerinin yapılandırılması, özelliklerini ve tanımının elde edilmesidir [80].

Kontrol sistemi tasarım süreci, üç gruba ayrılır. Bunlar; 1. Kontrol edilecek hedef ve değişkenlerin belirlenmesi ve performansın ölçüleceği özelliklerin tanımlanması, 2. Sistem tanımı ve modellenmesi, 3. Kontrol sistemi tasarımı ve entegre sistem simülasyonu ve analizi [80].

Tasarım işleminin ilk adımı sistemin amaçlarını, hedeflerini belirlemektir. İkinci adım kontrol etmek istediğimiz değişkenleri belirlemektir. Üçüncü adım tutturmamız gereken doğruluk seviyesini özellikler cinsinden yazmaktır. Bu doğruluk gerekliliği daha sonra kontrol edilecek değişkeni ölçen sensörün doğru seçilmesini sağlayacaktır. Performans özellikleri, kapalı döngü sistemin nasıl çalışması gerektiğini açıklayacak ve gürültü ve bozulmalara karşı iyi düzenleme, komutlara tepkiler, gerçekçi eyleyici sinyalleri, düşük hassasiyetler ve gürbüzlük içermektedir.

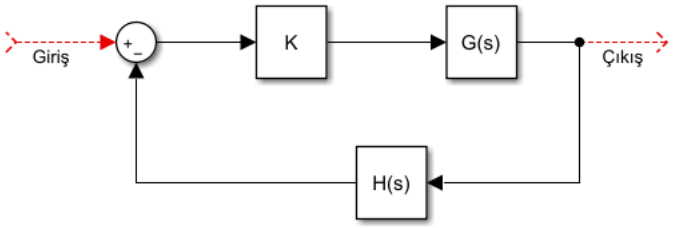
3.1. Kullanılan Kontrolcüsü

Kapalı-döngü kontrol sistemleri çıkışı ölçer ve istenilen çıkış tepkisi (referans giriş veya komut sinyali) ile bu sinyali karşılaştırır. Geribeslemeli kontrol sistemleri referans giriş ve çıkış arasındaki önceden tanımlanmış ilişkiyi kontrol etmek amacıyla kullanılır. Çoğunlukla kontrol edilmesi istenilen sistemin çıkışı ve referans girdi arasındaki fark arttırır, böylelikle prosesin kontrolünde farkın sürekli azalması sağlanır [80]. Genelde

istenilen çıkış ve var olan çıkış arasındaki farkın sıfır olmasını sağlayan kontrolcüdür. Bu çalışmada PID kontrolcü tercih edildi. Şekil 3.1'de negatif geribesleme kontrol sistemini gösterir, bunun negatif olmasının nedeni, çıkış ile giriş sinyalinin farkıdır.

PID, endüstrimizde çok yaygın olan en eski ama en çok yönlü denetleyici türlerinden biridir [59]. Belirli bir denetleyici hedefine, ayar noktasına bir göz atacağız. Nokta kontrolü yerine denetleyicinin amacı, sistemin [60] çıkışlarından bir veya daha fazlasını stabilize etmektir. Harici ayar noktası ayar noktası tarafından verilen değer, genel durumda [61] daha genel referans vurma hedefinin özel durumunu kontrol eder.

Dinamik sistemin dinamik özelliklerine ve kontrolörün performansına bağlı olarak, yeni ayar noktasının alınmasından çıkış değerinin istenen ayar noktasında sabit duruma ulaşması biraz zaman alabilir. Bu yapının genel anlamı basittir çünkü kontrolör, sistem çıkışının ayar noktası [62] olarak kalmasını sağlar.



Şekil 3.1. Kontrol blok şeması (Tek girişli tek çıkışlı sistemler veya alt sistemler için ayar noktası kontrolörleri tipi.)

PID tarafından üretilen K'nın kontrol sinyali kullanımı, üç bileşenden oluşur ve ayar noktasını kullanır. K_d katsayısı ile karakterize edilen, yalnızca orantılı terim mevcut olduğunda, kontrolörlerden bahsediyoruz K_d katsayılarının sıfıra eşit olduğu anlamına geliyor. Benzer şekilde, PID denetleyicisinin K_d'si sıfıra eşittir ve bir PID denetleyicisinin K_i'si sıfıra eşittir. Orantılı kısım olmadan PID görünümü yoktur. K_p oran katsayısını, K_i integral katsayısını ve K_d türev katsayısını temsil etmektedir [63].

$$u(t) = K_p e(t) + K_i \int_0^t e(\tau)d\tau + K_d \frac{de(t)}{dt}, e(t) = y_{referans}(t) - y(t). \quad (3.1)$$

PID kontrol algoritması, üç ayrı sabit değişkeni içermektedir. Bu değişkenler sırasıyla P, I ve D olarak adlandırılır ve her biri farklı işlevlere sahiptir. P, mevcut hata değerini

düzelten bir parametreyken, I geçmiş hataların toplamını düzeltir ve D ise hataların gelecekteki değişim oranını tahmin eder.

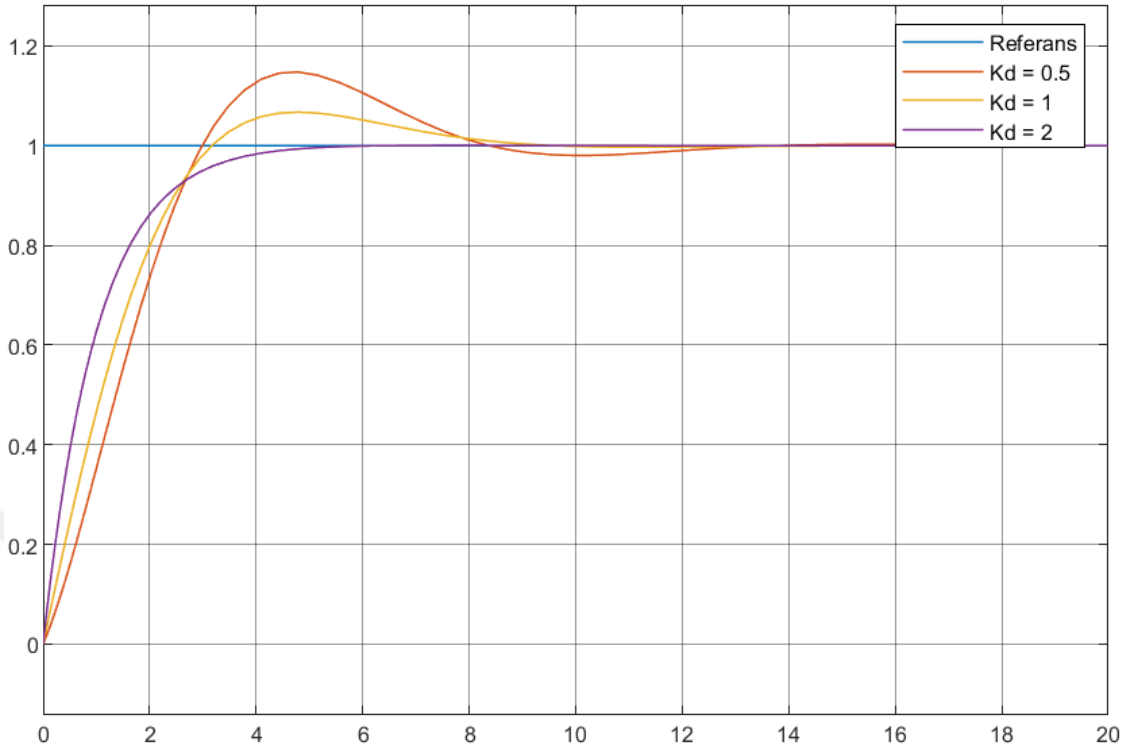
PID sistemi, üç farklı kontrolörün bir araya gelerek çalışmasıyla işlemektedir. Sistemdeki performansı etkileyen ana faktör ve bu faktörlerin PID kontrolcülerinin sistem üzerindeki etkileri aşağıdaki tabloda özetlenmiştir.

Tablo 3.1. PID kazançların performans parametrelerine etkileri [73]

Denetleyici	Yükselme Zamanı	Aşım	Yerleşme Zamanı	Kararlı Hal Hatası
K_p	Düşer	Yükselir	Az Değişir	Düşer
K_i	Düşer	Yükselir	Yükselir	Sıfırlanır
K_d	Az Değişir	Düşer	Düşer	Az Değişir

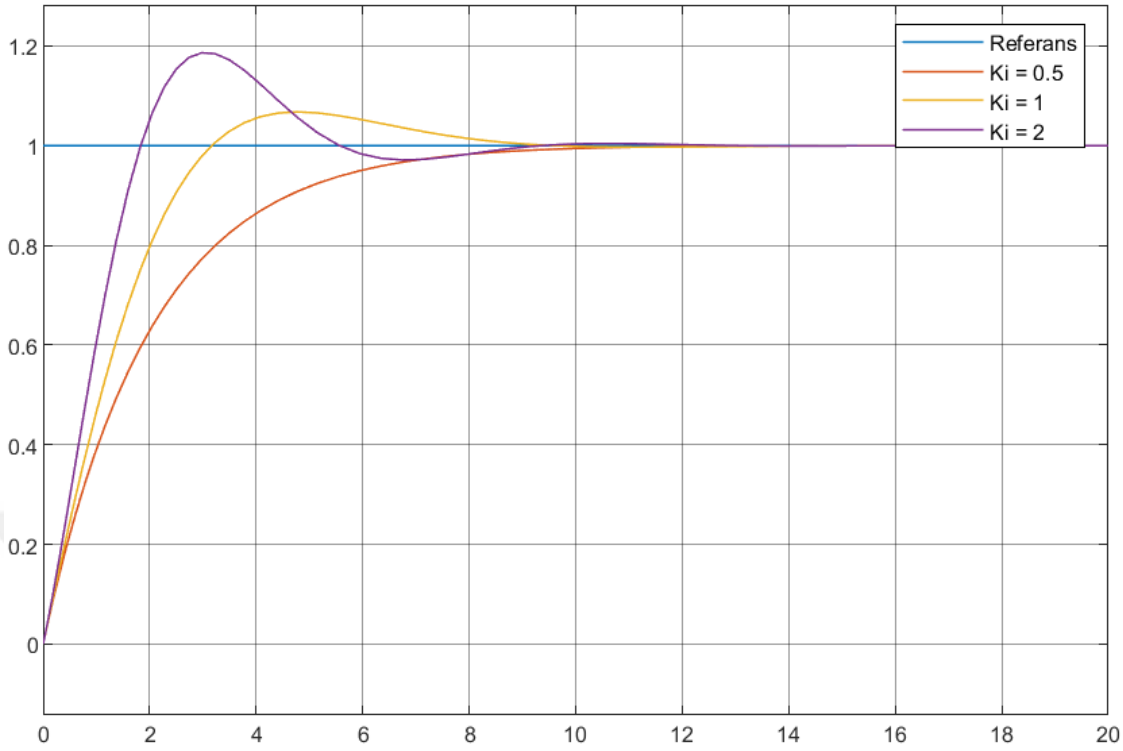
Oransal denetleyicilerin (K_p), yükselme zamanını azaltma etkisi bulunsa da, kararlı durumu hiçbir zaman tamamen yok etmezler. İntegral denetleyicinin (K_i), kararlı durum hatasını azaltmada etkili olabilir, ancak bu iyileşme geçici olabilir ve daha sonra tepkiyi olumsuz etkileyebilir. Türevsel denetleyicinin (K_d), sistemin kararlılığını artırma, aşım süresini kısaltma ve geçici tepkiyi düzeltme konularında etkilidir. Ancak PID kontrol sisteminde kontrolörler birbirine bağımlı olduğundan, bir katsayının değişmesi diğerlerinin etkilerini de değiştirebilir.

Oransal denetleyici, mevcut hata değeri ile hedeflenen referans değeri arasında orantılı bir çıkış değeri oluşturmayı hedefler. Oransal terim, ayarlanabilir bir katsayı olan K_p ile çarpılarak kontrol edilir. Her bir sorun için farklı bir katsayının ayarlanması gereklidir. Oransal denetleyici katsayısı çok yüksekse, sistem kararsız hale gelebilirken, çok düşükse büyük hatalar ve sınırlı sonuçlar ortaya çıkabilir. PID kontrol sisteminin çıkışının büyük bir kısmı, oransal denetleyici tarafından etkilenmektedir.



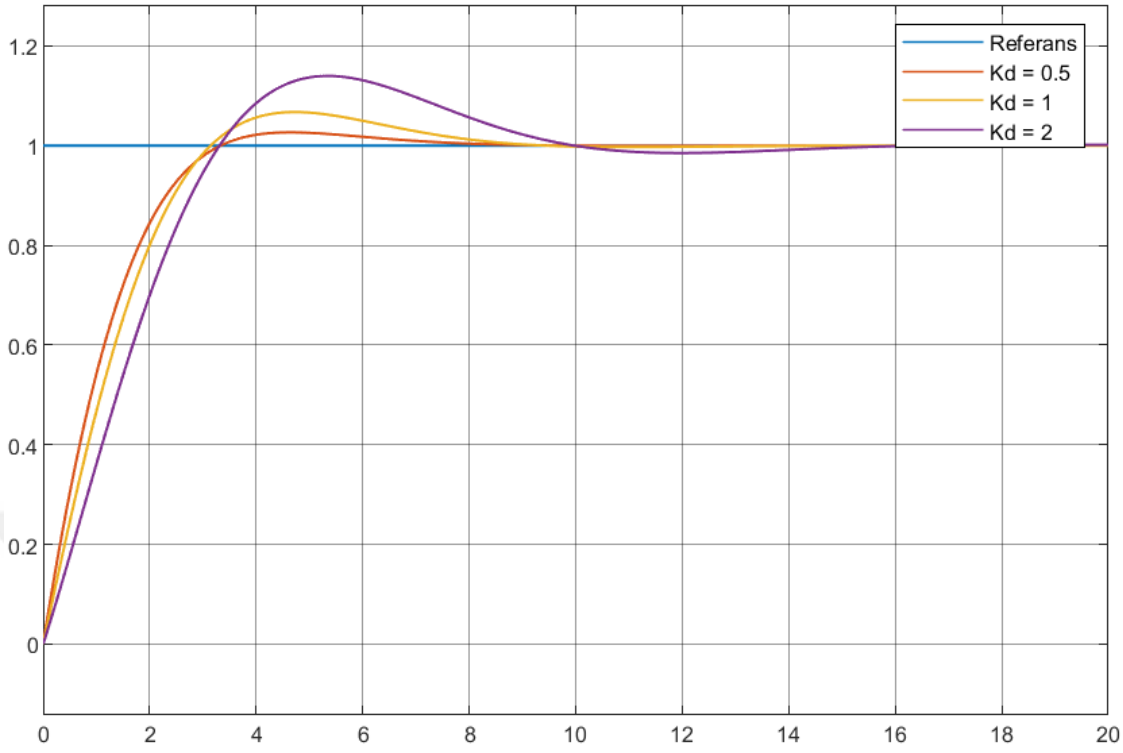
Şekil 3.2. Oransal kazancın PID kontrol sistemine etkisi

İntegral denetleyici, hata sinyalinin büyüklüğü ve hatanın giderilme süresi ile doğru orantılıdır. İntegral denetleyici, birikmiş hata ile ilişkilendirilen integral kazancı K_i ile çarpılır ve sonuç PID kontrolörün çıkışına eklenir. İntegral denetleyici, PID kontrol sisteminin ayar noktasına yaklaşırken hızını artırırken, oransal terimin neden olduğu kalıcı hata durumunu ortadan kaldırır. Bununla birlikte, integral denetleyici, geçmişte biriken hatalara tepki verdiği için ayar noktasına ulaşma süresinin uzamasına yol açabilir.



Şekil 3.3. İntegral denetleyicinin PID kontrol sistemine etkisi

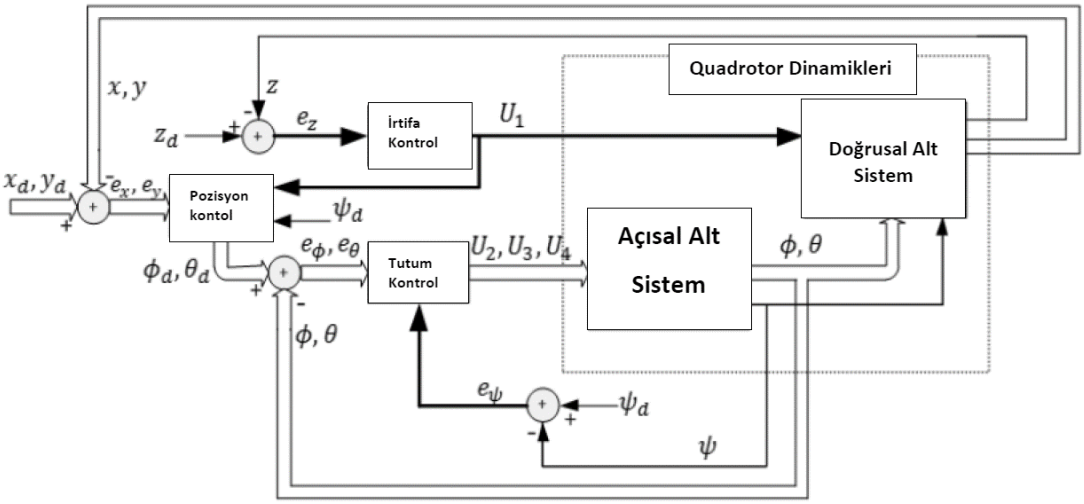
Türev denetleyicisi, hata sinyalinin zaman içindeki değişimini analiz ederek gelecekteki hata sinyallerini tahmin etmek ve bu tahminleri hesaplamak için kullanılır. Bu hesaplama, değişim oranını temsil eden türev kazancı olan K_d ile çarpılmasıyla gerçekleştirilir. Türev denetleyici, kontrol sisteminin gelecekteki davranışını tahmin ederek, sistemde istenilen referans sinyaline ulaşma süresini ve kararlılığını artırmaya yardımcı olur. Ancak, gerçek dünya uygulamalarında kontrol sistemlerinin kararlılığını etkileyebilecek çeşitli değişkenler bulunması nedeniyle, türev denetleyici pratikte nadiren kullanılır.



Şekil 3.4. Türev denetleyicinin PID kontrol sistemine etkisi

3.2. Hiyerarşik Otopilot Sisteminin Yapısı

Döner kanatlı hava aracı hem doğrusal hem de açısal ivmelerle kontrol edilir. Hava aracı yükselmek için $U1$ komutunu kullanır. Yuvarlanma hareketi (ϕ) için $U2$ komutunu kullanır. Yunuslama hareketi (θ) için $U3$ komutunu kullanır. Yalpalama hareketi (ψ) için $U4$ komutunu kullanır. 6 DOF; kontrol için 6 durum olduğunu söyler ancak dört kontrol sinyali mevcuttur. Döner kanatlı hava aracı eksik eylemcili bir yapıdadır [66]. Hava aracı, yükseklik (z), yuvarlanma (ϕ), yunuslama (θ) ve sapma(ψ) komutları kullanarak gerçekleştirir. x ve y doğrultusunda hareketin kontrolü, uçuş bilgisayarı tarafından türetilen komutlar sayesinde gerçekleşir (Şekil 3.5). Hava aracı kontrolcüsü tasarlanırken iki alt sisteme ayrılabilir. Hava aracının öteleme hareketleri ve açısal hareketlerini kontrol eder. Bunlar; doğrusal konumunu, hızını ve ivmesini ve açıları, açısal hızları ve ivmeleridir.



Şekil 3.5. Hiyerarşik otopilot sistem yapısı [67]

Otopilot sisteminin blok diyagramında da görüldüğü gibi istenilen veriler ile ölçülen veriler arasındaki farklar geri besleme ile otopilot sistemine gönderilir. PID kontrolcüsü bu fark sinyalini işleyerek motorların dönüş hızlarını ayarlayarak stabil uçuşu destekler.

3.2. Optimizasyon Yöntemi

Rassal optimizasyon yöntemleri, modern sistemlerin analizi, tasarımı ve işletilmesinde kritik bir rol oynamaktadır. Bu yöntemler, doğal sistem gürültüsü ile başa çıkmak ve yüksek derecede doğrusal olmayan, yüksek boyutlu veya klasik deterministik optimizasyon yöntemlerinin uygun olmadığı modeller veya sistemlerle başa çıkmak için etkili bir yol sunar. Rassal optimizasyon algoritmaları, istatistiksel alanlar (örneğin, deney tasarımı ve yanıt yüzeyi modelleme) başta olmak üzere bilim, mühendislik ve işletme problemlerinin geniş bir yelpazesinde yaygın olarak kullanılır. Rassal yöntemlerle optimizasyon, birçok farklı alanda başarıyla uygulanabilir [71].

Nonlinear problemleri kolayca çözmek neredeyse her zaman mümkün olmamakla birlikte, genellikle doğrusal yöntemler tercih edilmektedir. Spall ve Cristion[70], doğrusal olmayan ve rassal problemlerin çözümüne yönelik olarak eş zamanlı bozuntu rassal yaklaştırım (SPSA) ile eğitilmiş sinir ağı tabanlı denetleyiciler kullanarak önemli ilerlemeler kaydetmişlerdir. Bu modelden bağımsız yaklaşım, oldukça yeni olmasına rağmen birçok gerçek dünya kontrol problemine başarıyla uygulanmıştır [72].

Quadrotorun maksimum uçuş performansının hesaplanabilmesi için PID katsayıları, alfa ve beta değerleri arasındaki ilişkinin kurulması ve hesaplanması gerekmektedir. Değerlerin hesaplanmasında SPSA optimizasyon yöntemi kullanılmıştır. SPSA, birden fazla değişkenli sistemlerde optimizasyon için kullanılan bir yöntemdir. SPSA, birçok bilinmeyen parametre ile sistem optimizasyonu için algoritmik bir yöntemdir. SPSA, tahmine dayalı kontrol ve modelden bağımsız sinyal zamanlaması, simülasyon optimizasyonu için başarıyla uygulanmıştır ve burada SPSA, diğer optimizasyon yöntemlerine kıyasla daha hızlı sonuçlar verir [64].

Dört rotorlu hava aracı kolları arasındaki açı, kolların yükseklik açısındaki tahmini şekil değişikliğine göre ayarlanır. Alfa ve beta açılarının değişimi atalet momentinin değişmesine neden olur. Tablo 1'de verilen değerler şekil değişikliği sonrası oluşan değerleri vermektedir. Optimizasyon ile açı değerleri için en uygun değer belirlenir. Bu, kontrol ve istikrar için gereklidir.

SPSA optimum sonuçlar sağlar. SPSA, diğer optimizasyon yöntemlerinden daha hızlı sonuçlar sunar [65]. SPSA, optimum sonuçlar için yükselme süresi, oturma süresi ve maksimum aşım sistem değerleri gibi performans kriterlerinin bir kombinasyonu olan maliyet fonksiyonu kullanır. SPSA ile toplam 8 parametre hesaplanır. Bunlar 3 PID Boyuna, 3 PID Yanal, alfa ve beta açılarıdır. Amaç, maliyet indeksini en aza indirmektir. Maliyet fonksiyonu denklem 3.2'de verilmiştir.

$$J = J_{lon} + AJ_{lat}, A = J_{Lon-initial} \tag{3.2}$$

Maliyet fonksiyonu boylamasına ve yanal uçuş için ayrı ayrı aşağıdaki gibi yazılabilir:

$$J_{boy} = a * T_{rt_{boy}} + b * T_{st_{boy}} + OS_{boy} \tag{3.3}$$

$$J_{yan} = c * T_{rt_{yan}} + d * T_{st_{yan}} + OS_{yan} \tag{3.4}$$

Toplam maliyet indeksi, boylamasına ve yanal otonom uçuş performanslarından oluşur:

$$J_{autocost} = \left(J_{boy} + e * J_{yan}\right) = 1/T \tag{3.5}$$

$$J_{tot_cost} = \left(J_{boy} + e * J_{yan}\right) + f * \left(\frac{1}{T}\right) \quad (3.6)$$

Otonom performans maliyeti, boylamasına maliyet, ağırlıklı yanal maliyet, ağırlıklı itki sistemi maliyeti, toplam maliyet ve havada kalış süresi aşağıdaki şekilde gösterilmektedir. Aşağıda verilen tabloda yer alan a, b, c, d, e ve f katsayıları SPSA algoritmasının uygulanması sırasındaki ağırlık değerleridir ve tüm tasarım parametreleri (otonom performans maliyetine karşı itki sistem maliyeti, boylamasına maliyete karşı yanal maliyet) dikkate alınarak seçilmektedir.

Başlangıç durumu aşağıdaki gibi bulunur. PID değeri (50, 5, 50)'dir. α için 75 ve β için 15'tir. α'nın alabileceği değerler; 60<α<90, α Başlangıç = 75°

$$\frac{60}{75} < \alpha_{multiplier} < \frac{90}{75} \quad (3.7)$$

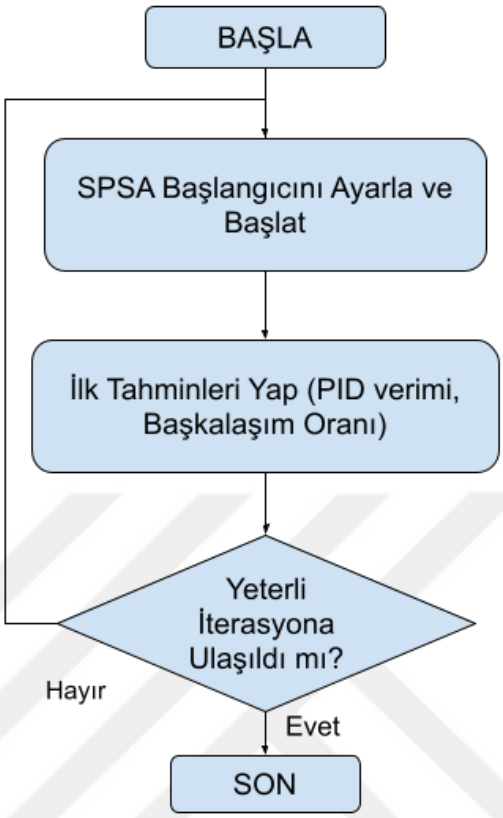
β'nın alabileceği değerler; 0<β<30, β Başlangıç = 75°

$$\frac{0}{15} < \beta_{multiplier} < \frac{30}{15} \quad (3.8)$$

SPSA ile hesaplanacak parametrelerin başlangıç değerleri; K_{pboy}, K_{iboy}, K_{dboy} (50, 5, 50), K_{pyan}, K_{iyan}, K_{dyan} (50, 5, 50), alfa (75°), beta (15°).

3.3. Tasarım Algoritması

Bu tez çalışmasında, quadrotorun otopilot sistemi, otopilot kazanç katsayıları, aktif başkalaşım dikkate alınarak, itki sistemi ile eş zamanlı olarak tasarlanmıştır. Quadrotor modelleme, Newton-Euler yaklaşımı kullanılarak durum-uzay modeli yaklaşımı ile gerçekleştirilir. Simülasyonlar Matlab ortamında gerçekleştirilmektedir. Quadrotor tam model ve başkalaşım modeli CATIA programında çizilerek elde edilmiştir. SPSA yaklaşımı kullanılarak, quadrotor parametreleri tahmin edilmiştir. Tahmini yapılan parametreler, boylamasına ve yanal uçuş için PID katsayıları, başkalaşım oranıdır. Kontrol algoritması olarak PID kullanılan sistemde, SPSA algoritmasından elde edilen değerlerle ve havada kalış süresine bağlı olarak boylamasına ve yanal uçuş simülasyonları gerçekleştirilmektedir. Simülasyonlar sonucunda quadrotor verilen yörüngeyi başarıyla takip etmiştir.



Şekil 3.6. Optimizasyon akış şeması

4. BÖLÜM

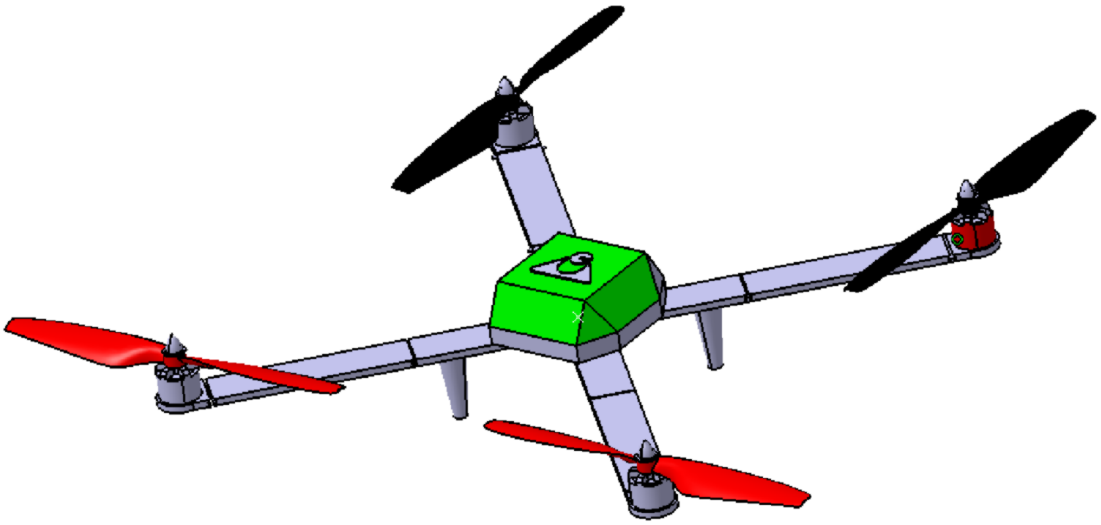
BULGULAR

Bu bölümde gerçekleştirilen araştırmalar ve bulunan sonuçlar, uluslararası konferanslarda tam metinli bildirilerde, uluslararası yayınlarda ve kitap bölümünde yayınlandı. Quadrotor modellemesi tek bir seferde gerçekleştirilmiş ve simülasyonlar vasıtasıyla değişikliklere gerek duyulmadan quadrotor kontrolü sağlanmıştır. Daha sonra aynı model üzerinde toplu dönüşüm ve diferansiyel dönüşüm uygulamaları simülasyonlar aracılığıyla gerçekleştirilmiştir. Nihai aşamada, SPSA optimizasyon metodu kullanılarak toplu dönüşüm işlemi yapılmıştır. Bu bölümde belirtilen quadrotor modellerinin tüm çizimleri CATIA yazılımı ile oluşturulmuştur. Bu kısımdaki bulgular [46] 'da paylaşılmıştır.

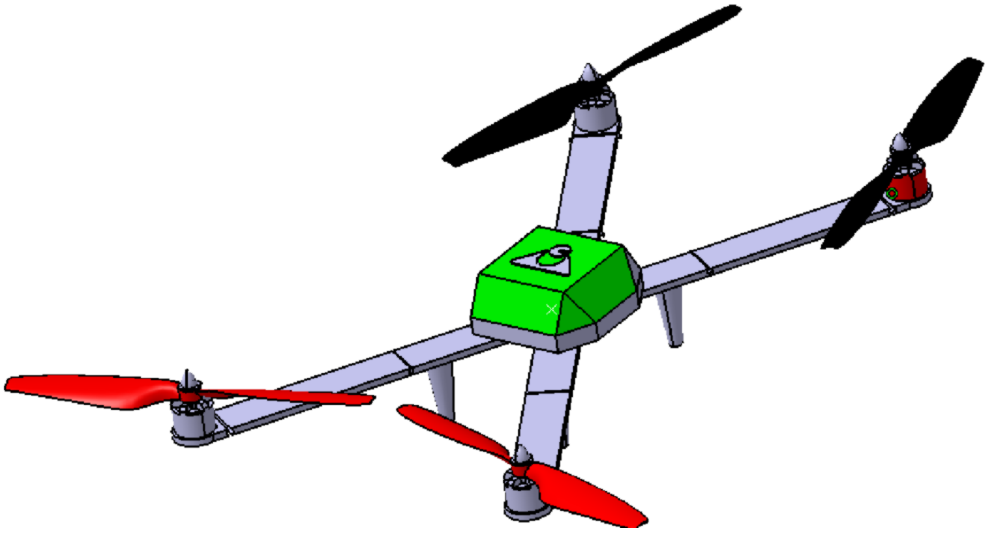
4.1.Quadrotor Yükseklik, Yuvarlanma, Yunuslama ve Sapma Kontrolü

Quadrotorun kolları arasındaki açı 90 derecedir. Kollar gövdeye paralel monte edilmiştir. Şekil 4.1a 'da görüldüğü gibi kollar arasındaki açı 90 derece ve kol yükseklik açısı 0 derecedir. Şekil değişikliğinin olmadığı bu durum konfigürasyon 1'dir. Şekil 4.1b 'de kollar arasındaki açının 60 derece olduğu Konfigürasyon 2 gösterilmektedir.

a)

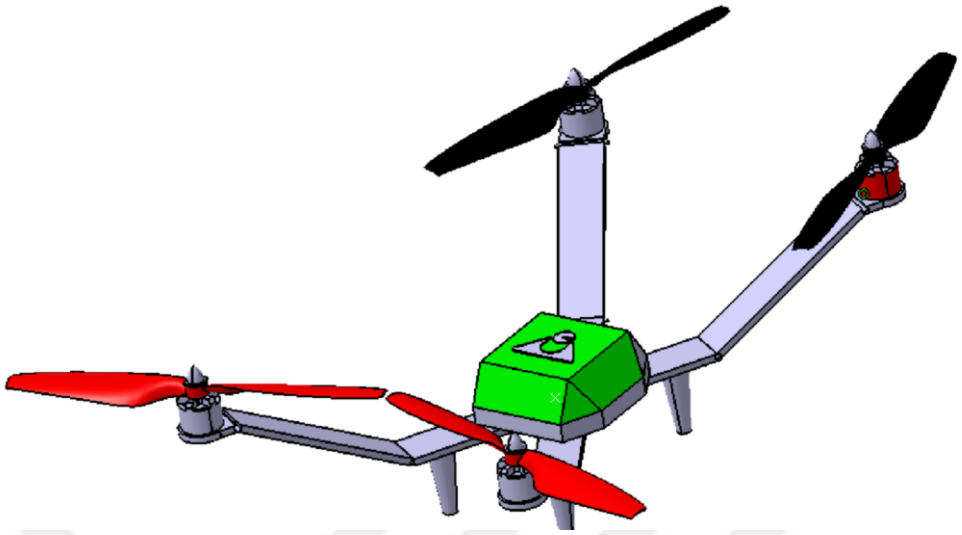


b)



Şekil 4.1. a) Konfigürasyon 1; b) Konfigürasyon 2 (Göbek açısı 60°)

Kollar 30 derece yükseldiğinde oluşan şekil konfigürasyonu 3, şekil 4.2 'de gösterilmektedir.



Şekil 4.2. Konfigürasyon 3 (Göbek açısı 60°, Kol yükselme açısı 30°)

Quadrotor şekil değişimi atalet momentlerini etkiler. Değişiklik Tablo 4.1 'de verilmiştir.

Tablo 4.1. Farklı konfigürasyonlardaki hava aracının genel özellikleri

Quadrotor Konfigürasyon	Genişlik/Boy (mm/mm)	I_x (kgm^2)	I_y (kgm^2)	I_z(kgm^2)
Konfigürasyon 1	375/375	0,0087781	0,0087781	0,0175562
Konfigürasyon 2	265/459	0,0043890	0,0131671	0,0175562
Konfigürasyon 3	246/427	0,0037281	0,0111844	0,0149125

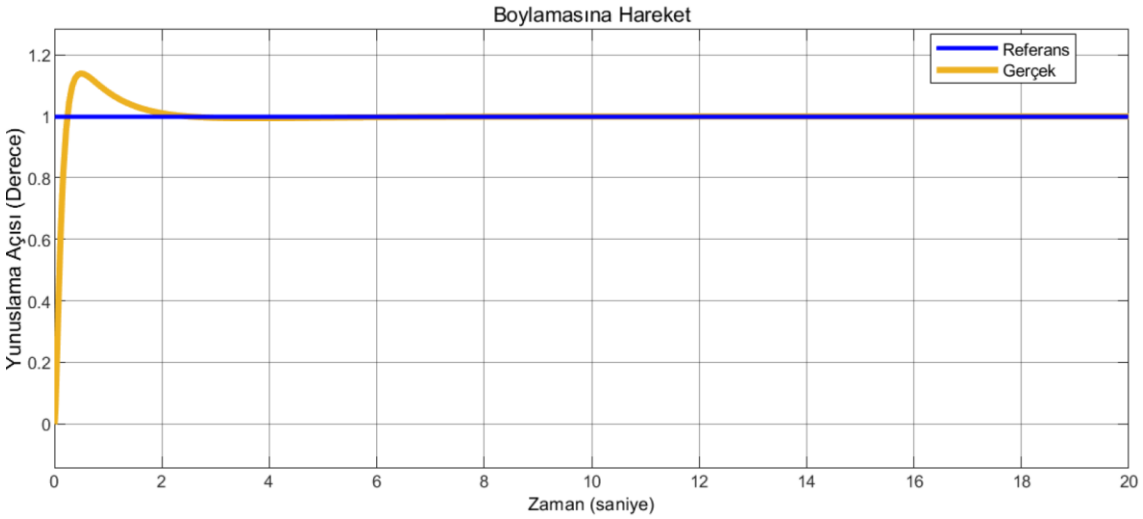
Quadrotorun, MATLAB programında 3 farklı konfigürasyon için boylamasına ve yanal simülasyonu yapılmıştır. Her durum için 1 derecelik referans değerleri girilerek 40 saniye boyunca yunuslama ve yuvarlanma davranışları simüle edilmiştir. Yükselme süresi, aşma ve oturma süreleri karşılaştırıldı.

4.1.1. Konfigürasyon 1 Boylamasına ve Yanal Hareket Simülasyonu

Konfigürasyon 1 (şekil 4.1a), hava aracı şekil değiştirmediğinde belirlendi. Tablo 4.2 'de quadrotor atalet momenti değerleri paylaşılmıştır. Bu değerler kullanılarak gerçekleştirilen boyuna hareket simülasyon grafiğinin (Şekil 4.3) sonuçları Tablo 4.2'de paylaşılmıştır.

Tablo 4.2. Boylamasına hareket simülasyonu sonuçları

Konfigürasyon 1	Yükselme Zamanı	Aşım	Oturma Zamanı
	0,121 s	13,3%	1,4 s

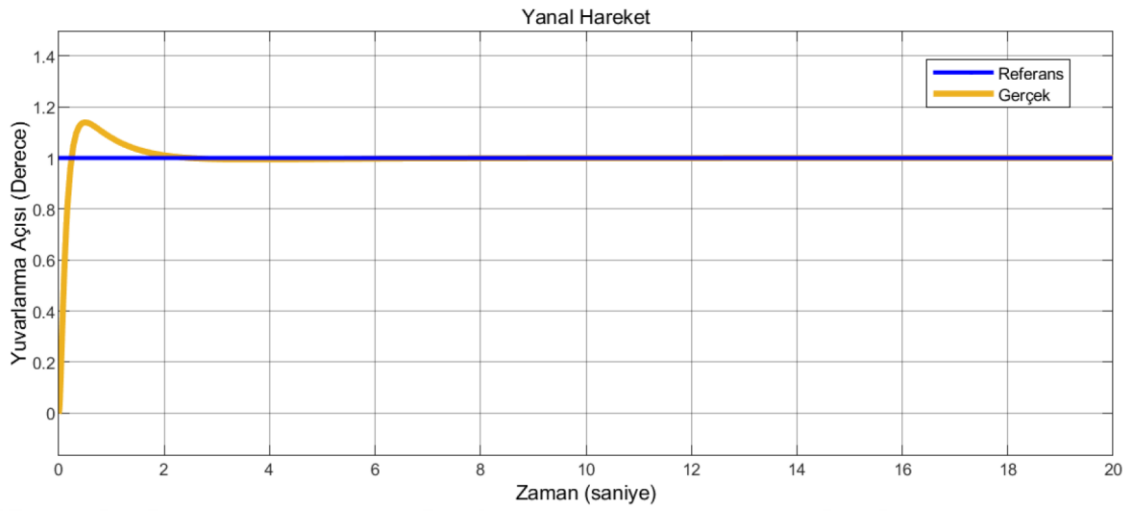


Şekil 4.3. Boylamasına hareket simülasyonu sonuçları

Konfigürasyon 1 için gerçekleştirilen yanal hareket simülasyon grafiğinin (Şekil 4.4) sonuçları Tablo 4.3'de paylaşılmıştır.

Tablo 4.3. Yanal hareket simülasyonu sonuçları

Konfigürasyon 1	Yükselme Zamanı	Aşım	Oturma Zamanı
	0,164 s	14%	1,75 s



Şekil 4.4. Yanal hareket simülasyonu sonuçları

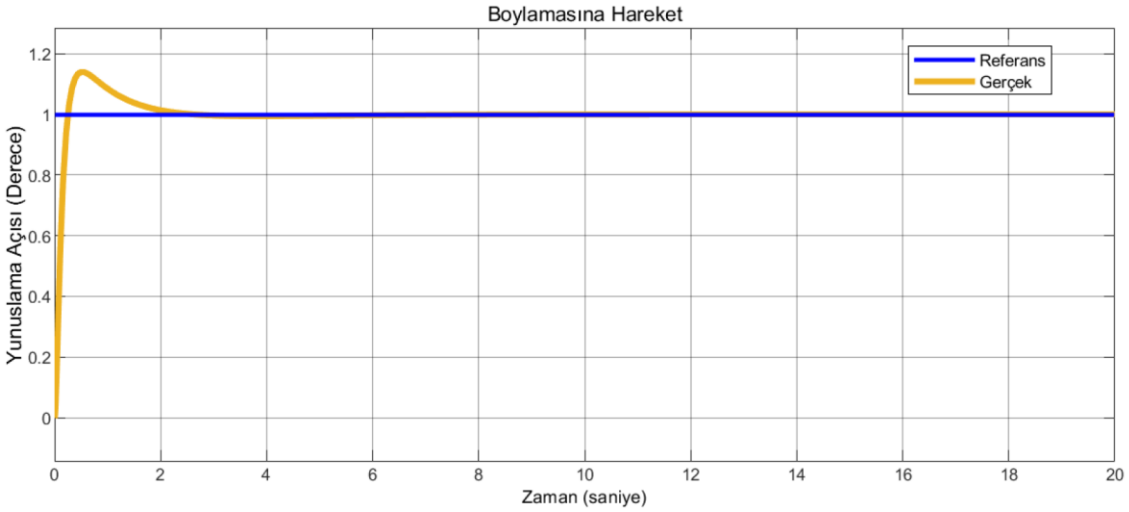
4.2. Kolektif Başkalaşımda Yükseklik, Yuvarlanma, Yunuslama ve Sapma Kontrolü

4.2.1. Konfigürasyonun 2 Boylamasına ve Yanal Hareket Simülasyonu

Quadrotor göbek açısı 60 derece olduğunda, konfigürasyon 2 olarak anılır (Şekil 4.1b). Tablo 4.4 'te quadrotor atalet momenti değerleri paylaşılmıştır. Bu değerler kullanılarak gerçekleştirilen boyuna hareket simülasyon grafiğinin (Şekil 4.5) sonuçları Tablo 4.4 'te paylaşılmıştır.

Tablo 4.4. Boylamasına hareket simülasyonu sonuçları

Konfigürasyon 2	Yükselme Zamanı	Aşım	Oturma Zamanı
	0,172 s	16,9%	1,59 s

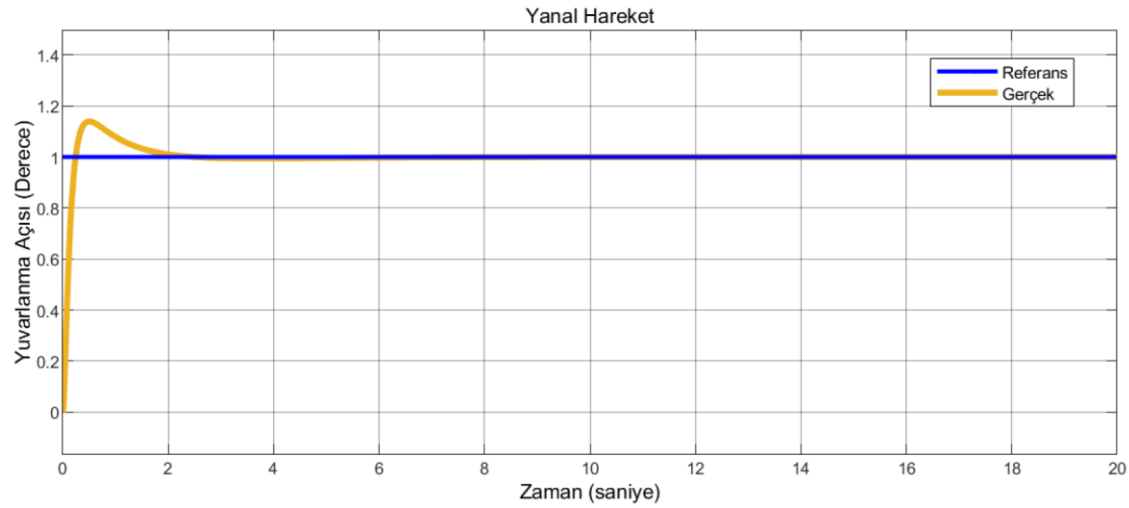


Şekil 4.5. Boylamasına hareket simülasyonu sonuçları

Konfigürasyon 2 için gerçekleştirilen yanal hareket simülasyon grafiğinin (Şekil 4.6) sonuçları Tablo 4.5'te paylaşılmıştır.

Tablo 4.5. Yanal hareket simülasyonu sonuçları

Konfigürasyon 1	Yükselme Zamanı	Aşım	Oturma Zamanı
	0,0887 s	9.85%	1,33 s



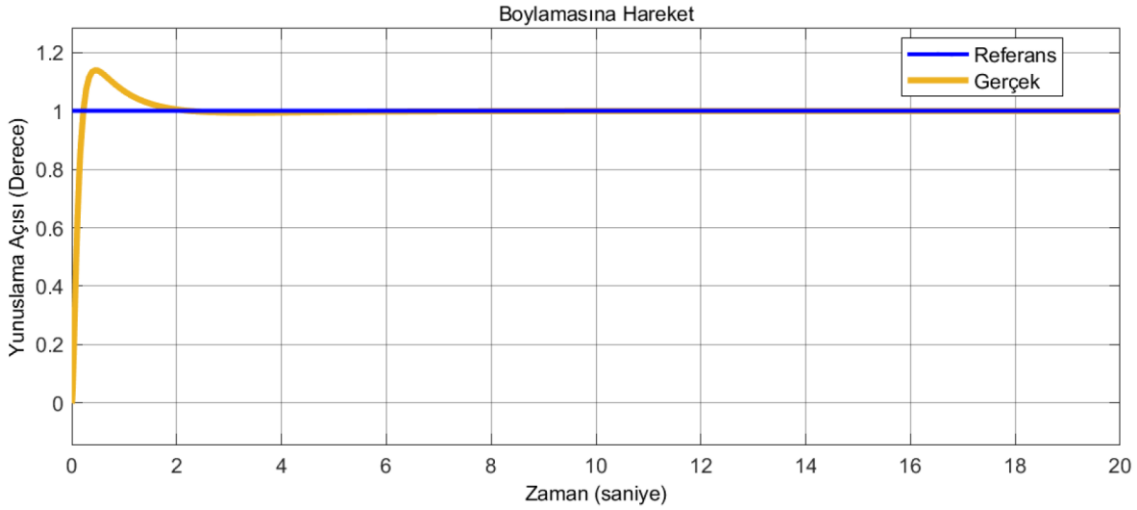
Şekil 4.6. Yanal hareket simülasyonu sonuçları

4.2.2. Konfigürasyonun 3 Boylamasına ve Yanal Hareket Simülasyonu

Quadrotor kol yüksekliği 30 derece olduğunda konfigürasyon 3 olarak anılır (Şekil 4.2). Tablo 4.6 'da quadrotor atalet momenti değerleri paylaşılmıştır. Bu değerler kullanılarak gerçekleştirilen simülasyon grafiğinin (Şekil 4.7) sonuçları, boylamsına hareket için Tablo 4.6'da paylaşılmıştır.

Tablo 4.6. Boylamasına hareket simülasyonu sonuçları

Konfigürasyon 3	Yükselme Zamanı	Aşım	Oturma Zamanı
	0,16 s	16%	1,55 s

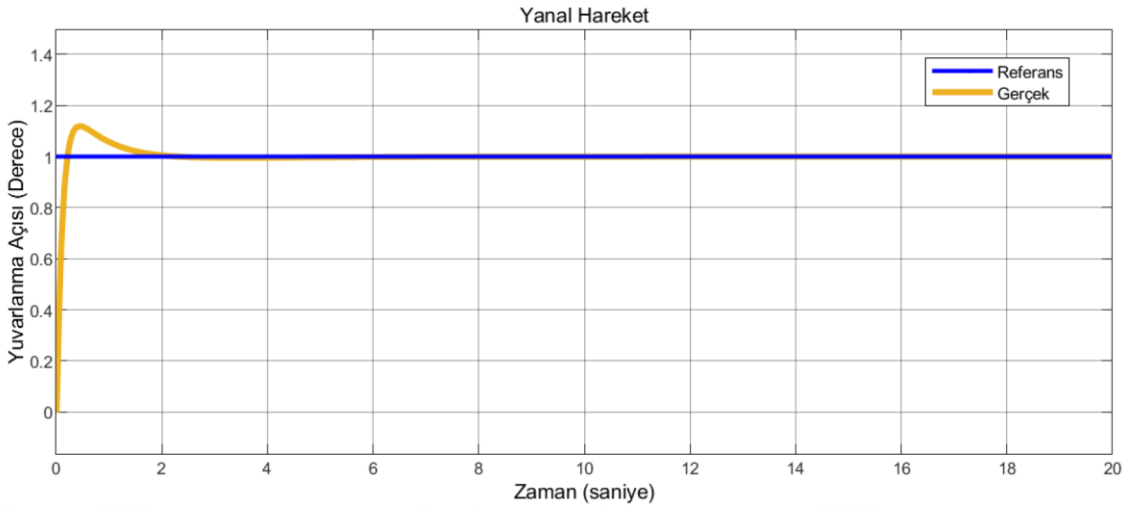


Şekil 4.7. Boylamasına hareket simülasyonu sonuçları

Konfigürasyon 3 için gerçekleştirilen yanal hareket simülasyon grafiğinin (Şekil 4.8) sonuçları Tablo 4.7'de paylaşılmıştır.

Tablo 4.7. Yanal hareket simülasyonu sonuçları

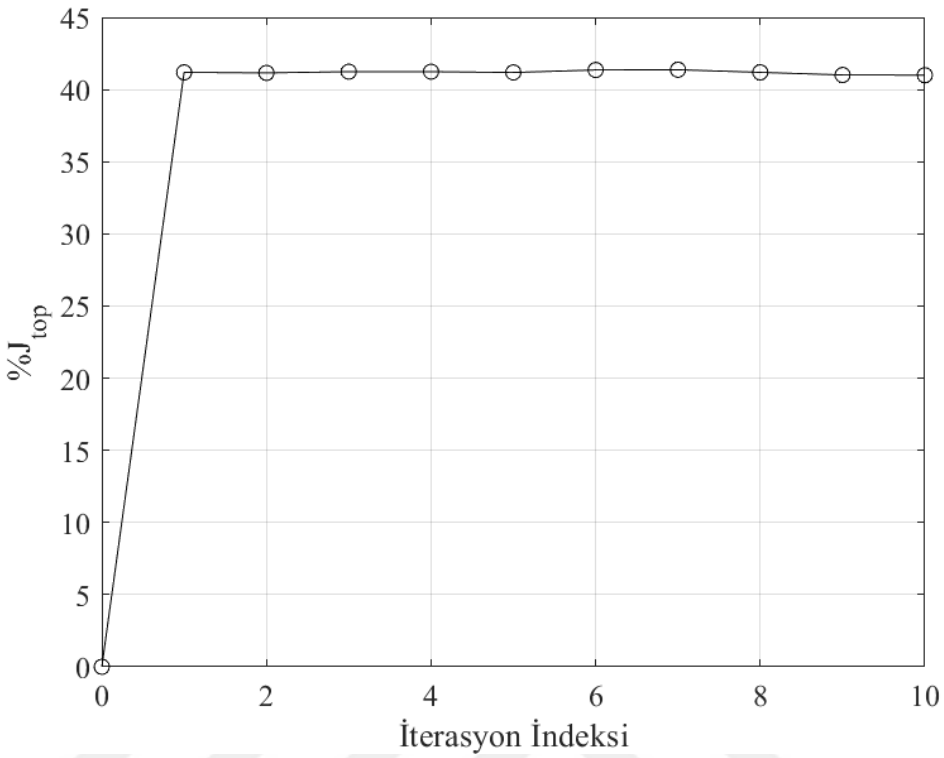
Konfigürasyon 1	Yükselme Zamanı	Aşım	Oturma Zamanı
	0,0898 s	9,86%	1,34 s



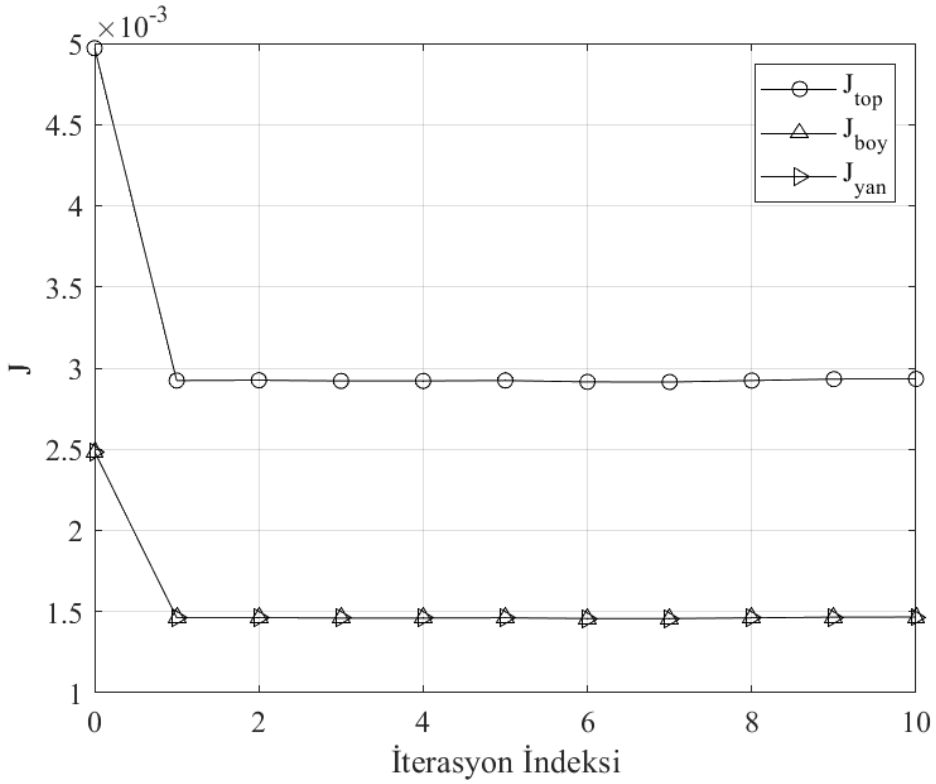
Şekil 4.8. Yanal hareket simülasyonu sonuçları

4.3. Kullanılan Optimizasyon Yöntemi ile Kolektif Başkalaşım Kullanarak Quadrotor Kontrolü

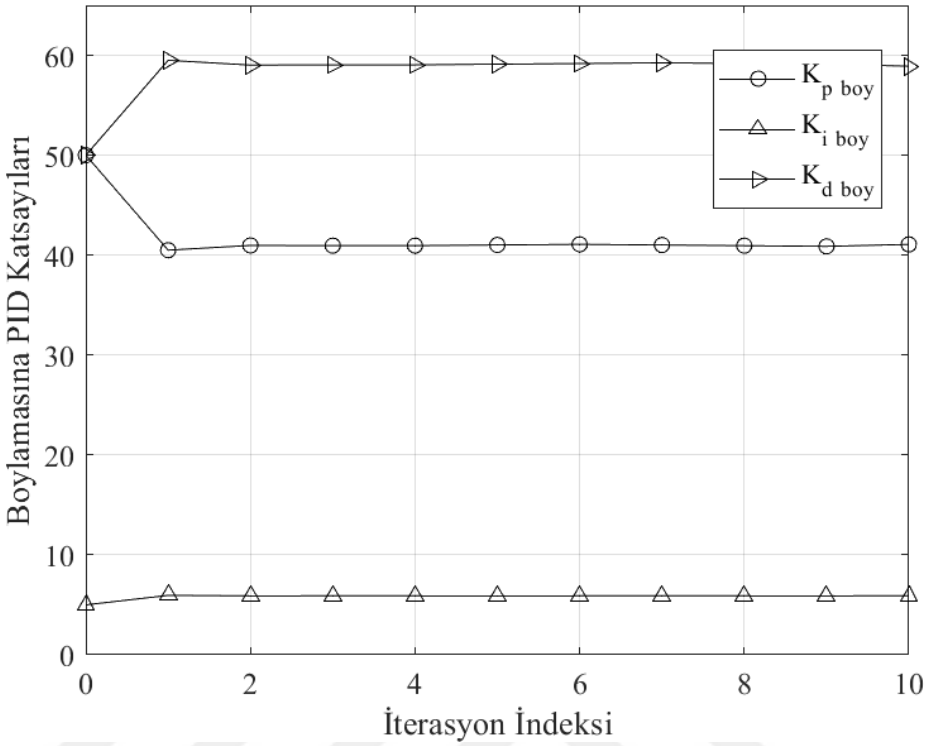
Bu bölümde, quadrotorun uçuş dinamiklerini belirlemek için farklı faktörlerin incelenmesi ele alınmıştır. Özellikle, kolların yükseltilmesi ve göbek açısının değişimi nedeniyle oluşan aktif biçim değişiklikleri dikkate alınmıştır. Bu iki unsur, quadrotorun yanal ve boylasmal uçuş özelliklerinin belirlenmesinde kritik rol oynar. Bu kapsamda yapılan hesaplamalar, quadrotorun hareket açılarına dayanır. Boylamasına uçuş durumunda 1 derecelik bir yunuslama açısı ve yanal uçuşta 1 derecelik bir yuvarlanma açısı dikkate alınmıştır. Bu özellikle dikkate alınırken, her iki uçuş modunda da genel performansın ölçülmesi için bir maliyet indeksi kullanılmıştır. Bu maliyet indeksi, hem yan hem de ileri uçuş kavramlarını bir arada değerlendirebilme kapasitesine sahiptir. Maliyet indeksinin minimize edilmesi, optimal uçuş parametrelerinin belirlenmesinde kritik bir adımdır. Bu amaçla, tekil bir yaklaşım yerine, birleşik bir strateji benimsenmiştir. Yanal ve boylamsına uçuş kontrol sistemleri, bu birleşik yaklaşımın bir parçası olarak, dönüşüm parametrelerinin en uygun değerini belirlemek üzere birlikte tasarlanmıştır. Sonuç olarak, bu tasarım yaklaşımı, boylamasına ve yanal uçuş parametrelerinin optimal seviyeye getirilmesini sağlamıştır. Şekil 4.9, 4.10, 4.11 ve 4.12, sırasıyla toplam maliyeti, boylamasına uçuş için PID parametre değişimlerini ve yanal uçuş için PID parametre değişimlerini görsel olarak ifade eder. Bu, quadrotorun uçuş dinamiklerinin daha iyi anlaşılmasını ve analiz edilmesini sağlar.



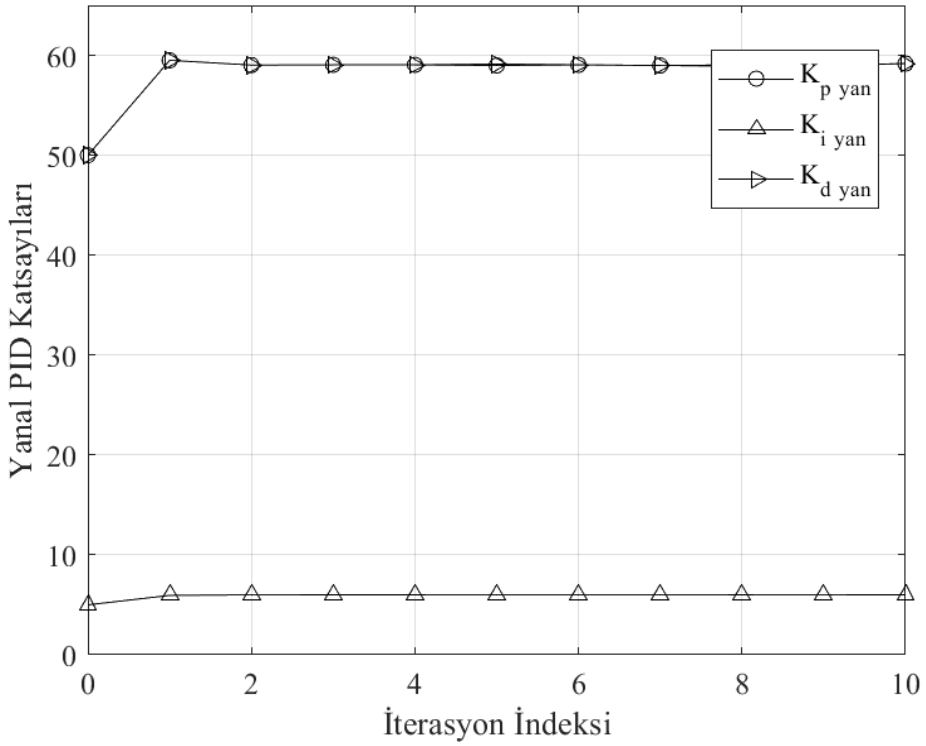
Şekil 4.9. Göreceli maliyet iyileştirmesi



Şekil 4.10. Her iterasyonda maliyet iyileştirme



Şekil 4.11. Her iterasyonda boylamasına PID

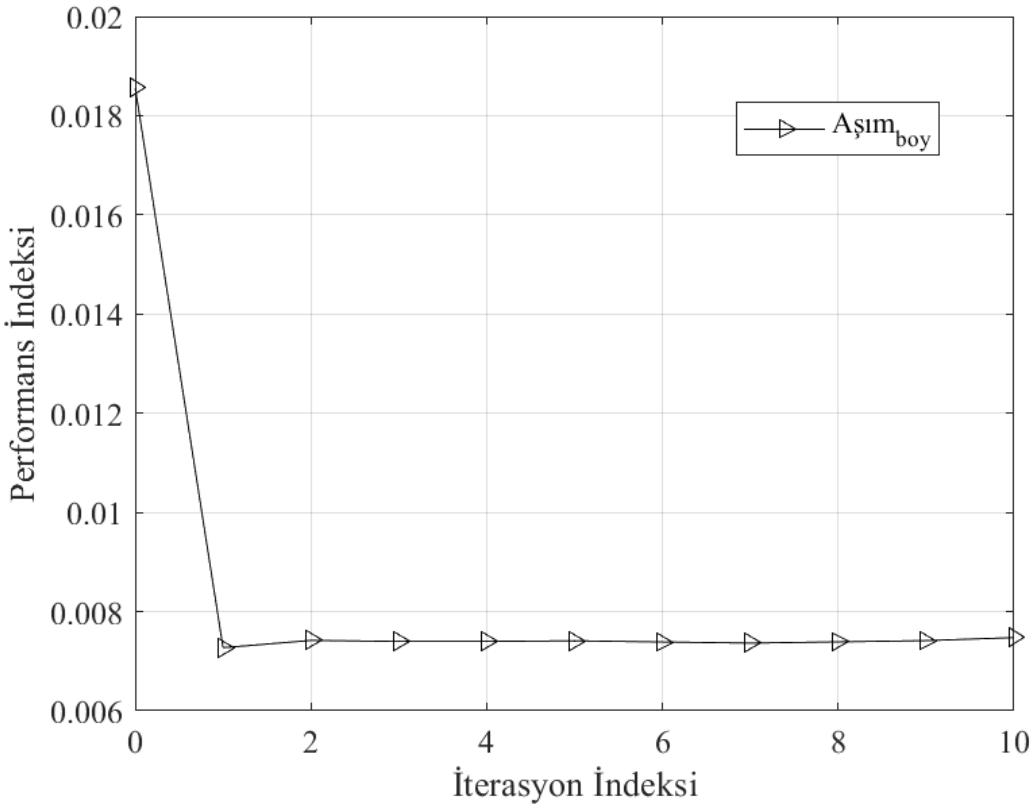


Şekil 4.12. Her iterasyonda yanal PID

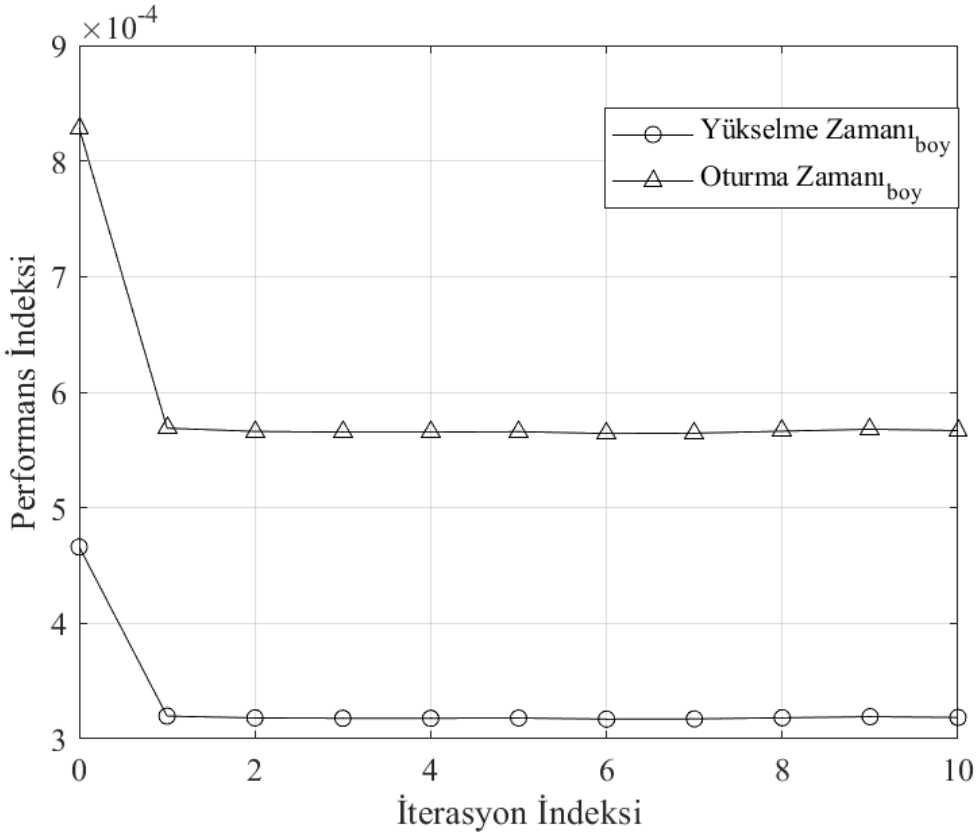
Bu çalışmada, quadrotorun boylamasına ve yanal uçuş yeteneklerinde otonom performans iyileştirmeleri için tasarım performans kriterlerinin ayrı ayrı ele alınması incelenmiştir. Bu kriterler, bir quadrotorun stabilitesi hakkında kesin bilgiler sağlar ve doğru kullanıldığında, daha etkili ve verimli bir uçuş kontrol sistemi tasarımı oluşturmanın temelini atar [16].

Bu belirli kriterlerin detaylı incelemesi, daha iyi bir performans ve daha stabil bir uçuş için quadrotorun hangi özelliklerinin optimize edilmesi gerektiğine dair açık bir yol haritası sağlar. Şekil 4.13 ve 4.14, boylamasına ve yanal uçuş için bu tasarım performans kriterlerini daha ayrıntılı bir şekilde sunmakta ve hangi parametrelerin nasıl düzenlendiğini ve bunların quadrotorun genel performansı üzerindeki etkisini göstererek, bu karmaşık süreci daha anlaşılır hale getirir.

a)

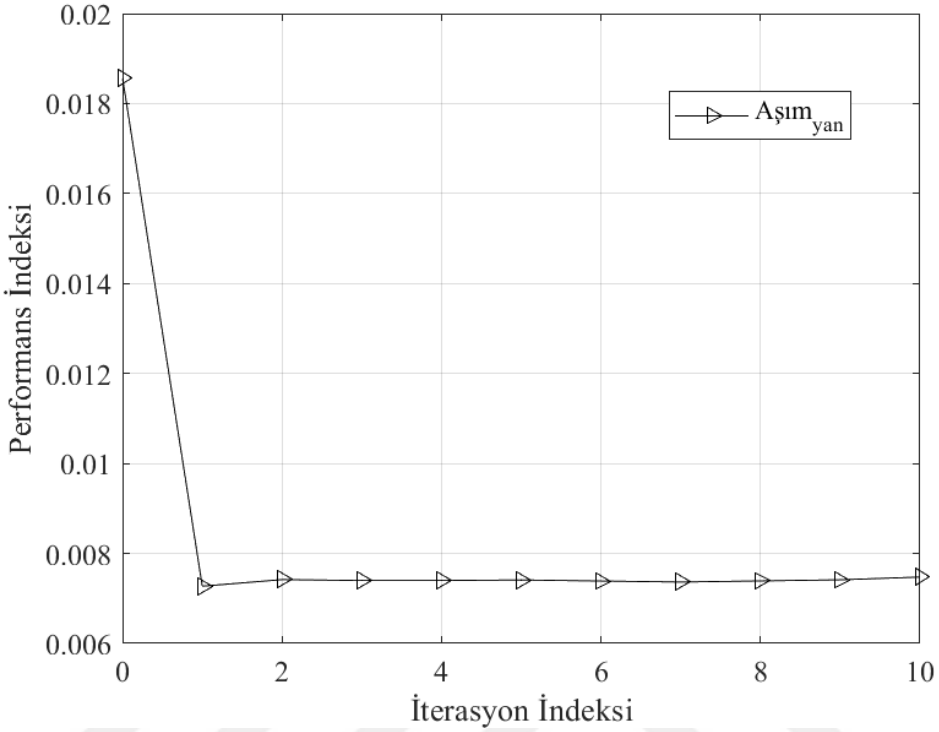


b)

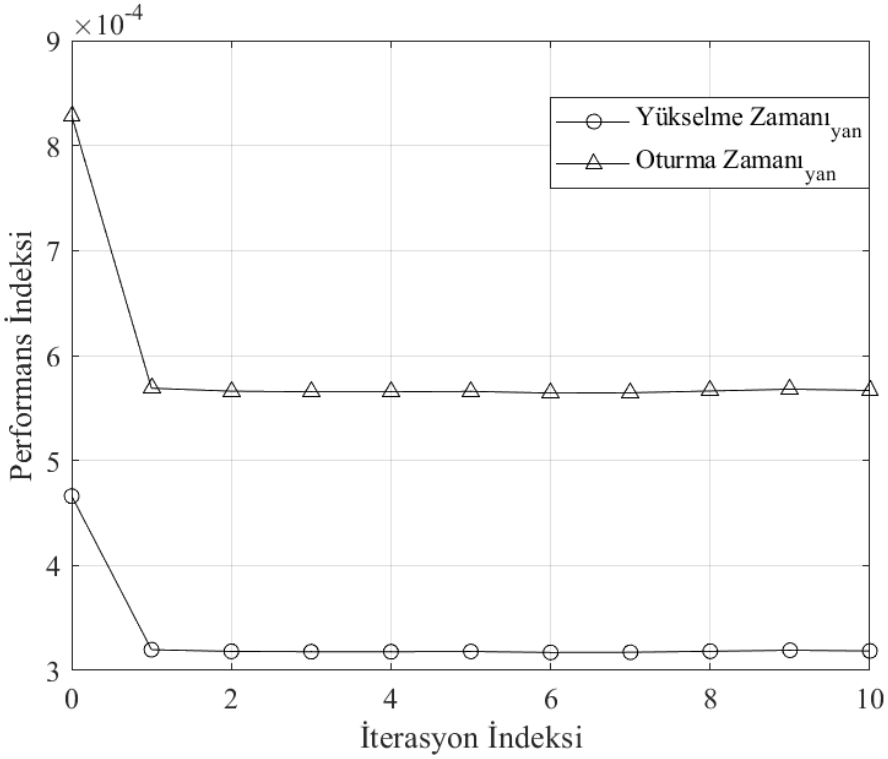


Şekil 4.13. a) Aşım; b) Yükselme zamanı, Oturma Zamanı. Boylamasına parametrelerin her iterasyondaki katsayıları

a)

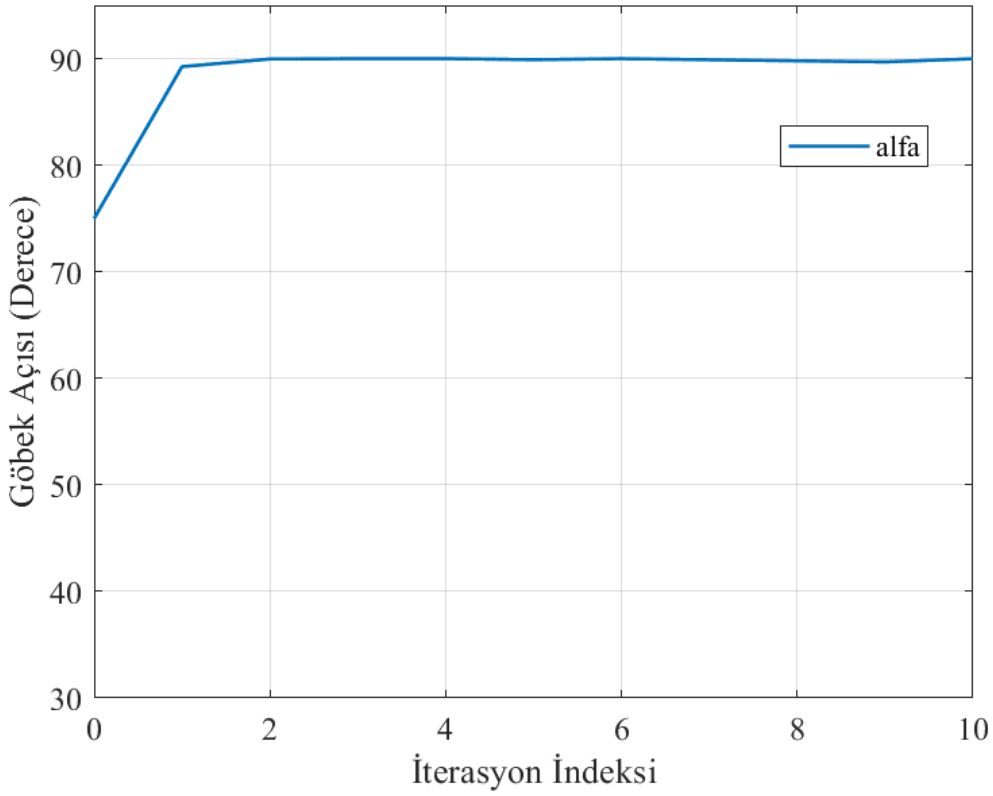


b)



Şekil 4.14. a) Aşım; b) Yükselme zamanı, Oturma Zamanı.Yanal parametrenin her iterasyondaki katsayıları

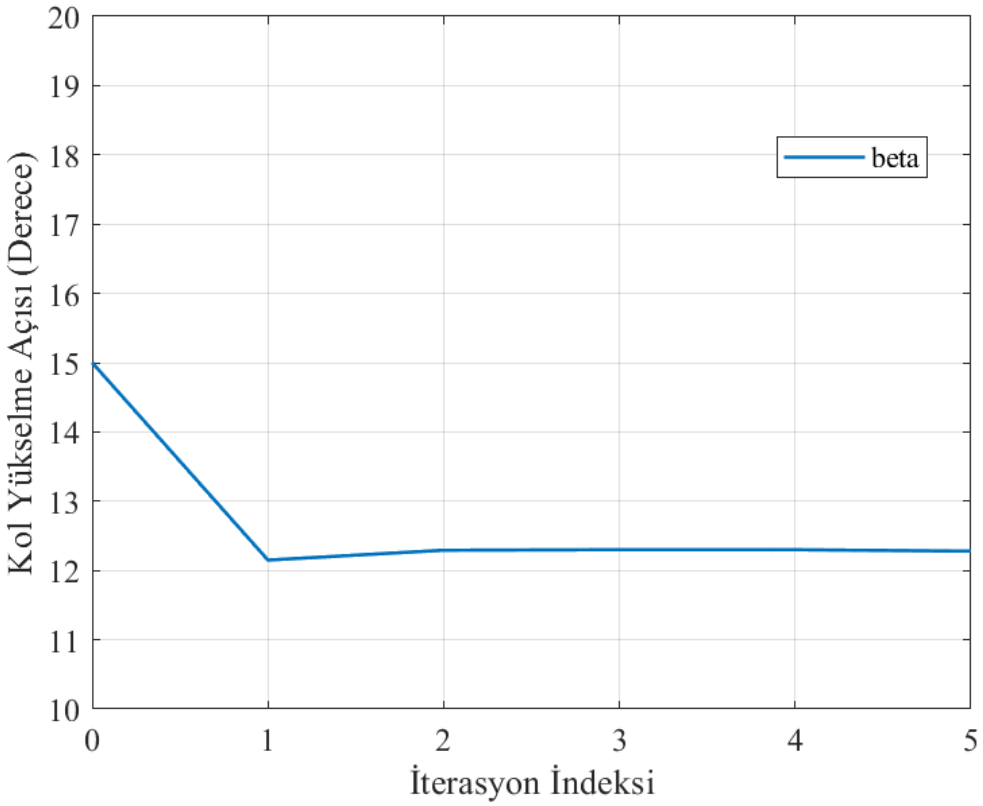
Başlangıç durumunda, quadrotorun göbek açısının (α) 90 dereceden 60 dereceye düşmesi durumunu ele alalım. Bu durumda, quadrotor yanal yönde bir daralma veya şekil değişikliği yaşar. Bu, göbek açısının azalmasının, quadrotorun genel geometrisi üzerinde belirgin bir etkisi olduğunu gösterir. Açı değerlerinin bu şekilde değişimi ve bu değişimin quadrotorun geometrisi üzerinde nasıl bir etkisi olduğunu gösteren bir gösterim, Şekil 2.12'de sunulmuştur. Şekil 4.15'de quadrotorun farklı göbek açılarındaki geometrisini ve bu değişikliklerin genel uçuş dinamiklerini nasıl etkileyebileceğini anlamak için değerli bir referanstır. Bu bilgi, bir quadrotorun uçuş performansını optimize etmek ve belirli uçuş hedeflerine ulaşmak için kullanılabilir.



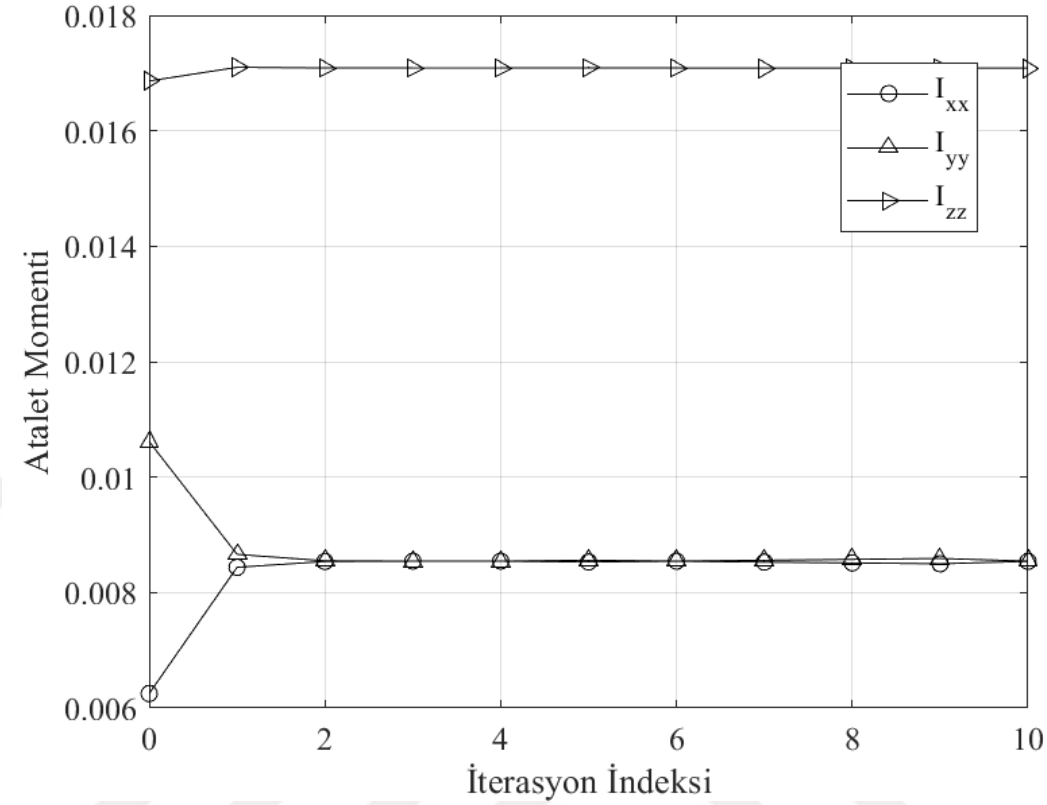
Şekil 4.15. Her iterasyonda göbek açısı

Başlangıç durumunda dikkate alındığında, kol yükseklik açısının (β) 0 dereceden 30 dereceye çıktığını göz önünde bulundurun. Bu açıdaki artış, quadrotorun hem yanal hem de uzunlamasına yönde daralma veya şekil değişikliği deneyimlediği anlamına gelir. Bu, kol yükseklik açısının quadrotor üzerindeki etkisinin anlaşılmasında önemli bir gözlem oluşturur. Açı değerlerinin bu şekilde değiştiği ve bu değişikliklerin quadrotorun genel

geometrisi üzerinde nasıl bir etkisi olduğunu gösteren bir gösterim, Şekil 2.12'de sunulmuştur (bakınız Şekil 4.16). Bu görsel, quadrotorun farklı kol yükseklik açılarındaki geometrisini anlamak ve bu değişikliklerin genel uçuş dinamiklerini nasıl etkileyebileceğini belirlemek için değerli bir araçtır. Bu bilgi, quadrotorların performansını artırmak ve belirli uçuş koşullarında en iyi sonucu elde etmek için kullanılabilir.



Şekil 4.16. Her iterasyonda kol yükselme açısı



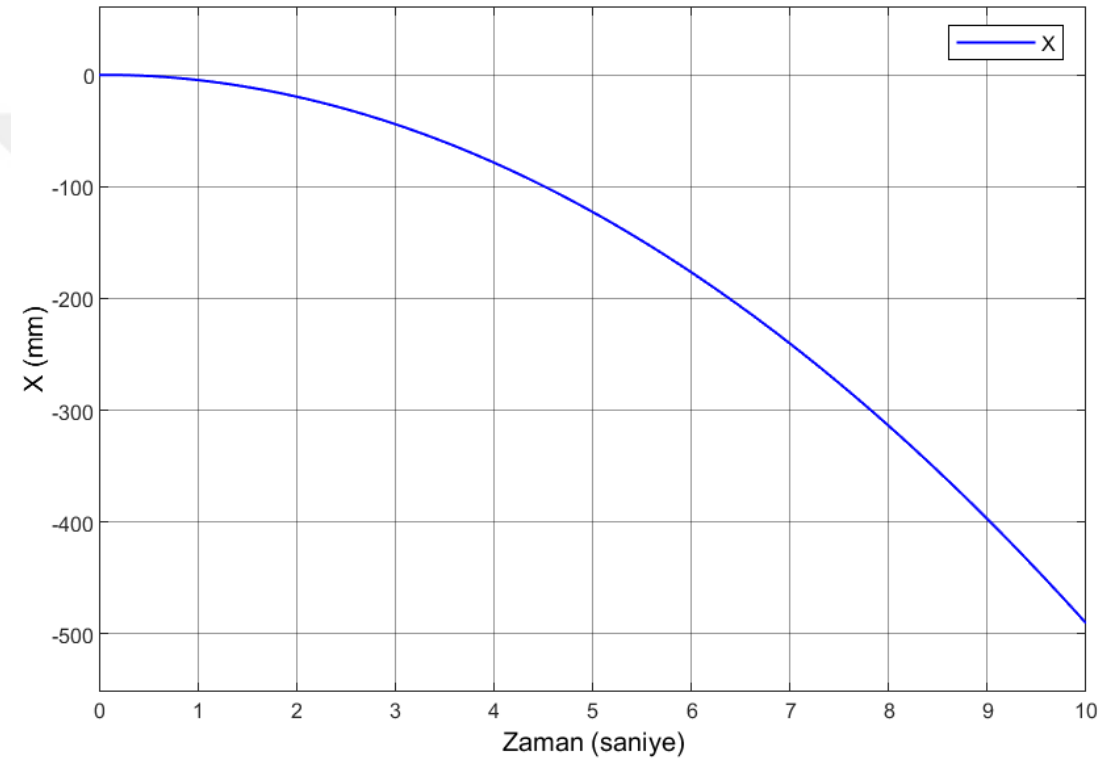
Şekil 4.17. Her iterasyonda atalet momenti değişimi

Hem yanal hem de boylamasına uçuş dinamikleri için iç mekan kapalı döngü tepkileri, bu çalışmanın bir parçası olarak detaylı bir şekilde incelendi. Bu analizlerin sonuçları Şekil 4.17 ve Şekil 4.18'de gösterilmiştir. Şekillerde gösterildiği gibi, yanal ve boylamasına otopilot sistemleri, belirlenen referans yörüngelerini başarıyla takip ederler. Bu, kontrollü uçuş sırasında istikrar ve hassasiyetin korunduğunu gösterir. Ek olarak, çıktıların, örneğin açısal ve doğrusal hızların, istenmeyen bir biçimde dalgalanmadığı veya yıkıcı bir davranış sergilemediği de belirlendi. Bu, otopilot sistemlerinin istikrarlı ve güvenilir bir performans sağladığını ve bu nedenle belirli uçuş koşullarında istenen uçuş yörüngesini başarıyla takip edebileceğini gösterir. Bu bulgular, quadrotor kontrol sistemlerinin tasarımı ve optimizasyonu için önemli bilgiler sağlar.

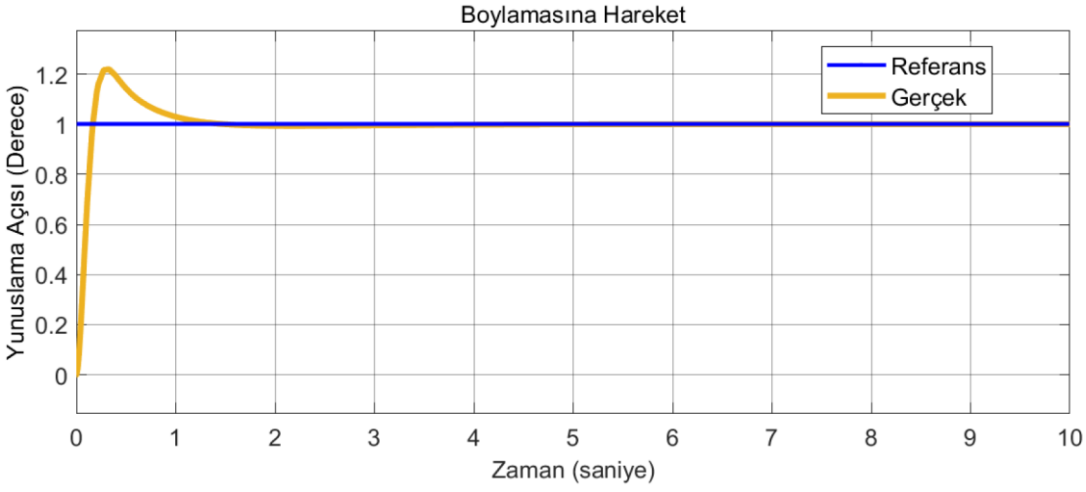
SPSA algoritmasından elde edilen PID katsayılarına göre boylamasına ve yanal hareketin kapalı döngü yanıtları aşağıda gösterilmiştir. Boylamasına uçuş için bir referans yörüngesi 1° izlenmiş ve elde edilen parametrelerle istenilen yörünge başarılı bir şekilde takip edilmiştir. Aşağıdaki şekillerde, boylamasına ve yanal otopilot sistemlerinin istenen referans yörüngelerini başarılı bir şekilde takip ettiğini göstermektedir. X, Y ve Z grafikleri,

quadrotorun uçuşta belirtilen eksende ne kadar yol kat ettiğini göstermektedir. Örneğin boyuna hareket *Y* ekseninde gerçekleştiği için quadrotorun bu eksende ne kadar hareket ettiği belirtilir. Aynısı *X* ekseninde yanal hareket için de geçerlidir. Aktif kontrol yüzeyleri de bu kısıtlamalara uyar. Doğrusal ve açısal hızlar gibi diğer çıktılar yıkıcı davranışı yaşanmaz. Son olarak aşağıdaki tabloda eş zamanlı uygulama öncesi ve sonrası tüm parametrelerin değerleri özetlenmiştir.

a)

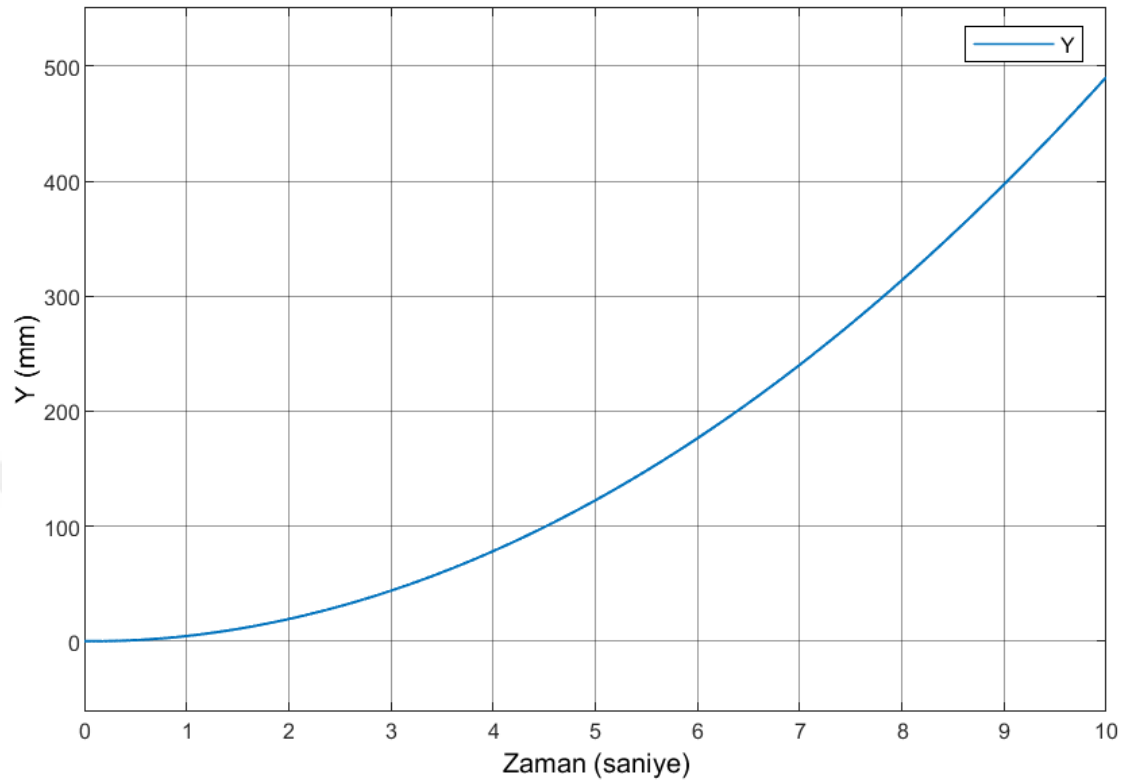


b)

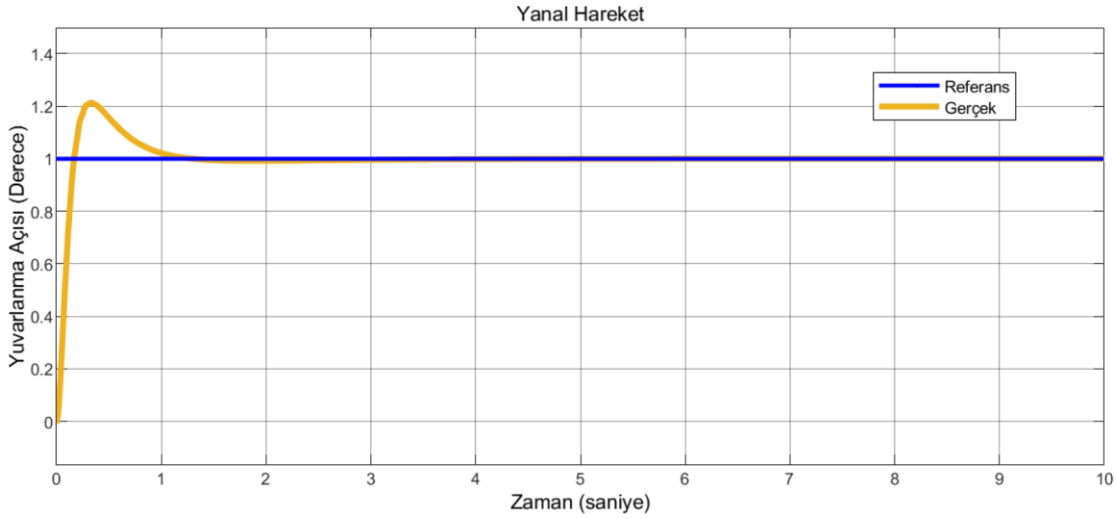


Şekil 4.18. Boylamasına hareketin kapalı devre tepkileri

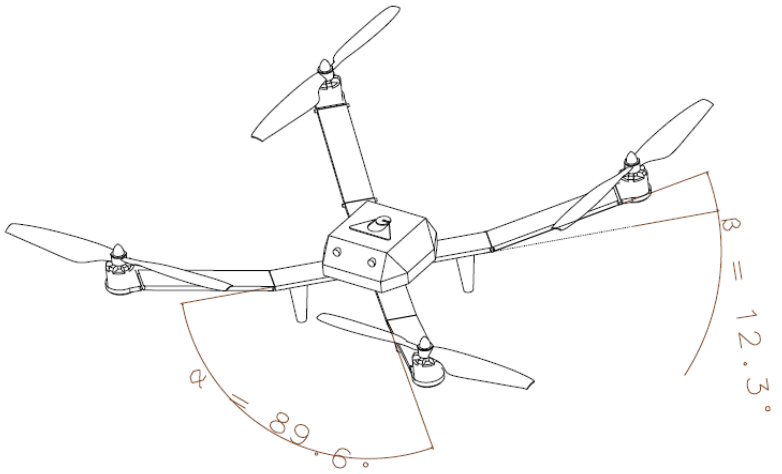
a)



b)



Şekil 4.19. Yanal hareketin kapalı devre tepkileri



Şekil 4.20. SPSA Optimizasyonu sonucu elde edilen değerlerin quadrotora uygulanması – İzometrik görünüş

Şekil 4.19'da quadrotorun yapılan optimizasyon çalışmaları neticesinde en iyi değerini göstermektedir. Simulasyon sonuçları ilk değerler ile karşılaştırıldı ve tablo 4.7 'de verildi.

Tablo 4.7. SPSA optimizasyonunda değişkenlerin ilk ve son değerleri

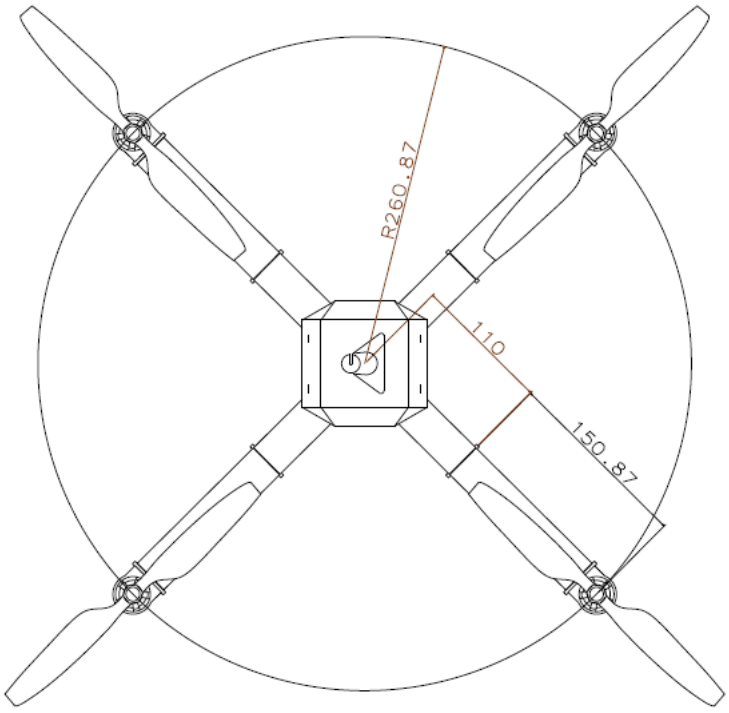
Değişken	**Birim**	**İlk Değer**	**Son Değer**
α	derece	75	89,6
β	derece	15	12,3
L	mm	265	260,87
L1	mm	110	110
L2	mm	155	150,87
$K_{p_{boy}}$	-	50	40
$K_{i_{boy}}$	-	5	5
$K_{d_{boy}}$	-	50	60

Tablo 4.7. Devamı

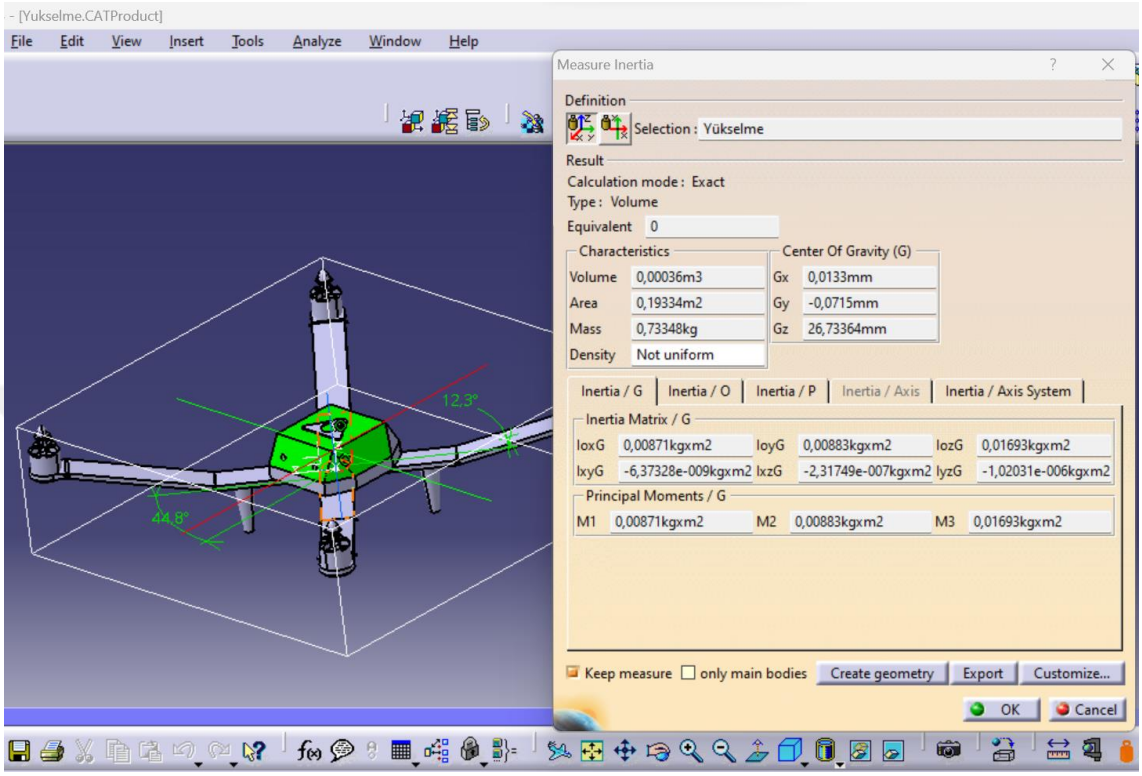
Değişken	Birim	İlk Değer	Son Değer
$K_{p_{yan}}$	-	50	59
$K_{i_{yan}}$	-	5	5
$K_{d_{yan}}$	-	50	50
I_x	Kg/m^2	0,0087781	0,008562194
I_y	Kg/m^2	0,0087781	0,008591732
I_z	Kg/m^2	0,0175562	0,017086721

Tablo 4.7'de verilen değerler Şekil 4.21'de gösterildi.

a)



b)



Şekil 4.21. SPSA Optimizasyonu sonucu elde edilen değerlerin quadrotora uygulanması a) Üst görünüş b) 3D Model

Performans kriterleri; daha önceki çalışmalar incelendi ve uçuş performans parametreleri tatmin edici olduğu görüldü [73].

Şekil 4.17 ve 4.18, otopilotun; referans yörüngelerinin takip edildiğini göstermektedir. Doğrusal ve açısal hızlar gibi çıktılar, [74]'teki gibi katastrofik davranış göstermedi.

Benzer çalışmalarla karşılaştırıldığında [75], önerilen birleşik yaklaşımla SPSA hem PID parametrelerine sınır değerlerde ulaşmadan optimum tahminler yapmış hem de istenilen morfing (başkalaşım) hızına hızlı bir şekilde ulaşılmıştır. Ayrıca quadrotor, uçuş simülasyonlarında yörüngeyi takip ederken katastoprik davranış sergilememiş ve tasarım performans kriterleri tatmin edici sınırlar içinde tutularak yörünge başarıyla takip edilmiştir [76].

5. BÖLÜM

SONUÇLAR VE YORUM

5.1. Sonuç ve Öneriler

Bu çalışma, göbek açısı ve kol yükseklik açısı parametreleri bağlamında yanal ve boylamasına uçuş kontrol sistemlerinin eş zamanlı modellenmesi konusunda ayrıntılı bir inceleme sunmaktadır. Bu parametreler, hava aracının uçuş dinamikleri ve performansı üzerinde önemli bir etkiye sahiptir ve bu nedenle, optimum performans için dikkatli bir şekilde optimize edilmesi gereklidir.

Bu konuda geliştirilen modelin optimizasyonu, eş zamanlı bozuntu rassal yaklaştırım (SPSA) olarak bilinen bir optimizasyon yöntemi kullanılarak gerçekleştirilmiştir. SPSA, çok parametreli sistemlerin optimizasyonunda yaygın olarak kullanılan bir tekniktir ve bu çalışma bağlamında, optimal dönüşüm parametrelerinin belirlenmesi ve yanal ve boylamasına uçuş kazançlarının hesaplanması için kullanılmıştır. SPSA'nın kullanımı ile, toplam maliyet indeksinin %41'i kadar bir iyileşme sağlanmıştır.

Başlangıç durumunda, yanal ve boylamasına uçuş kontrol sistemlerinin PID katsayıları sırasıyla K_p=50, K_i=5 ve K_d=50 olarak belirlenmiştir. Ancak, SPSA optimizasyonu sonucunda, boylamasına uçuş için bu katsayılar K_p=40, K_i=5 ve K_d=60 olarak, yanal uçuş için ise K_p=59, K_i=5 ve K_d=59 olarak güncellenmiştir.

Hava aracının kapalı döngü yanıtları, yanal ve boylamasına uçuş performansının doğru bir şekilde değerlendirilmesi için incelenmiştir. Kapalı döngü analizleri, bir hava aracının belirli bir uçuş profili veya istenilen yörüngeyi ne kadar doğru bir şekilde takip edebileceğini değerlendirmek için kullanılır. Bu çalışmada, hem yanal hem de uzunlamasına uçuşlar için 1 derecelik bir yörünge belirlenmiştir ve hava aracının bu yörüngeyi başarıyla takip edebildiği gözlenmiştir.

Ayrıca bu çalışmada, dört rotorlu bir hava aracının dinamik modeli oluşturulmuş ve göbek açısı ve kol yükseklik açısındaki değişimlerin sonuçları simülasyon yoluyla incelenmiştir. Bu simülasyonlar, MATLAB programı kullanılarak gerçekleştirilmiştir. SPSA optimizasyonu ile bu simülasyonlar üzerinden alfa ve beta açıları, hava aracının en kararlı uçuşunu sağlamak için optimize edilmiştir. Elde edilen sonuçlar, alfa değerinin 89,8 derece ve beta değerinin 12,3 derece olduğunu göstermiştir.

Performans kriterleri, bir hava aracının referans noktasına ne kadar hızlı ve stabil bir şekilde ulaştığını değerlendirmek için kullanılır. Bu kriterler genellikle Yükselme Zamanı (Rise Time), Oturma Zamanı (Settling Time) ve Aşım (Overshoot) olarak ifade edilir ve bu çalışma bağlamında incelenen simülasyon sonuçlarındaki boylamasına ve yanal uçuş performans parametreleri, daha önce yapılan çalışmalarla uyumlu ve kabul edilebilir seviyededir.

Yapılan optimizasyon analizleri, hava aracının yanal ve uzunlamasına hareketlerde benzer performans değerleri gösterdiğini ortaya koymuştur. Simetrik bir yapıya sahip olan Konfigürasyon 1'de, elde edilen optimizasyon sonuçları hava aracının aynı davranışı gösterdiğini göstermiştir. Boylamasına uçuş için 1. iterasyonda, yükselme süresi performans parametresi 0,00031973 saniye olarak ölçülmüştür ve bu değer, hava aracının kararlı bir davranış sergilediğini gösterir. Benzer şekilde, boylamasına uçuş için yerleşme süresi performans parametresi 1. iterasyonda 0,00056885 saniye olarak ölçülmüştür. Yanal uçuş için de benzer performans değerleri elde edilmiştir. Elde edilen sonuçlar, en stabil uçuş durumlarında hava aracının alfa ve beta değerlerini belgelemektedir.

KAYNAKÇA

1. Austin,R., 2011. Unmanned Aircraft Systems: UAVS Design, Development and Deployment. John Wiley & Sons, West Sussex, United Kingdom, pp. 332.

2. Leishman,J.,G., 2016. Principles of Helicopter Aerodynamics. Cambridge University Press. University of Maryland, College Park, pp. 866.

3. Nonami,K., Kendoul, F., Suzuki, S., Wang, W., Nakazawa, D., 2010. Autonomous Flying Robots. Springer Tokyo Dordrecht Heidelberg London New York, pp. 329.

4. Madhusudhan, M. G. ,2016. Control Of Crazyflie Nano Quadrotor Using Simulink. California State University, Yüksek Lisans Tezi, Long Beach, pp. 60

5. Brother, Eric. "BBell Boeing delivers 400th V-22 Osprey tiltrotor aircraft". **Aerospace Manufacturing and Design**, 11 June 2020. Retrieved 22 June 2020.

6. Desbiez, A., Expert, F., Boyron, M., Diperi, J., Viollet, S., Ruffier,R., 2017. x-morf: a crash-separable quadrotor that morfs its x-geometry in flight. **Workshop on Research, Education and Development of Unmanned Aerial Systems (RED-UAS)**, Linköping, Sweden, pp. 222-227.

7. Falanga, D., Kleber, K., Mintchev, S., Floreano, D., Scaramuzza, D., 2019. the foldable drone: a morphing quadrotor that can squeeze and fly. **IEEE Robotics and Automation Letters**, vol. 4, no. 2, pp. 209-216.

8. Bai Y, Gururajan S., 2019. evaluation of a baseline controller for autonomous "*figure-8*" flights of a morphing geometry quadcopter: flight performance. **drones**. 2019; 3(3):70.

9. Luca,D., Mintchev, S., Heitz, G., Noca, F., Floreano, D., 2017. Bioinspired morphing wings for extended flight envelope and roll control of small drones. **Royal Society**, Volume 7, Issue 1.

10. Prisacariu, V., Sandru, V., & Rău, C., 2011. Introduction morphing technology in unmanned aircraft vehicles (UAV). *Paper presented at the International Conference of Scientific Paper,* AFASES. Brasov, Romania

11. Oktay, T., Sal, F., 2016. Combined passive and active helicopter main rotor morphing for helicopter energy save. **Journal of the Brazilian Society of Mechanical Sciences and Engineering**, 38(6), 1511-1525

12. Kose, O., Oktay,T., 2019. non simultaneous morphing system design for yaw motion in quadrotors. **Journal of Aviation**, vol. 3, no. 2, pp. 81-88.

13. Kose, O., Oktay, T., 2019. Dynamic modeling and simulation of quadrotor for different flight conditions, **European Journal of Science and Technology**, no. 15, pp. 132-142, 2019

14. Kose, O., Oktay,T., 2019. non simultaneous morphing system desing for quadrotors. **Avrupa Bilim ve Teknoloji Dergisi**, no. 16, pp. 577-588.

15. Tesfaye,R., 2012. Modeling and Control of a Quad-rotor Unmanned Aerial Vehicle at Hovering Position. Addis Ababa University, Electrical and Computer Engineering, MSc Thesis, pp. 74.

16. Sigalos,A., Papoutsidakis,M., Chatzopoulos,A.,Piromalis,D., 2019. Design of a flight controller and peripherals for a quadrotor. **International Journal of Engineering Application Science and Technology**, 4(5): 463–470.

17. Mcnamee, P., 2019. Multicopter Dynamics in Small Uninhabited Aerial Systems. University of Kansas, Department of Aerospace Engineering, MSc Thesis, pp. 174.

18. Kose, O., Oktay,T., 2018. Survey on flight control methods for quadcopter, 945-955. *4. Uluslararası Mesleki ve Teknik Bilimler Kongresi (UMTEB)*, 4-5 Aralık 2018, Erzurum, Türkiye, Iksad uluslararası yayınevi, pp. 2069.

19. Kose,O., Oktay,T., 2018. Optimal tunning of pid controller for lateral flight of research based quadcopter, 956-968. *4. Uluslararası Mesleki ve Teknik Bilimler Kongresi(UMTEB)*, 4-5 Aralık 2018, Erzurum, Türkiye, Iksad uluslararası yayınevi, pp. 2069.

20. Kose, O., Oktay, T., 2018. Dynamic modeling and control of research based quadcopter, 1-17, *2nd International Congress on Multidisciplinary Studies*, 4-5 Mayıs 2018, Adana, Türkiye, Iksad uluslararası yayınevi, pp. 827.

21. Kose, O., Oktay,T., 2018. Optimal tunning of pid controller for forward flight of research based quadrotor, 18-38. *2nd International Congress on Multidisciplinary Studies*, 4-5 Mayıs 2018, Adana, Türkiye, Iksad uluslararası yayınevi, pp. 827.

22. Kose, O., Oktay, T., 2019. Farklı uçuş durumlari için quadcopter dinamik modeli ve simulasyonu. **European Journal of Science and Technology**, 15(1): 132-142.

23. Bouabdallah, S., 2007. Design and Control of Quadrotors with Application to Autonomous Flying. Université Aboubekr Belkaid, MSc Thesis, Lausanne, pp. 155.

24. Oktay,T., Konar,K., Mohammed,M., Sal,F., Onay, M., Soylak, M., 2016. Autonomous flight performance improvement of load-carrying unmanned aerial vehicles by active morphing. *International Journal of Mechanical, Aerospace, Industrial, Mechatronic and Manufacturing Engineering,*10(1): 123–132.

25. Kose, O., Oktay, T., 2019. Survey on morphing methods for quadcopter, 61-70. *Umteb 6. Uluslararasi Mesleki Ve Teknik Bilimler Kongresi*, 11-12 Nisan 2019, Iğdır, Türkiye, Iksad uluslararası yayınevi, pp. 1074.

26. Kose, O., Oktay,T., 2019. The effect of collective morphing on the longitudinal flight in quadcopter, 269-282. *Mas International European Congresson Mathematics, Engıneering, Natural And Medical Sciences-III*, 2-3 Feb 2019 Şanlıurfa, Türkiye, Iksad Publications, pp. 511.

27. Kose, O., Oktay,T., 2019. The effect of collective morphing on the lateral flight in quadcopter, 48-60. *Umteb 6. Uluslararasi Mesleki Ve Teknik Bilimler Kongresi*, 11-12 Nisan 2019, Iğdır, Türkiye, Iksad uluslararası yayınevi, pp. 1074.

28. Kose, O., Oktay, T., 2019. The effect of collective morphing on the vertical flight in quadcopter, 283-297. *Mas International European Congresson Mathematics, Engineering, Natural And Medical Sciences-III*, 2-3 Feb 2019, Şanlıurfa, Türkiye, Iksad Publications, pp. 511.

29. Kose, O., Oktay, T., 2020. The effect of differential morphing on the hover flight in quadcopter, 59-73. In:Bilgisayar Mühendisliği Çalışmaları 1(Eds: S. Adak), Iksad Yayınevi, Turkiye.

30. Kose, O., Oktay, T., 2020. Investigation of the effect of differential morphing on forward flight by using pid algorithm in quadrotors, **Journal of Aviation**, 4(1): 15–21.

31. Kose, O., Oktay, T., 2020. Hover control with differential and collective morphing in quadrotors, 124-132. *10th. International Conference on Mathematics, Engıneering, Natural and Medical Sciences*, 15-17 May 2020, Batumi, Georgia, Iksad Publications, pp. 240.

32. Kose, O., Oktay, T., 2020. The effect of collective and differential morphing on longitudinal flight in quadrotors, 133-142. *10th. International Conference on Mathematics, Engıneering, Natural and Medical Sciences*, 15-17 May 2020, Batumi, Georgia, Iksad Publications, pp. 240.

33. Eraslan, Y., Özen, E., & Oktay, T., 2020. A literature review on determination of quadrotor unmanned aerial vehicles propeller thrust and power coefficients . *10th International Conference on Mathematics and Natural Sciences Engineering*, Batumi, Georgia, pp.11-15

34. Eraslan, Y., Özen, E., & Oktay, T., 2020. The effect of change in angle between rotor arms on trajectory tracking quality of pid controlled quadcopter . *10th International Conference on Mathematics and Natural Sciences Engineering*. Batumi, Georgia, pp.16-20

35. Oktay, T., & Özen, E., 2021. Kapalı ortamlarda arama kurtarma görevi için geliştirilen şekil değiştirebilen quadkopterin sistem modellenmesi ve tasarımı . *Mas 14th International European Conference On Mathematics*, Engineering, Natural&Medical Sciences, Györ, Hungary, pp.1-10.

36. Oktay, T., & Özen, E., 2021. Döner kanatlı insansız hava aracı sistem tasarımı ve kontrolü. **European Journal of Science and Technology** , no.27, 318-324.

37. Oktay, T., Özen, E., 2021. Country border line control of autonomous rotary wing aircraft that can detect and track moving objects. **Energy, Environment and Storage** (2021) 02-01:15-19.

38. Oktay, T., & Özen, E., (2022). Effects of ıntersection angle of morphing quadrotor on longitudinal flight . *6th Ankara International Congress on Scientific Research*, Ankara, Turkey, pp.1-5.

39. Oktay, T., & Özen, E., (2022). Effects of ıntersection angle of morphing aircraft on lateral flight . *6th Ankara International Congress on Scientific Research*, Ankara, Turkey. pp.6-10.

40. Oktay, T., & Özen, E., (2022). Effects of shape changing of morphing rotary wing aircraft on longitudinal and lateral flight. **Journal of Aviation** , vol.6, no.3, 251-259.

41. Oktay, T., & Özen, E., (2022). The effects of arm rise and hub angle change of a morphing quadrotor on longitudinal flight . *6th Avrasya International Conference On Applied Sciences*, Tbilisi, Georgia, pp.1-5.

42. Oktay, T., & Özen, E., (2022). The effects of a morphing quadrotor on lateral flight . *Karadeniz 10th International Conference on Applied Sciences* , Samsun, Turkey, pp.1-5.

43. E. Özen, T. Oktay. 2022. Dynamic simulatıon and investigation of longitudinal and lateral motion of a morphing quadrotor. Research & Reviews in Engineering OCTOBER 2022. CH 6, pp. 135-158.

44. Özen, E., & Oktay, T., 2022. Kolu yükselen-alçalan ve göbek açısı değişen quadrotor'da başkalaşım verimliliğinin artırılması . *Anadolu 11th International Conference on Applied Sciences*, Diyarbakır, Turkey , pp.1-5

45. Özen, E., & Oktay, T., 2023. Optimizing the performance of an unmanned aerial vehicle that can detect and avoid obstacles . *9th International Zeugma Conference on Scientific Research*, Gaziantep, Turkey, pp.1-5.

46. Köse, O., Oktay, T., & Özen, E., (2023). Simultaneous arm morphing quadrotor and autonomous flight system design. **Aircraft Engineering And Aerospace Technology** , vol.95, no.12, 1-10.

47. Beard, R. W., 2008. Quadrotor dynamics and control. Brigham Young University, pp. 48.

48. Boiffier, J. L., 1998. The dynamics of flight the equations. John Wiley & Sons, pp. 390.

49. Seddon, J., Newman, S., 2022. Basic helicopter aerodynamics. Blackwell Science.

50. Seddon, J., Newman,S., 2011. Basic Helicopter Aerodynamics. John Wiley & Sons, Ltd, Nodia, India, Third Edition, E., pp. 390.

51. Watkinson, J., 2004. The Art of the Helicopter, Elsevier Butterworth-Heinemann Linacre House, Jordan Hill, Oxford, pp. 390.

52. Bresciani, T., 2008. Modelling, Identification And Control Of A Quadrotor Helicopter. Lund University, pp. 170.

53. Fay, G., 2001. Derivation of the aerodynamic force for the mesicopter simulation.

54. Oscarson, O., 2015. Design, Modeling and Control of an Octocopter, Degree Project, In Optimization And Systems Theory, Second Level Stockholm, Sweden, pp. 92.

55. Çoban, S., & Oktay, T., 2018. Simultaneous Design of a Small UAV (Unmanned Aerial Vehicle) Flight Control System and Lateral State Space Model. **Journal of Aviation** , vol.2, no.2, 70-76.

56. Şahin, H., Oktay, T., 2017. Powerplant system design for unmanned tricopter. **The Eurasia Proceedings of Science, Technology, Engineering & Mathematics (EPSTEM).** Volume 1, Pages 9-21

57. Domingues, J., 2009. Quadrotor Prototype. Instituto Superior Tecnico Universidade Tecnia de Lisboa, MSc Thesis, Lisboa, pp 129.

58. Kis, L., Regula, G., Lantos, B., 2008. Design and hardware-in-the-loop test of the embedded control system of an indoor quadrotor helicopter, 1-10. *2008 International Workshop on Intelligent Solutions in Embedded Systems*, 10-11 July 2008, Regensburg, Germany.

59. Özbek, N. S., 2010. İnsansız Hava Araçlarında Farklı Kontrol Tekniklerinin Performans Karşılaştırması, TOBB Ekonomi ve Teknoloji Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü, Yüksek Lisans Tezi, Ankara, pp 120.

60. Oktay, T., Uzun, M., Çelik, H., & Konar, M., (2017). Pid based hierarchical autonomous system performance maximization of a hybrid unmanned aerial vehicle (huav). **Anadolu University Journal Of Science And Technology A - Applied Sciences and Engineering** , vol.18, no.3, 554-562.

61. Dinh C-T, Huynh T, Kim Y-B. 2022. LQI Control system design with ga approach for flying-type firefighting robot using waterpower and weight-shifting mechanism. *Applied Sciences*. 2022; 12(18):9334.

62. Xiao-Bin, X., Xue M., Cheng-Lin W., Da-Rong H., Jian-Ning L., 2018. Self-tuning method of pıd parameters based on belief rule base inference. **Journal of Information Technology and Control**. Vol. 47 / No. 3 / 2018 pp. 551-563

63. Çoban S., Bilgiç H. H., Oktay T., 2019. Designing, dynamic modeling and simulation of ISTECOPTER . **Journal of Aviation**, 3 (1), 38-44.

64. Zhou, Y., Zhang, Z., Yang, X., Ling, Y., 2019. Optimization of pid controller based on water wave optimization for an automatic voltage regulator system. **Journal of Information Technology and Control.** Vol. 48 / No. 1 / 2019 pp. 160-171

65. Song, Q., Spall, J.C., Soh, Y.C. and Ni, J. ,2008. Robust neural network tracking controller using simultaneous perturbation stochastic approximation. **IEEE Transactions on NeuralNetworks**, Vol. 19 No. 5, pp. 817-835.

66. Sariff, N. Ismail, Z.H., 2021. Broadcast event-triggered control scheme for multi-agent rendezvous problem in a mixed communication environment. *Appl. Sci*. 2021, 11, 3785.

67. Köse, O., Oktay, T., 2019. Dynamic modeling and simulation of quadrotor for different flight conditions. **European Journal of Science and Technology**, no. 15, pp. 132-142.

68. Demiryürek, A., 2018. Modeling And Control Of A Quadrotor. Hacettepe University, Department of Electrical and Electronics Engineering, Master of Science, February 2018, 132 pages

69. Büyüksarıkulak, M. S., 2014. Autopilot design for a quadrotor. Middle East Technical University. M.S. - Master of Science, pp. 96.

70. Spall, J. C., 2012. Stochastic Optimization. Handbook of Computational Statistics, Springer, Berlin, Heidelberg, pp. 173–201,

71. Spall, J. C., Cristion, J. A., 1998. Model-free control of nonlinear stochastic systems with discrete-time measurements. **IEEE Trans. Automat. Contr.**, vol. 43, no. 9

72. Chin, D. C., 1994. A more efficient global optimization algorithm based on Styblinski and Tang. **Neural Networks**, vol. 7, no. 3.

73. Şahin, H., Kose, O. and Oktay, T., 2022. Simultaneous autonomous system and powerplant design for morphing quadrotors. **Aircraft Engineering and Aerospace Technology**, Vol. 94 No. 8, pp. 1228-1241

74. Kose, O. and Oktay, T., 2023. Simultaneous design of morphing hexarotor and autopilot system by using deep neural network and SPSA. **Aircraft Engineering and Aerospace Technology**, Vol. 95 No. 6, pp. 939-949.

75. Chen, S., Zhou, W., Yang, A.-S., Chen, H., Li, B., Wen, C.-Y., 2022. An End-to-End UAV Simulation Platform for Visual SLAM and Navigation. **MPDI/Aerospace** 2022, 9, 48.

76. Fabris, A., Kleber, K., Falanga, D., Scaramuzza, D., 2021. Geometry-aware compensation scheme for morphing drones. *2021 IEEE International Conference on Robotics and Automation (ICRA)*, Xi'an, China, pp. 592-598.

77. Kilby,T., Kilby, B., 2015. Getting Started with Drones: Build and Customize Your Own Quadcopter, Make Community, LLC, pp.203

78. O. Köse, 2021. İnovatif Yöntemlerle Kuadkopter Modellemesi, Kontrolü ve Gerçek Zamanlı Uygulamaları, Erciyes Üniversitesi, Doktora Tezi, Kayseri, s. 114.

79. Özen, E., 2023. ŞahinbeyQuad-Başkalaşım (Web sayfası: **https://www.youtube.com/watch?v=zIGUxWeqaBQ),** (Erişim tarihi: 26 Eyl 2023)

80. Dorf, R., C., Bishop, R., H., 2020. Modern Control Systems. Pearson Education, Inc., Hoboken, New Jersey 07030, pp. 986

ÖZGEÇMİŞ

KİŞİSEL BİLGİLER

Adı Soyadı: Enes Özen
Uyruğu: T.C.
Doğum Tarihi ve Yeri:
Medeni Durum:
e-mail:
Yazışma Adresi:

EĞİTİM

Derece	Kurum	Mezuniyet Tarihi
Yüksek Lisans	Gaziantep Üniversitesi, Uçak ve Uzay Mühendisliği Bilimleri	2019
Lisans	Gaziantep Üniversitesi, Makine Mühendisliği	2015
Lise	Gaziantep Anadolu Lisesi, Gaziantep	2003

İŞ DENEYİMLERİ

Yıl	Kurum	Görev
Öğretim Görevlisi	Hasan Kalyoncu Üniversitesi (İHA Tek. Ve Op Programı)	2021 -
Öğretim Görevlisi	İstanbul Gelişim Üniversitesi (Uçak Teknolojisi Programı)	2020 - 2021
Proje Yöneticisi	Canovate Elektronik (Kargu Kamikaze İHA Seri İmalatı Sorumlusu – STM)	2018-2019
Mekanik tasarım uzmanı	Lapis Havacılık (Serçe İnsansız Hava Aracı Gimbal Tasarımı- ASELSAN)	2017-2018
Mekanik Tasarım Uzamanı	Yepsan Savunma Sanayi ve Havacılık (ATK129 Tam Görev Simulatörü Tasarımı –HAVELSAN)	2014-2015

YABANCI DİL

İngilizce

YAYINLAR

SCI, SSCI, AHCI İNDEKSLERİNE GİREN DERGİLERDE YAYINLANAN MAKALELER

1. Köse, O., Oktay, T., Özen, E., 2023. Simultaneous Arm Morphing Quadrotor and Autonomous Flight System Design. Aircraft Engineering And Aerospace Technology , vol.95, no.12, 1-10.

DİĞER DERGİLERDE YAYIMLANAN MAKALELER

2. Oktay, T., Özen, E., 2021. Döner Kanatlı İnsansız Hava Aracı Sistem Tasarımı ve Kontrolü. European Journal of Science and Technology , no.27, 318-324.

3. Oktay, T., Özen, E., 2021. Country Border Line Control of Autonomous Rotary Wing Aircraft that Can Detect and Track Moving Objects. Energy, Environment and Storage Journal.

4. Oktay, T., Özen, E., 2022. Effects of Shape Changing of Morphing Rotary Wing Aircraft on Longitudinal and Lateral Flight. Journal of Aviation , vol.6, no.3, 251-259.

ULUSLARARASI KİTAP BÖLÜMÜ

5. Oktay, T., Özen, E., (2022). Dynamic Simulation and Investigation of Longitudinal And Lateral Motion of a Morphing Quadrotor. Research & Reviews in Engineering (pp.135-158), Ankara: Gece Kitaplığı.

HAKEMLİ KONGRE / SEMPOZYUMLARIN BİLDİRİ KİTAPLARINDA YER ALAN YAYINLAR

6. Eraslan, Y., Özen, E., Oktay, T., 2020. The effect of change in angle between rotor arms on trajectory tracking quality of pid controlled quadcopter . 10th International Conference on Mathematics and Natural Sciences Engineering, Batumi, Georgia, pp.16-20.

7. Eraslan, Y. Özen, E. And Oktay, T. 2020. "A literature review on determination of quadrotor unmanned aerial vehicles propeller thrust and power coefficients." 10th International Conference on Mathematics and Natural Sciences Engineering , Batumi, Georgia, pp.11-15.

8. Aydin, A., Öztürk, E., Özen, E., 2020. Otonom sistemlerinşehir içi dağıtım için uygulanabilirliği ve ekonomide yaratacağı değerlerin incelenmesi. 4. International 19 May Innovative Scientific Approaches Congress, Samsun, Turkey, pp.257-266

9. Oktay.T., Özen. E., 2021. Kapalı ortamlarda arama kurtarma görevi için gelistirilen şekil değistirebilen quadcopterin sistem modellemesi ve tasarımı. Mas 14th International European Conference on Mathematics. Engineering. Natural&Medical Sciences March 26-28. 2021/Széchenyi István University/Hungary

10. Oktay, T., Özen, E. (2022) . Effects of intersection angle of morphing quadrotor on longitudinal flight. 6th Ankara International Congress on Scientific Research , Ankara, Turkey, pp.1-5.

11. Oktay, T., Özen, E., 2022. Effects of intersection angle of morphing aircraft on lateral flight. 6th Ankara International Congress on Scientific Research , Ankara, Turkey, pp.6-10.

12. Oktay, T., Özen, E., 2022. The effects of arm rise and hub angle change of a morphing quadrotor on longitudinal flight. 6th Avrasya International Conference On Applied Sciences , Tbilisi, Georgia, pp.1-5.

13. Oktay, T., Özen, E., 2022. The effects of a morphing quadrotor on lateral flight. Karadeniz 10th International Conference on Applied Sciences , Samsun, Turkey, pp.1-5.

14. Özen, E., Oktay, T., 2022. Kolu yükselen-alçalan ve göbek açısı değişen quadrotor'da başkalaşım verimliliğinin artırılması. Anadolu 11th International Conference on Applied Sciences , Diyarbakır, Turkey, pp.1-5.

15. Özen, E., Oktay, T., 2023. Optimizing the performance of an unmanned aerial vehicle that can detect and avoid obstacles . 9th International Zeugma Conference on Scientific Research, Gaziantep, Turkey, pp.1-5

16. Oktay, T., Şal, F., Köse, O., Özen, E., 2023. Stochastic longitudinal autopilot tuning for best autonomous flight performance of a morphing decacopter . 5th International Conference on Research in Engineering, Technology and Science, Budapest, Hungary, pp.1-10.