



**DÖRT DİNAMİK ROTORLU İNSANSIZ HAVA ARACININ TASARIMI,
PROTOTİP ÜRETİMİ, MATEMATİKSEL MODELLENMESİ VE
HAREKET SİMÜLASYONU**

Ömer BAYRAKTAR

**DOKTORA TEZİ
İMALAT MÜHENDİSLİĞİ ANA BİLİM DALI**

**GAZİ ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ**

ARALIK 2020

Ömer BAYRAKTAR tarafından hazırlanan “DÖRT DİNAMİK ROTORLU İNSANSIZ HAVA ARACININ TASARIMI, PROTOTİP ÜRETİMİ, MATEMATİKSEL MODELLENMESİ VE HAREKET SİMÜLASYONU” adlı tez çalışması aşağıdaki jüri tarafından OY BİRLİĞİ ile Gazi Üniversitesi İmalat Mühendisliği Ana Bilim Dalında DOKTORA TEZİ olarak kabul edilmiştir.

Danışman: Prof. Dr. Abdulmecit GÜLDAŞ

İmalat Mühendisliği Ana Bilim Dalı, Gazi Üniversitesi

Bu tezin, kapsam ve kalite olarak DOKTORA Tezi olduğunu onaylıyorum.

.....

Başkan: Prof. Dr. Ahmet ÖZDEMİR

İmalat Mühendisliği Ana Bilim Dalı, Gazi Üniversitesi

Bu tezin, kapsam ve kalite olarak DOKTORA Tezi olduğunu onaylıyorum.

.....

Üye: Prof. Dr. İhsan KORKUT

İmalat Mühendisliği Ana Bilim Dalı, Gazi Üniversitesi

Bu tezin, kapsam ve kalite olarak DOKTORA Tezi olduğunu onaylıyorum.

.....

Üye: Prof. Dr. İbrahim ÇİFTÇİ

Konstrüksiyon ve İmalat Ana Bilim Dalı, Çankırı Karatekin Üniversitesi

Bu tezin, kapsam ve kalite olarak DOKTORA Tezi olduğunu onaylıyorum.

.....

Üye: Doç. Dr. Şener KARABULUT

Makine Teknolojileri, Hacettepe Üniversitesi

Bu tezin, kapsam ve kalite olarak DOKTORA Tezi olduğunu onaylıyorum.

.....

Tez Savunma Tarihi: 14/12/2020

Jüri tarafından kabul edilen bu tezin Yüksek Lisans Tezi olması için gerekli şartları yerine getirdiğini onaylıyorum.

.....

Prof. Dr. Cevriye GENCER

Fen Bilimleri Enstitüsü Müdürü

ETİK BEYAN

Gazi Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü Tez Yazım Kurallarına uygun olarak hazırladığım bu tez çalışmada;

- Tez içinde sunduğum verileri, bilgileri ve dokümanları akademik ve etik kurallar çerçevesinde elde ettiğimi,
- Tüm bilgi, belge, değerlendirme ve sonuçları bilimsel etik ve ahlak kurallarına uygun olarak sunduğumu,
- Tez çalışmada yararlandığım eserlerin tümüne uygun atıfta bulunarak kaynak gösterdiğimi,
- Kullanılan verilerde herhangi bir değişiklik yapmadığımı,
- Bu tezde sunduğum çalışmanın özgün olduğunu,

bildirir, aksi bir durumda aleyhime doğabilecek tüm hak kayıplarını kabullendiğimi beyan ederim.

Ömer BAYRAKTAR
14/12/2020

DÖRT DİNAMİK ROTORLU İNSANSIZ HAVA ARACININ TASARIMI, PROTOTİP ÜRETİMİ, MATEMATİKSEL MODELLENMESİ VE HAREKET SİMÜLASYONU

(Doktora Tezi)

Ömer BAYRAKTAR

GAZİ ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

Aralık 2020

ÖZET

Son yıllarda insansız hava araçlarına (İHA) olan ihtiyacın artmasıyla birlikte İHA teknolojisi giderek gelişmektedir. Özellikle savunma, keşif yapma gibi önemli görevleri üstlenen İHA'lar günümüzde sivil kullanıcılara da hitap etmektedir. Dikey iniş kalkış yapabilen (VTOL) İHA'lar arasında olan dört rotorlu insansız hava araçları son zamanlarda önemli teknolojik gelişimler göstermiştir. Bunun en önemli sebepleri uçuş dinamiği açısından önemli olan sensörlerin ve matematiksel algoritmaların geliştirilmesidir. Bu tez çalışmasında, dört rotorlu İHA üzerinde sabit olarak duran rotorlar yerine, rotorların açılabilmesini sağlayacak mekanizma ile dört rotorlu İHA'nın daha yüksek manevra kabiliyetine sahip olduğu İHA modeli geliştirilmiştir. Bu İHA modelinin, aerodinamik kuvvet ve momentlerini içeren matematiksel modeli oluşturularak dinamik hesaplamalar yapılmıştır. Performans kriterlerinin belirlenmesi için Matlab/Simulink modeli oluşturularak simülasyonlar gerçekleştirilmiştir. Daha sonra dört rotorlu İHA'nın tasarımı ve imalatı yapılmıştır. Yeni geliştirilmiş olan bu dinamik dört rotorlu İHA sabit dört rotorlu İHA'ya kıyasla, önemli uçuş karakteristiklerinden olan yunuslama (Pitch), sapma (Yaw), ve yuvarlanma (Roll) hareketlerinde daha üstün performans sergilemiştir. Ayrıca toplam 100m'lik mesafeye sahip kare yörüngede dinamik dört rotorlu İHA 10,6 s ile yörüngeyi en kısa sürede tamamlamış, sabit dört rotorlu İHA ise yörüngeyi 17,15 s'de tamamlamıştır.

Bilim Kodu : 91420
Anahtar Kelimeler : Dört rotorlu insansız hava aracı, Hareketli rotor, İHA dinamiği, İHA.
Sayfa Adedi : 130
Danışman : Prof. Dr. Abdulmecit GÜLDAŞ

DESIGN, PROTOTYPE PRODUCTION, MATHEMATICAL MODELING AND
MOTION SIMULATION OF A QUAD TILT ROTOR UNMANNED AERIAL
VEHICLE

(Ph. D. Thesis)

Ömer BAYRAKTAR

GAZİ UNIVERSITY

GRADUATE SCHOOL OF NATURAL AND APPLIED SCIENCES

December 2020

ABSTRACT

In recent years, with the increasing need for unmanned aerial vehicles (UAVs), the UAVs technology is gradually developing. UAVs, which undertake noteworthy tasks such as military and reconnaissance, also appeal to civilian users today. Four-rotor unmanned aerial vehicles (Quadrotor), which are among the vertical landing and take-off (VTOL) UAVs, have recently shown significant technological developments. The most important reasons for this development are the improvement of sensors and mathematical algorithms that are significant for flight dynamics. In this study, the UAV model was developed in order to have higher maneuverability with a mechanism that allows angular displacement of the rotors, instead of the rotors fixed on the quadrotor. A mathematical model including aerodynamic forces and moments was developed and dynamic calculations were performed for the UAV model. For the purpose of determine the performance criteria, Matlab / Simulink model was created and simulations were carried out. In addition, the dynamic four-rotor UAV was designed and manufactured. This quadrotor which has dynamic rotors has shown superior performance in pitch, yaw, and roll movements, which are important flight characteristics, compared to the fixed rotor quadrotor. Additionally, the quadrotor which has dynamic rotors completed the square trajectory with a total distance of 100m, in 10.6 s and the standard quadrotor completed the trajectory in 17.15 s.

Science Code : 91420

Key Words : Quadrotor, Tilted rotor, Quadrotor dynamics, UAV.

Page Number : 130

Supervisor : Prof. Abdulmecit GÜLDAŞ

TEŞEKKÜR

Tez çalışmalarım sırasında her zaman yardım ve desteğini gördüğüm, eğitimim süresince benden katkılarını esirgemeyen, kişiliğiyle, eğitimciliğiyle her zaman kendisini örnek aldığım değerli danışmanım Sayın Prof. Dr. Abdulmecit GÜLDAŞ'a en içten dileklerle saygı, sevgi ve teşekkürlerimi sunarım.

Uzun çalışmalarım sırasında beni yalnız bırakmayan, rehberlik yapan, sevgisini, desteğini, esirgemeyen biricik eşim Sema BAYRAKTAR'a minnettar olduğumu bildiririm.

Manevi desteklerini bir an olsun esirgemeyen Prof. Dr. İhsan KORKUT, Doç. Dr. Hakan GÜRÜN, Doç. Dr. Gültekin UZUN, Dr. Selçuk YAĞMUR, Arş. Gör. Bahattin YILMAZ, Arş. Gör. Saltuk Alper YAŞAR, Arş. Gör. Duygu GÜRKAN, Arş. Gör. Gözdenur KOŞ, Arş. Gör. M. Okan KABAKÇI, Arş. Gör. M. Furkan ERHAN ve Arş. Gör. B. Sercan BAYRAM'a teşekkür ederim. Ayrıca huzurlu ve sağlıklı bir çalışma ortamı sağlayan İmalat Mühendisliği Bölümü akademik ve idari personeline teşekkür ederim.

İÇİNDEKİLER

	Sayfa
ÖZET.....	iv
ABSTRACT.....	v
TEŞEKKÜR.....	vi
ÇİZELGELERİN LİSTESİ.....	x
ŞEKİLLERİN LİSTESİ.....	xi
RESİMLERİN LİSTESİ	xvi
SİMGELER VE KISALTMALAR	xvii
1. GİRİŞ.....	1
2. KURAMSAL TEMELLER ve LİTERATÜR ARAŞTIRMASI.....	3
2.1. Dört Rotorlu İnsansız Hava Aracının Tarihçesi.....	3
2.2. Dört Rotorlu İnsansız Hava Aracı.....	5
2.3. Oransal-İntegral-Türevsel Kontrolör (PID)	8
2.4. Dinamik Rotorlu İHA'lar	9
2.5. İHA Kontrolörleri.....	15
2.6. Diğer Çalışmalar	17
3. DÖRT ROTORLU İNSANSIZ HAVA ARACININ MATEMATİKSEL MODELLENMESİ	19
3.1. Rotor Pervane Çifti	20
3.2. Rotasyon Matrisi	22
3.3. X Tipi Dört Rotorlu İnsansız Hava Aracının Matematiksel Modeli	24
3.3.1. Doğrusal ivme	24
3.3.2. Açısal ivme.....	26
3.4. Dinamik Dört Rotorlu İnsansız Hava Aracının Matematiksel Modeli	29

3.4.1. Doğrusal ivme	31
3.4.2. Açısal ivme.....	31
4. MATERYAL METHOD	35
4.1. Elektronik Bağlantı	35
4.2. Dinamik Dört Rotorlu İnsansız Hava Aracının Tasarımı ve İmalatı	39
4.3. Dört Rotorlu İnsansız Hava Aracının Simülasyonu.....	43
4.3.1. Sabit dört rotorlu insansız hava aracının simulink modeli	43
4.3.1. Dinamik dört rotorlu insansız hava aracının simulink modeli	45
4.4. Deney Düzenekleri Tasarımı.....	50
4.4.1. Rotor/pervane çifti	50
4.4.2. Dört rotorlu insansız hava aracının kuvvet ölçümleri	52
5. TEST SONUÇLARI, SANAL HAREKET SİMÜLASYONU VE TARTIŞMA	59
5.1. Dinamik Dört Rotorlu İnsansız Hava Aracının Hareket Mekanikleri.....	59
5.2. Rotor/Pervane Çifti	61
5.2 Regresyon Analizi İle İtme ve Tork Kuvvet Katsayılarının Elde Edilmesi.....	64
5.3. Dört Rotorlu İnsansız Hava Aracının Kuvvetleri.....	69
5.4. Matlab/Simulink Simülasyon.....	72
5.4.1. İtme ve tork kuvveti katsayılarının güvenilirliği.....	72
5.4.2. Doğrusal yörünge takibi ve hızlanma	76
5.4.3. Kare yörünge takibi.....	83
5.4.4. Sapma mekaniği	91
5.4.4. Rotor açılanmasına bağlı ağırlık merkezi kayması	96
6. SONUÇ VE ÖNERİLER	99

Sayfa

KAYNAKLAR	101
EKLER.....	107

ÇİZELGELERİN LİSTESİ

Çizelge	Sayfa
Çizelge 4.1. Dört rotorlu insansız hava aracında kullanılan donanımlar ve özellikleri	35
Çizelge 4.2. Kumanda kanallara karşılık gelen servo açıları	38
Çizelge 4.3. Üretimi gerçekleştirilen dört rotorlu insansız hava aracında kullanılan parametreler	43
Çizelge 4.4. Deney düzeneğinde kullanılan malzemeler ve özellikleri	51
Çizelge 5.1. PWM sinyaline karşılık devir ve amper ölçümler	61
Çizelge 5.2. Gemfan Flash 5149 Pervanesi için PWM sinyaline karşılık gelen tork kuvveti değerleri	64
Çizelge 5.3. İtme kuvvetleri için ANOVA sonuçları	65
Çizelge 5.4. Tork değerleri için ANOVA sonuçları	65
Çizelge 5.5. Farklı regresyon yöntemleri için kuvvet katsayıları	66
Çizelge 5.6. Farklı regresyon yöntemleri için tork katsayıları	67
Çizelge 5.7. Regresyon denklemleri ve test bulguları arasındaki farklar	68
Çizelge 5.8. Rotorlara verilen α açısal hareketin dinamik dört rotorlu insansız hava aracına getirdiği ek itme kuvvetleri	71
Çizelge 5.9. Rotorlara verilen α açısal hareketine bağlı sapma miktarı ve devir sayıları	97

ŞEKİLLERİN LİSTESİ

Şekil	Sayfa
Şekil 2.1. Farklı multirotorlar ve rotor konumlanmaları.....	6
Şekil 2.2. Dört rotorlu insansız hava aracının eksen yönleri	7
Şekil 2.3. Dört rotorlu insansız hava aracının eksen yönleri (X hareket yönü yuvarlanma, Y hareket yönü yunuslama ve Z hareket yönü sapmadır).....	7
Şekil 2.4. Dört rotorlu İHA'nın dinamik hareket eksenleri	9
Şekil 2.5. Dinamik rotor eksenleri	11
Şekil 2.6. Dinamik rotor eksenleri	12
Şekil 2.7. Yunuslama yönünde açılanmış rotor	12
Şekil 2.8. Dinamik rotorlu hexacopter	13
Şekil 2.9. Dinamik rotorlu üç rotorlu	14
Şekil 2.10 İki rotorlu İHA.....	14
Şekil 3.1. Dört rotorlu insansız hava aracının hareket yönleri ve rotor numaralandırmaları	20
Şekil 3.2. X eksenindeki rotasyon	23
Şekil 3.3. Dinamik dört rotorlu insansız hava aracının eksenleri	29
Şekil 3.4. Açılı rotorlar için kuvvet bileşenleri.....	30
Şekil 4.1. Dinamik dört rotorlu insansız hava aracının bağlantı akış şeması	36
Şekil 4.2. Dinamik dört rotorlu insansız hava aracının resimsel bağlantı şeması.....	36
Şekil 4.3. PPM ve PWM sinyali	37
Şekil 4.4. Rotor numaralandırmaları.....	38
Şekil 4.5. Dinamik dört rotorlu insansız hava aracının genel görünümü.....	39
Şekil 4.6. Tasarlanan dört rotorlu insansız hava aracının boyutları.....	40
Şekil 4.7. Dinamik dört rotorlu insansız hava aracının α eksenli dönüş hareketi	40

Şekil	Sayfa
Şekil 4.8. Dinamik dört rotorlu insansız hava aracının β eksenli dönüş hareketi	41
Şekil 4.9. Sabit dört rotorlu insansız hava aracının Simulink modeli.....	43
Şekil 4.10. Sabit dört rotorlu insansız hava aracının açısal dinamik bloğu	44
Şekil 4.11. Sabit dört rotorlu insansız hava aracının lineer dinamik bloğu	44
Şekil 4.12. Sabit dört rotorlu insansız hava aracının PID bloğu.....	45
Şekil 4.13. Dinamik dört rotorlu insansız hava aracının Simulink modeli	45
Şekil 4.14. Dinamik dört rotorlu insansız hava aracının açısal dinamik bloğu (a) yunuslama torku, (b) yuvarlanma torku, (c) sapma torku, (d)jiroskop ve moment etkisi.....	46
Şekil 4.15. Dinamik dört rotorlu insansız hava aracının açısal lineer dinamik bloğu ...	49
Şekil 4.16. Dinamik dört rotorlu insansız hava aracının PID bloğu	49
Şekil 4.17. Tork deney düzeneği tasarımı.....	50
Şekil 4.18. Dört rotorlu insansız hava aracının karakteristik test cihazı.....	53
Şekil 4.19. Yunuslama kuvveti ölçüm detayı	54
Şekil 4.20. Yuvarlanma kuvveti ölçüm detayı.....	54
Şekil 4.21. Sapma torku ölçüm detayı.....	55
Şekil 5.1. Rotorların $+\beta$ açısı ile açılanması	59
Şekil 5.2. Rotorların $\pm\alpha$ aralığında açısal konumlandırması	60
Şekil 5.3. Dinamik rotorların yuvarlanma hareketi esnasındaki açılanması.....	60
Şekil 5.4. Dinamik rotorların sapma hareketi esnasındaki açılanması	61
Şekil 5.5. Rotor devrine göre elde edilen itme kuvvetleri ve pervane verimliliği	62
Şekil 5.6. Pervaneler için titreşim ölçümleri.....	63
Şekil 5.7. İtme kuvvetine ait artık miktarı	67
Şekil 5.8. Tork kuvvetine ait artık miktarı	68

Şekil	Sayfa
Şekil 5.9. Dört rotorlu insansız hava aracının yunuslama açısına bağlı itme kuvvetleri	70
Şekil 5.10. Dört rotorlu insansız hava aracının sapma esnasındaki oluşturduğu torklar	72
Şekil 5.11. Regresyon yöntemlerine göre yörünge takibi.....	73
Şekil 5.12. Farklı regresyon yöntemlerine göre, 1 numaralı rotor için devir sayıları....	74
Şekil 5.13. Regresyon yöntemlerine göre düzeltilmiş yörünge takibi	74
Şekil 5.14. Yörünge takibinde dört rotorlu insansız hava aracı rotorlarının devir sayıları.....	75
Şekil 5.15. Sabit ve dinamik dört rotorlu insansız hava araçlarının hızlanması	76
Şekil 5.16. Sabit ve dinamik dört rotorlu insansız hava araçlarının aldığı yol	77
Şekil 5.17. Sabit dört rotorlu insansız hava aracının X ötelenme hareketi esnasındaki devir sayıları	78
Şekil 5.18. Dinamik dört rotorlu insansız hava aracının X ötelenme hareketi esnasındaki devir sayıları	79
Şekil 5.19. Dinamik dört rotorlu insansız hava aracının Y ötelenme hareketi esnasındaki devir sayıları	79
Şekil 5.20. Sabit dört rotorlu insansız hava aracının Y eksen hareketi esnasındaki yuvarlanma (φ) açılanması	80
Şekil 5.21. Dinamik dört rotorlu insansız hava aracının X eksen hareketi esnasındaki açısai hareketi (θ).....	81
Şekil 5.22. Dinamik dört rotorlu insansız hava aracının Y eksen hareketi esnasındaki açısai hareketi (φ)	81
Şekil 5.23. Dinamik dört rotorlu insansız hava aracının yuvarlanma hareketi esnasındaki rotora verilen açısai hareket	82
Şekil 5.24. Dinamik dört rotorlu insansız hava aracının yunuslama hareketi esnasındaki rotora verilen açısai hareket	82
Şekil 5.25. Sabit dört rotorlu insansız hava aracının kare yörünge takibi	83
Şekil 5.26. Dinamik dört rotorlu insansız hava aracının kare yörünge takibi.....	84

Şekil	Sayfa
Şekil 5.27. Sabit dört rotorlu insansız hava aracının kare yörünge takibindeki devir sayıları.....	85
Şekil 5.28. Dinamik dört rotorlu insansız hava aracının kare yörünge takibindeki devir sayıları.....	85
Şekil 5.29. Sabit dört rotorlu insansız hava aracının kare yörüngedeki 2 eksenli grafiği.....	86
Şekil 5.30. Dinamik dört rotorlu insansız hava aracının kare yörüngedeki 2 eksenli grafiği.....	87
Şekil 5.31. Sabit dört rotorlu insansız hava aracının kare yörüngedeki hızlanma grafiği.....	87
Şekil 5.32. Dinamik dört rotorlu insansız hava aracının kare yörüngedeki hızlanma grafiği.....	88
Şekil 5.33. Sabit dört rotorlu insansız hava aracının kare yörünge takibindeki açısal konumu	89
Şekil 5.34. Dinamik dört rotorlu insansız hava aracının kare yörünge takibindeki açısal konumu	89
Şekil 5.35. Dinamik dört rotorlu insansız hava aracının kare yörünge takibindeki servo motorların açısal konum değişimleri.....	90
Şekil 3.36. Kare yörüngedeki enerji tüketimleri.....	91
Şekil 5.37. Sabit dört rotorlu insansız hava aracının 3600°'lik sapma gerçekleştirilmesi	92
Şekil 5.38. Dinamik dört rotorlu insansız hava aracının 3600°'lik sapma gerçekleştirilmesi	92
Şekil 5.39. Sabit dört rotorlu insansız hava aracının 3600°'lik sapma esnasındaki açısal ivmesi.....	93
Şekil 5.40. Dinamik dört rotorlu insansız hava aracının 3600°'lik sapma gerçekleştirilmesi esnasındaki açısal ivmesi.....	93
Şekil 5.41. Sabit dört rotorlu insansız hava aracının 3600°'lik sapma esnasındaki devir sayıları.....	94
Şekil 5.42. Dinamik dört rotorlu insansız hava aracının 3600°'lik sapma gerçekleştirilmesi esnasındaki devir sayıları.....	94

Şekil	Sayfa
Şekil 5.43. Dinamik dört rotorlu insansız hava aracının 3600°'lik sapma gerçekleştirmesi esnasındaki servo açıları	95
Şekil 5.45. Dinamik dört rotorlu insansın hava aracının ağırlık merkezi	96

RESİMLERİN LİSTESİ

Resim	Sayfa
Resim 2.1. İlk dört rotorlu insansız hava aracı “Breguet-Richet Gyroplane”.....	3
Resim 2.2. İlk başarılı uçan dört rotorlu insansız hava aracı “Oemichen No. 2”.....	3
Resim 2.3. Convertawings dört rotorlu insansız hava aracı.....	4
Resim 2.4. İlk askeri dört rotorlu insansız hava aracı “VZ-7”.....	5
Resim 2.5. Dinamik rotorlu imal edilmiş dört rotorlu insansız hava aracı	10
Resim 4.1. Mekanik parçaların işlenmesi	41
Resim 4.2. Üretimi gerçekleştirilen dinamik dört rotorlu insansız hava aracı.....	42
Resim 4.3. Rotor/Pervane’den elde edilen (a) itme kuvveti ölçüm düzeneği, (b) tork kuvveti ölçüm düzeneği	51
Resim 4.4. Pervanelere ait titreşim ölçümleri	52
Resim 4.5. Üretimi gerçekleştirilen dört rotorlu insansız hava aracı karakteristik test cihazı	57

SİMGELER VE KISALTMALAR

Bu çalışmada kullanılmış simgeler ve kısaltmalar, açıklamaları ile birlikte aşağıda sunulmuştur.

Simgeler	Açıklamalar
φ	X eksenindeki açısal konum
θ	Y eksenindeki açısal konum
ψ	Z eksenindeki açısal konum
$\dot{\varphi}$	X eksenindeki açısal hız
$\dot{\theta}$	Y eksenindeki açısal hız
$\dot{\psi}$	Z eksenindeki açısal hız
$\ddot{\varphi}$	X eksenindeki açısal ivme
$\ddot{\theta}$	X eksenindeki açısal ivme
$\ddot{\psi}$	X eksenindeki açısal ivme
ω	Açısal hız
τ	Tork
τ_{φ}	X eksenindeki tork
τ_{θ}	Y eksenindeki tork
τ_{ψ}	Z eksenindeki tork
Ω	Devir sayısı
a	İvme
A	Amper
$\cos$	Kosinüs
e	Hata
g	Gram
g	Yerçekimi ivmesi
I	Atalet
I_{rotor}	Rotor ataleti
I_{xx}	X yönündeki atalet

I_{yy}	Y yönündeki atalet
I_{zz}	Z yönündeki atalet
k_p	Orantılı kontrol kazancı
k_I	İntegral kontrol kazancı
k_D	Türev kontrol kazancı
m	Ağırlık
m	metre
mm	Milimetre
N	Newton
Nm	Newton Metre
$\sin$	Sinüs
t	Zaman
Wh	Watt/Saat

Kısaltmalar

Açıklamalar

DKF	Dağılımlı kalman filtresi
GKF	Genişletilmiş kalman filtresini
İHA	İnsansız hava aracı
MEMS	Mikro elektro mekanik sistem
PID	Oransal-integral-türevsel denetleyici
PPM	Darbe konumu modülasyonu
PWM	Darbe genişlik modülasyon
VTOL	Dikey iniş kalkış yapan

1. GİRİŞ

Son yıllarda insansız hava araçlarına (İHA) olan ihtiyacın artmasıyla birlikte bu İHA teknolojisi giderek gelişmektedir. İHA'lar sınıfında olan dört rotorlu insansız hava araçları son zamanlarda önemli teknolojik gelişimler göstermiştir. Bunun en önemli sebebi uçuş dinamiği açısından önemli bir yeri olan sensör teknolojileri [1], batarya teknolojileri [2], mikro işlemcilerin geliştirilmesi [3] ve uçuş için gerekli olan matematiksel algoritmaların [4] gelişmesidir. Bu gelişmeler sayesinde daha istikrarlı uçabilen bu İHA'lar günümüzde güvenlik, askeri, arama kurtarma, hava fotoğrafçılığı, video, haritalama, taşımacılık, tarım sektörü ve hobi amaçlı kullanım gibi birçok alanda kullanılmaya başlanmıştır [5–7]. Dört rotorlu insansız hava aracının ilk aşaması kabul edilebilecek 1990'lar ve öncesinde bu hava araçları birçok başarılı uçuş gerçekleştirmesine rağmen gerek uçuş mesafesi gerekse uçuş kararlılığı bakımından tatmin edici sonuçlar vermediğinden ticarileşememiş ve uygulama alanı oldukça kısıtlı kalmıştır [8]. Örneğin 1922 yılında Étienne OEHMICHEN'e ait dört rotorlu insansız hava aracı sadece 360 metre uçabilmiş, Amerikan ordusu için üretilen VZ-7 projesi 1958 yılında başlamış ve bu İHA, hız ve yükselme gereksinimlerini karşılamadığından 1960 yılında iptal edilmiştir [8].

Bir dört rotorlu insansız hava aracı, çok rotorlu dikey iniş kalkış yapabilen (VTOL) İHA'lar için temel bir tasarım olarak kabul edilir. Bu hava araçlarının uçuş mekaniği pervanelerin dönüş hızlarına bağlı olarak kaldırma kuvvetleri ve torklar yardımıyla belirlenir. Uçuş kararlılığı ise elektronik kontrol sistemi ve elektronik sensörler ile elde edilir. Dört rotorlu insansız hava araçlarının uçuş kontrolü, dört kontrol kanalının elektronik olarak kontrol edilmesiyle sağlanır. Bunlar yükselme, yunuslama, sapma ve yuvarlanmadır [9].

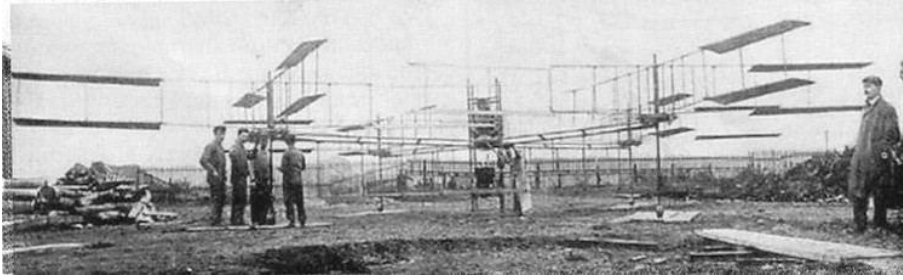
Gerçekleştirilen bu tez çalışması ile 4 adet rotora sahip döner kanatlı hava aracının, özellikle sapma, yunuslama ve yuvarlanma manevra kabiliyetleri geliştirilmiştir. Bunun için 4 rotorun her birine bağımsız servo motorlar yerleştirilmiş ve her bir rotorun bağımsız olarak açısız konum değişikliği yapması sağlanmıştır. Ayrıca yunuslama hareket kabiliyetinin geliştirilmesi amacıyla 4 rotorun aynı anda öne ve geriye açısız hareketini sağlayacak 1 adet servo motor İHA'nın gövdesine yerleştirilmiştir. Bu dinamik eğimli rotorların dört rotorlu insansız hava aracının temel hareket mekanizmaları üzerinde nasıl bir etkisi olduğunu incelemek için sabit dört rotorlu insansız hava aracında kullanılan

matematiksel model esas alınmış ve bu çalışmada dinamik dört rotorlu insansız hava aracı için yeniden oluşturulmuştur. Bu geliştirilmiş matematiksel model Matlab/Simulink yazılımı yardımıyla , dört rotorlu insansız hava aracının simülasyonları gerçekleştirilmiş ve analiz edilmiştir. Ayrıca bu dinamik dört rotorlu insansız hava aracı, tez çalışması kapsamında tasarlanmış ve üretilmiştir. Matematiksel model geliştirilerek analiz ve simülasyonu yapılan dört rotorlu insansız hava aracına ait gerçek zamanlı verilerini elde edilebilmek için rotorun itme ve tork kuvvetleri ve sistemi bütün olarak test edebilen bir deney düzeneği tasarlanıp üretilmiştir. Son olarak ise matematiksel modelin simülasyonu ve üretilen dört rotorlu insansız hava aracından elde edilen test bulguları kıyaslanmıştır. Bu tez çalışmasında izlenen yol dört rotorlu İHA'ların performans kriterlerini belirleme açısından önem arz etmektedir.

2. KURAMSAL TEMELLER ve LİTERATÜR ARAŞTIRMASI

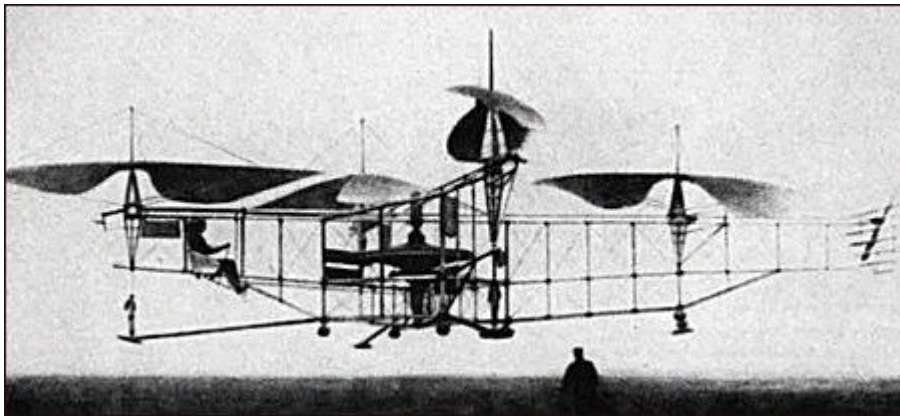
2.1. Dört Rotorlu İnsansız Hava Aracının Tarihçesi

1907’de Charles Richet ve Breguet kardeşler ilk insan taşıyan dört rotorlu insansız hava aracını üretmişlerdir (Resim 2.1). Gyroplane No.1 adındaki bu dört rotorlu İHA, yerden sadece 1,5 m havalanabilmiştir. Başarısız uçuşuna rağmen tarihe dört rotorlu İHA olarak geçen ve ilk üretilen cihazdır [10].



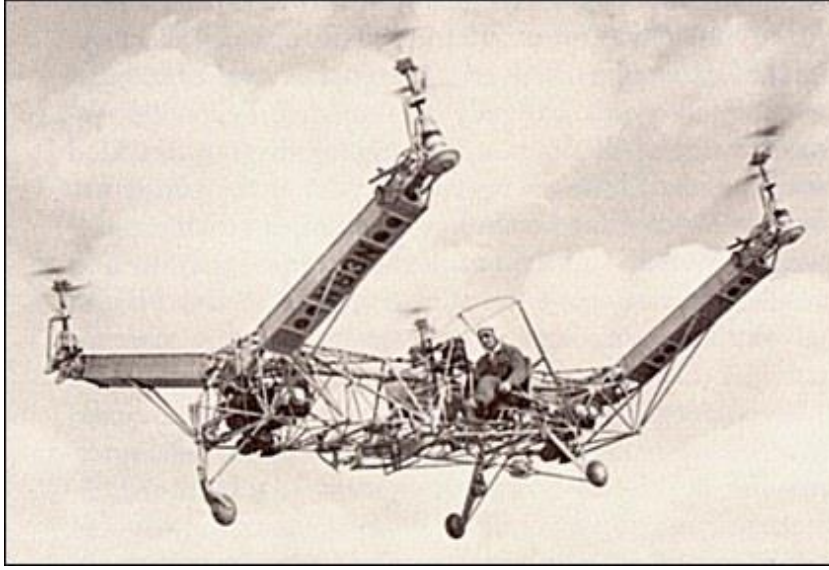
Resim 2.1. İlk dört rotorlu insansız hava aracı “Breguet-Richet Gyroplane” [11]

Étienne Oehmichen 1920’de ürettiği dört rotorlu İHA yerden yükselemeyerek başarısızlıkla sonuçlandı. Fakat araştırmacı hesaplamalarını yeniden gözden geçirerek ve dört rotorlu İHA’yı yeniden dizayn ederek, ikinci dört rotorlu İHA olan Oemichen No. 2’yi üretmiştir. Bu dört rotorlu İHA 1923’te 7 dakika 40 saniyelik uçuş gerçekleştirerek ilk başarılı uçan dört rotorlu İHA unvanını elde etmiştir. (Resim 2.2). Fakat ilk dört rotorlu İHA’lar, düşük motor performansından dolayı yalnızca birkaç metre yüksekliğe ulaşabilmiştir.



Resim 2.2. İlk başarılı uçan dört rotorlu insansız hava aracı “Oemichen No. 2” [12]

Étienne Oehmichen dört rotorlu İHA'sından sonra 1950'lere kadar dört pervaneli helikopterlerde kayda değer bir iyileşme görülmemiştir [8]. David Kaplan 1956 yılında "H" tipi bir dört rotorlu İHA üretmiştir (Resim 2.3). İki motorun "v" kayış sistemi aracılığıyla dört motorun çalıştırdığı bu tasarım, kuyruk motoruna gerek olmadan kontrol edilebilmektedir. Bu tasarım birçok kez başarılı bir şekilde uçmuş ve aynı zamanda başarılı ileri uçuş gösteren bir multirotor olarak tanımlanmıştır [13].



Resim 2.3. Convertawings dört rotorlu insansız hava aracı [14]

Curtiss-Wright Ordu Taşımacılığı Birliğinin gereksinimini karşılamak için VZ-7 uçan cip tipi hafif dikey kalkış yapabilen bir ticari araç geliştirmiştir (Resim 2.4). 1958'de Amerika Birleşik Devletleri Ordusu'na teslim ettiği bu dört rotorlu İHA oldukça basit bir tasarıma ve kontrol sistemine sahiptir. Yön hareketleri her bir motorun itme kuvvetlerini değiştirerek sağlanmış ve sapma kontrolü motor egzozuna bağlanmış kanatçıklar ile kontrol edilmiştir. Bu dört rotorlu İHA, havada durma ve ileri uçuş yeteneğine sahip olup ve nispeten kararlı ve kolay kullanımı olduğunu kanıtlamıştır. Bununla birlikte, ABD ordusu tarafından belirlenen irtifa ve hız gereksinimlerini karşılayamadığı için bu hava aracı hizmetten çekilmiş ve 1960'ların ortalarında üreticiye iade edilmiştir [15].



Resim 2.4. İlk askeri dört rotorlu insansız hava aracı “VZ-7” [16]

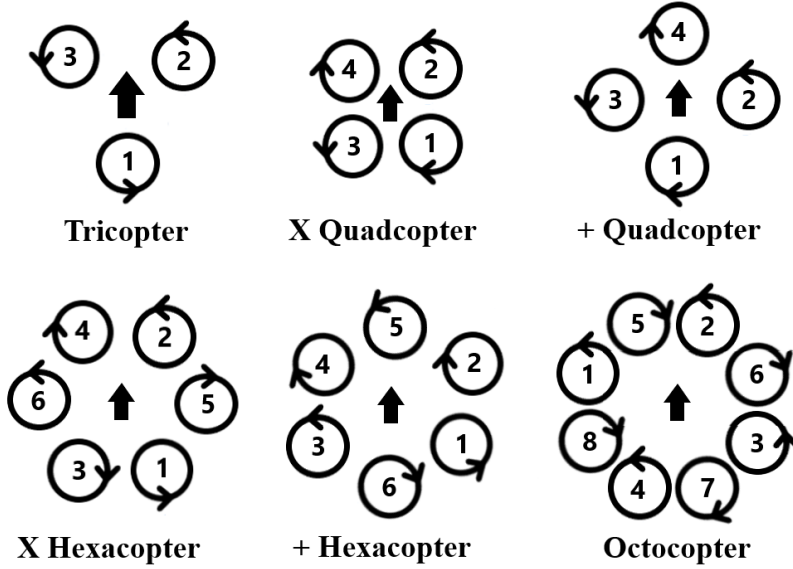
VZ-7 modelinden sonra ve 1990'dan önce, çok rotorlu hava araçlarını üretmek için gerekli olan rotorlar, sensörler ve diğer bileşenler teknolojik olarak yetersiz kaldığından dolayı 1960-1990 yılları arasında kayda değer bir gelişme yaşanmamıştır. 1990'larda düşük gürültülü Mikro-Elektro-Mekanik Sistemler (MEMS) ortaya çıkmış ve birçok araştırmacı MEMS'lerdeki gürültülerden nasıl kurtulacağını araştırmıştır. Ayrıca gerekli algoritmalar ve mikro kontrolörler de araştırma konusu olmuştur [17–20]. Bu gelişmeler sayesinde dört rotorlu İHA'lar üzerindeki çalışmalar tekrar yaygınlaşmış ve dört rotorlu İHA'lar hızlı bir gelişme sürecine girmiştir.

Araştırmacıların elde ettiği başarılar sayesinde günümüzde otonom uçuş yapabilen, havada sabit bir noktada durma ve yüksek manevra kabiliyetine sahip olma gibi birçok zorlu görevleri gerçekleştirebilen dört rotorlu İHA'lar mevcuttur [21, 22].

2.2. Dört Rotorlu İnsansız Hava Aracı

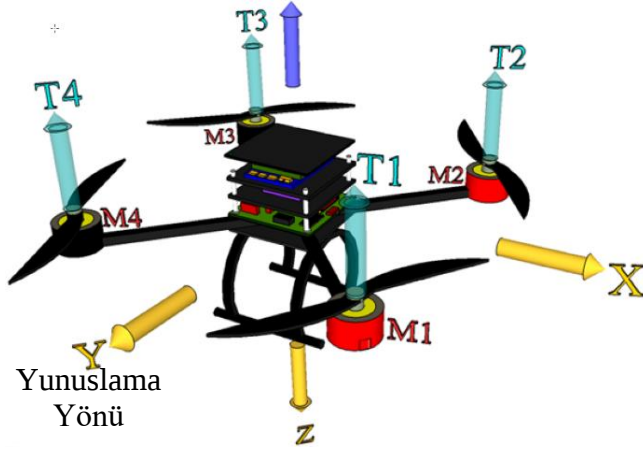
Küçük ölçekli hava araçları sabit kanatlılar, tek rotorlu (helikopter) ve çok rotorlu olmak üzere 3 ana grupta toplanabilir [23]. Sabit kanatlı gurubundaki hava araçlarının, süzülme özelliklerinden dolayı uçuş süreleri diğer sınıflara göre daha yüksektir [24]. Fakat uçmaları için belirli bir hızda olmaları gerekmektedir. Bu tip hava araçlarında itki gücü yer düzlemine dik olmadığı için dikey kalkış yapamazlar. Helikopterler ve multirotorlar motoru yer düzlemine dikey pozisyona gelebilen bazı sabit kanatlılar ise dikey kalkış yapabilen hava araçlarıdır. Manevra kabiliyetinin iyi olması, herhangi bir yönde uçabilmesi, sabit bir noktada kalabilmesi ve iniş, kalkış için büyük pist alanına ihtiyaç duymaması en büyük avantajlarından [25]. Multirotorlar birden fazla rotor sayısına sahip olan sistem olup Şekil

2.1’de çeşitli multirotor örnekleri verilmiştir. Günümüzde multirotorlar arasında en popüler olanı dört rotorlu İHA’lardır.

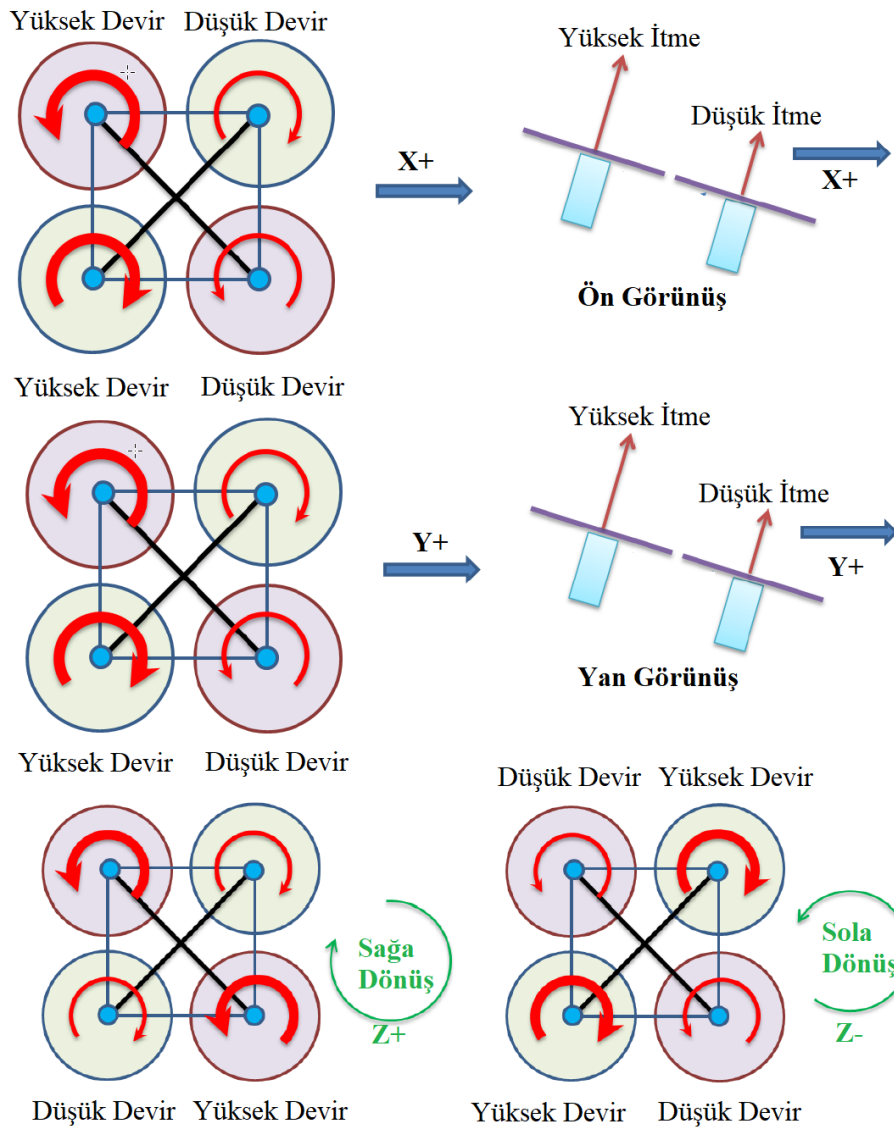


Şekil 2.1. Farklı multirotorlar ve rotor konumlanmaları

Dört rotorlu İHA’larda 4 rotorun dönmesinden kaynaklı olarak bir döndürme momenti oluşmaktadır. Bu tork, çapraz rotor çiftlerinin ters yönde döndürülmesiyle sıfırlanmaktadır [8]. Bu sayede uçuş sırasında kendi etrafında dönmezler. Rotorların farklı devirlerde dönmesiyle, dört rotorlu İHA yükselme, yunuslama, yuvarlanma ve sapma hareketlerini yerine getirirler. Bu uçuş hareketlerini gerçekleştirmek için dört pervanenin dönüş hızı için dört kontrol girdisine ihtiyaç duyulmaktadır. Bu sayede dört rotorlu İHA’lar altı serbestlik derecesi ile çalışan dinamik bir sisteme sahip olmaktadır. X tipi dört rotorlu İHA için 3 serbestlik derecesindeki ötelenme hareketi Şekil 2.2’de ve 3 serbestlik derecesindeki dönme hareketleri ise Şekil 2.3’te verilmiştir.



Şekil 2.2. Dört rotorlu insansız hava aracının eksen yönleri [27]



Şekil 2.3. Dört rotorlu insansız hava aracının eksen yönleri (X hareket yönü yuvarlanma, Y hareket yönü yunuşlama ve Z hareket yönü sapmadır) [28]

2.3. Oransal-İntegral-Türevsel Kontrolör (PID)

PID kontrol, kontrol mühendisliğinin hemen hemen her alanında uygulanan bir geri besleme algoritması olup neredeyse 100 yıldır kullanılmaktadır. Kontrol teorisindeki birçok ilerlemeye rağmen, PID kullanım kolaylığı nedeniyle günümüzde tercih edilen en yaygın kontrolörlerden biri olarak yerini korumaktadır [29]. PID kontrolör, dört rotorlu İHA'lar gibi yüksek performanslı cihazlarda düşük gecikme sürelerinden dolayı tercih edilmektedir. [30]. Dört rotorlu İHA'larda yunuslama açısı, yuvarlanma açısı ve sapma açısının açısal konumları PID kontrolör tarafından kontrol edilmektedir.

Bir PID kontrolörü, işlemdeki mevcut noktası ile istenen bir ayar noktası arasındaki farkı bir "hata" değeri olarak hesaplar ve hatayı en düşük değere indirerek ayar noktasına ulaşmaya çalışır. PID teriminde, oransal terimi mevcut hata, integral terimi hatanın integrali ve türev terimi ise hatanın türevi olarak geçmekte ve kontrol sisteminde kullanılmaktadır [31]. PID ifadesi zamana göre Eş. 2.1'deki gibi verilir [32].

$$u(t) = k_p e(t) + k_I \int_0^t e(\tau) d\tau + k_D \frac{de(t)}{dt} \quad (2.1)$$

Burada;

k_p = orantılı kontrol kazancı,

k_I = integral kontrol kazancı,

k_D = türev kontrol kazancı,

e = hata,

t = zaman,

τ = integrasyon değişkenidir:

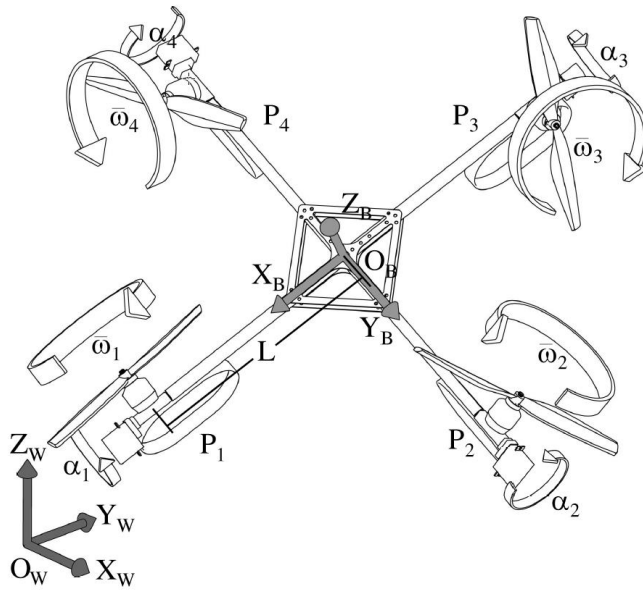
Eş. 2.1'in Laplace dönüşümü ile PID kontrolörün transfer fonksiyonu elde edilmektedir (Eş. 2.2).

$$\frac{U(s)}{D(s)} = k_p + \frac{k_I}{s} + k_D s \quad (2.2)$$

2.4. Dinamik Rotorlu İHA'lar

Rotorların dinamik olarak açılabilen dört rotorlu İHA'lar hakkında literatürde birçok araştırma yapıldığı ve çok sayıda çalışmanın da sürdürüldüğü bilinmektedir. Bu bağlamda dinamik dört rotorlu İHA'lar üzerine literatürde çeşitli çalışmalar bulunmaktadır.

Ryll vd. gerçekleştirdikleri çalışmada dört rotorlu İHA'nın rotorlarını açılandırarak dinamik olarak incelemiştir. Bu açılandırma Şekil 2.4'te gösterilmektedir [33]. Bu tasarımları ile gerçekleştirdikleri dikdörtgen şeklindeki yörünge takibinde, 6 serbestlik derecesindeki kontrol kabiliyetinin daha yüksek olduğunu çalışmada vurgulanmıştır. Oluşturdukları matematiksel model küçük hatalar ile başarılı bir şekilde dikdörtgen bir yörüngeyi takip edebilmiştir.



Şekil 2.4. Dört rotorlu İHA'nın dinamik hareket eksenleri [34]

Benzer bir tasarım üzerine Yih'de araştırma gerçekleştirmiştir [34]. Ancak çalışmada dış etken olarak Eş. 2.3'teki kuvvet ve Eş. 2.4'teki moment eklenmiştir. Bu dış etkenlere rağmen dört rotorlu İHA'nın en düşük düzeyde etkilendiğini vurgulamıştır.

$$F = [\sin(4t) - \sin(4t) \ 2\sin(4t)] N \quad (2.3)$$

$$M = [0,1\sin(2t)0,1\sin(2t)0,1\sin(2t)] Nm \quad (2.4)$$

Yine benzer tasarımı Oosedo vd. de kullanmışlardır [35]. Fakat çalışmalarında rotor açıları 0° 'den 260° 'ye kadar değişken olarak tasarlanmış ve üretilmiştir. Dik konumda uçuş gerçekleştirebilmek için dört rotorlu İHA'yı test etmişler ve X ekseninde en yüksek 0,5m hata ile başarılı bir uçuş yapalabilmiştir.

Dharmawan vd. Şekil 2.4'te verilen tasarımı çalışmıştır [36]. Dört rotorlu İHA'nın yunuslama ve yuvarlanma hareketi yapmadan yanal hareket simülasyonu ile analiz edilmiştir. Bu görev, dört rotorlu İHA'nın yunuslama ve yuvarlanma açılarını 1° 'nin altındaki bir hata oranında tutarak başarılı bir şekilde tamamlanmıştır.

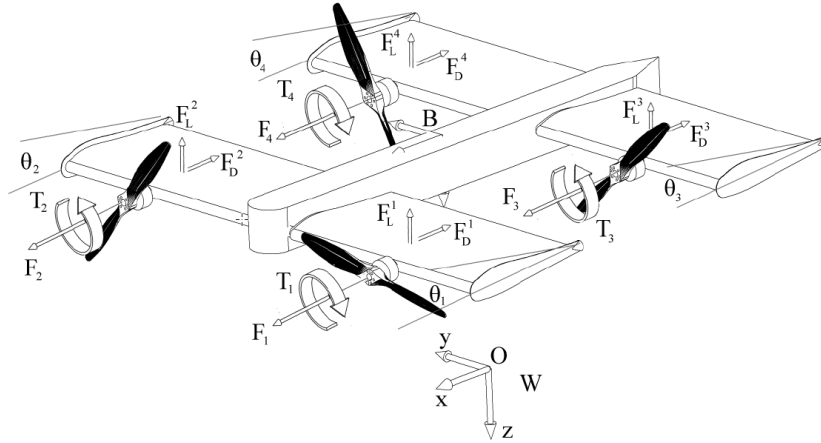
Peng tarafından gerçekleştirilen çalışmada Şekil 2.4'te görülen aç sistemine sahip dört rotorlu İHA üretilmiştir [37] (Resim 2.5). Fakat çalışmada, üretilen bu dört rotorlu İHA'nın konumlanmasında, yuvarlanma açısında yaklaşık $12,5^\circ$ 'lik hata, yunuslama açısında yaklaşık $8,5^\circ$ 'yi bulan hata ve sapma açısında 24° 'yi bulan hataları olduğunu bildirilmiştir.



Resim 2.5. Dinamik rotorlu imal edilmiş dört rotorlu insansız hava aracı [37]

Oner vd. çalışmaları için ön iki rotorun bağımsız hareket ettiği ve arka iki rotorun birlikte açtığı bir model tasarlamışlardır [38] (Şekil 2.5). Matematiksel modelini oluşturdukları dört rotorlu İHA, Matlab/Simulink yazılımında simule edilmiştir. Düşey ve yatay uçuş için aracın dinamik modelleri elde edilmiş ve lineer quadratik regülatör (LQR) tabanlı bir konum

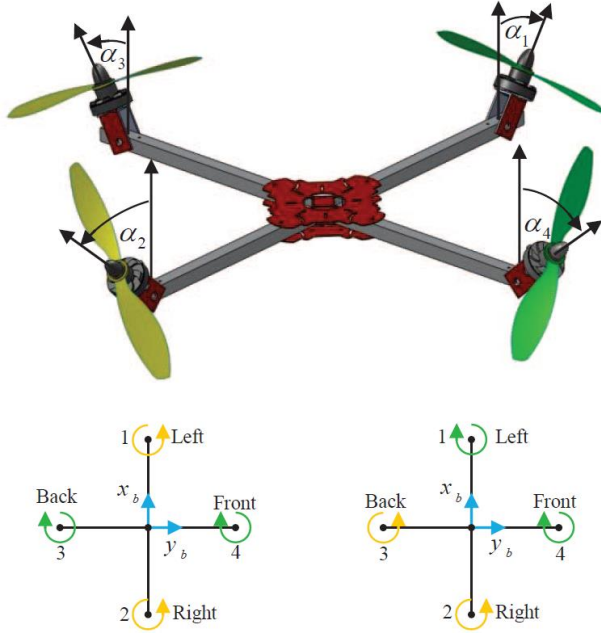
kontrol algoritması geliştirilmiştir. Bu kontrolörün kullanılmasıyla iyi bir yörünge izleme performansının elde edildiği vurgulanmıştır.



Şekil 2.5. Dinamik rotor eksenleri [38]

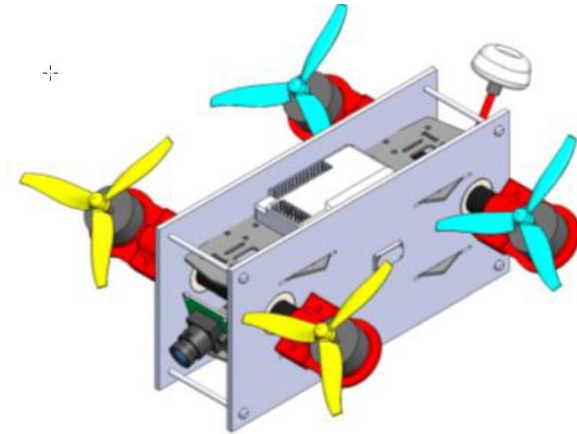
Hua vd. çalışmalarında yunuslama ve yuvarlanma açılarını $2\pi/15$ radyan ve $\pi/5$ radyan olarak sınırlayarak, dinamik dört rotorlu İHA'yı incelemişlerdir [39]. $2\pi/15$ radyan açı limiti kullanarak gerçekleştirdikleri sekiz şeklindeki yörüngenin takibine dayanarak, dört rotorlu İHA'nın doğrusal hızının 4 m/s olduğu ve ivmesinin 3 m/s^2 değerini aştığını beyan edilmiştir. $2\pi/15$ Radyan açıda yörünge tamamlanma süresinin 15 s olduğu ve $\pi/5$ radyan açı limitinde ise dört rotorlu İHA'nın yörünge tamamlama süresini 10 s olduğu tespit edilmiştir. Fakat bu İHA'nın hızlı ve ani dönüşler içeren bir uçuş sergilediğinde yörüngeden sapma hataları artmıştır.

Badr vd. dinamik dört rotorlu İHA tasarımları ile 6 serbestlik derecesindeki hareket kabiliyetini arttırmışlardır [40]. Dört rotorunda bağımsız hareket ettiği tasarımları Şekil 2.6'da gösterilmiştir. Araştırmalarında, PID kontrolörün kullanıldığı analizlerde yunuslama ve yuvarlama açıları olmadan öteleme hareketi yapabildiğinden bahsedilmiştir. Çalışmada dinamik dört rotorlu İHA kontrolünün daha zor olduğu vurgulanmış, karmaşık yörünge takibinin, dinamik dört rotorlu İHA ile daha kolay sağlanacağını belirtilmiştir.



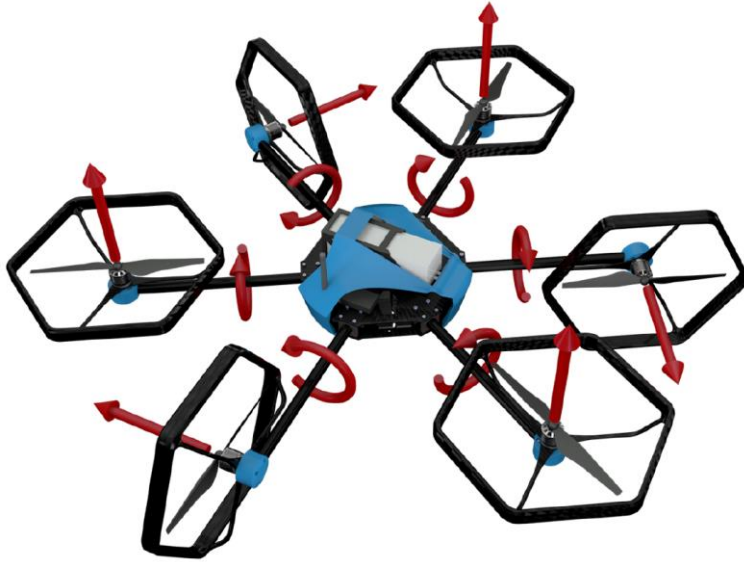
Şekil 2.6. Dinamik rotor eksenleri [40]

Alkamachi ve Ercelebi çalışmalarında yunuslama yönünde rotorları açıldırılmışlardır [41] (Şekil 2.7). Dört rotorlu İHA'nın yunuslama ve yuvarlanma açısını 0° tutarak Y eksen yönünde öteleme simülasyonu yapılmıştır. Bu dinamik dört rotorlu İHA 36 km/h hıza 5 s'de ulaşmıştır. Ayrıca bu çalışmada dört rotorlu İHA'nın hava freni özelliği incelenmiştir. Bunun için simülasyon ortamında 10 m/s hızla giden dört rotorlu İHA'yı ani olarak 0 m/s hıza düşmesi için komut vererek geçen süre incelenmiştir. Bu koşullarda dinamik dört rotorlu İHA'nın, 1 saniyenin altında hızını 0 m/s'ye düşürebildiğini vurgulanarak, yüksek hava freni özelliğine sahip olduğunu kanıtlanmıştır.



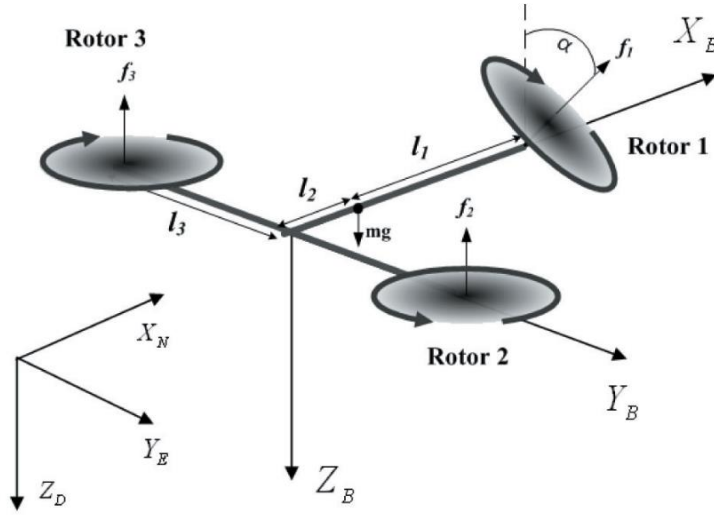
Şekil 2.7. Yunuslama yönünde açılanmış rotor [41]

Dinamik dört rotorlu İHA'ların yanı sıra literatürde farklı rotor sayılarında multirotorlar da dinamik rotorlu olarak çalışılmıştır. Elkhatab, hexarotor tasarımının hem simülasyonunu gerçekleştirmiş hem de üretimini yaparak gerçek koşullarda da test etmiştir [42]. Şekil 2.8'de tasarımına ait görsel bulunmaktadır. Herhangi bir öteleme hareketi olmadan dört rotorlu İHA'nın yatay konumdan dikey konuma getirilmesinin amaçlandığı çalışmada, sabit bir noktada durma görevinde ve ötelenme hareketlerinde dört rotorlu İHA'nın istenmeyen şekilde salınım yaptığı gözlenmiştir. Simülasyon sonuçlarında çok daha kararlı sonuç almakla birlikte gerçek çalışma şartlarında, 0,5 m'yi aşan ötelenme hareketleri ve yüksek oranda salınımlı hareketleri içermektedir. Bu durumun üretilen dört rotorlu İHA'nın dinamik rotorlarındaki mekanik boşluklardan kaynaklandığı vurgulanmıştır.



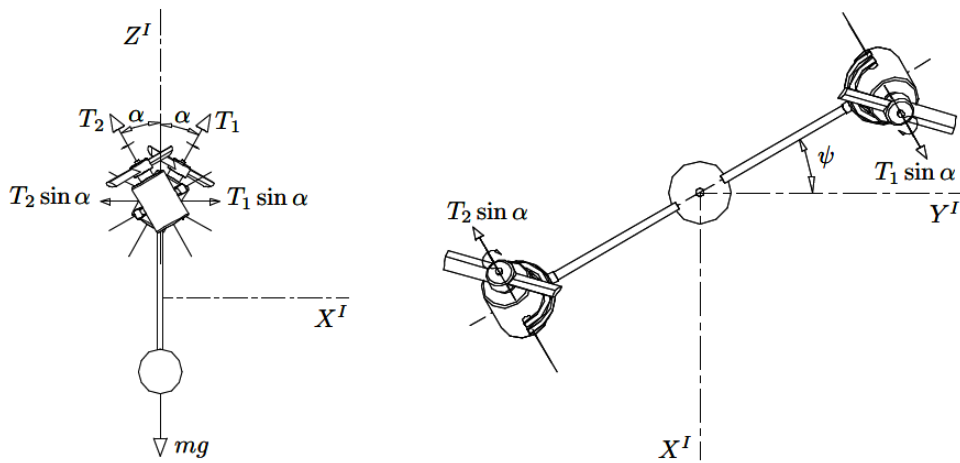
Şekil 2.8. Dinamik rotorlu hexacopter [42]

Yoo vd. trirotor tasarımlarını dinamik olarak modellemiş ve stabil duruma getirmişlerdir [43]. Bu üç rotorlu İHA'nın bir rotoruna servo motor yerleştirilmesiyle, bir rotoru dinamik olarak açı alabilmektedir (Şekil 2.9). Matlab/Simulink yazılımında yükselme ve açılanma simülasyonlarını başarılı bir şekilde tamamlanmış ve konseptlerinin uygulanabilir olduğunu belirtilmiştir.



Şekil 2.9. Dinamik üç rotorlu [43]

Sanchez vd. çalışmalarında iki rotordan oluşan (Şekil 2.10) İHA'yı dinamik rotorlu olarak modellemiş ve üretmişlerdir [44]. İki rotorda yunuslama hareketi mümkün olmamasına rağmen dinamik rotorlu tasarımlarıyla başarılı bir şekilde yunuslama, yuvarlanma ve sapma hareketlerini gerçekleştirebilmektedir. Benzer tasarımı Amiri vd. de gerçekleştirmiştir [45]. Fakat çalışmada sabit kanatlı bir hava aracına dinamik olarak açı alabilen iki rotor eklenmiştir. Bu sistem stabil şekilde simule edilebilmiştir. Benzer yapı Rego ve Raffo tarafından da çalışılmıştır [46]. Euler-Lagrange yöntemiyle dinamik olarak modellenen iki rotorlu insansız hava aracı, asılı bir yük durumu için başarılı bir şekilde simule edilebilmiştir.



Şekil 2.10 İki rotorlu İHA [44]

Literatür araştırmasında dört rotorlu İHA'ların dinamik rotorlu olarak serbestlik derecelerindeki hareketleri kolaylaştırılmış, performansları arttırılmış ve normalde başaramayacağı görevleri tamamlayabildiği görülmektedir.

2.5. İHA Kontrolörleri

Döner kanatlı İHA'larda en iyi performansın elde edilebilmesi için oransal-integral-türevsel kontrolör (PID) parametrelerinin doğru ayarlanması çok önemlidir. Bu nedenle, hedefe ulaşmak ve optimum ayarı elde etmek için bir optimizasyon algoritması kullanılmalıdır. Gargari ve Lucas çalışmalarında yayılımcı rekabetçi algoritmasını geliştirerek yayılımcı rekabetçi kültür değişimi algoritmasına çevirmiş ve daha iyi sonuçlar elde etmişlerdir [47]. Yayılımcı rekabetçi algoritması üzerine Abbas ve Hadi de çalışmıştır ve yayılımcı rekabetçi kültür değişimi algoritmasının, yayılımcı rekabetçi algoritmasını göre %23,91 daha iyi sonuç verdiğini vurgulamışlardır [48].

Saud ve Mohammed çalışmalarında PID ve bulanık PID kontrolörü karşılaştırmışlardır [49]. Çalışmalarında Matlab yazılımında test ettikleri bu iki kontrolör arasında, bulanık PID kontrolörün olası en iyi yanıtı elde etmede kararlı sonuçlar verdiği ve PID parametrelerini simülasyon süresince sürekli ayarladığından daha iyi olduğunu ve yörüngeyi ıskalamadığı sonucu vurgulanmıştır. Benzer şekilde PID kontrolörün daha stabil uçuş sergilediği ve daha iyi yörünge takibi gerçekleştirdiği [50] ve [51] de vurgulanmıştır.

Garcia-Aunon vd. çalışmalarında dört rotorlu İHA'nın kontrolör parametrelerini belirlemek için bulanık mantık kullanılmıştır [52]. Rasgele yörüngeleri takip eden dört rotorlu İHA simülasyon sonuçlarına göre, bulanık mantık kontrolörünün en iyi sonucu verdiği ortaya çıkmıştır. Ayrıca kinematik yasasının en iyi performansı verdiğini ve bulanık mantığına da yakın sonuçlar verdiğini belirtilmiştir. Fakat çalışmada, kinematik analizlerde çok sayıda iterasyona ihtiyaç duyulduğundan dolayı bulanık mantık yaklaşımının daha hızlı ve uygulanabilir olduğu vurgulanmıştır.

Tesch vd. Kaskat tekrarlı geri bildirim ayarlama (Cascade Iterative Feedback Tuning) yöntemi ile dört rotorlu İHA'nın yuvarlanma ve yunuslama hareketlerini kontrol etmişlerdir [53]. Dört rotorlu İHA'ya uygulanan bu yöntem ile istenen ve ölçülen açı değerleri arasındaki hata, en aza indirilebilmektedir. Ortalama hata, sadece oransal kontrolör ile

11,054°'den 0,975°'ye indiği beyan edilmiştir. Gerçekleştirilen bu çalışmada, bu yöntemin karmaşık modellemelere ihtiyaç duymadan istenen performansı elde etmede uygun olacağı vurgulanmıştır.

Madani ve Benallegue dört rotorlu İHA'nın kontrolünde lineer olmayan adaptif kontrolör ile çalışılmış ve dört rotorlu İHA'nın kararlılığını Lyapunov teorisini kullanarak test edilmiştir [54]. Adaptif yapay sinir ağları algoritması, aerodinamik etkileri telafi etmekte ve bazı parametreleri tahmin edebilmektedir. Parametrelerin tahmin edilebilmesi sayesinde dinamik modelde tüm parametrelerin girilmesinin kontrolör için gerekli olmadığı belirtilmiştir. Kullanılan bu yöntemin değişen dört rotorlu İHA ağırlıklarında bile iyi bir performans göstermektedir.

Lee vd. otonom dört rotorlu İHA için iki tip lineer olmayan geri besleme doğrusal kontrolör ve adaptif kayan kipli kontrolör kullanmışlardır [55]. Adaptif kayan kipli kontrolör de sensörün gürültülü koşullarda bile çok iyi performans ve adaptasyon gösterdiğini belirtilmiştir. Geri besleme doğrusallaştırma kontrolörün ise sensör gürültülü ortamda stabil olmadığını ve yörüngeden sapmalar yaşadığı vurgulanmıştır.

Efe araştırmasında kesir dereceli sisteme tamsayı kayan kipli denetim yaklaşımı ile dört rotorlu İHA'nın kontrolünü sağlamıştır [56]. Klasik kayan kipli denetimin, kontrolör çıktılarında ve durum değişkenlerinde bozulmalara sebep olan düzensizliklere karşı daha kararlı olduğunu belirtmiştir. Fakat tamsayı kayan kipli denetim ile yörünge takibi performansı artmış ve düzensizliklere olan tolere yeteneği artmıştır.

Tomashevich ve Belyavskyi çalışmalarında pasifleştirme tabanlı bir basit adaptif kontrolü dört rotorlu İHA'ya uygulamışlardır [57]. Hem skaler hem de vektörel kontrol stabilizasyon durumları için sinyal parametrik adaptif kontrol yasalarına dayalı olarak dört rotorlu İHA kararlılığı incelenmiştir. Önerdikleri adaptif kontrol ile kontrolör tasarımında, dört rotorlu İHA parametrelerinin bilinmesine gerek duyulmadığı belirtilmiş ve dört rotorlu İHA'nın PID kontrolöre kıyasla periyodik olmayan hareketlerde daha iyi sonuç verdiğini vurgulanmıştır. Nicol vd. çalışmalarında ağırlıklandırılmış yapay sinir ağı ile dört rotorlu İHA'yı kontrol etmişlerdir [58]. Büyük salınımlı durumlarda Lyapunov kararlılık yasası ölü bölgelerde daha kesin sonuç vermekle birlikte oluşturdukları kontrolör yükseklik sabitlemede çok daha az hata içerdiği çalışmalarından anlaşılmaktadır.

Navabi ve Mirzaei çalışmalarında ağırlıklandırılmış ideal adaptif kontrol kullanarak yörünge takibindeki performanları incelemişlerdir [59]. Simülasyonlarını kütle ve atalet momentini her 10 s’de artacak şekilde gerçekleştirmişlerdir. Bu simülasyon parametresine rağmen, dört rotorlu İHA Eş. 2.5’te matematiksel olarak verilen yörüngeyi başarılı bir şekilde takip etmiştir. Gerçekleştirilen bu çalışma ile lineer olmayan düzensiz ortamlarda bile ağırlıklandırılmış ideal adaptif kontrolün başarılı bir şekilde yörünge takibini tamamladığı ortaya konulmuştur.

$$h = 10\sin(0,5t) \quad (2.5)$$

Li çalışmasında gri kutu tanımlama yöntemi ile dört rotorlu İHA’nın otomatik kararlılığını gerçekleştirmiştir [60]. Çalışmada Matlab/Simulink ortamında lineer olmayan AR Drone 2 dinamiğini kullanarak Dağılımlı Kalman Filtresi (DKF) ve Genişletilmiş Kalman Filtresi (GFK) karşılaştırılmıştır. DKF ile dört rotorlu İHA’nın daha kararlı simülasyon sonuçları verdiği çalışmada vurgulanmıştır.

2.6. Diğer Çalışmalar

Greiff, Crazyflie 2.0 dört rotorlu İHA’yı, agresif uçuş koşullarında optik akışa dayalı durum tahmini gerçekleştirmiştir [61]. Optik akış tahminleri ultra geniş bant ölçümlerine göre özellikle Z ekseninde daha doğru sonuçlar verdiği belirtilmiştir. Fakat çalışmada, optik akış tahminleri ölçüm denklemlerinin gözlenememesi sebebiyle daha doğrusal bir sürüklenme davranışı gösterdiğini gözlenmiştir.

Chan ve Woo rotor hızlarını elde etmek için faz gerilim sinyallerini ölçen bir geri bildirim aygıtı kullanmışlardır [62]. Çalışmalarından, rotorların hız kontrolü olmadan, istenen hızdaki pozitif sapmada daha büyük bir itmeye neden olurken, negatif sapmada daha küçük bir itmeye neden olduğu anlaşılmaktadır. Rotorların hız ölçümlerinin yapılması ile kontrolü daha verimli olmakta ve rotorlar beklenen hıza daha yakın dönmektedir. Çalışmada bu durumun daha az titreşim meydana getirdiğini ve havada süzülürken sürüklenme sorununu da azaltacağını beyan edilmiştir.

Literatürde gerçekleştirilen çalışmalar incelendiğinde dört rotorlu İHA'ların rotorları tek ekseninde dinamik olarak çalışılmış fakat iki ekseninde dinamik olarak incelenmemiştir. Ayrıca, literatürde benzer açı yönleri çalışılmakla birlikte çalışmamızda farklı rotor açılma yönleri incelenmiştir. Dinamik dört rotorlu İHA'ların manevra kabiliyetleri ve sabit dört rotorlu İHA'ların birbiriyle kıyaslanması yeterince araştırılmamıştır. Bu tez çalışmasında eksik olan bu konular araştırılmakla birlikte, bu tez çalışması dört rotorlu İHA'ların performans kriterlerini belirlemede prosedür niteliğinde olacaktır.

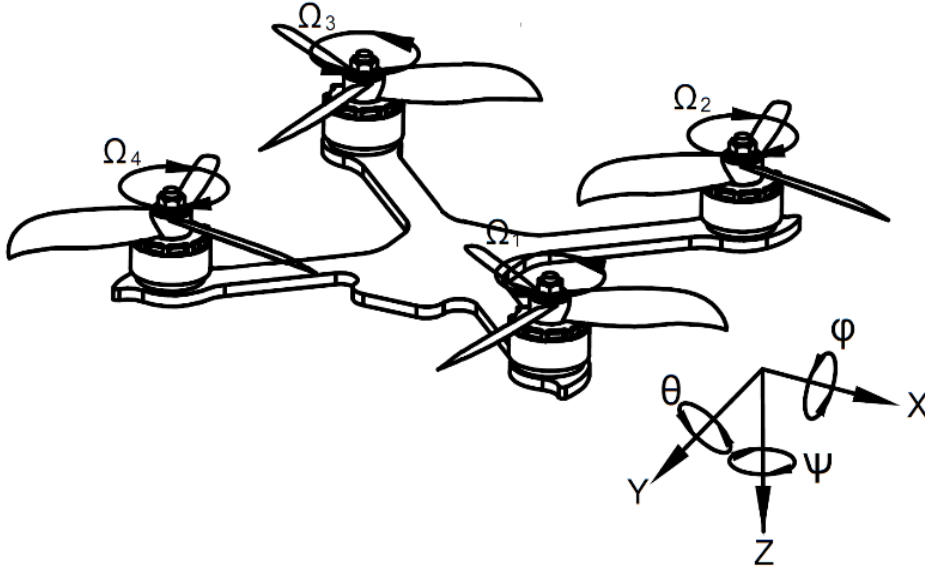
3. DÖRT ROTORLU İNSANSIZ HAVA ARACININ MATEMATİKSEL MODELLENMESİ

6 Serbestlik derecesine sahip rijit cisimlerin dinamik hareketlerinin modellenmesi ve farklı tiplerdeki çoklu rotorların modellenmesinde, Newton'un 2. yasası yaygın olarak tercih edilir. Bu yasanın kullanılabilmesi için cismin üzerine etki eden net kuvvet bilinmelidir. Dört rotorlu İHA'nın dinamik modellenmesinde kullanılacak Newton'un 2. yasasında, dört rotorlu İHA'nın üzerindeki kuvvetlerin ve momentlerin belirlenmesi gerekmektedir.

Bunun için Euler açıları yardımıyla modelin yönlenmesini belirlemek ve elektromekanik dörtlü rotorları analiz etmek gereklidir. İHA'nın konumu ve yönü rotorların hızı değiştirilerek ayarlanabilir. Bu konumdaki değişim ve yönlenme dört rotorlu İHA da farklı dinamik davranışlar olarak ortaya çıkar. Bunlar;

- Uzay pozisyonu: $P = [x, y, z]$
- Doğrusal hız: $V = [u_x, v_y, w_z]$
- Doğrusal ivme $a = (\ddot{U}, \ddot{V}, \ddot{W}), (\ddot{X}, \ddot{Y}, \ddot{Z})$
- Euler Rotasyon Açıları: $\Omega = \varphi, \theta, \psi$
- Euler Rotasyon Hızları $\omega = \dot{\varphi}, \dot{\theta}, \dot{\psi}$
- Euler Rotasyon Momenti $\ddot{\varphi}, \ddot{\theta}, \ddot{\psi}$
- Cismin Açısal hızı $\omega = [p_\varphi, q_\theta, r_\psi]$
- Cismin Açısal momentumu $\dot{\omega} = [\dot{P}_\varphi, \dot{Q}_\theta, \dot{R}_\psi]$

Dört rotorlu İHA'nın doğrusal ve açısal eksenleri ve rotor numaralandırmaları Şekil 3.1'de verilmiştir.



Şekil 3.1. Dört rotorlu insansız hava aracının hareket yönleri ve rotor numaralandırmaları

Dört rotorlu İHA'nın dinamik hesaplamalarında aşağıdaki varsayımlar uygulanmıştır.

- Dört rotorlu İHA'nın ağırlık merkezi geometrik olarak orta noktadır.
- Dört rotorlu İHA rijit bir cisimdir.
- Dört rotorlu İHA X ve Y eksenlerinde simetrik.
- Pervaneler rijittir.
- Uçuş yüksekliği ve yerçekimi sabit kabul edilmiştir.

3.1. Rotor Pervane Çifti

Pervanelerden elde edilen itme kuvvetinin belirlenmesinde Bernoulli denkleminden yararlanılır. Bernoulli kuralına göre hızın artmasıyla birlikte basınç düşmektedir. Kanat geometrisi dikkate alındığında hava kanat üzerinde hızlanmakta ve kanadın alt kısmında ise yavaşlamaktadır. Bu durum kanadın üst kısmında düşük basınca, alt kısmında ise yüksek basınca sebep olmaktadır. Bu basınç farkından dolayı bir kaldırma kuvveti oluşmaktadır. Bernoulli denklemi hava akışı bağlı olarak kanadın iki yüzeyi için yazılacak olursa;

$$P_1 + \rho gh_1 + \frac{1}{2}\rho V_1^2 = P_2 + \rho gh_2 + \frac{1}{2}\rho V_2^2 \quad (3.1)$$

eşitliği elde edilir.

Burada,

P : Basınç,

ρ : Havanın yoğunluğu,

g : Yer çekimi ivmesi,

h : Yükseklik

V : Havanın akış hızıdır.

Eş. 3.1'deki yükseklik farklılığı çok düşük olduğundan, denklemde her iki yönünde yüksekliğe bağlı terimler eşitlikten çıkarılırsa Eş. 3. Elde edilir.

$$P_1 + \frac{1}{2}\rho V_1^2 = P_2 + \frac{1}{2}\rho V_2^2 \quad (3.2)$$

$$P_1 - P_2 = \frac{1}{2}\rho(V_2^2 - V_1^2) \quad (3.3)$$

Düzenlenen eşitliğin her iki tarafını alan ile çarpılır ve alan ile basıncın çarpımından kuvvet dönüşümü gerçekleştirilecek olursa sırasıyla Eş. 3.4 ve Eş. 3.5 elde edilir.

$$A\Delta P = \frac{1}{2}A\rho(V_2^2 - V_1^2) \quad (3.4)$$

$$F = \frac{1}{2}A\rho(V_2^2 - V_1^2) \quad (3.5)$$

Kanat şekli, boyutu ve diğer özelliklerine bağlı olarak kanadın alt ve üst kısmındaki hava hızı arasında belirli bir oran olduğu varsayılacak olursa, denkleme boyutsuzluk katsayısı eklenerek Eş. 3.6 elde edilir.

$$F_{itme} = \frac{1}{2}\rho C_D A \Omega^2 \quad (3.6)$$

Burada,

ρ : Havanın yoğunluğu,

A : Referans alanı (Kanat kesiti),

C_D : Boyutsuzluk katsayısı,

Ω : Açısal hızdır.

Bu denklemdeki değişkenler incelendiğinde açısal hız hariç diğer parametreler uçuş esnasında değişmeyen parametreler olduğu için sabit kabul edilmektedir. Bu durumda bu değişkenler b katsayısı altında toplanarak gruplandırılırsa;

$$F_{itme} = b\Omega^2 \quad (3.7)$$

olur. Benzer şekilde torkun belirlenmesinde aşağıdaki eşitlik kullanılır.

$$\tau_{tork} = k\Omega^2 \quad (3.8)$$

Burada;

k : rotor devir sayılarını tork'a çevirmek için kullanılan katsayıdır.

Pervanelerden gelen kuvvetin, dört rotorlu İHA'nın gövdesi üzerinde her zaman Z eksenine paralel olacağı varsayılır. Bu yüzden X ve Y yönlerinde itme kuvveti gerçekleşmez. Bu varsayım, sadece pervanenin rijit gövde üzerinde salıntısız çalışan dört rotorlu İHA için geçerlidir ve matris formatında Eş. 3.9'daki gibi ifade edilir.

$$F_{itme} = b \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ F_{M1} + F_{M2} + \dots + F_{Mn} \end{bmatrix} \quad (3.9)$$

Burada,

M : Rotor numarasıdır.

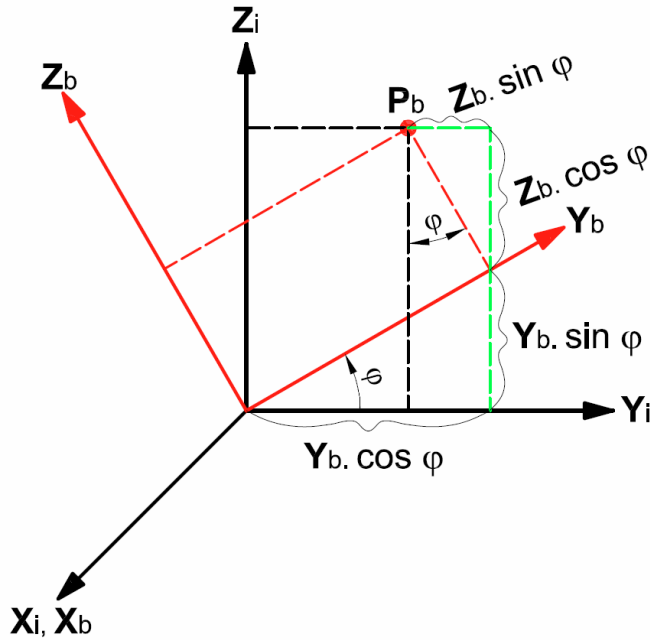
3.2. Rotasyon Matrisi

Dört rotorlu bir İHA hangi yönde olursa olsun belirli bir doğrultuda yönlendirebilmek için rotorlardan elde edilen kuvvetlerin doğru yönlendirilmesi gerekmektedir. Uzayda θ gibi bir açısal konum tanımlaması yapmak mümkün değildir. Bu yüzden referans koordinat sistemine göre cismin açısal konumu ve açısal hızının ilişkilendirilmesi gereklidir. Bu amaçla Euler açıları kullanılır. Euler açıları rijit bir gövdenin yönelimini bir atalet koordinat sistemine göre tanımlamaya yarar [64].

Euler açıları ve türevleri cinsinden “ $\varphi, \theta, \psi, \dot{\varphi}, \dot{\theta}, \dot{\psi}$ ” gibi yazılabilir. X eksen yönünde bir dönüş için, φ değişim açısını ve $\dot{\varphi}$ değişme hızını ifade eder. Y eksen yönünde bir dönüş için, θ değişim açısını ve $\dot{\theta}$ değişme hızını ifade eder. Z eksen yönünde bir dönüş için, ψ değişim açısını ve $\dot{\psi}$ değişme hızını ifade eder. Üç bileşenin vektörel toplamı, bileşke $\vec{\omega}$ hız vektörünü verir (Eş. 3.10).

$$\vec{\omega} = \dot{\phi}\vec{i} + \dot{\theta}\vec{j} + \dot{\psi}\vec{k} \quad (3.10)$$

Yerçekiminin yönü referans koordinat sisteminde her zaman Z eksenine doğrultusundadır. Diğer taraftan dört rotorlu İHA'nın yönlendirilmesine bağlı olarak dört rotorlu İHA üzerindeki yerçekimi kuvveti, etkiyen vektörlerden biri olacaktır. Bir vektör 3 eksenindeki rotasyonu ile istenilen bir pozisyona getirilebilir. Şekil 3.2'de X eksenindeki rotasyon için, rijit cisim eksen takımı (X_b , Y_b ve Z_b) üzerinde bulunan P_b noktasının, eylemsizlik eksen takımı (X_i , Y_i ve Z_i) üzerindeki konumu gösterilmektedir. Eş. 3.11, Eş. 3.12 ve Eş. 3.13 ile bir P_b noktasının konumu bulunabilir.



Şekil 3.2. X eksenindeki rotasyon

$$X_i = X_b \quad (3.11)$$

$$Y_i = Y_b \cos \phi - Z_b \sin \phi \quad (3.12)$$

$$Z_i = Y_b \sin \phi + Z_b \cos \phi \quad (3.13)$$

Eylemsizlik ekseninde P_b noktasının koordinatlarını elde etmek için kullanılan eşitlikler matris formunda yazılırsa;

$$\vec{R}_{x,\phi} = \begin{bmatrix} X_i \\ Y_i \\ Z_i \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \phi & -\sin \phi \\ 0 & \sin \phi & \cos \phi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} X_{b,x} \\ Y_{b,x} \\ Z_{b,x} \end{bmatrix} \quad (3.14)$$

olur. Benzer şekilde Y ve Z eksenleri için oluşturulan rotasyon matrisleri sırasıyla aşağıda verilmiştir.

$$\vec{R}_{y,\theta} = \begin{bmatrix} X_i \\ Y_i \\ Z_i \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos\theta & 0 & \sin\theta \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin\theta & 0 & \cos\theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} X_{b,y} \\ Y_{b,y} \\ Z_{b,y} \end{bmatrix} \quad (3.15)$$

$$\vec{R}_{z,\psi} = \begin{bmatrix} X_i \\ Y_i \\ Z_i \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos\psi & -\sin\psi & 0 \\ \sin\psi & \cos\psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} X_{b,z} \\ Y_{b,z} \\ Z_{b,z} \end{bmatrix} \quad (3.16)$$

Toplam rotasyonu hesaplayabilmek için tüm eksenlerin rotasyon matrislerinin çarpılması gerekmektedir. Sonuç olarak tam rotasyon matrisi (Eş. 3.18) elde edilmektedir. Toplam rotasyon matrisinin rotor kuvvet vektörleri ile çarpılması ile referans koordinat sisteminde açısal yönlenmesine bağlı olarak kuvvet bileşenleri bulunabilir.

$$R_n^b(\varphi, \theta, \psi) = \vec{R}_{z,\psi} \vec{R}_{y,\theta} \vec{R}_{x,\varphi} \quad (3.17)$$

$$R_n^b = \begin{bmatrix} \cos\psi\cos\theta & \cos\psi\sin\theta\sin\varphi - \sin\psi\cos\varphi & \cos\psi\sin\theta\cos\varphi + \sin\psi\sin\varphi \\ \sin\psi\cos\theta & \sin\psi\sin\theta\sin\varphi + \cos\psi\cos\varphi & \sin\psi\sin\theta\cos\varphi - \cos\psi\sin\varphi \\ -\sin\theta & \cos\theta\sin\varphi & \cos\theta\cos\varphi \end{bmatrix} \quad (3.18)$$

3.3. X Tipi Dört Rotorlu İnsansız Hava Aracının Matematiksel Modeli

3.3.1. Doğrusal ivme

Başlangıçta dinamik bir modeli oluşturabilmek için modeli hangi kuvvetlerin harekete geçirdiğinin tanımlanması gerekmektedir. Bu kuvvetlerin arasında en yüksek etkili olanlar yerçekimi ve pervanelerden kaynaklı itme kuvvetleridir. Bu kuvvetler dikkate alınarak Newton'un ikinci hareket yasası kullanılırsa cismin doğrusal ivmesi bulunabilir (Eş. 3.19).

$$\vec{F}_{mass} = ma = m \begin{bmatrix} \ddot{X}_b \\ \ddot{Y}_b \\ \ddot{Z}_b \end{bmatrix} \quad (3.19)$$

Yerçekimi vektörü (F_g), dört rotorlu İHA'yı referans koordinat sistemine göre her zaman pozitif z eksenini yönünde İHA'yı çekmektedir.

$$\vec{F}_g = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ mg \end{bmatrix} \quad (3.20)$$

Rotorlardan gelen itme kuvvetleri referans koordinat sistemine göre dört rotorlu İHA'nın yönlenmesine bağlı olarak değişiklik göstermektedir. Fakat rotorlardan elde edilen itme kuvvetleri dört rotorlu İHA'nın kendi eksen takımı üzerinde her zaman Z eksenine yönündedir ve tam bir dinamik modelleme için referans koordinat sistemine göre X, Y ve Z yönlerindeki bileşenlerinin bulunması gerekmektedir. Bunun için dört rotorlu İHA Euler açılarının, itme kuvvetinin oluşturduğu bileşke ile çarpılması gerekmektedir (Eş. 3.22). İHA üzerindeki net kuvvetin bulunması için ise yerçekimi vektörü ve pervane itme kuvveti vektörlerinin toplanması gerekmektedir (Eş. 3.23).

$$\Sigma \vec{F}^n = F_g + R_n^b \times F_t \quad (3.21)$$

$$\Sigma \vec{F}^n = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ mg \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \cos\psi\cos\theta & \cos\psi\sin\theta\sin\varphi - \sin\psi\cos\varphi & \cos\psi\sin\theta\cos\varphi + \sin\psi\sin\varphi \\ \sin\psi\cos\theta & \sin\psi\sin\theta\sin\varphi + \cos\psi\cos\varphi & \sin\psi\sin\theta\cos\varphi - \cos\psi\sin\varphi \\ -\sin\theta & \cos\theta\sin\varphi & \cos\theta\cos\varphi \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ b(\Omega_1^2 + \Omega_2^2 + \Omega_3^2 + \Omega_4^2) \end{bmatrix} \quad (3.22)$$

$$\Sigma \vec{F}^n = \begin{bmatrix} b(\Omega_1^2 + \Omega_2^2 + \Omega_3^2 + \Omega_4^2)(\cos\psi\sin\theta\cos\varphi + \sin\psi\sin\varphi) \\ b(\Omega_1^2 + \Omega_2^2 + \Omega_3^2 + \Omega_4^2)(\sin\psi\sin\theta\cos\varphi - \cos\psi\sin\varphi) \\ mg - (b(\Omega_1^2 + \Omega_2^2 + \Omega_3^2 + \Omega_4^2))\cos\theta\cos\varphi \end{bmatrix} \quad (3.23)$$

Newton'un ikinci hareket yasasına göre yeni denklem aşağıdaki gibi olur (Eş. 3.25).

$$\Sigma \vec{F}^b = m \begin{bmatrix} \ddot{X} \\ \ddot{Y} \\ \ddot{Z} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} b(\Omega_1^2 + \Omega_2^2 + \Omega_3^2 + \Omega_4^2)(\cos\psi\sin\theta\cos\varphi + \sin\psi\sin\varphi) \\ b(\Omega_1^2 + \Omega_2^2 + \Omega_3^2 + \Omega_4^2)(\sin\psi\sin\theta\cos\varphi - \cos\psi\sin\varphi) \\ g - (b(\Omega_1^2 + \Omega_2^2 + \Omega_3^2 + \Omega_4^2))\cos\theta\cos\varphi \end{bmatrix} \quad (3.24)$$

$$\begin{bmatrix} \ddot{X} \\ \ddot{Y} \\ \ddot{Z} \end{bmatrix} = \frac{1}{m} \begin{bmatrix} b(\Omega_1^2 + \Omega_2^2 + \Omega_3^2 + \Omega_4^2)(\cos\psi\sin\theta\cos\varphi + \sin\psi\sin\varphi) \\ b(\Omega_1^2 + \Omega_2^2 + \Omega_3^2 + \Omega_4^2)(\sin\psi\sin\theta\cos\varphi - \cos\psi\sin\varphi) \\ g - (b(\Omega_1^2 + \Omega_2^2 + \Omega_3^2 + \Omega_4^2))\cos\theta\cos\varphi \end{bmatrix} \quad (3.25)$$

3.3.2. Açısal ivme

Dört rotorlu İHA'nın uçuş analizi ayrıntılı bir matematiksel model gerektirir. Bu model tırmanma, iniş, ileri uçuş, yanal uçuş ve manevra gibi farklı uçuş türlerini içermelidir. Dört rotorlu İHA'nın matematiksel modeli, gövdenin hareket dinamiklerini ve itiş sisteminin aerodinamiğini içerir [9]. Bu matematiksel model oluşturulmadan önce, dört rotorlu İHA'nın yönlenmesi aşağıdaki kurallara göre gerçekleştiği bilinmelidir.

İHA'nın bulunduğu noktada sabit durması için aşağıda verilen dört şartın sağlanması gerekmektedir.

- İtme dengesi: rotor itme kuvvetlerinin toplamı, dört rotorlu İHA'nın ağırlığına eşit olmalıdır.
- Yönsel hareket: rotor itme kuvvetlerinin yönü yerçekiminin zıttı yönünde olmalıdır.
- Momentler dengesi: Momentlerin toplamı sıfıra eşit olmalıdır.
- Rotor dönüş hızlarının toplamı sıfıra eşit olmalı (Eş. 3.26).

$$(\Omega_1 + \Omega_4) - (\Omega_2 + \Omega_3) = 0 \quad (3.26)$$

Dikey yöndeki hareket için itme dengesi olmamalıdır. Rotorların itme kuvvetleri dört rotorlu İHA ağırlığına eşit olmamalıdır. Fakat Euler açıları ve oranları sıfır a eşit olmalıdır (Eş. 3.27).

$$b(\Omega_1 + \Omega_2 + \Omega_3 + \Omega_4) \neq m \quad (3.27)$$

Yuvarlanma hareketi için rotorların dönüş hızları sıfıra eşit olmamalı ve yan rotorların hızlar toplamı farklı olmalıdır (Eş. 3.28).

$$(\omega_1 + \omega_2) - (\omega_3 + \omega_4) \neq 0 \quad (3.28)$$

Yunuslama hareketi için moment dengesini bozulması gerekmektedir. Ön ve arka rotorların hız toplamaları farklı olmalıdır (Eş. 3.29).

$$(\omega_1 + \omega_4) - (\omega_2 + \omega_3) \neq 0 \quad (3.29)$$

Dört rotorlu İHA'yı döndürmek için gerekli olan momentler belirli kurallara göre oluşmaktadır. Örneğin dört rotorlu İHA'nın X eksenini boyunca gerçekleşen yunuslama momenti Eş. 3.30 ile ifade edilir.

$$\tau_{\theta} = bl_x(\Omega_1^2 - \Omega_2^2 - \Omega_3^2 + \Omega_4^2) \quad (3.30)$$

Burada;

l_x = Ağırılık merkezinin X ekseninde rotor merkezine olan dik uzaklığıdır.

Dört rotorlu İHA'nın Y eksenini boyunca gerçekleşen yuvarlanma momenti Eş. 3.31 ile ifade edilir.

$$\tau_{\phi} = bl_y(-\Omega_1^2 - \Omega_2^2 + \Omega_3^2 + \Omega_4^2) \quad (3.31)$$

Burada;

l_y = Ağırılık merkezinin Y ekseninde rotor merkezine olan dik uzaklığıdır.

Dört rotorlu İHA'nın Z eksenini boyunca gerçekleşen sapma momenti Eş. 3.32 ile ifade edilir.

$$\tau_{\psi} = k(\Omega_1^2 - \Omega_2^2 + \Omega_3^2 - \Omega_4^2) \quad (3.32)$$

Dönme mekaniği için dört rotorlu İHA'nın ataletlerinin de bilmesi gerekmektedir. dört rotorlu İHA simetrik yapıyı kabul edildiğinde atalet matrisi köşegen formda yazılır (Eş. 3.33).

$$I = \begin{bmatrix} I_{xx} & 0 & 0 \\ 0 & I_{yy} & 0 \\ 0 & 0 & I_{zz} \end{bmatrix} \quad (3.33)$$

Pervane ve rotorların dönme hareketlerinden kaynaklı jiroskopik etki dört rotorlu İHA'nın yönlenmesinde etkilidir. Özellikle rotor ve pervanenin büyük olduğu durumlarda jiroskop etkisi ihmal edilemez. Bu jiroskopik etki rotorların atalet momenti ve açısal hızları yardımıyla elde edilebilir.

$$T_j = I_{rotor} \omega \times \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{bmatrix} \Sigma_{i=1}^4 \Omega = I_{rotor} \begin{bmatrix} \dot{\theta} \\ \dot{\phi} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{bmatrix} \Sigma_{i=1}^4 \Omega \quad (3.34)$$

$$T_j = I_{rotor} \begin{bmatrix} \dot{\theta} \\ -\dot{\phi} \\ 0 \end{bmatrix} \Sigma_{i=1}^4 \Omega \quad (3.35)$$

Dört rotorlu İHA'nın rijit cisim eksenleri üzerinde oluşan torklar matris formatında Eş. 3.36'daki gibi yazılabilir.

$$\Sigma \vec{M}^b = \tau_\varphi + \tau_\theta + \tau_\psi \quad (3.36)$$

$$\Sigma \vec{M}^b = \begin{bmatrix} \tau_\varphi \\ \tau_\theta \\ \tau_\psi \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} bl_y(-\Omega_1^2 - \Omega_2^2 + \Omega_3^2 + \Omega_4^2) \\ bl_x(\Omega_1^2 - \Omega_2^2 - \Omega_3^2 + \Omega_4^2) \\ k(\Omega_1^2 - \Omega_2^2 + \Omega_3^2 - \Omega_4^2) \end{bmatrix} \quad (3.37)$$

Rijit cisim dönüş yasası (rigid body rotational law) (Eş. 3.38) kullanılarak eşitlikler düzenlendiğinde X, Y ve Z yönlerindeki açısal ivme eşitlikleri elde edilir (Eş. 3.41, Eş. 3.42 ve Eş. 3.43).

$$\vec{M}^b = I \dot{\vec{\omega}} + \vec{\omega} \times (I \vec{\omega}) - T_j \quad (3.38)$$

$$\begin{bmatrix} \tau_\varphi \\ \tau_\theta \\ \tau_\psi \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} I_{xx} & 0 & 0 \\ 0 & I_{yy} & 0 \\ 0 & 0 & I_{zz} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \ddot{\phi} \\ \ddot{\theta} \\ \ddot{\psi} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} I_{xx} & 0 & 0 \\ 0 & I_{yy} & 0 \\ 0 & 0 & I_{zz} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} - \vec{\omega} \times I_{rotor} \Omega_t \quad (3.39)$$

$$\begin{bmatrix} \tau_\varphi \\ \tau_\theta \\ \tau_\psi \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} I_{xx} \ddot{\phi} \\ I_{yy} \ddot{\theta} \\ I_{zz} \ddot{\psi} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \dot{\theta} \dot{\psi} (I_{zz} - I_{yy}) \\ \dot{\phi} \dot{\psi} (I_{xx} - I_{zz}) \\ \dot{\phi} \dot{\theta} (I_{yy} - I_{xx}) \end{bmatrix} - \vec{\omega} \times (I_{rotor} \vec{\Omega}) \quad (3.40)$$

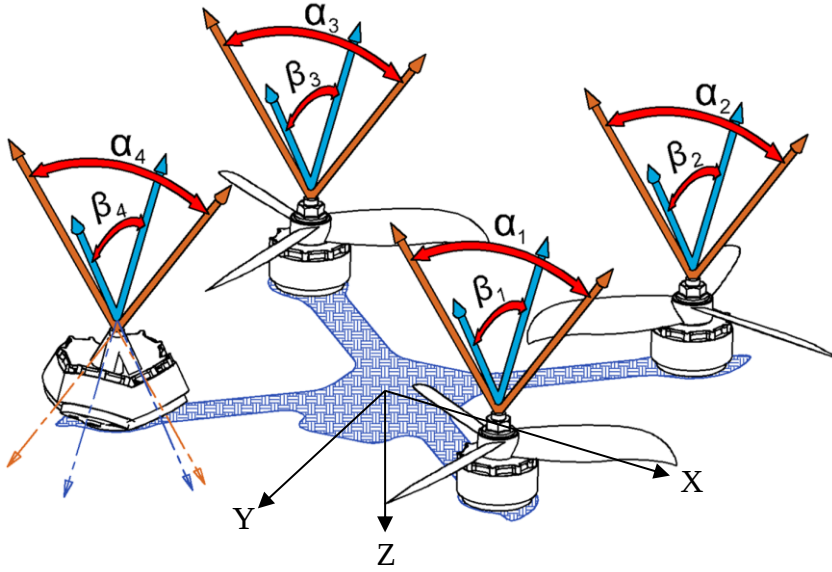
$$\ddot{\phi} = \frac{\tau_\varphi}{I_{xx}} + \dot{\theta} \dot{\psi} \left(\frac{I_{yy} - I_{zz}}{I_{xx}} \right) - \frac{I_{rotor}}{I_{xx}} \dot{\theta} \Omega_t \quad (3.41)$$

$$\ddot{\theta} = \frac{\tau_\theta}{I_{yy}} + \dot{\phi} \dot{\psi} \left(\frac{I_{zz} - I_{xx}}{I_{yy}} \right) + \frac{I_{rotor}}{I_{yy}} \dot{\phi} \Omega_t \quad (3.42)$$

$$\ddot{\psi} = \frac{\tau_\psi}{I_{zz}} + \dot{\phi} \dot{\theta} \left(\frac{I_{xx} - I_{yy}}{I_{zz}} \right) \quad (3.43)$$

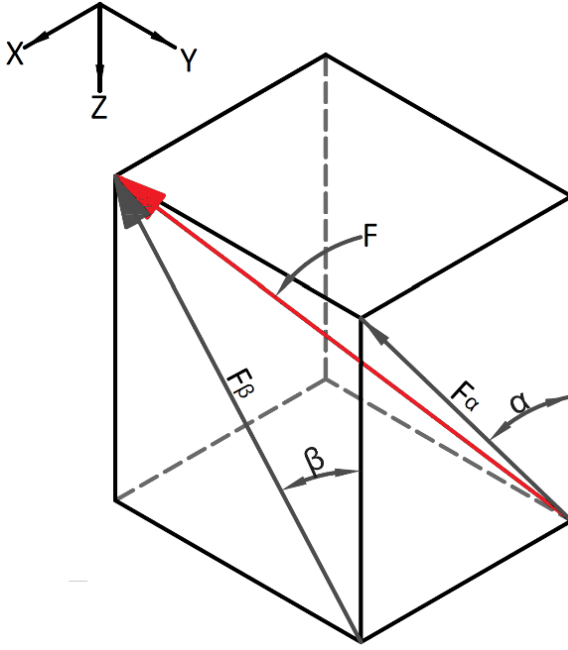
3.4. Dinamik Dört Rotorlu İnsansız Hava Aracının Matematiksel Modeli

Sabit dört rotorlu İHA'dan farklı olarak Dinamik dört rotorlu İHA üzerindeki rotorların döndürülmesi ile kuvvet bileşenlerinin yönleri 4 rotor içinde farklı olacaktır. Dinamik dört rotorlu İHA'nın rotorlarından elde edilen itme kuvvetleri Şekil 3.3'te gösterilmiştir.



Şekil 3.3. Dinamik dört rotorlu insansız hava aracının eksenleri

Dört rotorlu İHA kontrolünde rotor devirlerinin kontrolü kullanıcının kontrolünde olduğundan, itme vektörünün büyüklüğü bilinmekte fakat bileşenlerinin büyüklüğü hesaplanmalıdır. Şekil 3.4'te kırmızı renkle gösterilen bileşke kuvvet vektörün bileşenleri $Fz_{\vec{k}_i}$, $Fy_{\vec{j}_i}$ ve $Fx_{\vec{i}_i}$ 'dir. Burada i rotor numaralarını temsil etmektedir. Şekilde görselleştirilen itme kuvveti vektörünün birim kartezyen koordinat sisteminde konumu ve açılındırmaları kullanılarak kuvvet bileşenleri elde edilmiştir



Şekil 3.4. Açılı rotorlar için kuvvet bileşenleri

Eş. 3.44 bileşke vektörün bileşenlerini bulmada kullanılan yardımcı denklemdir. Eş. 3.45, Eş. 3.46 ve Eş. 3.47 kuvvet vektörünün bileşenleridir.

$$F_{\beta_i} = \frac{F_i}{\sqrt{\cos^2 \beta_i \tan^2 \alpha_i + 1}} \quad (3.44)$$

$$F_{x_{\vec{i}_i}} = F_{\beta_i} \cos \beta_i \tan \alpha_i \quad (3.45)$$

$$F_{y_{\vec{j}_i}} = F_{\beta_i} \sin \beta_i \quad (3.46)$$

$$F_{z_{\vec{k}_i}} = F_{\beta_i} \cos \beta_i \quad (3.47)$$

Bileşke vektörün bileşen eşitliklerinin matris formatlı düzenlenmiş hali Eş. 3.48’de verilmiştir.

$$F_t = \begin{bmatrix} F_{\beta} \cos \beta \tan \alpha \\ -F_{\beta} \sin \beta \\ F_{\beta} \cos \beta \end{bmatrix} \quad (3.48)$$

3.4.1. Doğrusal ivme

Dinamik dört rotorlu İHA üzerine etkiyen net kuvvet, yerçekimin etkisi ve rotorlardan gelen itme kuvvetlerinin toplanmasıyla elde edilir. Ayrıca açılı konumda bulunabilen dört rotorlu İHA'nın için rijit cisim ekseninin, eylemsizlik eksenine göre olan bileşenlerini elde etmek için Euler açıları ile kuvvet bileşenleri matris çarpımıyla çarpılarak net kuvvet bileşenleri eylemsizlik eksenine göre elde edilir.

$$\Sigma \vec{F}^n = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ mg \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \cos\psi\cos\theta & \cos\psi\sin\theta\sin\varphi - \sin\psi\cos\varphi & \cos\psi\sin\theta\cos\varphi + \sin\psi\sin\varphi \\ \sin\psi\cos\theta & \sin\psi\sin\theta\sin\varphi + \cos\psi\cos\varphi & \sin\psi\sin\theta\cos\varphi - \cos\psi\sin\varphi \\ -\sin\theta & \cos\theta\sin\varphi & \cos\theta\cos\varphi \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} F_\beta\cos\beta\tan\alpha \\ -F_\beta\sin\beta \\ F_\beta\cos\beta \end{bmatrix} \quad (3.49)$$

$$= \begin{bmatrix} F_\beta\cos\beta\tan\alpha\cos\psi\cos\theta - F_\beta\sin\beta(\cos\psi\sin\theta\sin\varphi - \sin\psi\cos\varphi) + F_\beta\cos\beta(\cos\psi\sin\theta\cos\varphi + \sin\psi\sin\varphi) \\ F_\beta\cos\beta\tan\alpha\sin\psi\cos\theta - F_\beta\sin\beta(\sin\psi\sin\theta\sin\varphi + \cos\psi\cos\varphi) + F_\beta\cos\beta(\sin\psi\sin\theta\cos\varphi - \cos\psi\sin\varphi) \\ mg - F_\beta\cos\beta\tan\alpha\sin\theta - F_\beta\sin\beta\cos\theta\sin\varphi + F_\beta\cos\beta\cos\theta\cos\varphi \end{bmatrix} \quad (3.50)$$

Eş. 3.50 farklı α ve β açılarına sahip her bir rotor için ayrı ayrı uygulanmalıdır. Bu eşitliğe Newton'un ikinci hareket yasası uygulanacak olursa açısal ivme Eş. 3.52'deki gibi olur.

$$\Sigma \vec{F}^b = m \cdot \begin{bmatrix} \ddot{X} \\ \ddot{Y} \\ \ddot{Z} \end{bmatrix} \quad (3.51)$$

$$\begin{bmatrix} \ddot{X} \\ \ddot{Y} \\ \ddot{Z} \end{bmatrix} = \frac{1}{m} \begin{bmatrix} F_\beta\cos\beta\tan\alpha\cos\psi\cos\theta - F_\beta\sin\beta(\cos\psi\sin\theta\sin\varphi - \sin\psi\cos\varphi) + F_\beta\cos\beta(\cos\psi\sin\theta\cos\varphi + \sin\psi\sin\varphi) \\ F_\beta\cos\beta\tan\alpha\sin\psi\cos\theta - F_\beta\sin\beta(\sin\psi\sin\theta\sin\varphi + \cos\psi\cos\varphi) + F_\beta\cos\beta(\sin\psi\sin\theta\cos\varphi - \cos\psi\sin\varphi) \\ mg - F_\beta\cos\beta\tan\alpha\sin\theta - F_\beta\sin\beta\cos\theta\sin\varphi + F_\beta\cos\beta\cos\theta\cos\varphi \end{bmatrix} \quad (3.52)$$

3.4.2. Açısal ivme

Sabit dört rotorlu İHA'da sapma momenti sadece rotor devirlerine bağlı iken dinamik dört rotorlu İHA'da sapma momenti rotorların hem devrine hem de α açısına bağlıdır. Bu sebeple iki farklı tork oluşmaktadır. Rotor devrinden kaynaklı tork sabit dört rotorlu İHA'da sadece z yönünde iken dinamik dört rotorlu İHA için tork vektörü X, Y ve Z yönlerinde olabilmektedir. Tek bir rotor torku ele alındığında, dört rotorlu İHA eksenini üzerinde oluşan tork bileşenleri Eş. 3.53'te verilmiştir. Bu denklemi dört rotorlu İHA'nın dört rotordan

kaynaklı olarak toplam tork bileşenleri şeklinde yazılırsa Eş. 3.54 elde edilir.

$$\vec{M}_{md_i} = [k\Omega_i^2] \times \begin{bmatrix} \left(\frac{F_{\beta_i} \cos \beta_i \tan \alpha_i}{F_i} \right) \\ \left(\frac{F_{\beta_i} \sin \beta_i}{F_i} \right) \\ \left(\frac{F_{\beta_i} \cos \beta_i}{F_i} \right) \end{bmatrix} \quad (3.53)$$

$$\sum \vec{M}_{md} = \begin{bmatrix} k \left(\Omega_1^2 \frac{F_{\beta_1} \cos \beta_1 \tan \alpha_1}{F_1} - \Omega_2^2 \frac{F_{\beta_2} \cos \beta_2 \tan \alpha_2}{F_2} + \Omega_3^2 \frac{F_{\beta_3} \cos \beta_3 \tan \alpha_3}{F_3} - \Omega_4^2 \frac{F_{\beta_4} \cos \beta_4 \tan \alpha_4}{F_4} \right) \\ k \left(\Omega_1^2 \frac{F_{\beta_1} \sin \beta_1}{F_1} - \Omega_2^2 \frac{F_{\beta_2} \sin \beta_2}{F_2} + \Omega_3^2 \frac{F_{\beta_3} \sin \beta_3}{F_3} - \Omega_4^2 \frac{F_{\beta_4} \sin \beta_4}{F_4} \right) \\ k \left(\Omega_1^2 \frac{F_{\beta_1} \cos \beta_1}{F_1} - \Omega_2^2 \frac{F_{\beta_2} \cos \beta_2}{F_2} + \Omega_3^2 \frac{F_{\beta_3} \cos \beta_3}{F_3} - \Omega_4^2 \frac{F_{\beta_4} \cos \beta_4}{F_4} \right) \end{bmatrix} \quad (3.54)$$

Rotorların açı almasından kaynaklı olarak Z ekseninde moment oluşturacak ek kuvvet kolları oluşmuştur. Z eksenindeki döndürme momentini bulmak için α açısı ile açılanmış rotorların X eksenindeki kuvvet bileşenleri ile kuvvet kolları çarpılır. Y eksenindeki döndürme momentini bulmak için ise β açısı ile açlandırılmış rotorların Z eksenindeki kuvvet bileşenleri ile kuvvet kolları çarpılır. X eksenindeki döndürme momentini bulmak için ise α açısı ile açlandırılmış rotorların Z eksenindeki kuvvet bileşenleri ile kuvvet kolları çarpılır. Bu çarpımların genel ifadesi Eş. 3.50’de verilmiştir. Denklemin düzenlenmiş hali ise Eş. 3.56’da verilmiştir.

$$\sum \vec{M}_{mkol} = \begin{bmatrix} bl_y(Fz_i) \\ bl_x(Fz_i) \\ bl_x(Fx_i) \end{bmatrix} \quad (3.55)$$

$$\sum \vec{M}_{mkol} = \begin{bmatrix} bl_y(\Omega_1^2 F_{\beta_1} \cos \beta_1 - \Omega_2^2 F_{\beta_2} \cos \beta_2 - \Omega_3^2 F_{\beta_3} \cos \beta_3 + \Omega_4^2 F_{\beta_4} \cos \beta_4) \\ bl_x(-\Omega_1^2 F_{\beta_1} \cos \beta_1 - \Omega_2^2 F_{\beta_2} \cos \beta_2 + \Omega_3^2 F_{\beta_3} \cos \beta_3 + \Omega_4^2 F_{\beta_4} \cos \beta_4) \\ bl_x(\Omega_1^2 F_{\beta_1} \cos \beta_1 \tan \alpha_1 - \Omega_2^2 F_{\beta_2} \cos \beta_2 \tan \alpha_2 + \Omega_3^2 F_{\beta_3} \cos \beta_3 \tan \alpha_3 - \Omega_4^2 F_{\beta_4} \cos \beta_4 \tan \alpha_4) \end{bmatrix} \quad (3.56)$$

Dinamik dört rotorlu İHA’nın toplam momenti Eş. 3.57’de verilmiştir.

$$\begin{aligned}
& \Sigma \vec{M}^{mdönüş} + \Sigma \vec{M}^{mkol} \\
& = \left[\begin{aligned}
& k \left(\Omega_1^2 \frac{F_{\beta_1} \cos \beta_1 \tan \alpha_1}{F_1} - \Omega_2^2 \frac{F_{\beta_2} \cos \beta_2 \tan \alpha_2}{F_2} + \Omega_3^2 \frac{F_{\beta_3} \cos \beta_3 \tan \alpha_3}{F_3} - \Omega_4^2 \frac{F_{\beta_4} \cos \beta_4 \tan \alpha_4}{F_4} \right) + \\
& k \left(\Omega_1^2 \frac{F_{\beta_1} \sin \beta_1}{F_1} - \Omega_2^2 \frac{F_{\beta_2} \sin \beta_2}{F_2} + \Omega_3^2 \frac{F_{\beta_3} \sin \beta_3}{F_3} - \Omega_4^2 \frac{F_{\beta_4} \sin \beta_4}{F_4} \right) + \\
& k \left(\Omega_1^2 \frac{F_{\beta_1} \cos \beta_1}{F_1} - \Omega_2^2 \frac{F_{\beta_2} \cos \beta_2}{F_2} + \Omega_3^2 \frac{F_{\beta_3} \cos \beta_3}{F_3} - \Omega_4^2 \frac{F_{\beta_4} \cos \beta_4}{F_4} \right) + \\
& bl_x (\Omega_1^2 F_{\beta_1} \cos \beta_1 - \Omega_2^2 F_{\beta_2} \cos \beta_2 - \Omega_3^2 F_{\beta_3} \cos \beta_3 + \Omega_4^2 F_{\beta_4} \cos \beta_4) \\
& bl_x (-\Omega_1^2 F_{\beta_1} \cos \beta_1 - \Omega_2^2 F_{\beta_2} \cos \beta_2 + \Omega_3^2 F_{\beta_3} \cos \beta_3 + \Omega_4^2 F_{\beta_4} \cos \beta_4) \\
& bl_x (\Omega_1^2 F_{\beta_1} \cos \beta_1 \tan \alpha_1 - \Omega_2^2 F_{\beta_2} \cos \beta_2 \tan \alpha_2 + \Omega_3^2 F_{\beta_3} \cos \beta_3 \tan \alpha_3 - \Omega_4^2 F_{\beta_4} \cos \beta_4 \tan \alpha_4)
\end{aligned} \right]
\end{aligned}
\tag{3.57}$$

Rijit cisim dönüş yasasına (rigid body rotational law) göre;

$$\vec{M}^b = I \dot{\vec{\omega}} + \vec{\omega} \times (I \vec{\omega}) \tag{3.58}$$

$$\begin{bmatrix} \tau_\varphi \\ \tau_\theta \\ \tau_\psi \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} I_{xx} & 0 & 0 \\ 0 & I_{yy} & 0 \\ 0 & 0 & I_{zz} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \ddot{\varphi} \\ \ddot{\theta} \\ \ddot{\psi} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \dot{\varphi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} I_{xx} & 0 & 0 \\ 0 & I_{yy} & 0 \\ 0 & 0 & I_{zz} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\varphi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix}
\tag{3.59}$$

$$\begin{bmatrix} \tau_\varphi \\ \tau_\theta \\ \tau_\psi \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} I_{xx} \ddot{\varphi} \\ I_{yy} \ddot{\theta} \\ I_{zz} \ddot{\psi} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \dot{\theta} \dot{\psi} (I_{zz} - I_{yy}) \\ \dot{\varphi} \dot{\psi} (I_{xx} - I_{zz}) \\ \dot{\varphi} \dot{\theta} (I_{yy} - I_{xx}) \end{bmatrix}
\tag{3.60}$$

Eş. 3.60'ın düzenlenmesi ile açısal ivmeler Eş. 3.61, Eş. 3.62 ve Eş. 3.63 de verilmiştir.

$$\ddot{\varphi} = \frac{\tau_\varphi}{I_{xx}} + \dot{\theta} \dot{\psi} \left(\frac{I_{yy} - I_{zz}}{I_{xx}} \right) \tag{3.61}$$

$$\ddot{\theta} = \frac{\tau_\theta}{I_{yy}} + \dot{\varphi} \dot{\psi} \left(\frac{I_{zz} - I_{xx}}{I_{yy}} \right) \tag{3.62}$$

$$\ddot{\psi} = \frac{\tau_\psi}{I_{zz}} + \dot{\varphi} \dot{\theta} \left(\frac{I_{xx} - I_{yy}}{I_{zz}} \right) \tag{3.63}$$

4. MATERİYAL METHOD

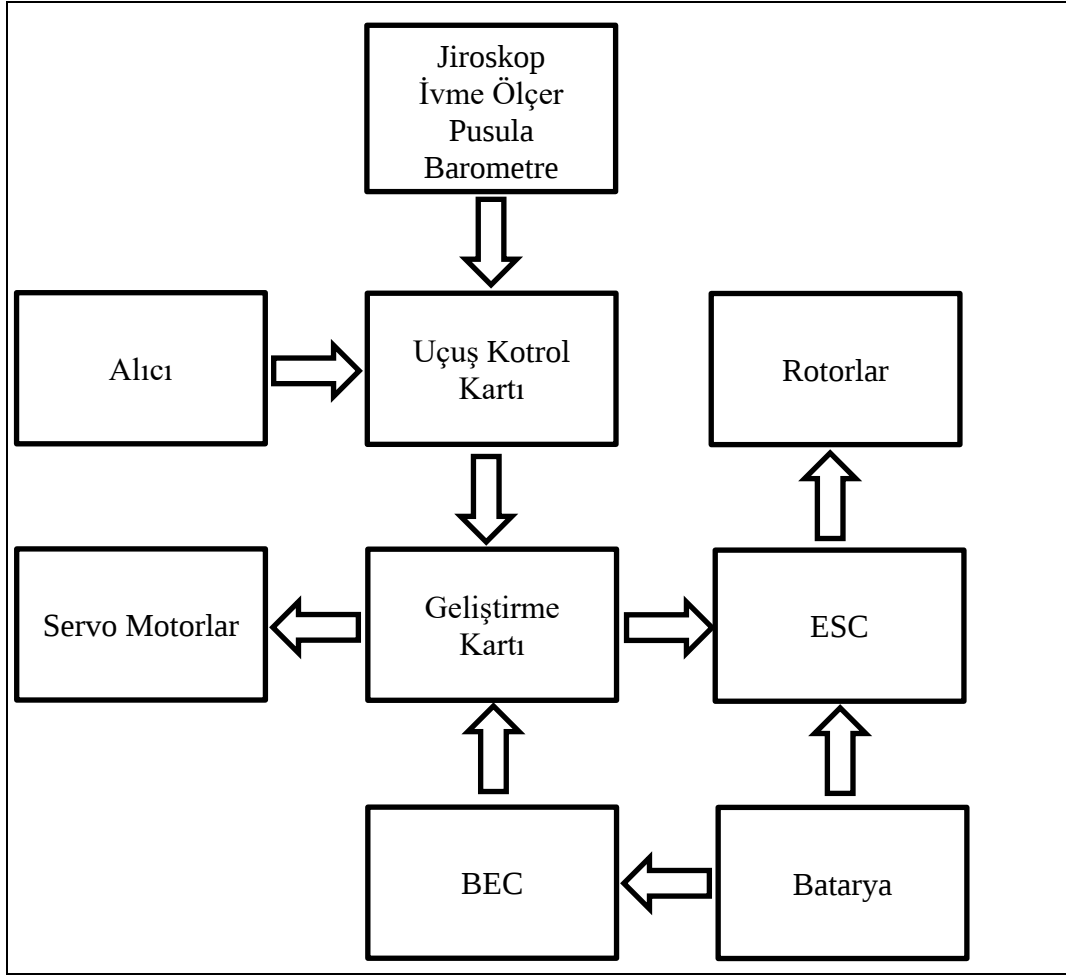
4.1. Elektronik Bağlantı

Çalışmada dört rotorlu İHA üretiminde yüksek performanslı donanımlar kullanılmıştır. Bu ürünler dört rotorlu İHA yarışlarında kullanılan donanımlarla benzer özellikler göstermektedir. Çizelge 4.1’de bu donanımlara ait modeller ve özellikleri belirtilmiştir.

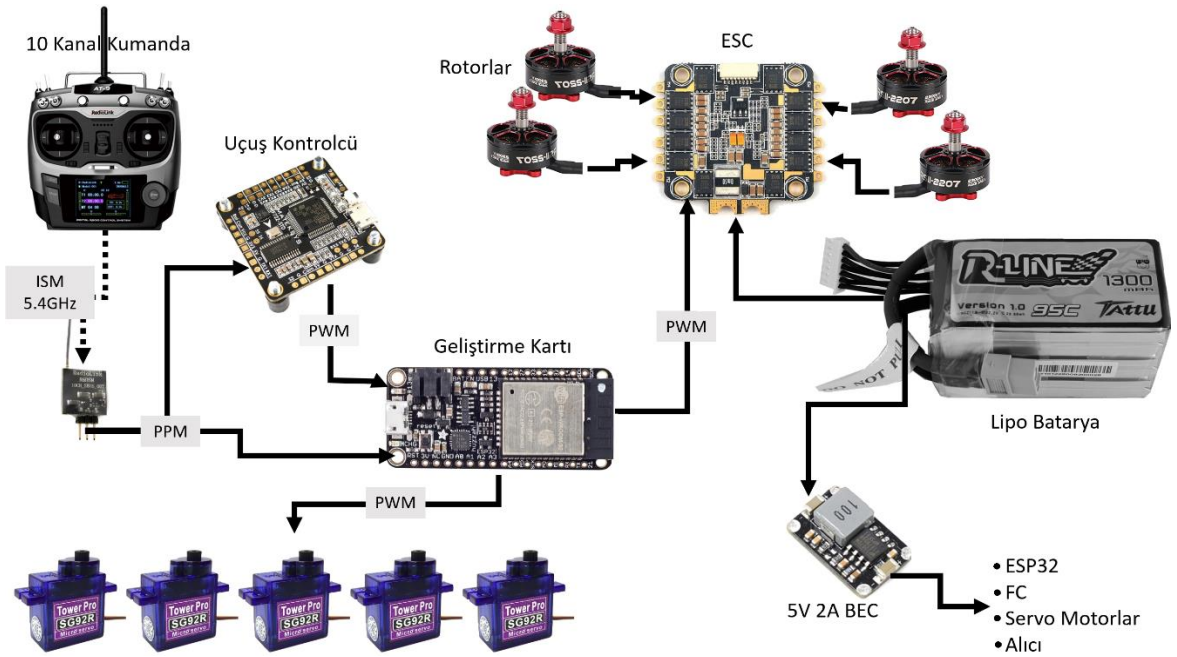
Çizelge 4.1. Dört rotorlu insansız hava aracında kullanılan donanımlar ve özellikleri

Ürün	Açıklama
Rotor	Emax RSII 2306 2400KV
Uçuş Kontrolcü	Matek Systems F722-STD STM32F722 F7
ESC	Anniversary Special Edition Racerstar REV35 35A BLheli_S 3-6S 4 In 1 ESC
Geliştirme Kartı	Adafruit HUZZAH32 – ESP32 Feather
Voltaj Düşürücü	Diatone Mini 5V 2A BEC
Batarya	Tattu1300mAh 14.8V 95C 4S1P R-Line LiPo Batarya
Servo	SG92R Mini Micro Servo 9g 2.5kg
Kumanda	Radiolink AT9S
Alıcı	Radiolink R6DSM

Dört rotorlu İHA’nın bağlantı akış şeması Şekil 4.1’de ve elektronik devrelerin, rotorların ve bataryanın resimsel bağlantı şeması Şekil 4.2’de verilmiştir.



Şekil 4.1. Dinamik dört rotorlu insansız hava aracının bağlantı akış şeması

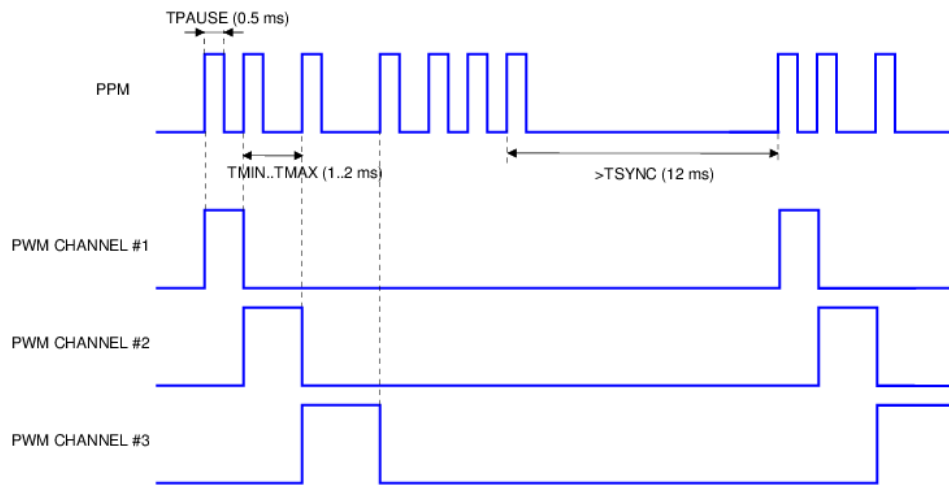


Şekil 4.2. Dinamik dört rotorlu insansız hava aracının resimsel bağlantı şeması

Çalışma konusu olan dört rotorlu İHA'nın çalışma prensibine göre, Alıcı DSSS ve FHSS haberleşme protokolleri ile aldığı sinyali darbe konumu modülasyonu (Pulse Position Modulation, PPM) sinyali olarak HUZAZH32 geliştirme kartına ve F722-STD uçuş kontrolcüyü göndermektedir. PPM sinyali F722-STD uçuş kontrolcündeki barometrik basınç sensörü (BMP280) ve 3 eksenli jiroskop, ivme sensöründen (ICM20602) gelen verilere göre rotorlara gerekli olan devri darbe genişlik modülasyon (Pulse Width Modulation, PWM) sinyali olarak göndermektedir.

PWM sinyali = Analog sinyalin anlık değerleriyle orantılı olarak darbelerin genişliğinin değişmesiyle oluşan sinyal tipidir. Bu sinyal tipinde darbenin genişliği değişmekte ancak darbenin genliği sabit kalmaktadır [65].

PPM sinyali = Analog sinyallerin anlık değerleri ile orantılı sinyallerdir. PPM sinyali bir kanalında sinyal başlangıcından diğer sinyalin başlangıcına kadar olan ve çok kanallı bir sinyal tipidir (Şekil 4.3).



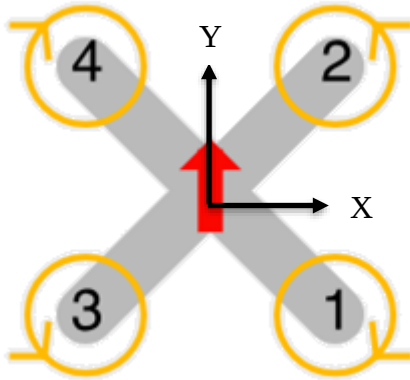
Şekil 4.3. PPM ve PWM sinyali [66]

F722-STD uçuş kontrolcünden gelen PWM devir sinyalleri ve alıcından gelen PPM sinyalleri HUZAZH32 geliştirme kartında toplanarak rotorların devrini ve servo motor açılarını belirlemektedir. HUZAZH32 kartı, C++ dilinde kumanda ve uçuş kontrolcünden gelen verilere göre kodlanmıştır. Kumandanın yunuslama, yuvarlama ve sapma kanallarından gelen sinyallere göre geliştirme kartı Çizelge 4.2'ye göre servo motorları açılmaktadır. Servo açılarını değerlendirirken 4 ve 2 numaralı servo motorlar aynı yönde 3 ve 1 numaralı

servo motorların ters yönlü olduğu dikkate alınmalıdır. Ayrıca Şekil 4.4'te rotor numaralarına ait görsel verilmiştir.

Çizelge 4.2. Kumanda kanallara karşılık gelen servo açıları

Kanal	Servo Numarası	PWM Sinyali (μs)		
		1100	1500	1900
Yuvarlanma	1	-20°	0°	20°
	2	20°	0°	-20°
	3	-20°	0°	20°
	4	20°	0°	-20°
Sapma	1	-20°	0°	20°
	2	-20°	0°	20°
	3	-20°	0°	20°
	4	-20°	0°	20°
Yunuslama	5	-30°	0°	30°



Şekil 4.4. Rotor numaralandırmaları

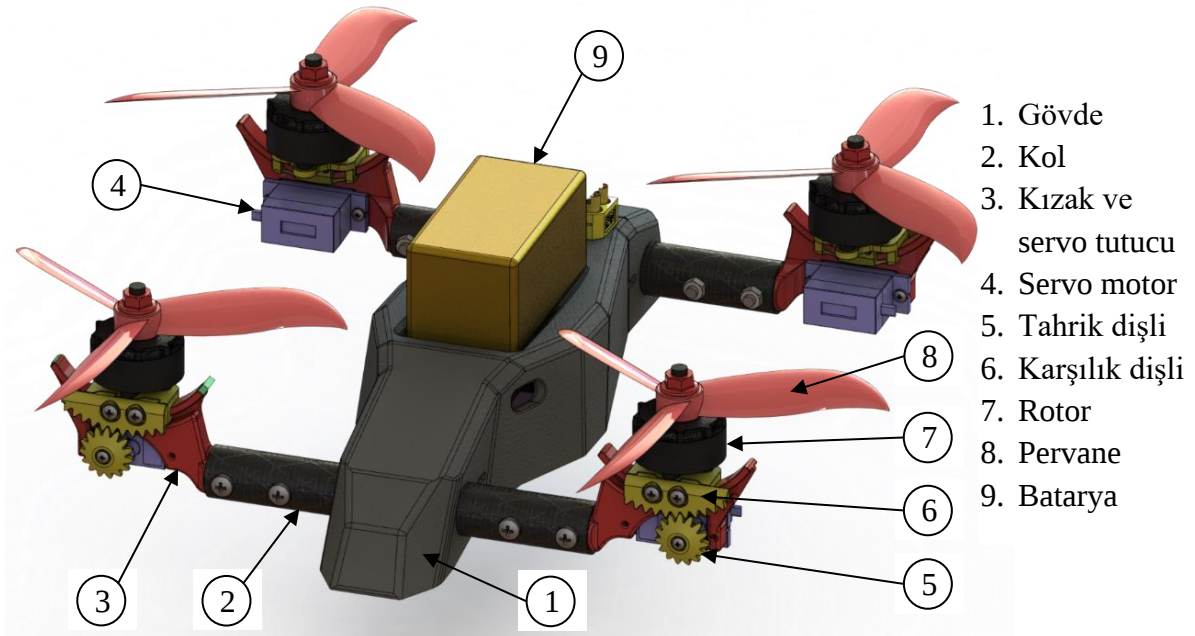
Geliştirme kartından elektronik hız kontrolcüye (ESC) gelen rotor PWM sinyalleri, ESC kartında rotor bobinlerine sıralı akım göndererek rotorların dönmesini sağlamaktadır. Rotorların devirleri PWM sinyalinin değerine bağlıdır. ESC kartına gerekli olan akım ve gerilimi lityum polimer pil (Li-Po) sağlamaktadır. Li-Po batarya voltaj düşürücü yardımıyla 5v gerilime düşürülerek servo motorların, uçuş kontrolcünün, geliştirme kartının ve alıcının ihtiyaç duyduğu enerjiyi sağlamaktadır.

4.2. Dinamik Dört Rotorlu İnsansız Hava Aracının Tasarımı ve İmalatı

Dinamik dört rotorlu İHA tasarımı gerçekleştirilirken aşağıdaki kriterler göz önünde bulundurulmuştur;

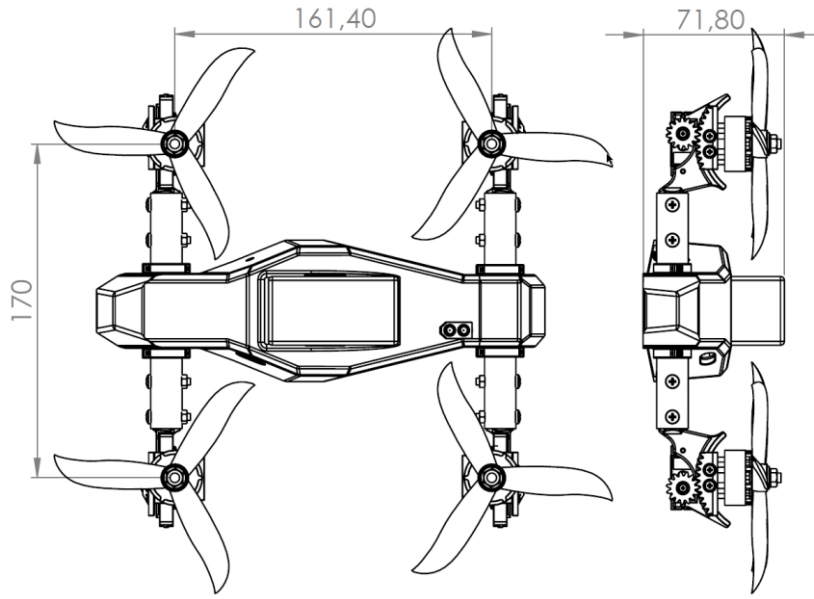
- Tasarımın üretilebilirliğinin kolay ve seri üretime uygun olması,
- Dinamik mekanizmaların boşluksuz çalışabilecek yapıda olması,
- Mekanizmaların hareket hassasiyetinin yüksek olması,
- Kullanılacak malzemelerin hafif olması ve toplam uçuş ağırlığının düşük olması,
- Hava türbülansı ve direnci gösterecek keskin köşelere sahip olmaması,
- Elektronik aksamın kapalı bir bölümde bulunması,
- Estetik olması.

Dört rotorlu İHA'nın tasarımı için Solidworks programının tasarım modülü kullanılmıştır. Tasarımda bağımsız olarak dört rotorun α ekseninde hareket edebilmesi için dört adet servo motor fırçasız rotorların alt kısmına yerleştirilmiştir. Tasarımın genel görünümü Şekil 4.5'te gösterilmiştir.



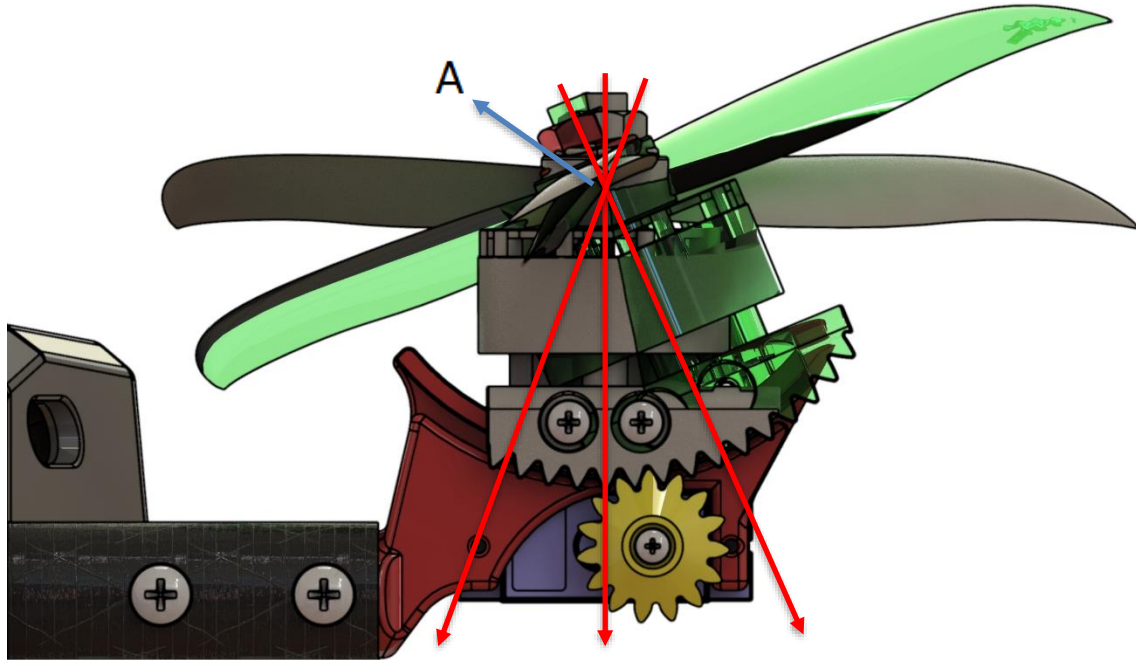
Şekil 4.5. Dinamik dört rotorlu insansız hava aracının genel görünümü

Tasarlanan dört rotorlu İHA'nın boyutlandırmasına ait ölçüler Şekil 4.6'da verilmiştir.



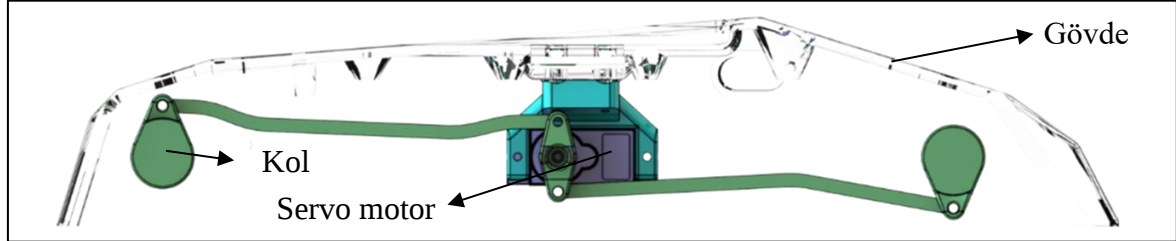
Şekil 4.6. Tasarlanan dört rotorlu insansız hava aracının boyutları

Rotorların dönüşünden kaynaklı pervane merkezlerinde kayma yaşanmaması için Şekil 4.7’de gösterilen pervane merkezli (A noktası) dönüş gerçekleştirebilen bir mekanizma tasarlanmıştır. Bu mekanizma $\pm 20^\circ$ dönüş kabiliyetine sahiptir.



Şekil 4.7. Dinamik dört rotorlu insansız hava aracının α eksenli dönüş hareketi

Dört rotorlu İHA'nın iç kısmına gömülü olarak β eksenli dört rotorun aynı anda ileri ve geri yatırabilen ikinci bir mekanizma rotorları tutan kollara yerleştirilmiştir (Şekil 4.8). Şekil 4.8'de ana gövde şeffaf verilerek iç kısımdaki mekanizmanın görünümü verilmiştir. Bu mekanizma servo motordan aldığı tahrik ile $\pm 30^\circ$ dönüş kabiliyetine sahiptir.



Şekil 4.8. Dinamik dört rotorlu insansız hava aracının β eksenli dönüş hareketi

Tasarımı tamamlanan dört rotorlu İHA'nın parçaları 3B yazıcılarda üretilmiştir. Üretimi gerçekleştirerek toplanan mekanizmada hareketlerinin yeterli rijitlikte çalışmadığı gözlenmiş ve kızak ve servo tutucu parçaları CNC dik işleme tezgâhında bağlama aparatı yardımıyla düşük miktarlarda paso kaldırılarak istenilen toleranslara getirilmiştir (Resim 4.1).



Resim 4.1. Mekanik parçaların işlenmesi

Gövde, kızak ve servo tutucu, tahrik dişlisi ve karşılık dişlisi 3B yazıcıda üretilmiş olup her parçanın istenilen kalitede üretilebilmesi için yaklaşık 3 adet üretilmiştir. Parça kalitesini elde etmedeki zorluk, parçaların küçük ve üzerinde ince detaylarının bulundurmasından kaynaklıdır. Eriyik yığıma modelleme yöntemi kullanılarak basılan parçalarda;

- Gövde, 2,5mm et kalınlığına sahip ve %100 doluluk oranıyla, dış yüzey ofsetli yapıda (concentric),
- Kızak ve servo tutucu, %50 doluluk oranıyla, ± 45 düz yapıda (rectilinear) ve 3 çeperli olarak,
- Tahrik dişlisi, %100 doluluk oranıyla, dış yüzey ofsetli yapıda (concentric),
- karşılık dişlisi, %100 doluluk oranıyla, dış yüzey ofsetli yapıda (concentric),

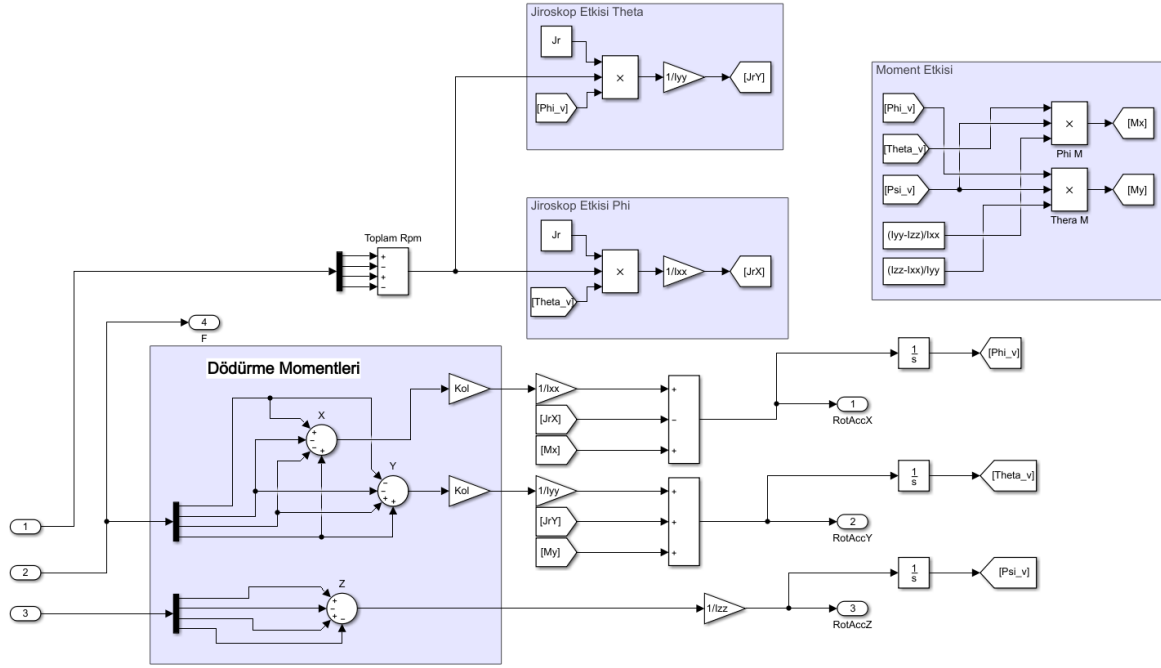
olarak basılmıştır. Hatalı basımlar dahil 3B yazıcı baskı süreleri toplamı yaklaşık olarak 70 saat sürmüştür. Basımlarda PLA malzeme kullanılmış olup nozul sıcaklığı 220°C'ye ayarlanmıştır.

Üretilen parçaların bir araya getirilmesiyle prototip dinamik dört rotorlu İHA imalatı tamamlanmıştır (Resim 4.2).

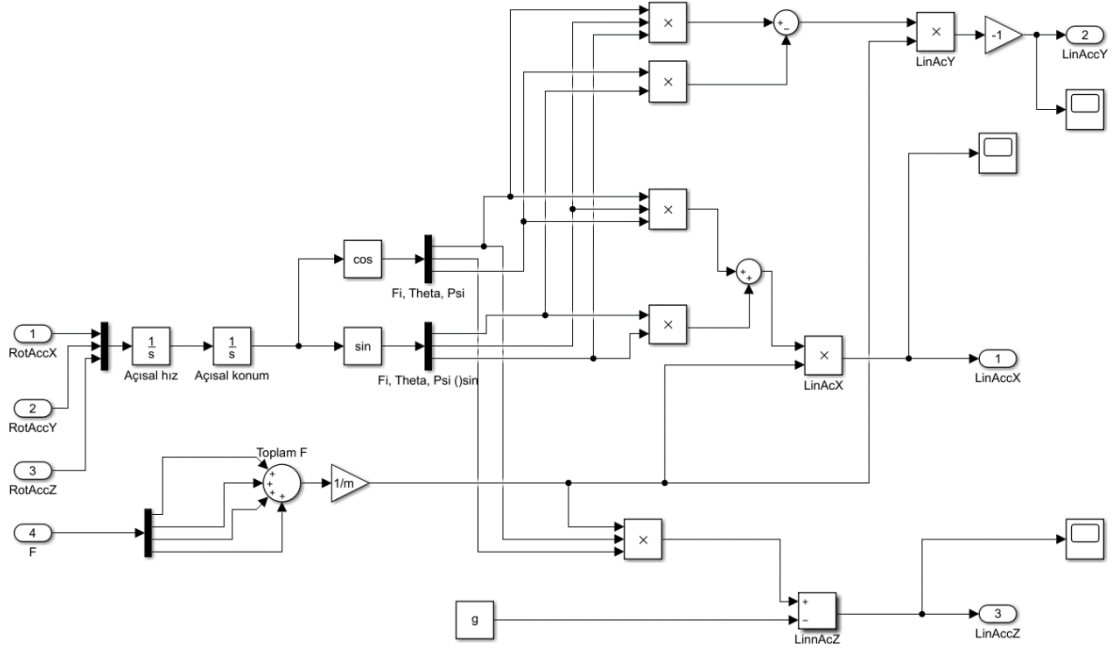


Resim 4.2. retimi gerçekleştirilen dinamik dört rotorlu insansız hava aracı

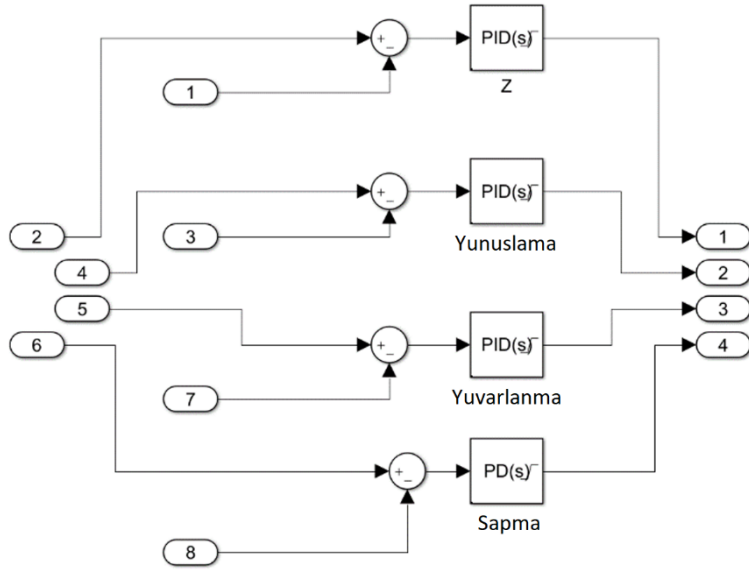
retimi gerçekleştirilen dört rotorlu İHA'ya ait atalet değerleri ve ller Solidworks ortamından elde edilmiş, dört rotorlu İHA'nın ağırlığı ise hassas terazide ölçülerek elde edilmiştir. Bu parametreler izelge 4.3'te verilmiştir.



Şekil 4.10. Sabit dört rotorlu insansız hava aracının açısal dinamik bloğu



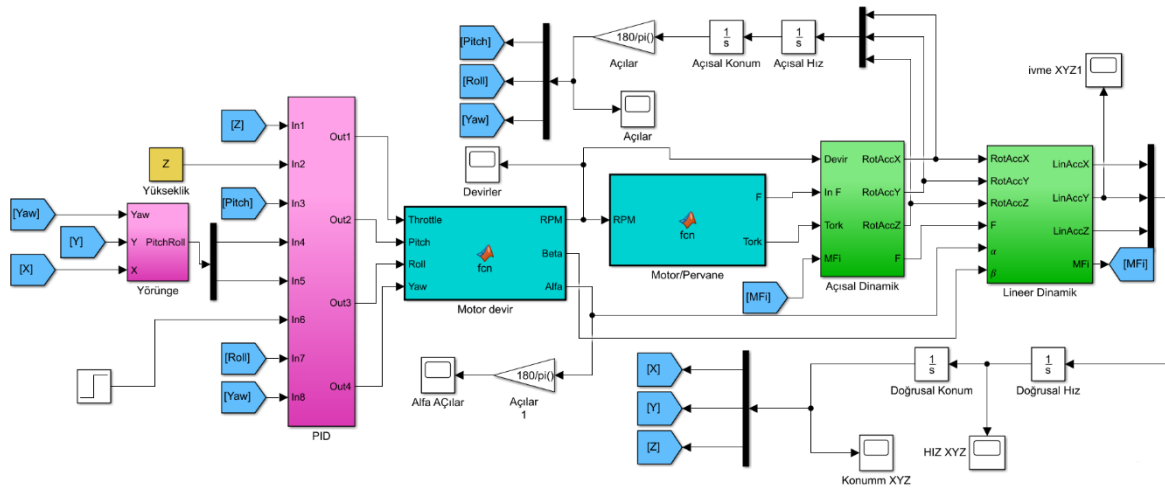
Şekil 4.11. Sabit dört rotorlu insansız hava aracının lineer dinamik bloğu



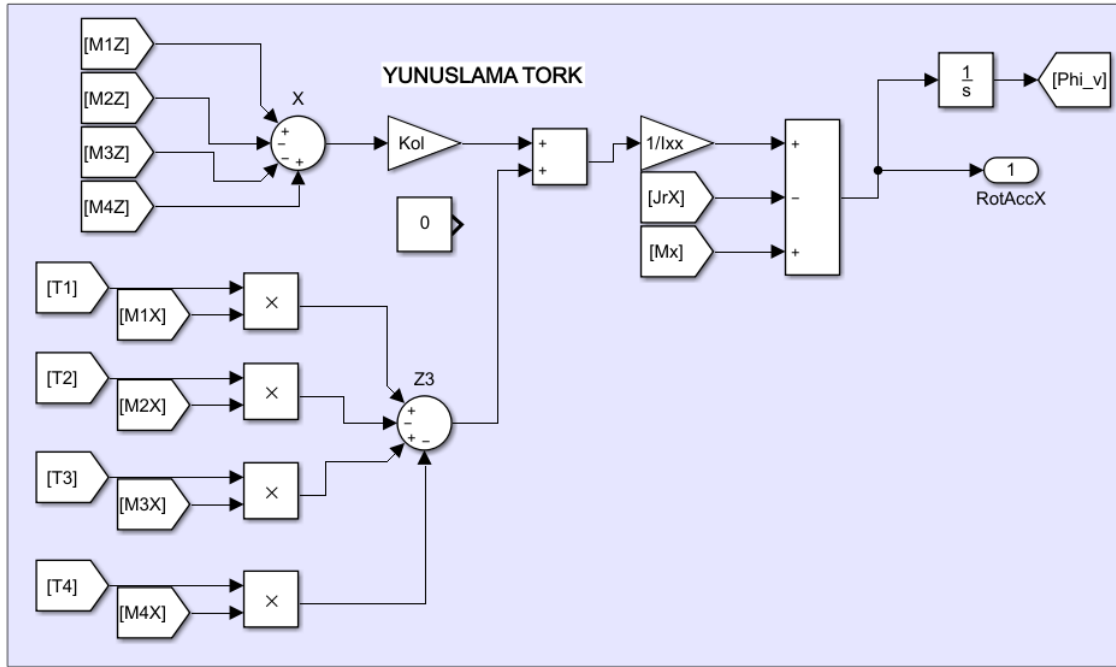
Şekil 4.12. Sabit dört rotorlu insansız hava aracının PID bloğu

4.3.1. Dinamik dört rotorlu insansız hava aracının simulink modeli

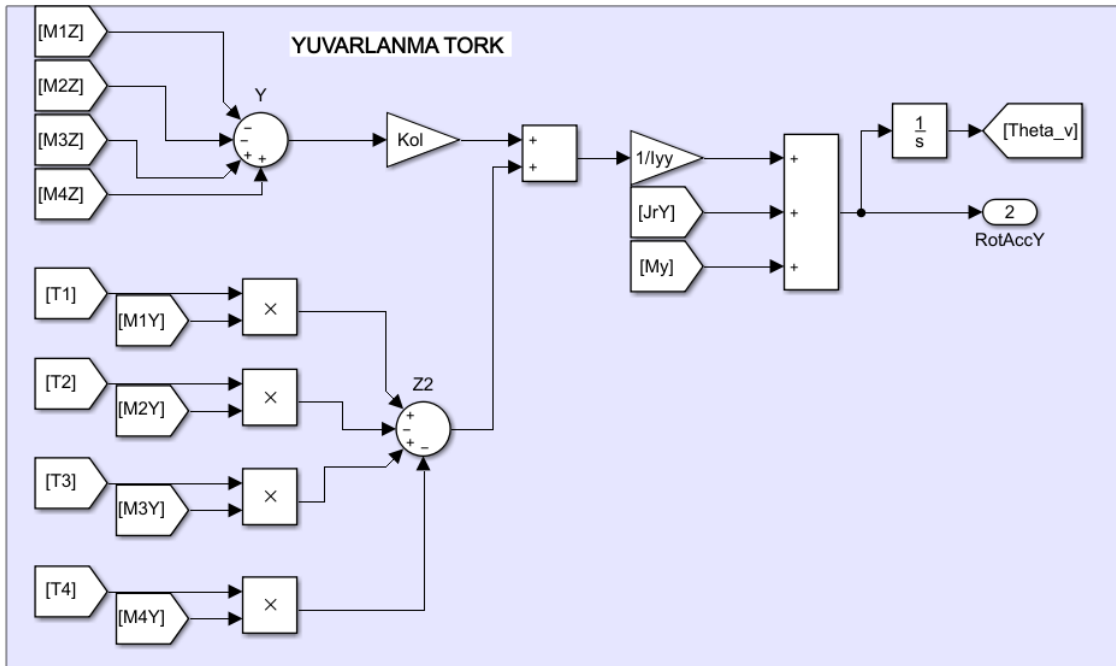
Dinamik dört rotorlu İHA için oluşturulan Simulink modeli Şekil 4.13'te ve bu modele ait bloklar Şekil 4.14, Şekil 4.15 ve Şekil 4.16'da verilmiştir. Dinamik dört rotorlu İHA'ya ait fonksiyon bloklarının detayı EK-2'de verilmiştir.



Şekil 4.13. Dinamik dört rotorlu insansız hava aracının Simulink modeli

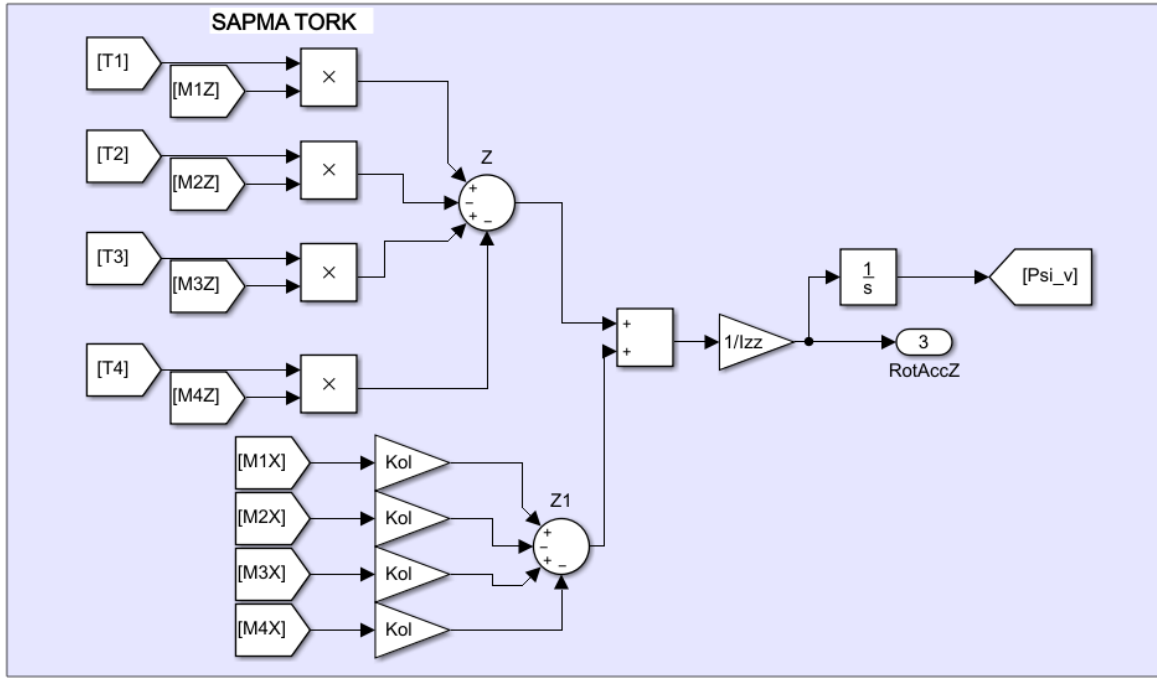


(a)



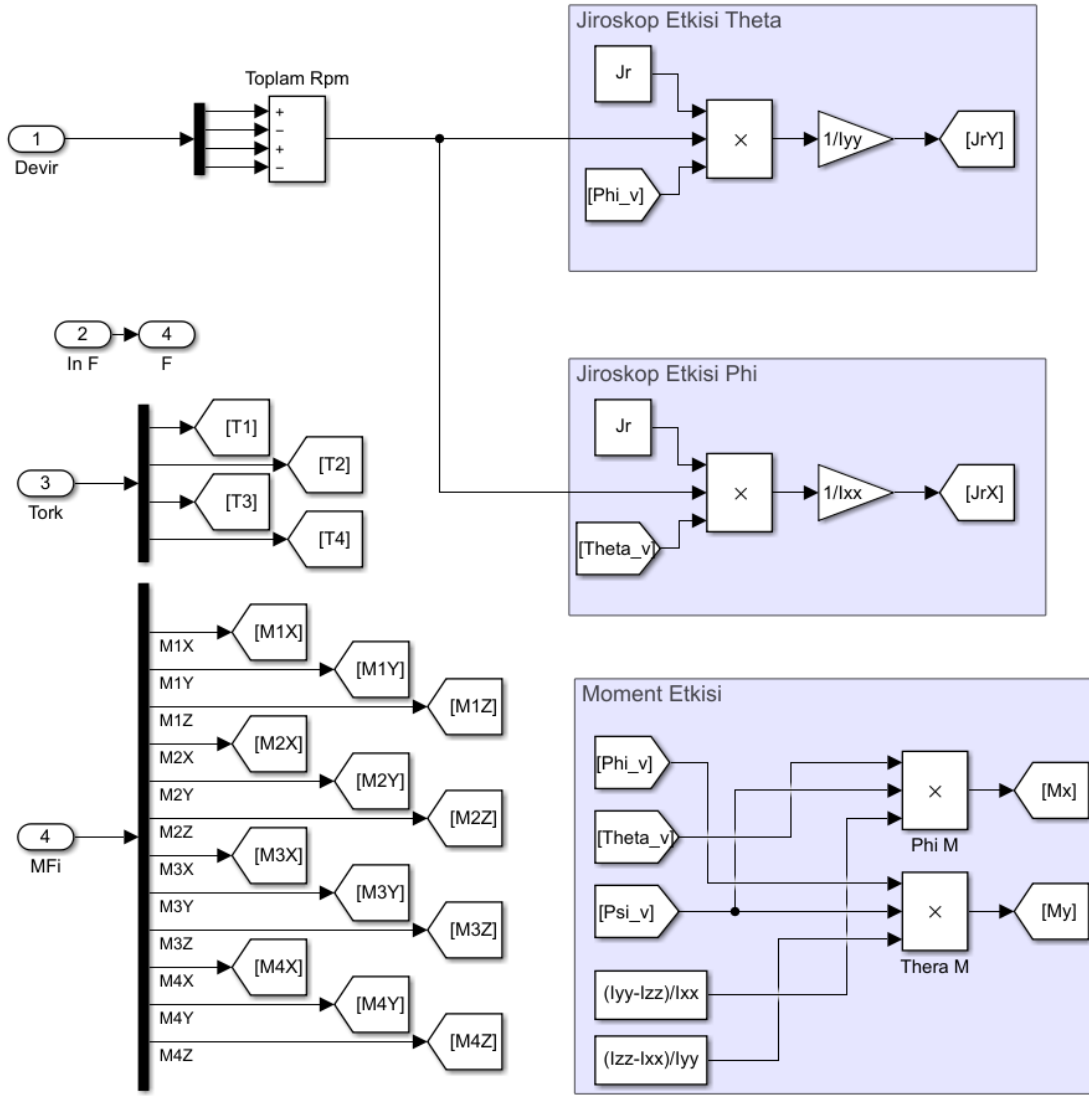
(b)

Şekil 4.14. Dinamik dört rotorlu insansız hava aracının açısal dinamik bloğu (a) yunuslama torku, (b) yuvarlanma torku, (c) sapma torku, (d) jiroskop ve moment etkisi



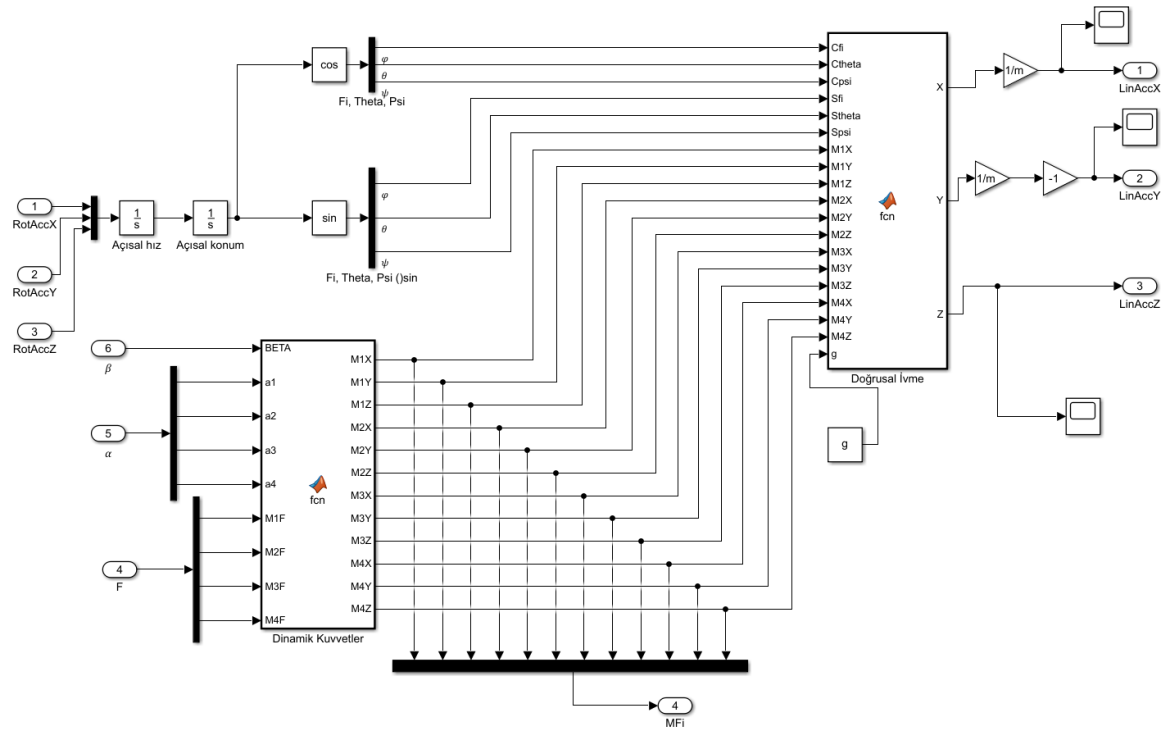
(c)

Şekil 4.14. (devam) Dinamik dört rotorlu insansız hava aracının açısal dinamik bloğu (a) yunuslama torku, (b) yuvarlanma torku, (c) sapma torku, (d) jiroskop ve moment etkisi

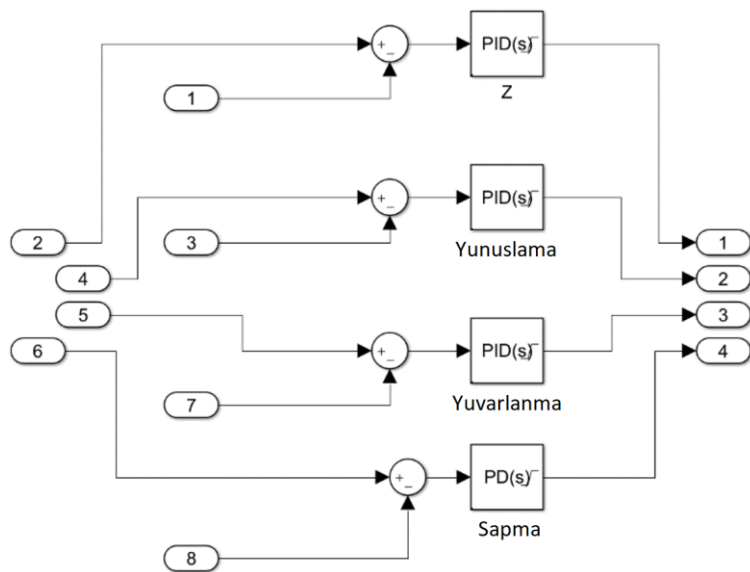


(d)

Şekil 4.14. (devam) Dinamik dört rotorlu insansız hava aracının açısall dinamik bloğu (a) yunuslama torku, (b) yuvarlanma torku, (c) sapma torku, (d) jiroskop ve moment etkisi



Şekil 4.15. Dinamik dört rotorlu insansız hava aracının açısal lineer dinamik bloğu



Şekil 4.16. Dinamik dört rotorlu insansız hava aracının PID bloğu

4.4. Deney Düzenekleri Tasarımı

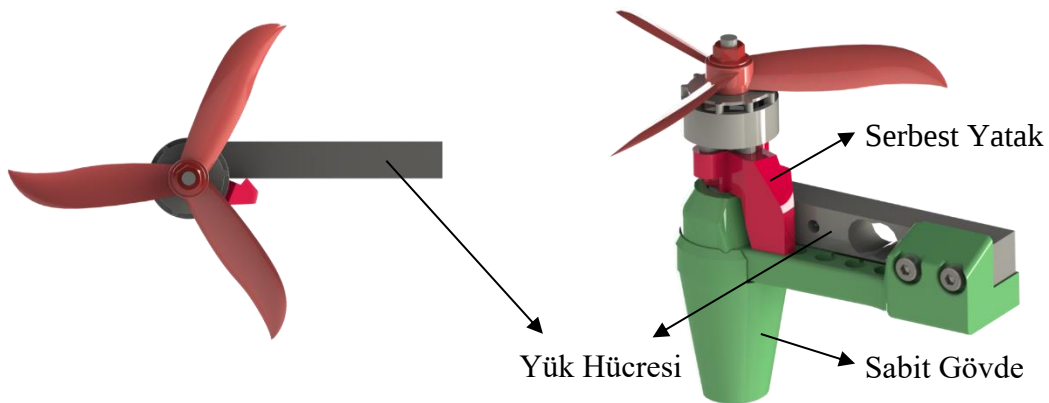
Üretimi gerçekleştirilen dinamik dört rotorlu İHA'nın performans kriterlerini belirlemek amacıyla rotor/pervane çiftinden elde edilen itme kuvveti, döndürme momentlerin belirlenmesi ve tüm dört rotorlu İHA sisteminin itki kuvvetleri ve momentlerinin elde edilmesi gerekmektedir. Bu verilerin elde edilebilmesi için tez çalışması kapsamında bu deney düzenekleri tasarlanmış ve imal edilmiştir.

4.4.1. Rotor/pervane Çifti

İtme ve tork kuvveti

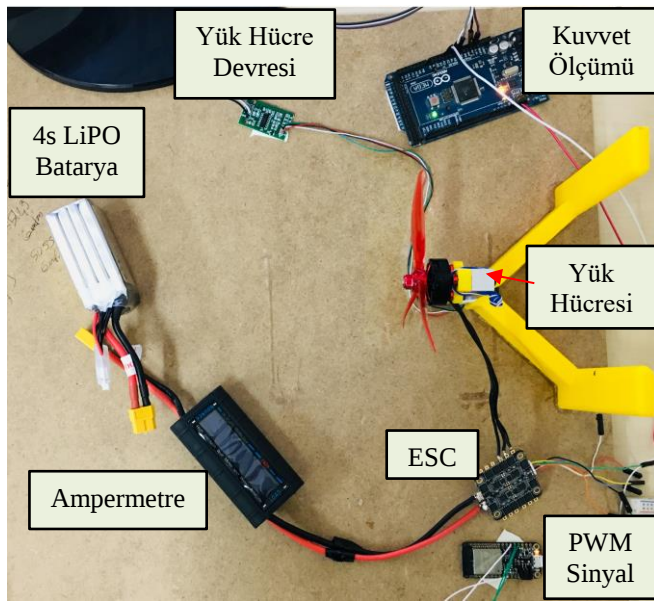
Dört rotorlu İHA'nın dinamik hesaplamalarında kullanılan ve manevra kabiliyetini ve hızını belirleyen rotor/pervanelere ait itme ve tork kuvvetleri test gerçekleştirilerek elde edilmiştir.

4.17'de tork verilerinin elde edilmesi için üretilen deney düzeneğine ait tasarım gösterilmektedir. Şekil'deki kırmızı renkle verilen serbest yatağın iç kısmına, rulmanın dış çapından sabitlenecek şekilde rulman eklenmiştir. Rulmanın iç çapı ise sabit gövde üzerine sabitlenerek, serbest yatağın serbestçe dönebilmesi sağlanmıştır. Rotorun devir alması ile birlikte oluşan torktan dolayı serbest yatak (kırmızı parça), bağlı olduğu rotor ile birlikte dönmeye çalışmaktadır. Bu parçanın hareketi yük hücresi kısıtlanarak, yük hücresindeki kuvvet değerleri gerekli hesaplamalardan sonra tork değeri olarak bulunmuştur.



Şekil 4.17. Tork deney düzeneği tasarımı

Üretimi gerçekleştirilen deney düzeneğinde, kuvvet ölçüm ünitesi Resim 4.3.a'da, tork ölçüm ünitesi ise Resim 4.3.b'de gösterilmiştir. Rotor ve pervane çiftinin itme kuvvetini ölçmek için rotor doğrudan yük hücresi üzerine bağlanmıştır. Buradan elde edilen veri herhangi bir hesaplama gerektirmen kalmadan doğrudan kullanılmıştır.



(a)



(b)

Resim 4.3. Rotor/Pervane'den elde edilen (a) itme kuvveti ölçüm düzeneği, (b) tork kuvveti ölçüm düzeneği

ESP32 geliştirme kartından üretilen PWM sinyalleri yardımıyla ESC kartından rotora gerekli voltaj gerilimi gönderilmiş, farklı PWM hızlarında itme kuvveti, tork değeri, devir sayısı ve rotorun çektiği akım değeri ölçümleri 3 farklı tipteki pervaneye göre gerçekleştirilmiştir. Bu pervanelere ait marka/model bilgileri ve deney düzeneğinde kullanılan donanımlara ait bilgiler Çizelge 4.4'te verilmiştir.

Çizelge 4.4. Deney düzeneğinde kullanılan malzemeler ve özellikleri

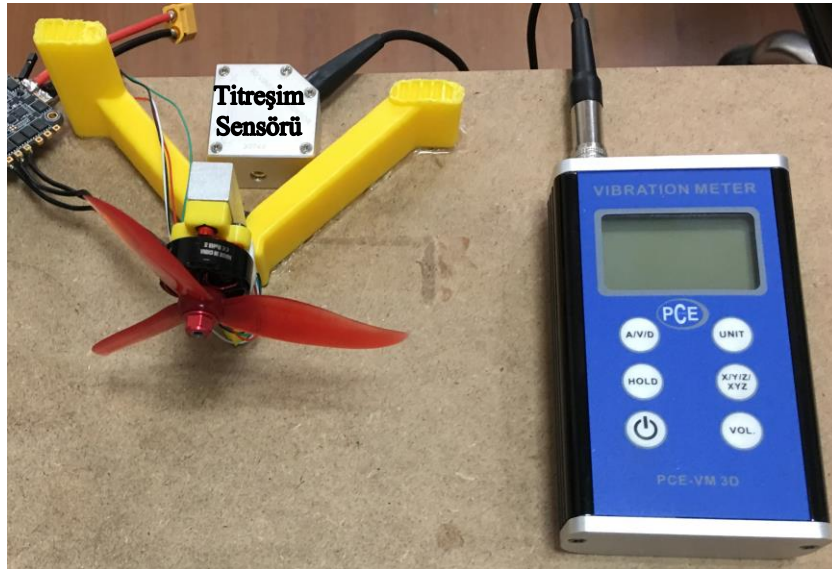
Ürün	Açıklama
Rotor	EMAX RSII 2306 2400KV
Pervane	1. Gemfan Hulkie 5055 2. Gemfan Flash 5149 3. Dalprop T5045C Cyclone
ESC	Anniversary Special Edition Racerstar REV35 35A BLheli_S 3-6S 4 In 1 ESC
Batarya	TATTU - 1300mAh 14.8V 95C 4S1P R-Line LiPo Batarya
Yük Hücresi	5kg HX711 AD modül

Çizelge 4.4. (devam) Deney düzeneğinde kullanılan malzemeler ve özellikleri

Arduino	Arduino Mega 2560 Rev3
PWM Sinyal	Adafruit Huzzah32

Titreşim

Pervanelerin dönmesi ile birlikte rotor ve pervane belirli bir titreşim oluşturmaktadır. Bu titreşim dört rotorlu İHA üzerindeki mikro mekanik sensörlerin ölçüm hassasiyetini bozmakta ve gürültü olarak yansıtmaktadır. Üç farklı pervane arasında seçim yapabilmek için titreşim ölçümleri PCE-VM 3D titreşim cihazıyla yapılmıştır (Resim 4.4).

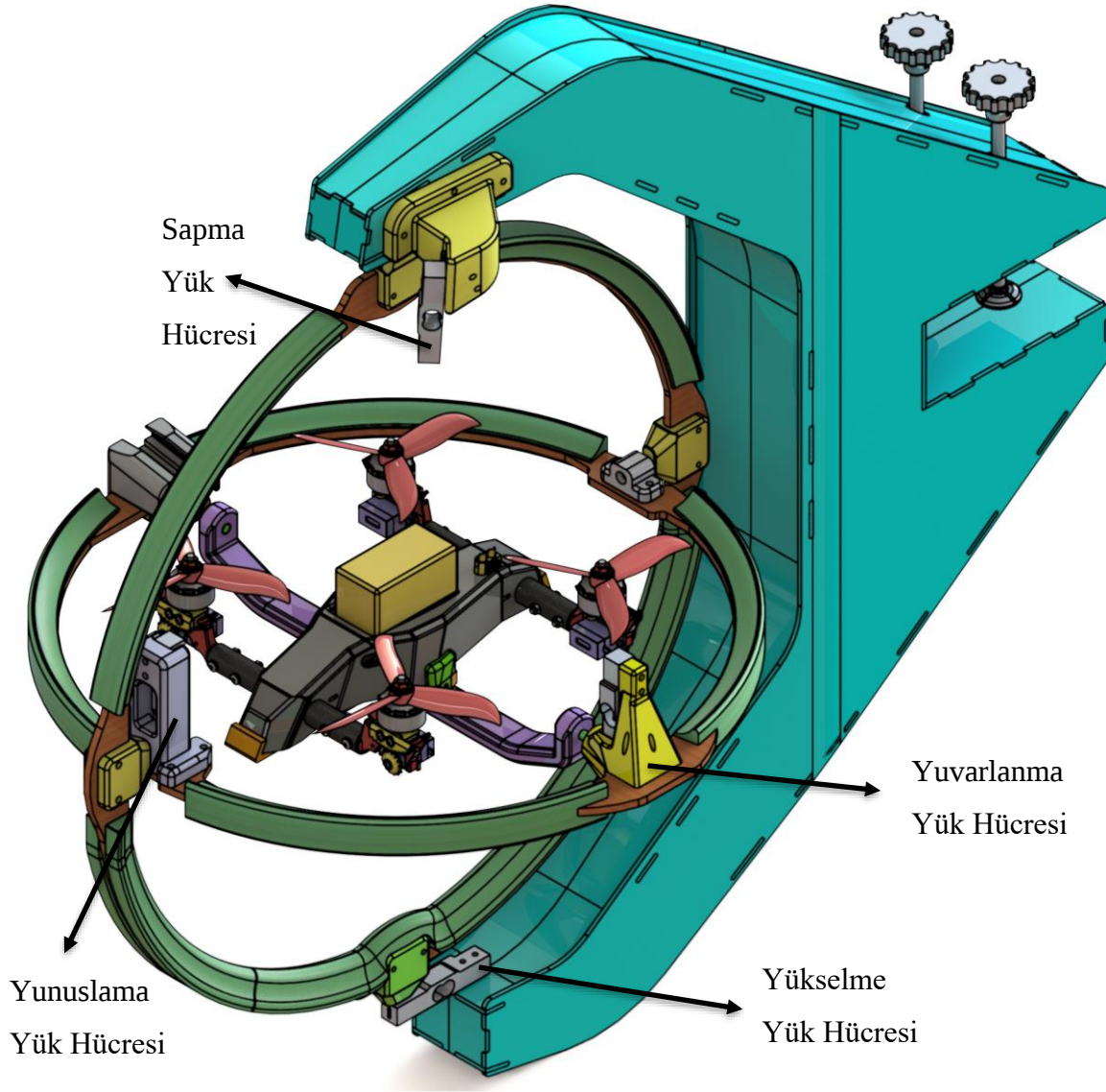


Resim 4.4. Pervanelere ait titreşim ölçümleri

4.4.2. Dört rotorlu insansız hava aracının kuvvet ölçümleri

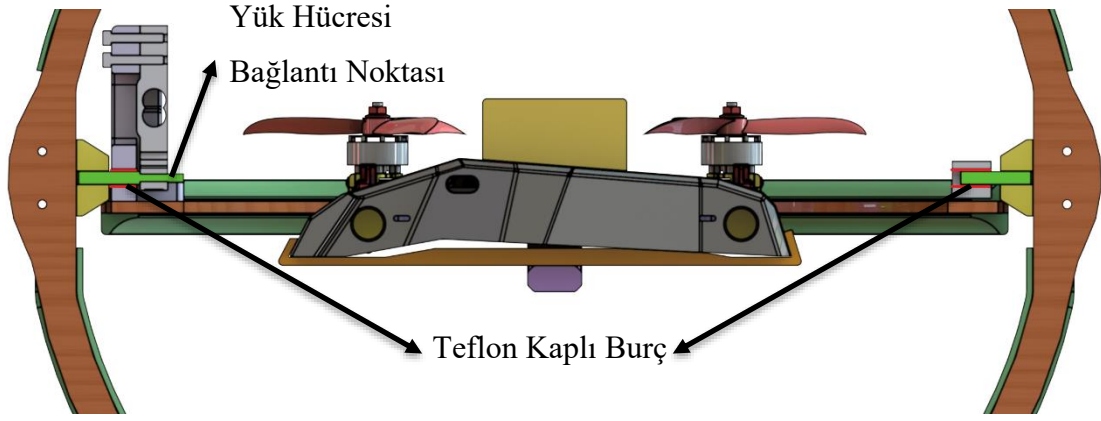
Dört rotorlu İHA'nın ve simülasyon sonuçlarının karşılaştırılabilmesi için dört rotorlu İHA'nın uçuş karakteristiğini belirleyen test düzeneği hazırlanmıştır. Bu test düzeneğinde dört rotorlu İHA'nın yuvarlanma, yunuslama ve yükselme kuvvetleri ölçülebilmektedir. Ayrıca sapma anındaki oluşan tork da ölçülebilmektedir. Tasarımı ve üretimi yapılan test düzeneği Şekil 4.18'de verilmiştir. Üç eksenli ölçüm gerçekleştirebilen bu test düzeneğinde her ekseninde bir adet yük hücresi bulunmaktadır. Her ekseninde iki taraflı yataklama gerçekleştirilmiş ve yataklamanın bir tarafına yük hücresine sabitlenmiş durumdadır. Yataklamalardaki sürtünmeyi en aza indirmek için 6 mm çapında teflon kaplı burçlar

kullanılmıştır. Teflon kaplı burçlar düşük sürtünme katsayılarından dolayı sürtünmeden dolayı oluşan kayıpları azaltacaktır. Sapma torkunu ölçebilmek için dönüşü kısıtlayan bir yük hücresi eklenmiştir. Bu yük hücresinden okunan değer, kuvvet kolunun mesafesiyle birlikte hesaplanarak tork değerleri elde edilmiştir.

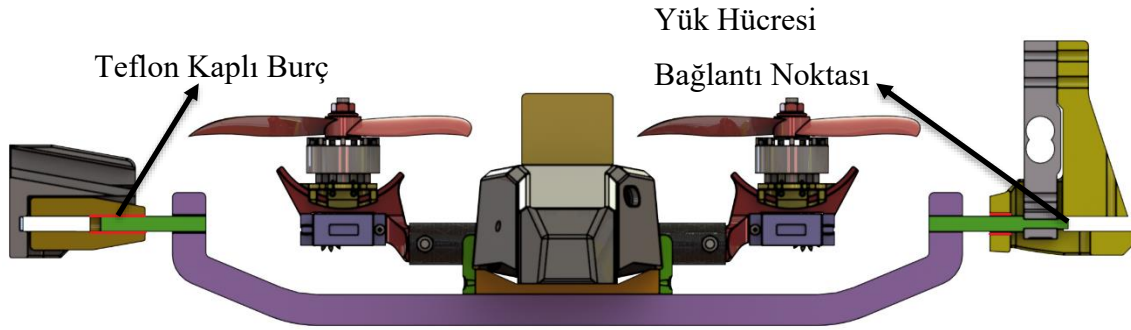


Şekil 4.18. Dört rotorlu insansız hava aracı karakteristik test cihazı

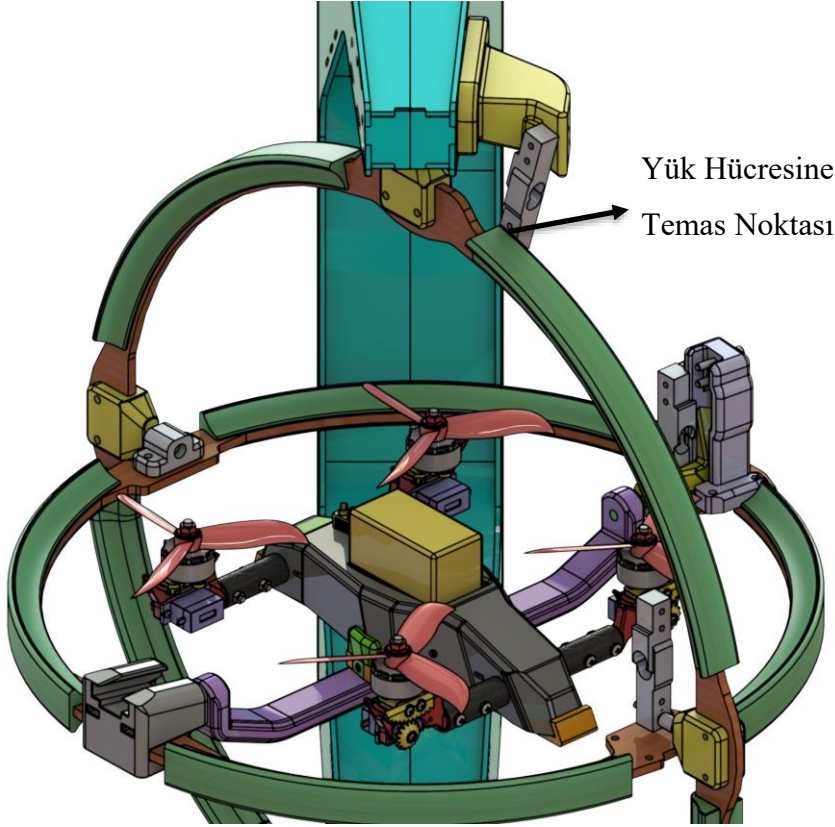
Test düzeneği tasarımına ait detaylı yunuslama kuvvetleri ölçen detay Şekil 4.19’de, yuvarlanma kuvvetleri ölçen detay Şekil 4.20’de ve sapma kuvvetini ölçen detay Şekil 4.21’de verilmiştir.



Şekil 4.19. Yunuslama kuvveti ölçüm detayı



Şekil 4.20. Yuvarlanma kuvveti ölçüm detayı



Şekil 4.21. Sapma torku ölçüm detayı

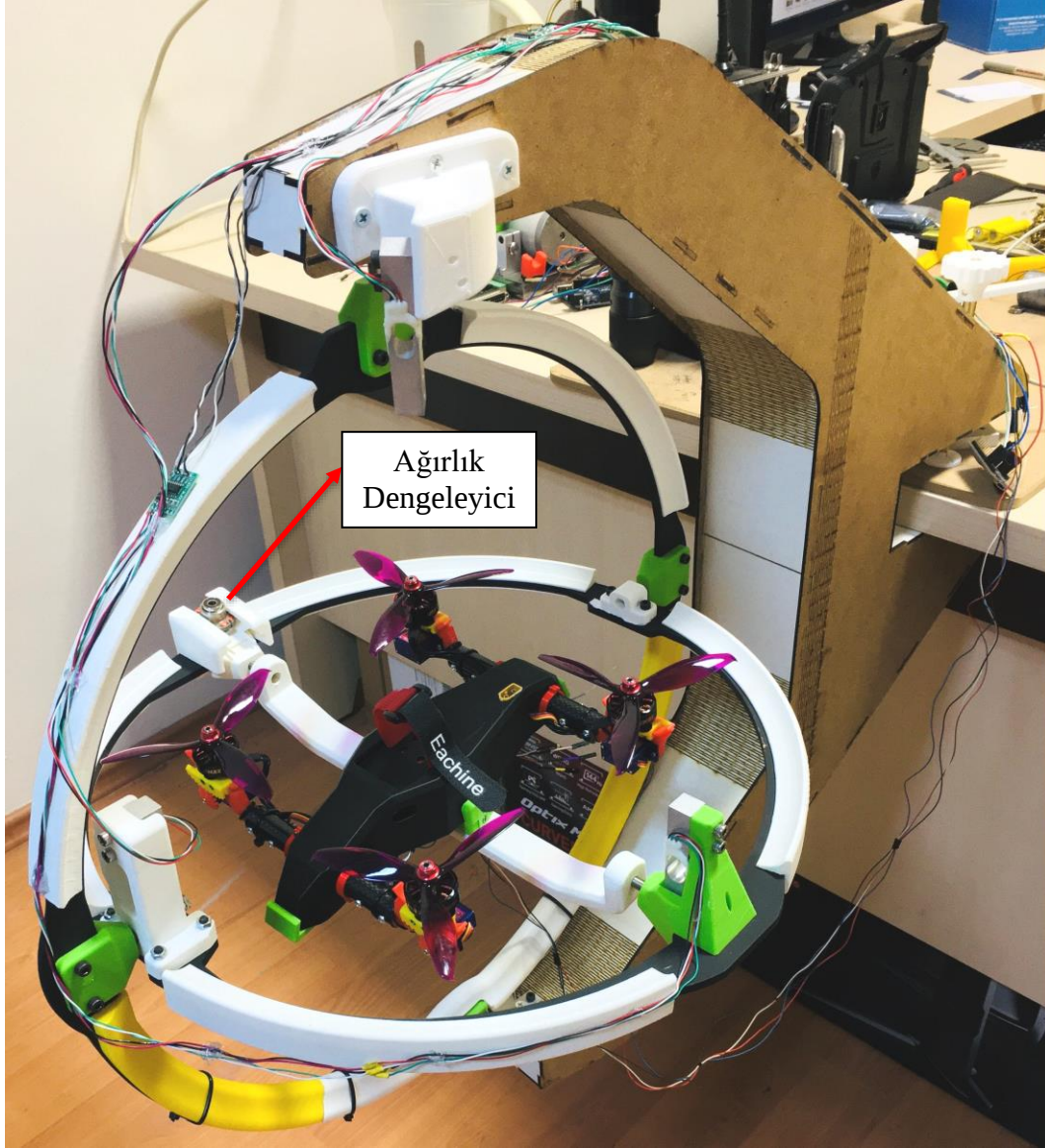
Dört rotorlu İHA karakteristik test cihazının görseli Resim 4.5'te verilmiştir. Tasarımı gerçekleştirilen deney düzeneğinin ana gövdesi, 3 mm kontrplak malzemeden CNC lazer kesimde kesilmiş ve daha sonrasında da birbirine aktivatörlü yapıştırıcı ile yapıştırılmıştır. Test düzeneği gövdesinin parça sayısının düşük tutularak yapıştırmadan kaynaklı mukavemet kayıplara en aza indirilmiştir. Bunun için gövde üzerindeki kıvrımlı kısımlar CNC lazer tezgâhında esnek yapıda kesilerek bükülebilir duruma getirilmiştir. Toplam 13 parçadan oluşan test düzeneği gövdesi, birbirine geçme parçalardan oluşmaktadır. Bu 13 parçanın CNC lazer kesimleri yaklaşık olarak 4 saat sürmüştür.

Test düzeneğinde yer alan dairesel halkalar ise 5 mm kalınlığındaki kontrplak malzemeden kesilmiştir. Fakat yeterli rijitliğin sağlamadığı gözlemlenmiş ve 3B yazıcıda basılan parçalar ile kuvvetlendirilmiştir. Kuvvetlendirmek için basılan parçalar 3B yazıcıda %50 doluluk oranında, ± 45 düz yapıda (rectilinear) ve 3 çeperli olarak imal edilmiştir. Ayrıca benzer yazıcı parametrelerinde yük hücrelerinin bağlı olduğu kısımlar ve yataklamaların bulunduğu kısımlar 3B yazıcıda üretilmiştir. Burçların geçtiği kısımlar 3B yazıcıda 0,2mm küçük üretilerek, sonrasında ise raybalanarak hassas bir şekilde ölçüsüne getirilmiştir. Resim 4.5'te

gösterilen ağırlık dengeleyici ise aynı ekseninde bulunan dinamometreden kaynaklı ağırlık merkezindeki kaymayı tolere etmektedir. Bu kısma yerleştirilen metal ağırlık elle kaydırılabilir olarak tasarlanmış ve serbest duran quadrotorun yer düzlemine paralel duruma getirebilecek şekilde ayarlanabilmektedir.

Dört rotorlu İHA karakteristik test cihazı portatif olarak tasarlanmış ve birçok çalışma masasına monte edilebildiğinden esnek bir çalışma alanı sunmaktadır.

Deney düzeneği üzerindeki yük hücrelerinin kalibrasyonu ayrı ayrı gerçekleştirilmiştir. Kalibrasyonlar için 500 g ve 300 g olmak üzere iki farklı ağırlık kullanılmıştır. Bu ağırlıklar hassas terazi yardımıyla ölçülerek doğruluğundan emin olunmuştur. 500 g ile kalibre edilen yük hücreleri 300 g ağırlık yardımıyla da kontrol edilmiştir. Bu ölçümlerin hassasiyeti genel olarak ± 3 g aralığında kalmıştır. Son olarak yük hücrelerinin bağlı olduğu geliştirme kartının kapatılıp açılmasından sonra kontroller tekrar edilmiştir. Gerçekleştirilen kontrollerde yük hücrelerinin kalibrasyonlarının bozulmadığı gözlenmiştir.

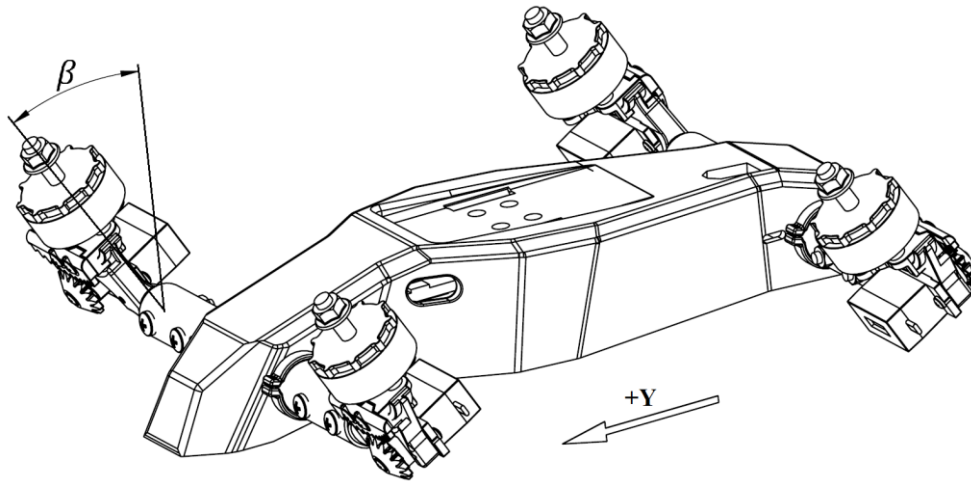


Resim 4.5. Üretimi gerçekleştirilen dört rotorlu İHA karakteristik test cihazı

5. TEST SONUÇLARI, SANAL HAREKET SİMÜLASYONU VE TARTIŞMA

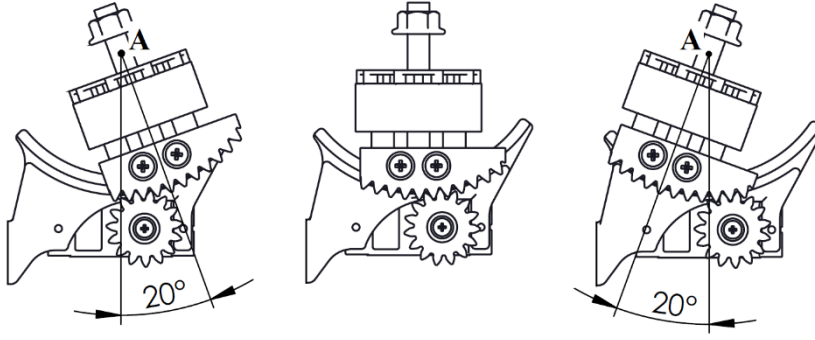
5.1. Dinamik Dört Rotorlu İnsansız Hava Aracının Hareket Mekanikleri

Üretimi gerçekleştirilen dinamik dört rotorlu İHA'nın yunuslama, yuvarlanma ve sapma hareket kabiliyetleri rotorların dinamik olarak açlandırılması ile gerçekleştirilmiştir. Yunuslama hareket kabiliyetini geliştirmek için kullanılan 5 nolu servo motor 4 rotoru aynı anda öne veya geriye olarak açlandırmaktadır. Bu açılanma β simgesi ile temsil edilmektedir. Rotorların öne açılanmış durumlarını gösteren görsel Şekil 5.1'de verilmiştir. Rotorların öne açılanması pozitif Y yönünde fazladan itki sağlamıştır.



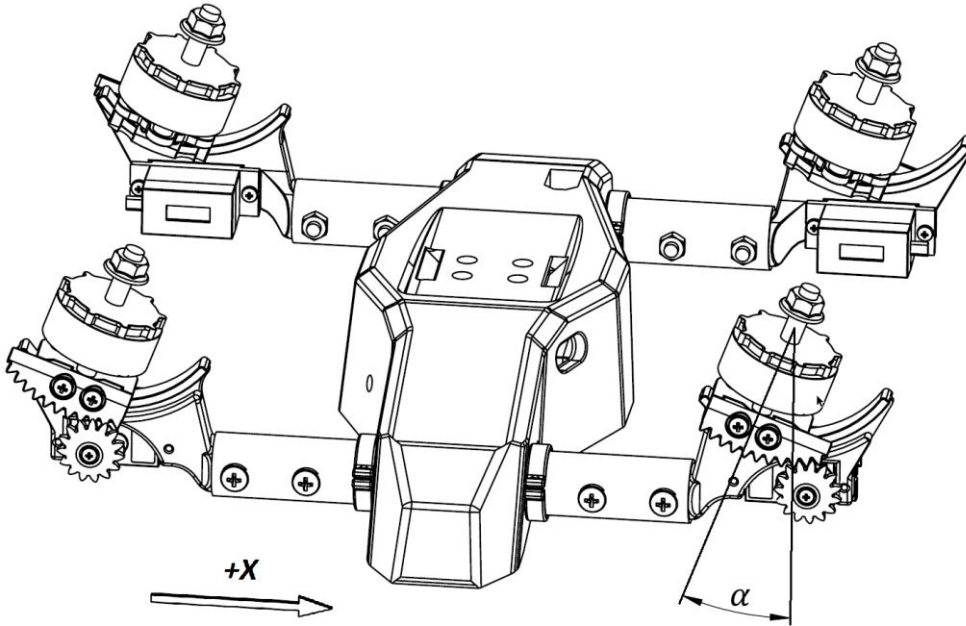
Şekil 5.1. Rotorların $+\beta$ açısı ile açılanması

Dört rotorlu İHA'nın yuvarlanma ve sapma hareket kabiliyetlerini geliştirmek için her rotor birbirinden bağımsız olarak α açısı ile açılanabilmektedir. Bu $\pm 20^\circ$ 'lik α açılanmasının pervane merkezinde (A noktası) dönecek şekilde tasarlanmış görseli Şekil 5.2'de verilmiştir. Bu açılanmada kullanılan servo motorlar 1° hassasiyetinde dönüş gerçekleştirmektedir. Servonun bağlı olduğu dişli 15 diş sayısına sahip iken tahrik ettiği üst dişli ise 65 diş sayısına sahip dişlinin bir parçasıdır. Bu sayede 1° hassasiyetindeki servo motor hassasiyeti teoride $0,231^\circ$ olarak rotorlara yansımaktadır.



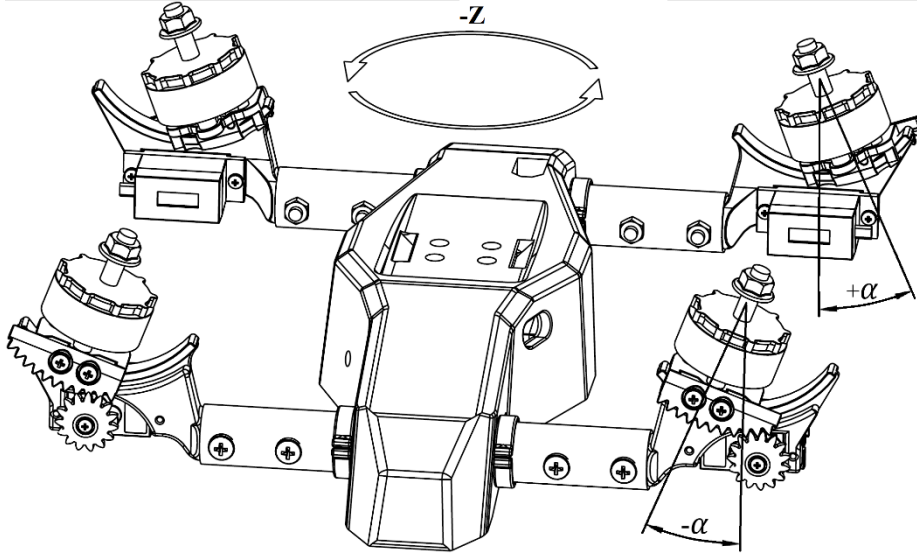
Şekil 5.2. Rotorların $\pm\alpha$ aralığında açısal konumlandırması

Dinamik dört rotorlu İHA'nın yuvarlanma ve sapma hareketlerini gerçekleştirmede α açısı farklı konumlanmaktadır. Yuvarlanma hareket mekaniği için pozitif X eksen yönündeki hareketlenme Şekil 5.3'te verilmiştir. Burada dört rotor aynı yöne α açısı ile açılarak X yönünde fazladan itki sağlamaktadır.



Şekil 5.3. Dinamik rotorların yuvarlanma hareketi esnasındaki açılanması

Dinamik dört rotorlu İHA'nın sapma hareketi, rotorların dört rotorlu İHA üzerinde Z ekseninde moment oluşturacak şekilde açılanması ile gerçekleşir. Bu hareketlenme, ön rotorların α açısı ile açılırken arka rotorlar ters yöndeki α açısı ile açılanmasıyla gerçekleşmektedir. Örnek olarak eksi yönlü sapma hareketi Şekil 5.4'te gösterilmiştir.



Şekil 5.4. Dinamik rotorların sapma hareketi esnasındaki açılanması

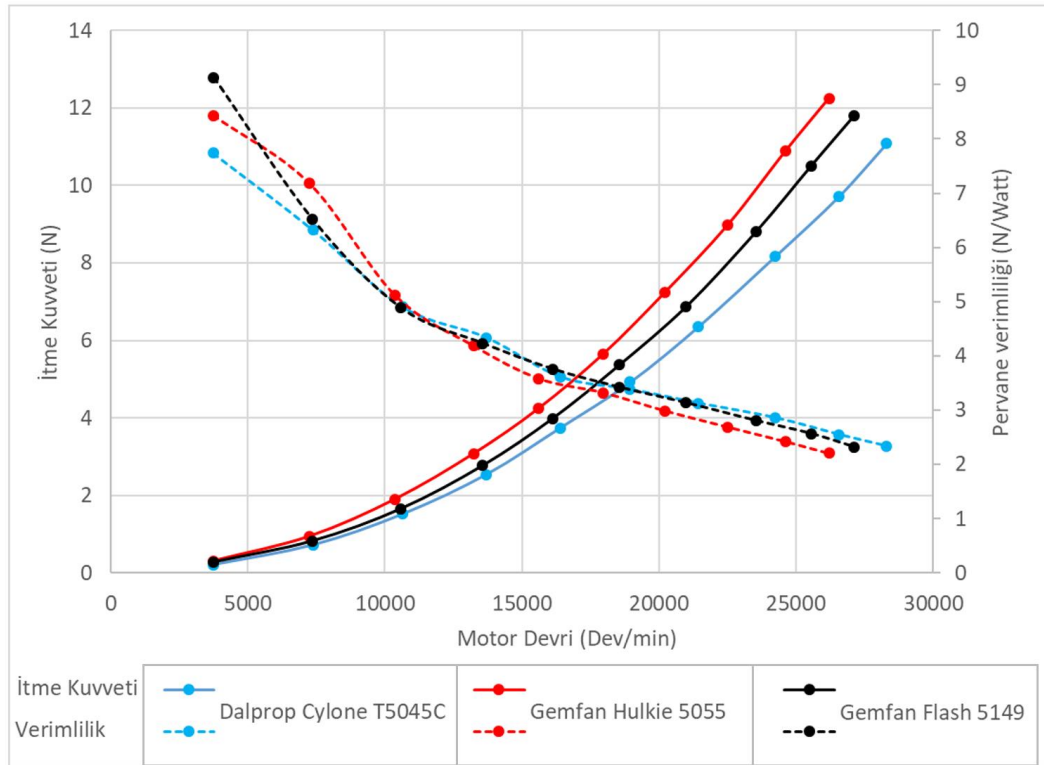
5.2. Rotor/Pervane Çifti

Tez çalışması kapsamında üretilen tork ve itme kuvveti düzeneklerinden elde edilen 3 farklı pervanenin itme kuvveti, devir sayısı ve çekilen akım değerlerine ait veriler Çizelge 5.1’de verilmiştir.

Çizelge 5.1. PWM sinyaline karşılık devir ve amper ölçümleri

PWM Sinyali	Devir (dev/min, rpm)			Amper (A)			İtme Kuvveti (N)		
	Pervane 5045C	Pervane 5050	Pervane 5149	Pervane 5045C	Pervane 5050	Pervane 5149	Pervane 5045C	Pervane 5050	Pervane 5149
1100	3732	3729	3756	0,17	0,22	0,19	0,216	0,304	0,284
1200	7368	7244	7340	0,70	0,80	0,77	0,726	0,941	0,824
1300	10630	10376	10580	1,89	2,27	2,07	1,520	1,902	1,657
1400	13689	13244	13570	3,57	4,49	4,00	2,540	3,079	2,775
1500	16392	15599	16107	6,32	7,21	6,46	3,746	4,236	3,981
1600	18945	17970	18564	8,87	10,37	9,58	4,923	5,649	5,374
1700	21432	20216	20988	12,38	14,77	13,37	6,355	7,237	6,874
1800	24235	22514	23535	17,42	20,38	19,12	8,169	8,983	8,806
1900	26545	24612	25540	23,20	27,42	24,93	9,709	10,885	10,503
2000	28296	26200	27121	28,92	33,90	31,02	11,082	12,249	11,807

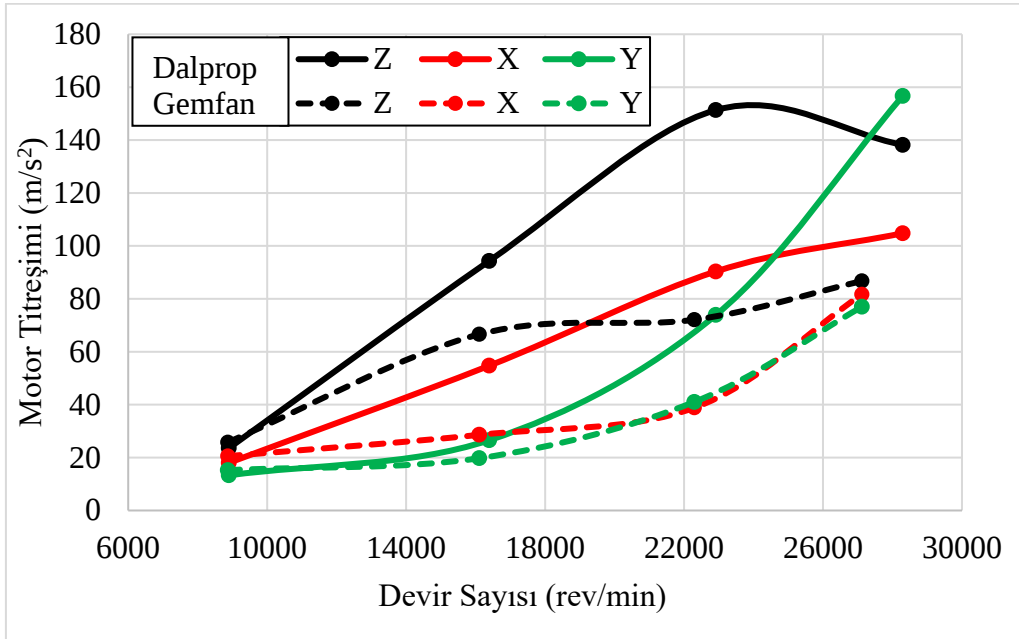
Devir sayısı, itme kuvvetleri ve çekilen akım bakımından pervane verimliliği N/watt cinsinden hesaplanarak uygun pervane seçimi gerçekleştirilmiştir. Hesaplamalarda Çizelge 5.1'deki amper değerleri batarya voltajı olan 16,75 volt ile çarpılarak watt değerleri elde edilmiştir. Elde edilen itme kuvveti değerlerinin de watt değerlerine bölünmesiyle, verimliliğin belirlenmesinde önemli bir kriter olan N/watt değeri hesaplanmıştır. Şekil 5.5'te rotor devrine karşılık gelen itme kuvveti ve pervane verimliliğine ait grafik verilmiştir.



Şekil 5.5. Rotor devrine göre elde edilen itme kuvvetleri ve pervane verimliliği

Şekil 5.5 incelendiğinde, Gemfan Hulkie 5055 modelinin itme kuvvetinin en yüksek değere sahip olduğu görülmektedir. Ancak, bu pervanenin 10000 devrin üzerinde verimliliğinin en düşük olduğu tespit edilmiştir. Özellikle 10000 devrin altında elde edilen itme kuvveti dört rotorlu İHA'nın ağırlığından daha düşük olacağından dolayı dört rotorlu İHA uçuş esnasında irtifa kaybedecektir. Çalışmada konu edilen tiplerdeki dört rotorlu İHA'lar genellikle 10000 devrin üzerindeki devirlerde çalışmaktadır. Bu sebeple bu devrin altındaki verimliliğin önemi azdır. 10000-22000 arasındaki devirlerde Dalprop Cylone T5045C modeli ve Gemfan'ın Flash 5149 modelinin verimliliğinin birbirlerine yakın değerlerde olduğu ancak Gemfan Hulkie 5055 modelinden daha yüksek olduğu belirlenmiştir. Bu iki pervane modeli arasında 15000-20000 devirleri arasında Gemfan'ın Flash 5149 modelinin verimliliğinin

Dalprop Cylone T5045C modelinden az da olsa yüksek olduğu görülmektedir. Verimliliği birbirine yakın olan bu iki pervane arasında seçim yapabilmek için MEMS'lerin gürültüsünde önemli bir yere sahip olan titreşim özellikleri araştırılmıştır. Şekil 5.6'da Gemfan'ın Flash 5149 ve Dalprop Cylone T5045C pervanelerinin titreşim ölçümleri verilmiştir.



Şekil 5.6. Pervaneler için titreşim ölçümleri

Titreşim ölçümleri grafiği incelendiğinde Dalprop ve Gemfan pervaneleri arasında büyük farklar gözlenmektedir. Devir sayısının yaklaşık 8900 rev/min olduğu durumda Dalprop pervanesinin daha düşük titreşimli olmasına rağmen diğer bütün devir aralıklarında Gemfan pervanesi daha düşük titreşim meydana getirmiştir. Dört rotorlu İHA'nın uçuş karakteristiğini önemli ölçüde belirleyen titreşim kriteri ve pervane verimliliğinin yüksek olmasından dolayı tez çalışması kapsamında Gemfan'ın Flash 5149 tercih edilmiştir.

Verimlilik ve titreşim özelliklerine bağlı pervane seçimi gerçekleştirilmesi ile dört rotorlu İHA'nın kontrol parametrelerinden olan tork katsayısını belirlemek için Gemfan pervanesine ait tork ölçümleri gerçekleştirilmiştir. Tork verileri, tez kapsamında tasarlanıp üretimi gerçekleştirilen deney düzeneğinden elde edilmiştir. Bu ölçüm sonuçlarına ait deney verileri Çizelge 5.2'de verilmiştir.

Çizelge 5.2. Gemfan Flash 5149 Pervanesi için PWM sinyaline karşılık gelen tork kuvveti değerleri

PWM Sinyali	1100	1200	1300	1400	1500	1600	1700	1800	1900	2000
Tork (10^{-2} Nm)	0,26	0,94	1,81	3,16	4,45	5,91	7,48	9,50	11,40	12,95

5.2 Regresyon Analizi İle İtme ve Tork Kuvvet Katsayılarının Elde Edilmesi

Bernoulli denklemi pervanenin itme kuvvetlerini belirlemede formülasyon olarak nispeten basit ancak sıklıkla kullanılan bir prensiptir. Bernoulli denkleminde elde edilen itme kuvveti denklemi Eş. 5.1’de verilmiştir.

$$F_{itme} = \frac{1}{2} \rho C_D A \Omega^2 \quad (5.1)$$

Burada;

ρ : Akışkan yoğunluğu

A : Referans alanı

C_D : Boyutsuzluk katsayısı

Ω : Açısal hız

Eşitlikteki değişkenler incelendiğinde açısal hız hariç diğer parametreler uçuş esnasında sabit olarak kabul edilmiştir [67]. Bu durumda bu değişkenler b gibi bir katsayısı altında toplanarak gruplandırılır ve sürüklenme katsayısı olarak adlandırılmış ve sabit bir parametre olarak dikkate alınmıştır (Eş. 5.2).

$$F_{itme} = b \cdot \Omega_i^2 \quad (5.2)$$

Burada; Ω Açısal hızı, “i” alt indisi ise rotor numarasını (kaçıncı rotor olduğu) temsil etmektedir.

Benzer durum tork için uygulandığında tork Eş. 5.3’teki gibi yazılır.

$$\tau_{tork} = k \Omega_i^2 \quad (5.3)$$

Eş. 5.3’teki “k” parametresi boyutsuz bir sayı olup deneysel olarak tespit edilmektedir.

İtme ve tork kuvveti değerlerinin pervane hızına bağlı bir denklem olarak yazılabilmesi için “b” ve “k” katsayıların belirlenmesi gerekmektedir. Bu katsayıların elde edilebilmesi için bu tez çalışması kapsamında yapılan deney düzeneği tasarlanıp üretilmiştir (Resim 4.3.). Bu deney düzeneğinden elde edilen rotor/pervane çiftine ait test verileri Minitab 17.3.1 yazılımı ile regresyon analizleri yapılmıştır. Bu analizlerde literatürde yaygın olarak kullanılan sabit katsayılı ikinci dereceden denklemi kullanmak yerine farklı regresyon metotları kullanarak kıyaslaması gerçekleştirilmiştir. İtme ve tork kuvvetine ait deney sonuçlarına bağlı olarak dörder farklı regresyon analizi gerçekleştirilerek “k” ve “b” katsayıları tespit edilmiştir. Bunlar lineer, sabit katsayılı, karesel ve kübiktir. Bu analizlere ait ANOVA sonuçları Çizelge 5.3’te ve Çizelge 5.4’te verilmiştir. İtme kuvvetine ait analiz detayları EK-3’te tork kuvvetine ait analiz detayları EK-4’te verilmiştir.

Çizelge 5.3. İtme kuvvetleri için ANOVA sonuçları

Regresyon Modeli	Kaynak	DF	SS	MS	F	P
Lineer	Regresyon	1	142,941	142,941	146,50	0,000
	Artık	8	7,806	0,976		
Karesel	Regresyon	2	150,739	75,3693	65245,42	0,000
	Artık	7	0,008	0,0012		
Kübik	Regresyon	3	150,739	50,2463	38040,31	0,000
	Artık	6	0,008	0,0013		
	Toplam	9	150,747			

Çizelge 5.4. Tork değerleri için ANOVA sonuçları

Regresyon Modeli	Kaynak	DF	SS	MS	F	P
Lineer	Regresyon	1	0,0169326	0,0169326	155,54	0,000
	Artık	8	0,0008709	0,0001089		
Karesel	Regresyon	2	0,0177987	0,0088993	12880,57	0,000
	Artık	7	0,0000048	0,0000007		

Çizelge 5.4. (devam) Tork değerleri için ANOVA sonuçları

Kübik	Regresyon	3	0,0178004	0,0059335	11579,03	0,000
	Artık	6	0,0000031	0,0000005		
	Toplam	9	0,0178035			

Regresyon analizlerinden dördü tork ve dördü itme kuvveti olmak üzere toplam 8 eşitlik elde edilmiştir (Eş. 5.4 - Eş.5.11). Eşitliklere ait kuvvet katsayıları Çizelge 5.5'te ve tork katsayıları Çizelge 5.6'da verilmiştir.

Lineer;

$$T_r = k_1 + k_2\Omega \quad (5.4)$$

$$F_i = b_1 + b_2\Omega \quad (5.5)$$

Sabit katsayılı;

$$T_r = k_1\Omega^2 \quad (5.6)$$

$$F_i = b_1\Omega^2 \quad (5.7)$$

Karesel;

$$T_r = k_1 + k_2\Omega + k_3\Omega^2 \quad (5.8)$$

$$F_i = b_1 + b_2\Omega + b_3\Omega^2 \quad (5.9)$$

Kübik;

$$T_r = k_1 + k_2\Omega + k_3\Omega^2 + k_4\Omega^3 \quad (5.10)$$

$$F_i = b_1 + b_2\Omega + b_3\Omega^2 + b_4\Omega^3 \quad (5.11)$$

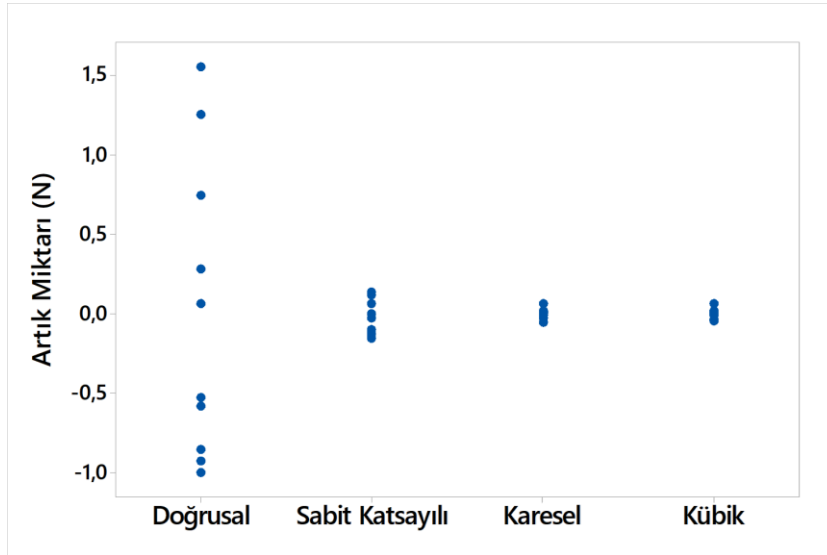
Çizelge 5.5. Farklı regresyon yöntemleri için kuvvet katsayıları

Regresyon Yöntemi	Kuvvet Katsayıları				R ² Oranı
	b_1	b_2	b_3	b_4	
Sabit Katsayılı	$1,5896.10^{-8}$	-	-	-	%99,9
Lineer	-3,1685	$5,061.10^{-4}$	-	-	%94,8
Karesel	$2,526.10^{-1}$	$-5,529909.10^{-5}$	$1,778857.10^{-8}$	-	%100
Kübik	$2,242.10^{-1}$	$-4,706694.10^{-5}$	$1,717166.10^{-8}$	$1,325394.10^{-14}$	%100

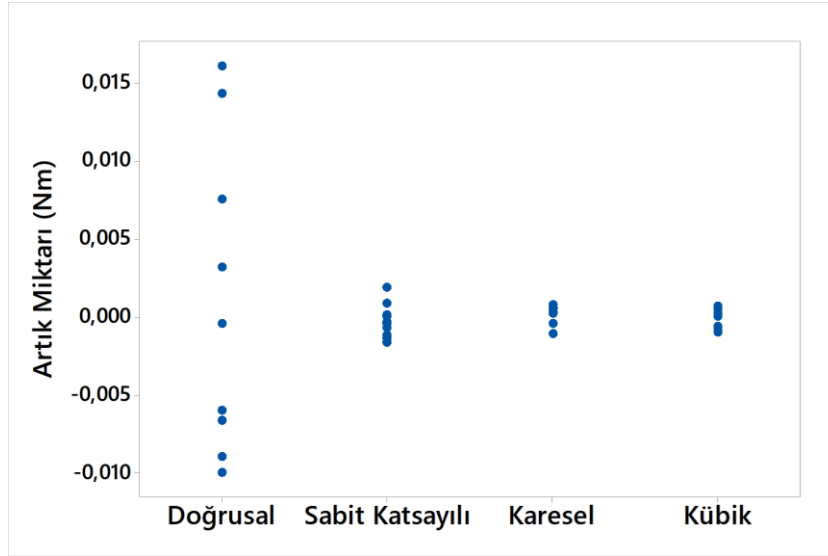
Çizelge 5.6. Farklı regresyon yöntemleri için tork katsayıları

Regresyon Yöntemi	Tork Katsayıları				R ² Oranı
	k_1	k_2	k_3	k_4	
Sabit Katsayılı	$1,7347.10^{-10}$	-	-	-	%99,9
Lineer	$-3,420.10^{-2}$	$5,50825.10^{-6}$	-	-	%95,1
Karesel	$1,850.10^{-3}$	$-4,080089.10^{-7}$	$1,87468.10^{-10}$	-	%100
Kübik	$-1,123.10^{-3}$	$4,5318582.10^{-7}$	$1,22925.10^{-10}$	$1,3866723.10^{-15}$	%100

İtme kuvvetine bağlı regresyon denklemlerinden elde edilen sonuçların test bulguları ile kıyaslanması için itme kuvvetine ait artık miktarları Şekil 5.7’de ve tork kuvvetine ait artık miktarları Şekil 5.8’de verilmiştir.



Şekil 5.7. İtme kuvvetine ait artık miktarı



Şekil 5.8. Tork kuvvetine ait artık miktarı (Değerler 10^3 ile katlanmıştır)

Artık miktarlarındaki net farkı görebilmek için mutlak artık miktarları toplanarak Çizelge 5.7’de verilmiştir.

Çizelge 5.7. Regresyon denklemleri ve test bulguları arasındaki farklar

Devir (rpm)	Kuvvet Ölçümü (g)	İtme Kuvveti Artık Miktarları (N)				Tork Kuvveti Artık Miktarları (10^3 Nm)			
		Lineer	Sabit Katsayı	Karesel	Kübik	Lineer	Sabit Katsayı	Karesel	Kübik
3756	29	1,5520	0,0601	-0,0115	0,0060	16,07	0,10	-0,41	0,16
7340	84	0,2774	-0,0327	0,0186	0,0146	3,19	0,07	0,46	0,04
10580	169	-0,5288	-0,1221	-0,0016	0,0069	-6,02	-1,37	-0,47	-1,02
13570	283	-0,9241	-0,1520	-0,0028	0,0056	-8,96	-0,36	0,75	0,46
16107	406	1,0019	-0,1427	0,0043	0,0048	-9,98	-0,47	0,62	0,68
18564	548	-0,8530	-0,1043	0,0173	0,0207	-9,00	-0,73	0,18	0,53
20988	701	-0,5794	-0,1280	-0,0538	0,0489	-6,65	-1,66	-1,11	-0,60
23535	898	0,0634	0,0012	0,0016	0,0052	-0,47	-1,12	-1,12	-0,75
25540	1071	0,7451	0,1336	0,0586	0,0583	7,52	0,84	0,28	0,26
27121	1204	1,2492	0,1143	-0,0308	0,0363	14,31	1,89	0,82	0,24
	Toplam Mutlak Hata	7,7742	0,9911	0,2008	0,2074	82,15	8,61	6,22	4,74

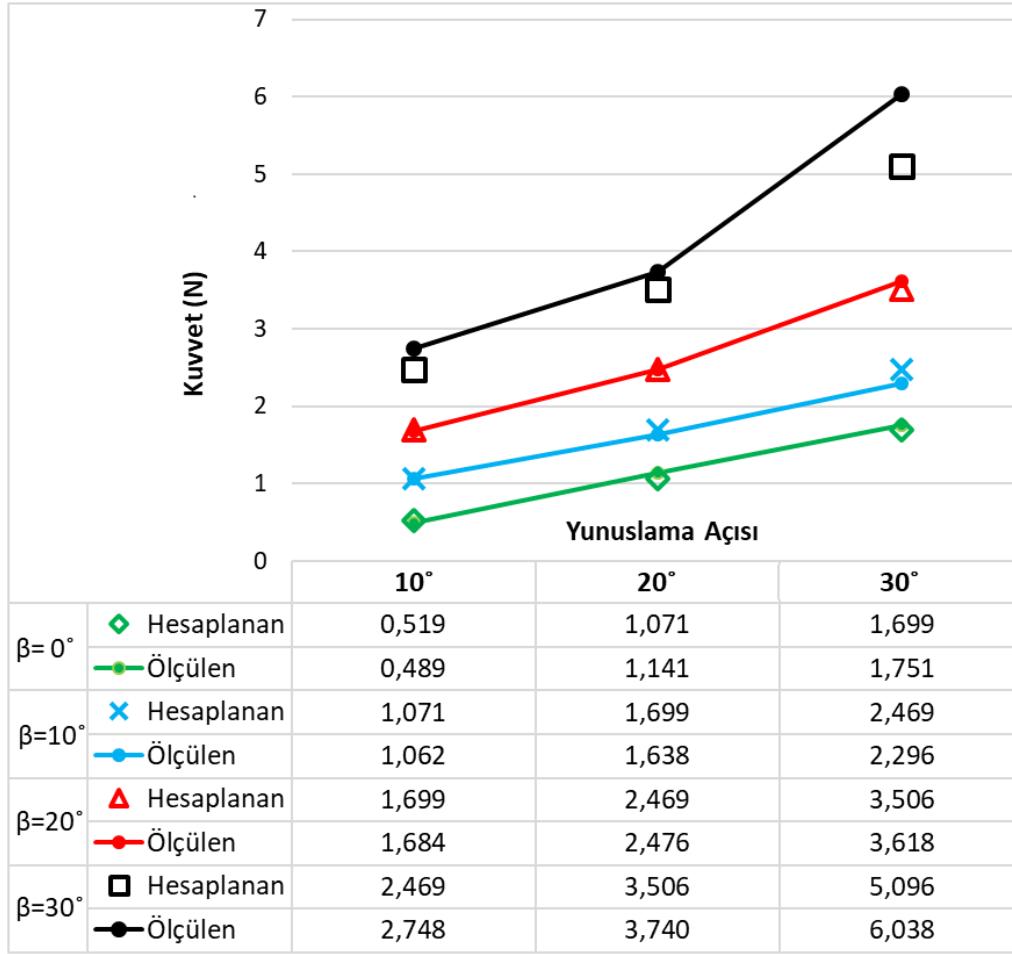
Bu tez çalışması kapsamında gerçekleştirilen Matlab/Simulink simülasyonlarında en düşük mutlak hatayı veren karesel itme kuvveti denklemi (Eş. 5.12) ve kübik tork kuvveti denklemi (Eş. 5.13) kullanılmıştır.

$$F_i = b_1 + b_2\Omega + b_3\Omega^2 \quad (5.12)$$

$$T_r = k_1 + k_2\Omega + k_3\Omega^2 + k_4\Omega^3 \quad (5.13)$$

5.3. Dört Rotorlu İnsansız Hava Aracının Kuvvetleri

Dört rotorlu İHA'nın gerçek koşullarda performansının incelendiği bu bölümde, tez kapsamında üretimi gerçekleştirilen dinamometre ile yunuslama, yuvarlanma ve sapma esnasındaki oluşan kuvvetler ve torklar ölçülmüştür. Deneyler esnasında üretimi gerçekleştirilen dört rotorlu İHA dinamik rotorlu olarak ve aynı zamanda sabit rotorlu (rotor açıları 0°) olarak çalıştırılmıştır. Dört rotorlu İHA'nın yunuslama ve yuvarlanma açıları 10° , 20° ve 30° derece olarak incelenmiştir. Ayrıca dört rotorlu İHA'nın α rotor açısı 10° ve 20° olarak, β rotor açısı ise 10° , 20° ve 30° olarak referans değerler alınıp incelenmiştir. Tüm testlerde dört rotorlu İHA'nın yükselme (Z) yönündeki kuvveti 2,942 N (300 gr) olarak referans alınmıştır. Deneyler esnasında elde edilen yük hücresi verileri anlık olarak sürekli kaydedildiğinden, dört rotorlu İHA'nın hedef açığa ulaşmasıyla birlikte elde edilen verilerden beşinin ortalaması alınmıştır. Kontrol amaçlı tekrarlanan deneylerde de benzer sonuçlara ulaşılmıştır. Ortalaması alınan deney verileri arasında ortalamaya göre en fazla %4 hata bulunmakla birlikte birçok deneyde bu oran daha düşük çıkmıştır. Sabit rotorlu olarak çalıştırılan dört rotorlu İHA'ya ve dinamik olarak açı alabilen dört rotorlu İHA'nın yunuslama yönündeki (Y) kuvvetlerine ait değerler Şekil 5.9'da verilmiştir. Dinamik rotor açısı β 'nin 0° olma durumu sabit dört rotorlu İHA olma durumu için geçerlidir. Dört rotorlu İHA simetrik yapıya çok yakın olduğundan (oransal olarak X ve Y ekseninde: 1,05) yunuslama açısı ve yuvarlanma açısı verileri birbirlerine çok yakın olacağından dolayı yuvarlanma yönünün testleri araştırılmamıştır.



Şekil 5.9. Dört rotorlu insansız hava aracının yunuslama açısına bağlı itme kuvvetleri

Şekil 5.9’da verilen grafik verilerindeki hesaplanan değerler, dört rotorlu İHA’nın toplam Z eksenini yönündeki itme kuvvetinin 2,942 N (300 gr) olma durumuna göre geometrik olarak hesaplanan kuvvet bileşenleridir. Dört rotorlu İHA’nın hesaplanan ve ölçülen değerleri arasındaki fark, yunuslama açısının 10° ve 20° olma durumunda oldukça düşüktür. Fakat özellikle 30° yunuslama açısı ve 30° β açısı olduğu durumda bu fark yaklaşık 0,942 N olarak tespit edilmiştir. Deneyler esnasında dört rotorlu İHA’nın 30° yunuslama açısına sahip olması ve dinamik rotorların da 30° açı almasıyla birlikte toplamda rotorlar yatayla 60° açı yapmıştır. Bu açılma durumunda, dört rotorlu İHA’nın 2,942 N’luk kaldırma kuvvetini koruyabilmesi için normal duruma göre devir sayılarını her rotorda yaklaşık 3000 rev/min kadar artmıştır. Gerçekleştirilen deneylerde yataya yapılan 60° lik en büyük açı durumunda yüksek titreşim gözlenmiştir. Dört rotorlu İHA’nın dinamometreye bağlı olma durumu da düşünüldüğünde, oluşan bu titreşimlerin varlığı beklenen bir durum olarak değerlendirilmiştir. Oluşan bu titreşimlerin hesaplanan ve ölçülen değerler arasındaki hata farkını arttırdığı gözlenmiştir. Dört rotorlu İHA’nın 30°’lik yunuslama açı durumunda sabit

dört rotorlu İHA'nın yatay öteleme için 1,751 N itme kuvveti sağlarken 30°'lik dinamik rotor açısının da eklenmesiyle bu kuvvet 6,037 N olarak tespit edilmiştir. Yaklaşık 3,5 kat artan bu yunuslanma kuvveti dinamik dört rotorlu İHA'nın avantajını ortaya koymaktadır. Yunuslanma açısının 10° açısı (φ) olduğu durumda dinamik 10° açısı (β) yaklaşık 2 kat itme kuvveti, dinamik (β) 20° açısı yaklaşık 3,4 kat itme kuvveti ve dinamik 30° (β) açısı yaklaşık 5,6 kat yatay ötelenme yönünde itme kuvveti sağlamıştır.

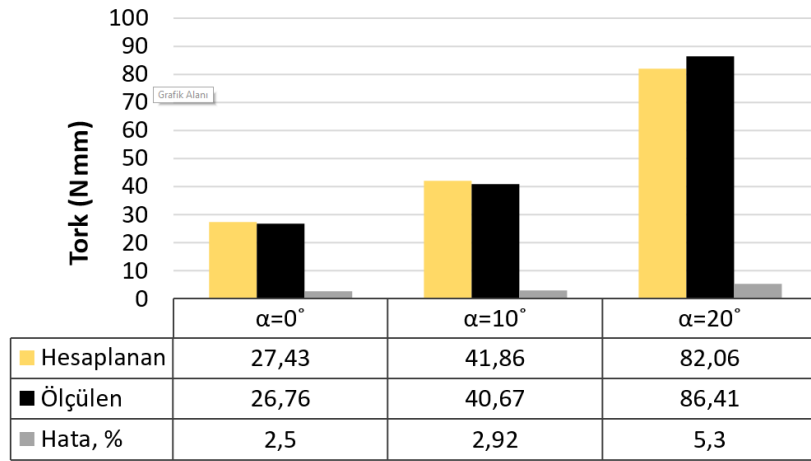
Dinamometre tasarımında, yuvarlanma açısı yönündeki kuvvet ölçümleri sadece dinamik rotor için gerçekleştirilebilmektedir. Dinamik olarak açısı alan dört rotorlu İHA'nın yuvarlanma yönündeki rotor açılındırmaların (α) dört rotorlu İHA'ya getirdiği ek itme kuvveti değerleri Çizelge 5.8'de verilmiştir.

Çizelge 5.8. Rotorlara verilen α açısal hareketin dinamik dört rotorlu insansız hava aracına getirdiği ek itme kuvvetleri.

Dinamik α Açısı	Hesaplanan Kuvvet (N)	Ölçülen Kuvvet (N)	% Hata oranı
10°	0,519	0,493	5,009
20°	1,071	1,062	0,840

Hesaplanan ve dinamometrede ölçülen değerler birbirine oldukça yakındır. Yaklaşık 300 gr gibi düşük bir kaldırma kuvvetinde bile 10° açıyla duran rotorlar, dinamik dört rotorlu İHA'ya yuvarlanma yönünde ek olarak 0,519 N itme kazandırmıştır. Rotorların 20° α açısında durma durumunda ise İHA'ya 1,071 N ek itme kuvveti kazandırılmıştır. X eksen yönündeki yana yatma açısı olan α 'nın 10° olduğu durumda hesaplanan ile ölçülen değer arasında %5,009'luk fark olduğu, 20° olduğu durumda ise hesaplanan ile ölçülen değer arasında %0,84 fark olduğu tespit edilmiştir. Bu hataların muhtemel sebeplerinin, ölçüm cihazından kaynaklı olmasına, mekanik sistemin hassasiyetine ve titreşim gibi parametrelerin varlığına atfedilmesi makul görülmüştür.

Dört rotorlu İHA'nın sapma hareketi gerçekleştirebilmesi için oluşturduğu torklara ait ölçümler ve hesaplanan değerler Şekil 5.10'da verilmiştir.



Şekil 5.10. Dört rotorlu İHA'nın sapma esnasındaki oluşturduğu torklar.

Dinamik α rotor açısının 0° olduğu durum sabit dört rotorlu İHA olma durumu için geçerlidir. Şekil incelendiğinde hesaplanan ve ölçülen değer arasındaki büyük bir fark gözlenememektedir. Sabit dört rotorlu İHA'da en yüksek 26,76 Nmm tork ölçülmüştür. Dört rotorlu İHA'nın sapma hareketi esnasında dinamik rotorların 10° açılması ile tork değeri %52 artışla 40,67 Nmm olmuştur. Dinamik rotorların 20° açılmasıyla ise tork değeri, sabit dört rotorlu İHA'ya göre %222,9 artış göstermiştir.

5.4. Matlab/Simulink Simülasyon

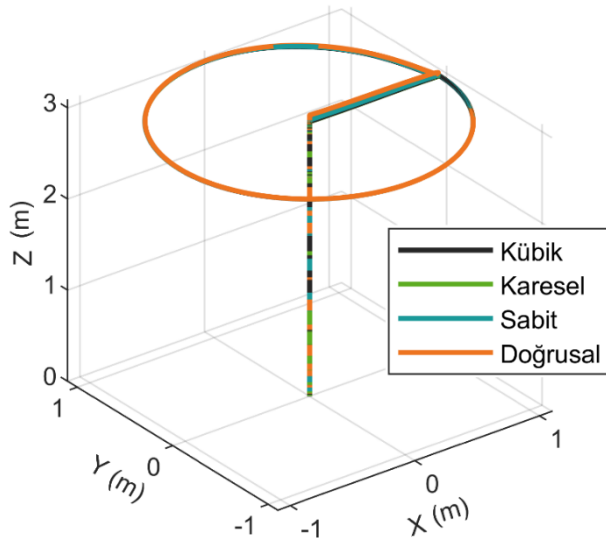
5.4.1. İtme ve tork kuvveti katsayılarının güvenilirliği

Rotorların devir sayısına bağlı olarak itme ve tork kuvvetleri regresyon analizinden elde edilen denklemler ile hesaplanabilir. Bu nedenle Rotor/Pervane çiftinden elde edilen test verilerinin regresyon analizleri gerçekleştirilmiştir. Bu bölümde literatürde yaygın olarak kullanılan sabit katsayılı ikinci dereceden denklem ile diğer regresyon analiz denklemlerinin güvenilirliği araştırılmıştır.

Sabit dört rotorlu İHA'nın itme ve tork kuvveti katsayılarının güvenilirliğinin araştırıldığı bu bölümde kullanılan deney parametreleri EK-5'te verilmiştir.

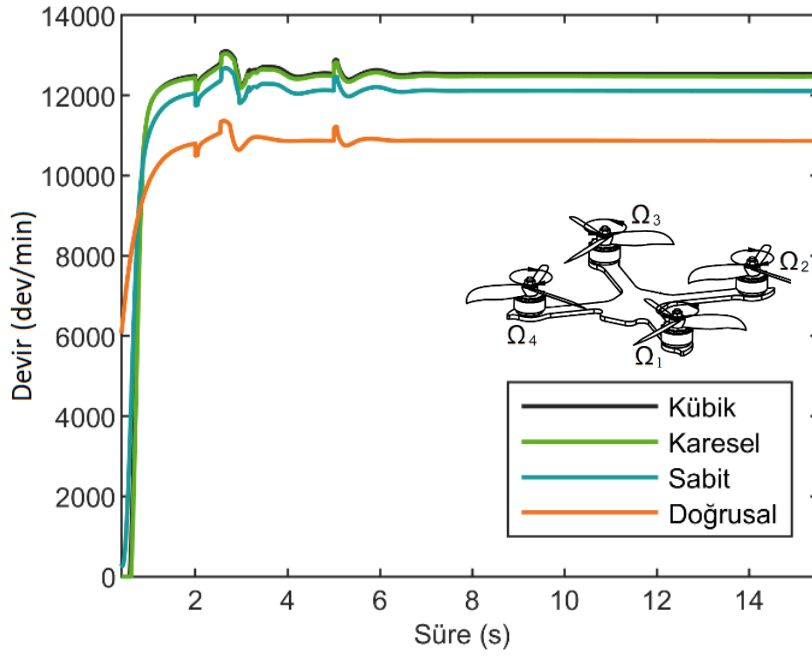
Kübik, karesel, sabit katsayılı ve doğrusal regresyon yöntemleri ile elde edilen denklemler Simulink modeline ayrı ayrı uygulanmıştır. Bu modelde dört rotorlu İHA'nın zeminden 3 metre yükseldikten sonra 2 metre çapında bir daire çizecek şekilde rotalandırılmıştır. Şekil

5.11’de görüldüğü gibi, farklı regresyon yöntemlerinden elde edilen denklemlerinin Simulink modeline uygulanması sonucunda simülasyonlarda önemli bir fark gözlenmemiştir.



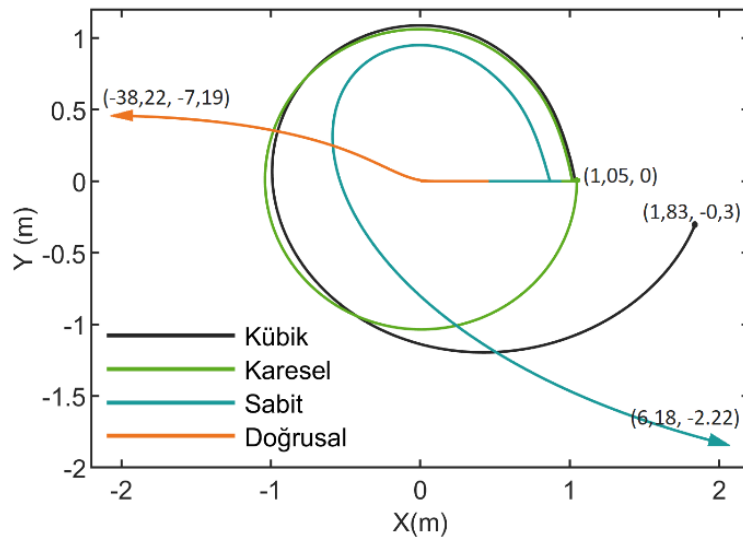
Şekil 5.11. Regresyon yöntemlerine göre yörünge takibi

Hava gibi düşük sürtünmeli bir ortamda hareket eden dört rotorlu İHA, küçük devir hatalarında bile pozisyonunun değişeceği düşünüldüğünde, Şekil 5.11’deki simülasyon ile elde edilen yörünge takibi gerçekleşemez. İtme ve tork kuvvetlerini elde etmede kullanılan doğrusal regresyon denkleminin R^2 oranı yaklaşık %95 olmakla birlikte diğer regresyon yöntemlerinin R^2 oranları yaklaşık %100’dür. Doğrusal regresyon denklemindeki R^2 oranının düşük olması, bu denklemden elde edilen itme kuvvetini ve tork kuvvetlerindeki hatalarında yüksek olacağı anlamı taşımaktadır. Simülasyonların aynı sonucu vermesinin sebebi ihtiyaç duyduğu tork ve itme kuvvetini farklı devirlerde elde edebilmesidir. Bu durum dört farklı regresyon denklemi için uygulanan simülasyonlardaki bir numaralı rotorların devir sayıları incelenmesiyle daha iyi anlaşılmaktadır (Şekil 5.12). Şekil 5.12 incelendiğinde regresyon yöntemine bağlı olarak kübik yöntem ile karesel yöntem sonucu arasında yaklaşık 55 devir, sabit katsayılı yöntem sonucu arasında yaklaşık 426 devir ve doğrusal yöntem arasında yaklaşık 1666 devir fark gözlenmiştir.



Şekil 5.12. Farklı regresyon yöntemlerine göre, 1 numaralı rotor için devir sayıları

Bu devir farklılıklarına bağlı olarak simülasyonun gerçeğe en yakın sonucu verebilmesi için regresyon denklemlerinde mutlak toplamın en düşük olduğu karesel metottan elde edilen itme kuvveti denklemi ve kübik metottan elde edilen tork kuvveti denklemi kullanılarak yeni bir simulink modeli oluşturulmuştur. Hata oranı daha düşük olan bu simulink modelinde, önceki simülasyonlarda elde edilen PWM sinyalleri uygulanmış ve Şekil 5.13'teki grafik elde edilmiştir.

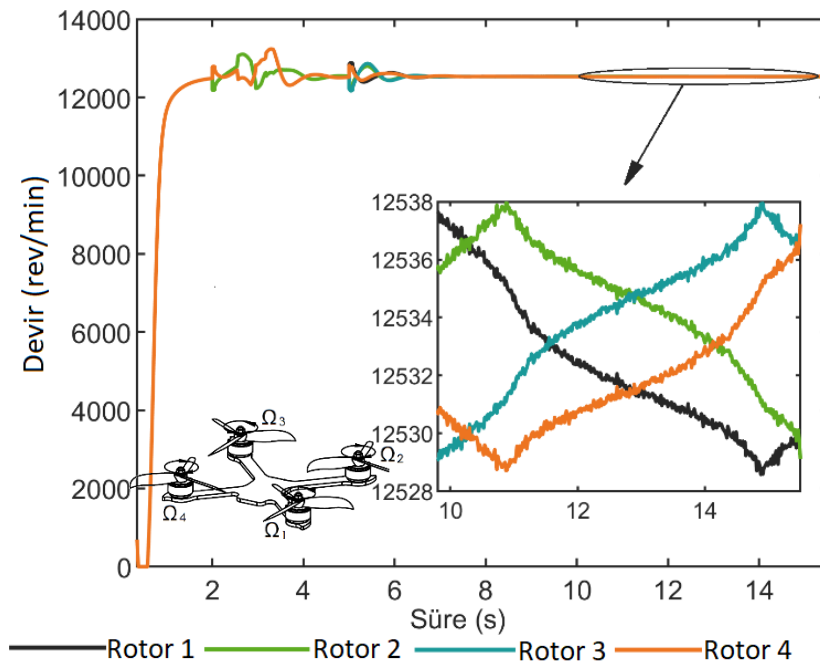


Şekil 5.13. Regresyon yöntemlerine göre düzeltilmiş yörünge takibi [68]

Şekil 5.13'ten anlaşılacağı üzere regresyon yönteminin doğru seçilmesi oldukça önemlidir. Karesel metottan elde edilen itme kuvveti denklemi ve kübik metottan elde edilen tork değeri denkleminin kullanılması ile hata oranı azaltılmıştır. Hata oranı azaltılmış bu Simulink modeli ve regresyonlardan elde edilen modeller arasında şu farklılıklar gözlenmiştir;

- Karesel yöntemde X ekseninde 0,05 m konumlandırma hatası ve Y ekseninde hata yoktur.
- Kübik yöntemde X ekseninde 0,83 m ve Y ekseninde 0,3 m konumlandırma hatası bulunmaktadır.
- Sabit katsayılı yöntemde X ekseninde 5,18 m ve Y ekseninde 2,22 m konumlandırma hatası bulunmaktadır.
- Doğrusal yöntemde X ekseninde -39,22 m ve Y ekseninde -7,19 m konumlandırma hatası gözlemlenmiştir.

Dönme hareketi esnasında dört rotorlu İHA'nın 4 rotorunda oluşan devir sayılarına ait grafik şekil 5.14'te verilmiştir. Dört rotorlu İHA'nın 2 m çapındaki bir rotayı 0,6 m/s hızında takip edebilmesi için rotorlar arasında yaklaşık olarak 10 devir farklılık olduğu gözlenmektedir. Bu durum istenilen itme kuvveti ve tork değerinin elde edilmesinde, devir sayısının hata payı en düşük olacak şekilde hesaplanmasının önemini ortaya koymaktadır.



Şekil 5.14. Yörünge takibinde dört rotorlu insansız hava aracı rotorlarının devir sayıları

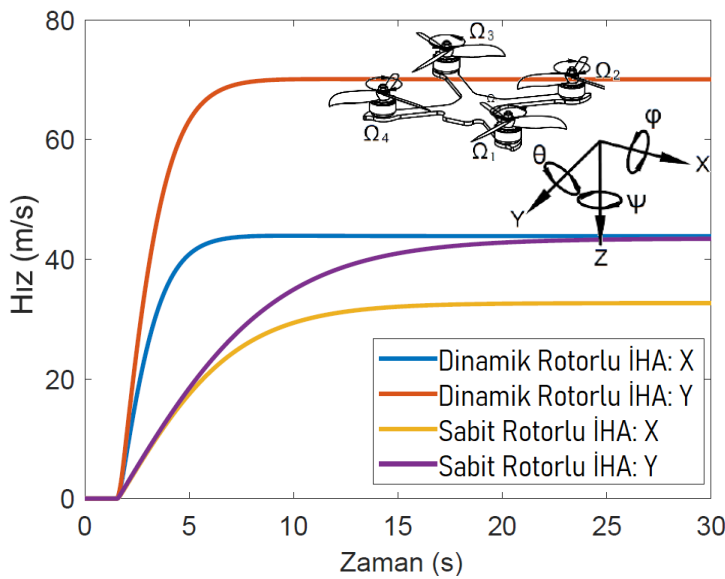
5.4.2. Doğrusal yörünge takibi ve hızlanma

Bu bölümde, dinamik dört rotorlu İHA ile sabit dört rotorlu İHA'nın X ve Y yönlerinde sabit bir yükseklikte ulaşabilecekleri en yüksek hızlarının tespiti için simülasyon çalışmaları gerçekleştirilmiştir. Bu simülasyonlara ait PID parametreleri EK-6'da verilmiş olup Çizelge 4.3'teki deney parametreleri kullanılmıştır. Ayrıca dört rotorlu İHA'nın X ve Y yönlerindeki açı limitleri 30° ile sınırlandırılmıştır. Bu simülasyon çalışmasında en yüksek hızın elde edilebilmesi için aerodinamik kuvvetlerin bilinmesi gerekmektedir. Bu nedenle aerodinamik kuvvetler Solidworks akış analizinden elde edilmiş ve detayları EK-7'de verilmiştir. Bu simülasyon çalışmasından elde edilen verilere göre X yönünde Eş. 5.14'teki, Y yönünde ise Eş. 5.15'teki denklemleri elde edilmiştir. Bu denklemler dört rotorlu İHA'nın hızlanmasını kısıtlayacak karşı kuvvetlerdir.

$$F_{Xd} = -0,000779 + 0,001678 V + 0,006038 V^2 \quad (5.14)$$

$$F_{Yd} = 0,01106 - 0,002651 V + 0,003497 V^2 \quad (5.15)$$

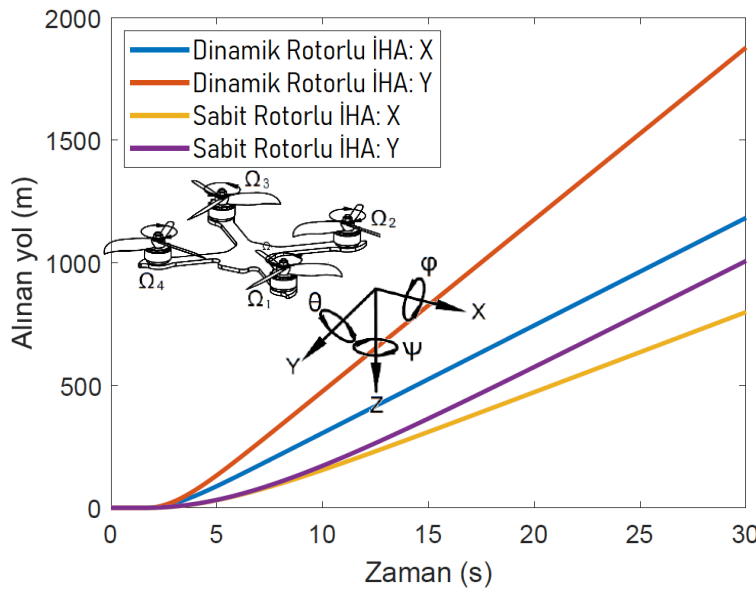
Dört rotorlu İHA'nın rotorlarından elde ettiği itki kuvveti ve sürtünmeye bağlı ters itki kuvvetlerinin etkisi altındaki dört rotorlu İHA'nın X ve Y eksenlerindeki hızlanmalarına ait grafik Şekil 5.15'te verilmiştir. Bu hızlanma simülasyonunun ilk bölümü (0-1,5 saniye aralığı) 3 metre yüksekliğe çıkma, ikinci bölümü ise (1,5-30 saniye aralığı) hızlanma bölümüdür.



Şekil 5.15. Sabit ve dinamik dört rotorlu insansız hava araçlarının hızlanması

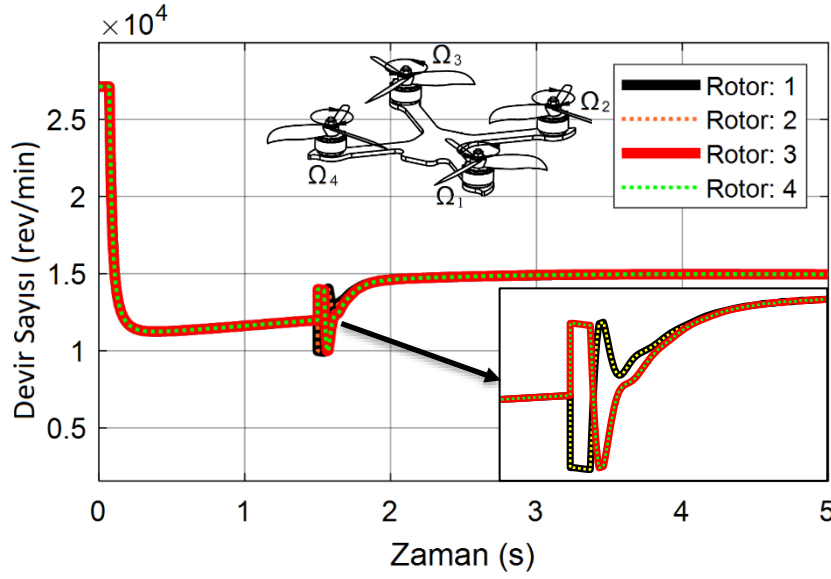
Dört rotorlu İHA'ların 1,5 saniyede hızlanmaya başladığı ve 30. saniyeye kadar süren simülasyon çalışmasına göre, Sabit dört rotorlu İHA X ekseninde en yüksek 32,66 m/s hıza ulaşırken bu değer dinamik dört rotorlu İHA için 43,91 m/s'dir. Dinamik dört rotorlu İHA'nın X eksenindeki fazladan hızlanmasını sağlayan neden, dört rotorlu İHA'nın 30°'lik açılanmasına ek olarak 4 rotorun 20° açı (α) yaparak, rotorların toplamda yatayla 50° açığa ulaşmasıdır. Y ekseninde ise sabit dört rotorlu İHA en yüksek 43,36 m/s hıza ulaşırken, dinamik dört rotorlu İHA ise en yüksek 70,07 m/s hıza ulaşmıştır. Y ekseninin daha yüksek hızlara ulaşmasının sebebi ise, bu eksenindeki rotorlara verilen açısal hareketin mekanizmasının 30° açı (β) yapabilme kapasitesine sahip olmasıdır. Bu sayede 30° + 30° ile rotorlar toplamda yatayla 60°'lik bir eğimle konumlanabilmektedir. Ayrıca dinamik dört rotorlu İHA en yüksek hızına X ekseninde yaklaşık 7 s önce, Y ekseninde ise yaklaşık 12 s önce ulaşmıştır.

Dört rotorlu İHA'ların toplam 30 saniyelik simülasyon çalışmasının ilk 1,5 saniyesi yükselme ve sonraki 3,5 saniyesi yatay ötelenme olarak gerçekleşmiştir. Bu ötelenme hareketi esnasında alınan yol Şekil 5.16'da verilmiştir.

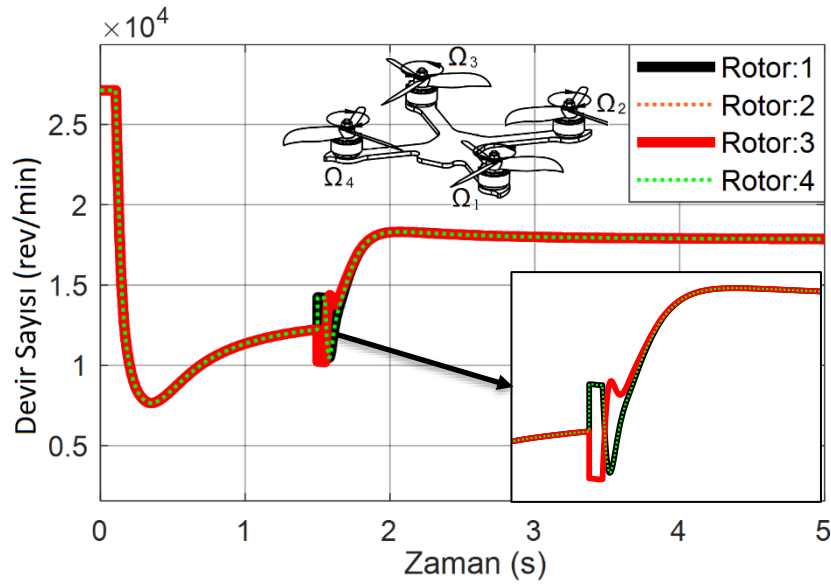


Şekil 5.16. Sabit ve dinamik dört rotorlu insansız hava araçlarının aldığı yol

Dört rotorlu İHA'ların hız grafiklerinden de anlaşılacağı üzere kat edilen en uzun mesafe Y ekseninde 1876 m olup, dinamik dört rotorlu İHA'nın yunuslama hareketi gerçekleştirmesi ile elde edilmiştir. Dinamik dört rotorlu İHA, X ekseninde ise 1183 m yol kat



Şekil 5.18. Dinamik dört rotorlu insansız hava aracının X ötelenme hareketi esnasındaki devir sayıları

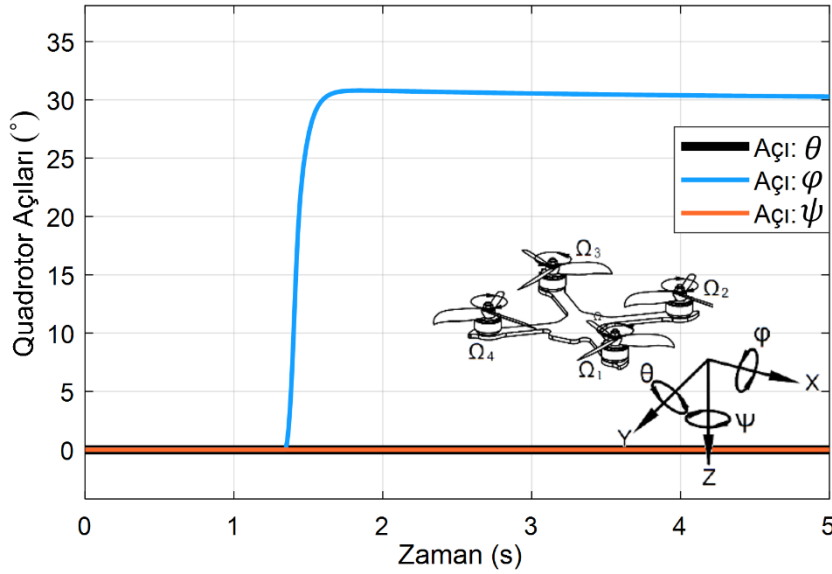


Şekil 5.19. Dinamik dört rotorlu insansız hava aracının Y ötelenme hareketi esnasındaki devir sayıları

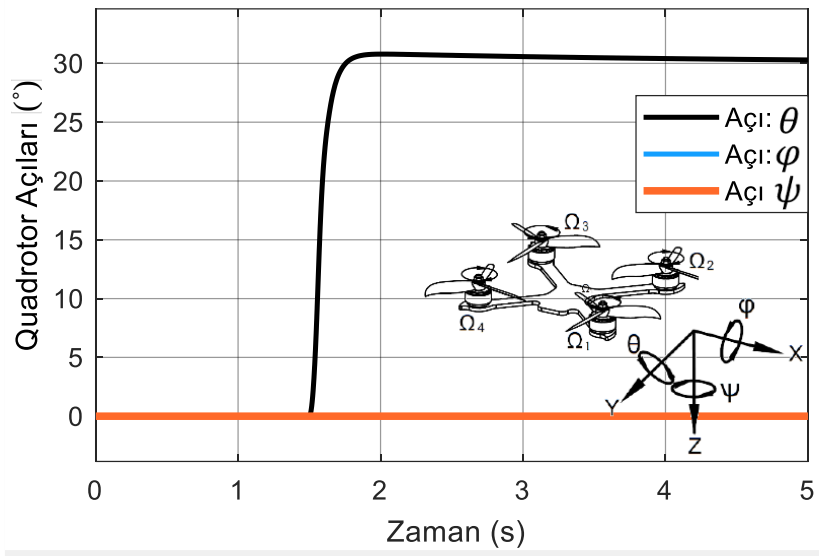
Şekiller incelendiğinde sabit dört rotorlu İHA'nın X eksen yönünde ötelenme gerçekleştirmek için dört rotorlu İHA'nın yan iki rotorun devrini arttırmakta ve hareket yönündeki rotorların ise devrini azaltarak bir yuvarlanma açısı (θ) almaktadır. Daha sonra devirler önceki devrine geri dönmektedir. Bu durum dinamik rotorlu için benzer bir şekilde başlasa da dört rotorlu İHA'nın rotorlarının açılanmasından kaynaklı olarak itme vektörleri Z yönünde küçülmektedir. Bu nedenle dört rotorlu İHA yüksekliğini koruyabilmek için rotor

devirlerini arttırmaktadır. Dinamik dört rotorlu İHA'yı X eksenine + yönündeki hareketi esnasında rotorların 20° açılanmasından dolayı, yüksekliğini koruyabilmek için rotor devirlerini sabit dört rotorlu İHA'ya göre yaklaşık 4400 devir arttırmıştır. Bu devir artışı dinamik dört rotorlu İHA'yı Y yönünde 30° açılı olduğundan dolayı daha yüksek gerçekleşmiştir. Y eksenine + yönündeki hareketi esnasında ise sabit dört rotorlu İHA'ya göre rotor devirleri yaklaşık 7400 devir arttırmıştır. Burada dinamik rotorun devir sayısının artmasından dolayı ilave enerji harcandığı ancak alınan yol miktarının 33,11 m'den 171,4 m'ye çıktığı dikkate alındığında görülmektedir. Buna göre devir sayısı 7400 dev/min artmasına rağmen alınan yol 5,17 kat artmıştır.

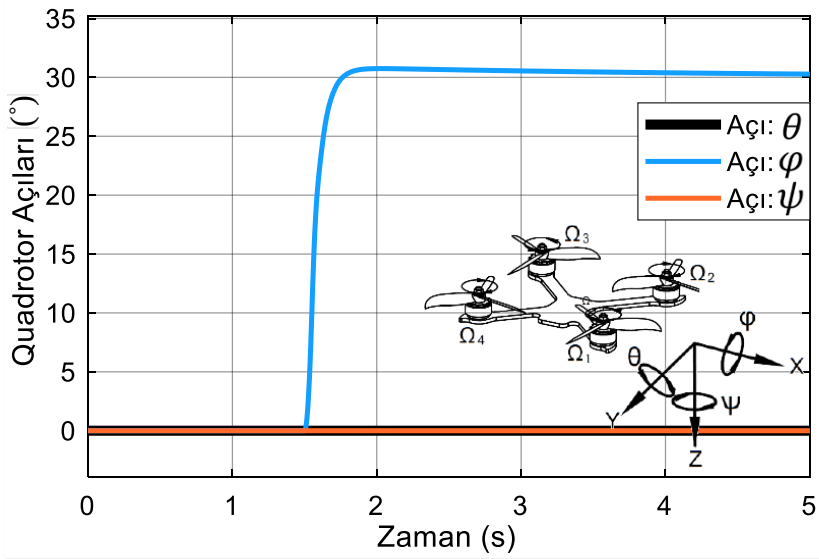
Dört rotorlu İHA'ların açılma limitleri 30° ile kısıtlanmış olduğundan sabit dört rotorlu İHA ve dinamik dört rotorlu İHA için açılma konumlarında benzer grafikler elde edilmiştir (Şekil 5.20, Şekil 5.21 ve Şekil 5.22). Fakat dört rotorlu İHA'nın açılma konumlarına ek olarak gerçekleşen dinamik olarak açılabilen rotorlar varlığı unutulmamalıdır.



Şekil 5.20. Sabit dört rotorlu insansız hava aracının Y eksen hareketi esnasındaki yuvarlanma (φ) açılanması

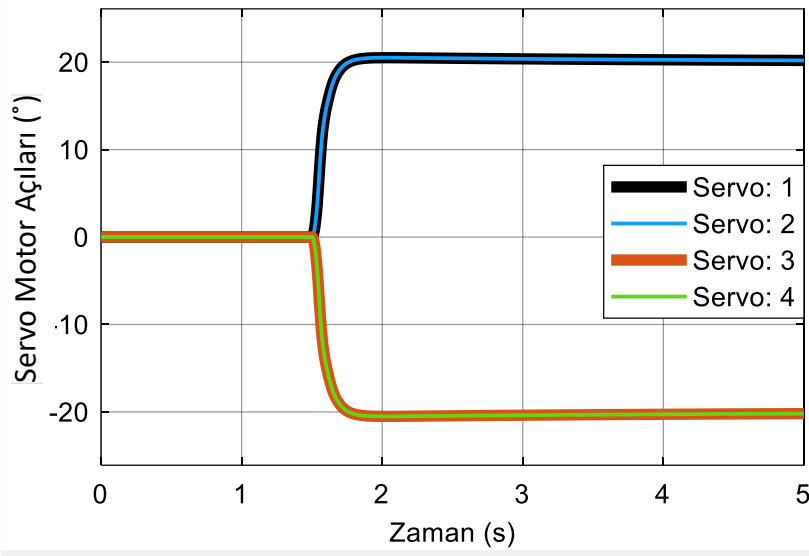


Şekil 5.21. Dinamik dört rotorlu insansız hava aracının X eksen hareketi esnasındaki açısal hareketi (θ)



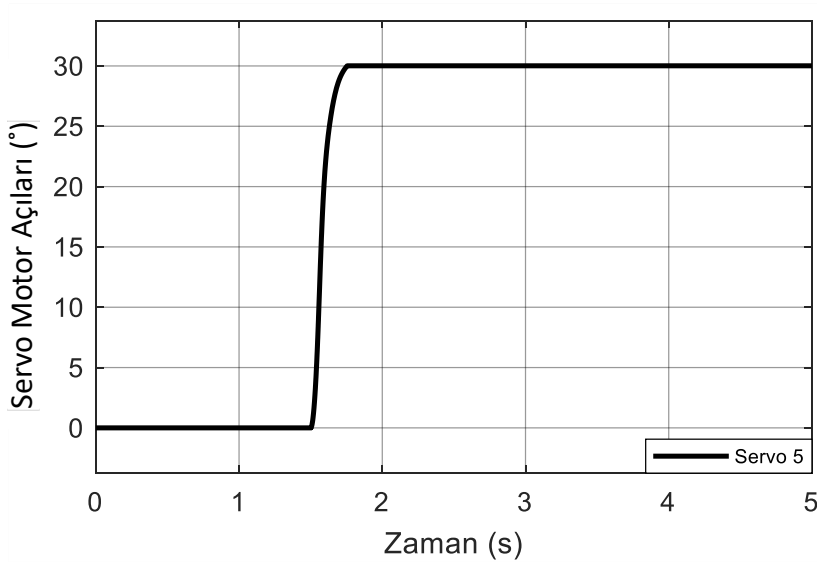
Şekil 5.22. Dinamik dört rotorlu insansız hava aracının Y eksen hareketi esnasındaki açısal hareketi (φ)

X eksen yönündeki yuvarlanma hareketi esnasında yan rotor çiftleri aynı yönlü olarak açılanmaktadır. Şekil 5.23'te rotorlara verilen açısal hareket miktarı gösterilmektedir. 1 ve 2 numaralı rotorlar + yönlü açı alırken, 3 ve 4 numaralı rotorlar ise - yönlü açı almıştır. Fakat dinamik dört rotorlu İHA'nın yuvarlanma hareketi esnasında tüm rotorlar aynı yöne yatmaktadır. Bu yön farklılığı ön çift servo motorlar ile arka çift servo motorların birbirine ters durmasından kaynaklanmaktadır. Bu durum Şekil 4.4'ten de anlaşılacağı üzere dört rotorlu İHA üzerindeki servo motorlar birbirine ters pozisyonda konumlanmıştır.



Şekil 5.23. Dinamik dört rotorlu insansız hava aracının yuvarlanma hareketi esnasındaki rotorlara verilen açısal hareket.

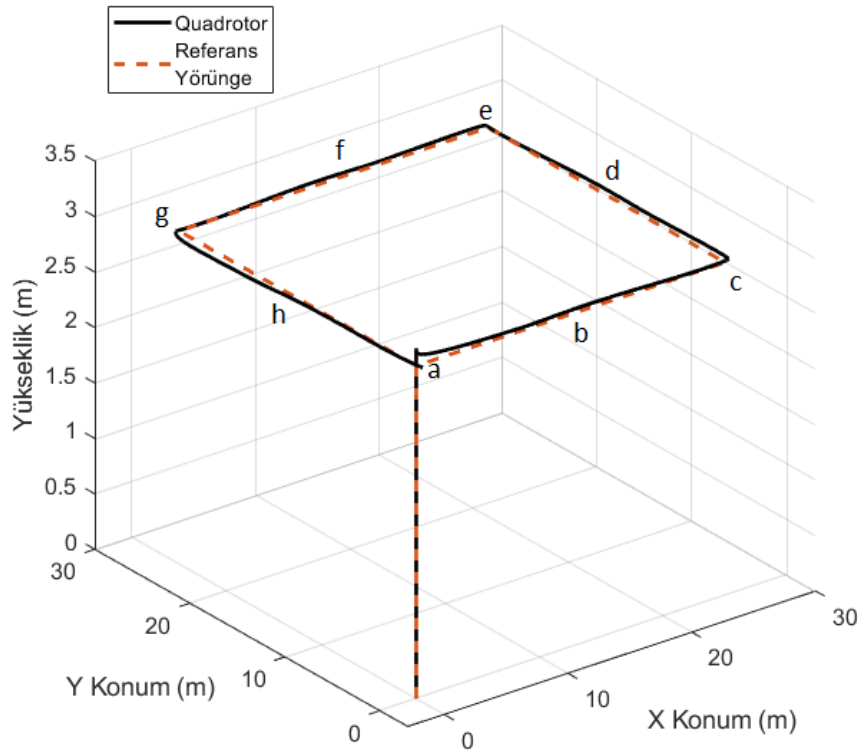
Dinamik dört rotorlu İHA tasarımının yuvarlanma hareketinde tek bir servo dört rotoru öne veya arkaya açıldırılmaktadır. Yunuslama hareketi esnasındaki servonun zamana bağlı açısal konum değişimi Şekil 5.24'te verilmiştir.



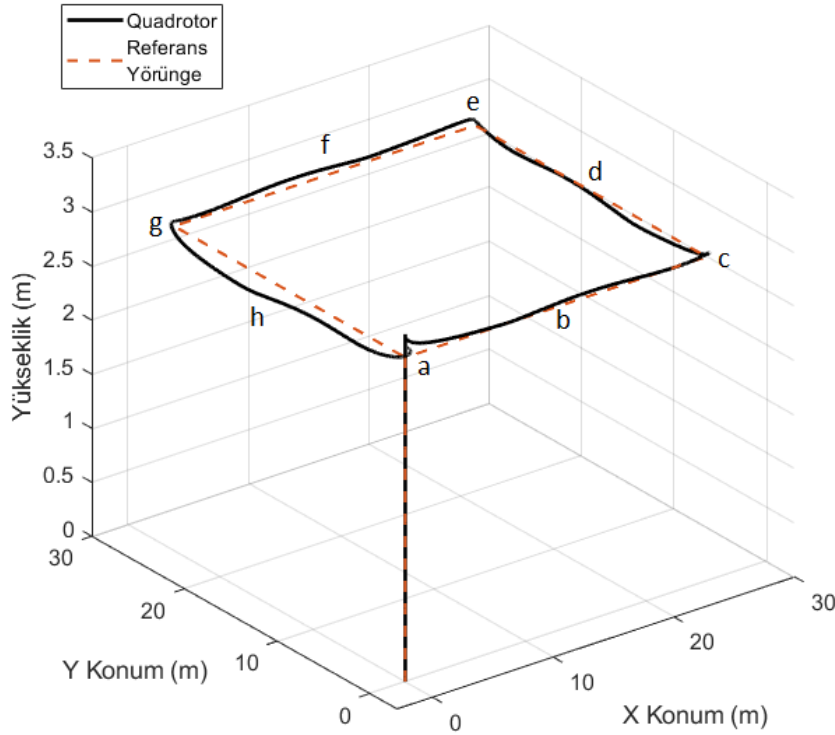
Şekil 5.24. Dinamik dört rotorlu insansız hava aracının yunuslama hareketi esnasındaki rotorlara verilen açısal hareket

5.4.3. Kare yörünge takibi

Dinamik dört rotorlu İHA'nın ve sabit dört rotorlu İHA'nın performans farklılıklarının belirlenebilmesi için 25 m'lik kare yörünge takibi gerçekleştirilmiştir. Yörünge takibinde yörüngeyi tamamlama süresi dört rotorlu İHA'ların performansını ortaya koymada önemli bir kriterdir. Şekil 5.25'te sabit dört rotorlu İHA modelinin yörünge takibinde izlediği yol, Şekil 5.26'da ise dinamik dört rotorlu İHA'nın yörünge takibinde izlediği yol gösterilmiştir. Bu simülasyona ait PID parametreleri EK-8'de verilmiştir



Şekil 5.25. Sabit dört rotorlu insansız hava aracının kare yörünge takibi

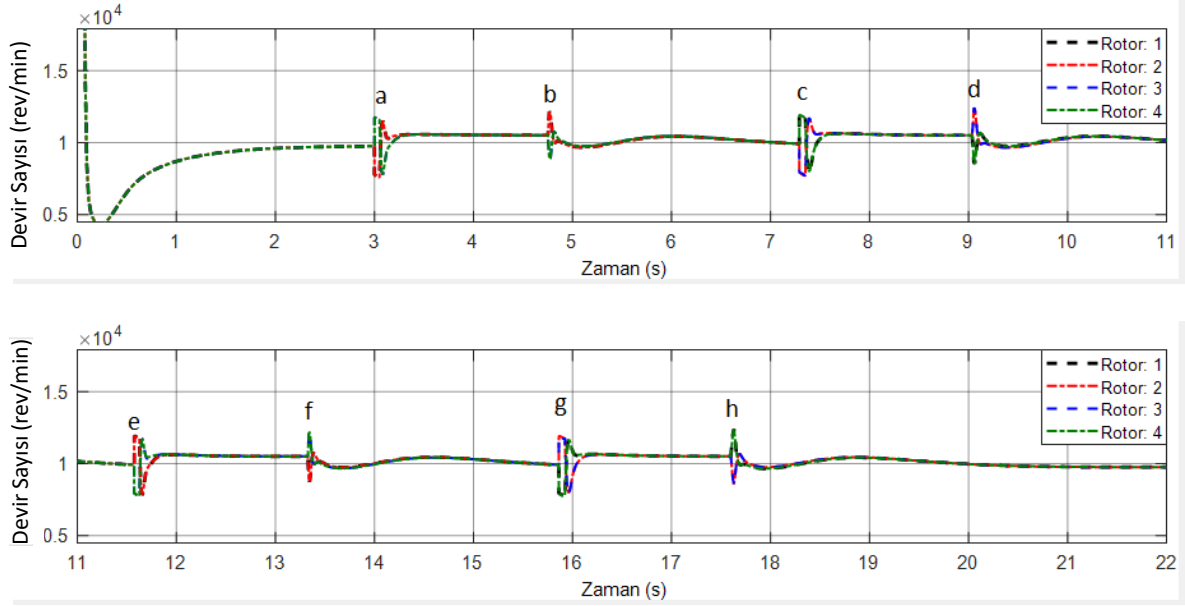


Şekil 5.26. Dinamik dört rotorlu insansız hava aracının kare yörünge takibi

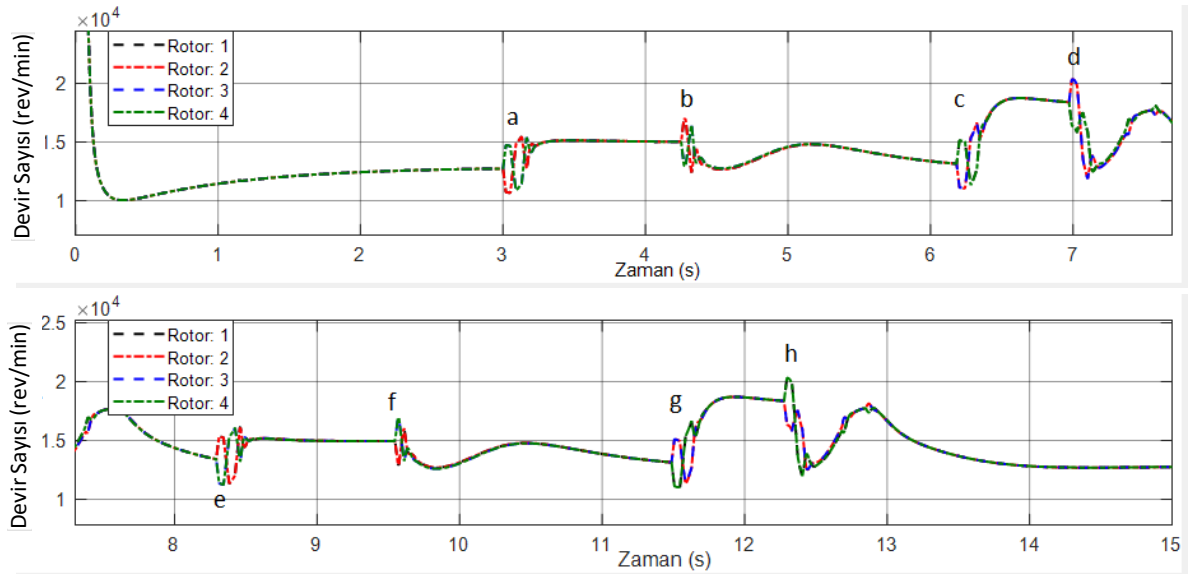
Yörünge takibinde dinamik dört rotorlu İHA yörünge takibi esnasında Z ekseninde en düşük 2,86 m'yi görürken, en yüksek 3,1 m'yi görmüştür. Buna karşın sabit dört rotorlu İHA en yüksek 3,02 m'yi görürken en düşük 2,99 m'yi görmüştür. Buradan anlaşılacağı gibi dinamik dört rotorlu İHA referans yörüngeye göre 14 cm alçalmış ve 10 cm yükselmiştir. Sabit dört rotorlu İHA ise referans yörüngeye göre 2 cm yükselmiş ve 1 cm alçalmıştır. Bu değerlere bakıldığında sabit dört rotorlu İHA'nın yörüngeye daha yakın bir yörünge çizdiği anlaşılmaktadır. Dinamik dört rotorlu İHA'nın Z ekseninde $\pm$ yönündeki hata oranının daha yüksek çıkmasının nedeni dinamik olarak açı alan rotorlardan kaynaklı Z ekseninde yönündeki itme kuvveti bileşkesinin anlık olarak düşmesidir. Ayrıca dört rotorlu İHA "a" noktasına yükseldikten sonra "b" noktasına ulaşana kadar pozitif yönlü bir açıya sahipken, frenleme yapmak için bu noktada dört rotorlu İHA negatif yönlü bir açı almaktadır. Bu durum "c" noktasından "e" noktasına, "e" noktasından "g" noktasına ve "g" noktasından "a" noktasına gidene kadar tekrarlanır. Özellikle dinamik dört rotorlu İHA pozitif yönlü açıdan negatif yönlü açığa döndüğünde 60° dört rotorlu İHA ve 60° rotorlar olmak üzere toplamda 120° 'lik bir açı değişimi söz konusudur. Bu durum sabit dört rotorlu İHA için sadece 60° 'dir. Bu yüksek açı değişiminden kaynaklı olarak dinamik dört rotorlu İHA, sabit dört rotorlu İHA'ya

kıyasla daha fazla yörüngeden sapmıştır. Bu açı değişim olayı rotorların devirlerinden de anlaşılabilir.

Dört rotorlu İHA'ların yörünge takibi esnasındaki rotorların dönüş hızlarına Şekil 5.27 ve Şekil 5.28'de verilmiştir. Bu şekillerin anlaşılabilirliğinin yüksek olması için iki kısımda verilmiştir.



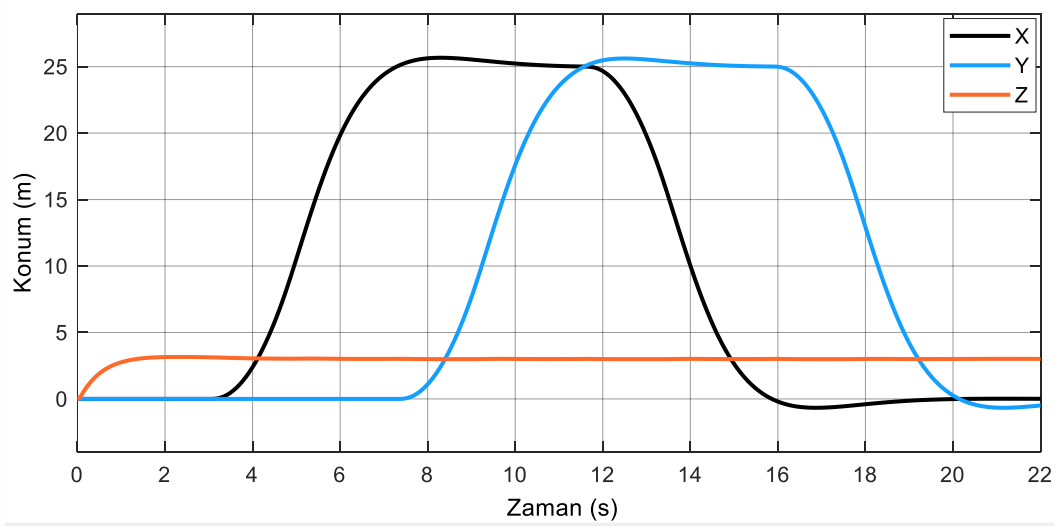
Şekil 5.27. Sabit dört rotorlu insansız hava aracının kare yörünge takibindeki devir sayıları



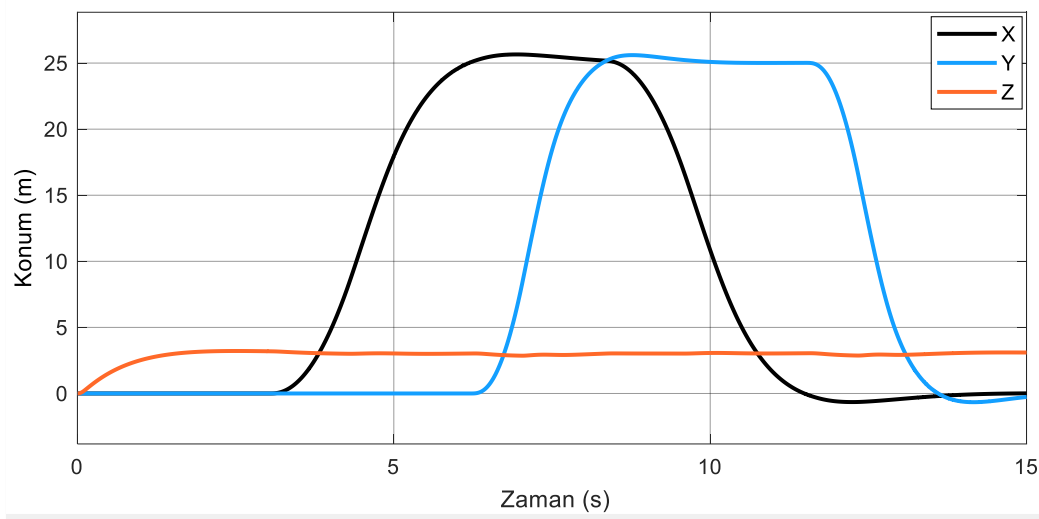
Şekil 5.28. Dinamik dört rotorlu insansız hava aracının kare yörünge takibindeki devirleri

Şekil 5.27 ve Şekil 5.28'den anlaşılacağı üzere dinamik dört rotorlu İHA'nın her yön değiştirmesinden sonra yüksekliğini korumak ve yörüngeyi takip etmek için devirlerde daha fazla değişkenlik gösterdiği görülmektedir. Bu durum yörünge sapma durumlarını açıklamaktadır. Ayrıca dinamik dört rotorlu İHA'da bu değişim miktarlarının daha fazla olduğundan dolayı, uçuş kararlılığını belirleyen PID parametrelerinin çok iyi ayarlanması gerekmektedir.

Dört rotorlu İHA'ların, X ve Y eksenlerindeki hata miktarları incelendiğinde her iki sisteme sahip dört rotorlu İHA'nın yörüngede X ve Y eksenlerinde yaklaşık olarak en yüksek 25,63 m'yi görürken en düşük ise -0,66 m'yi görmüştür 2 eksenli konum grafikleri ise Şekil 5.29 ve Şekil 5.30'da verilmiştir.



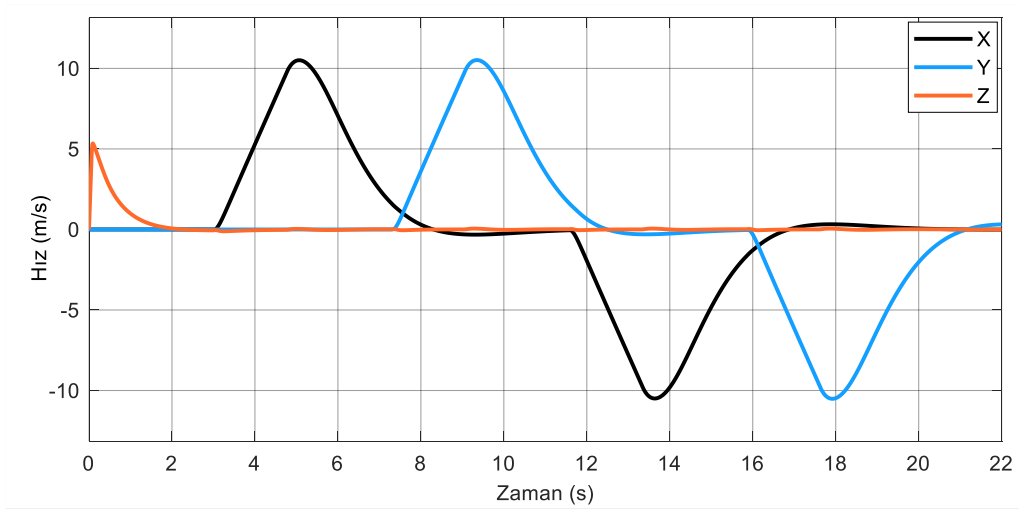
Şekil 5.29. Sabit dört rotorlu insansız hava aracının kare yörüngedeki 2 eksenli grafiği



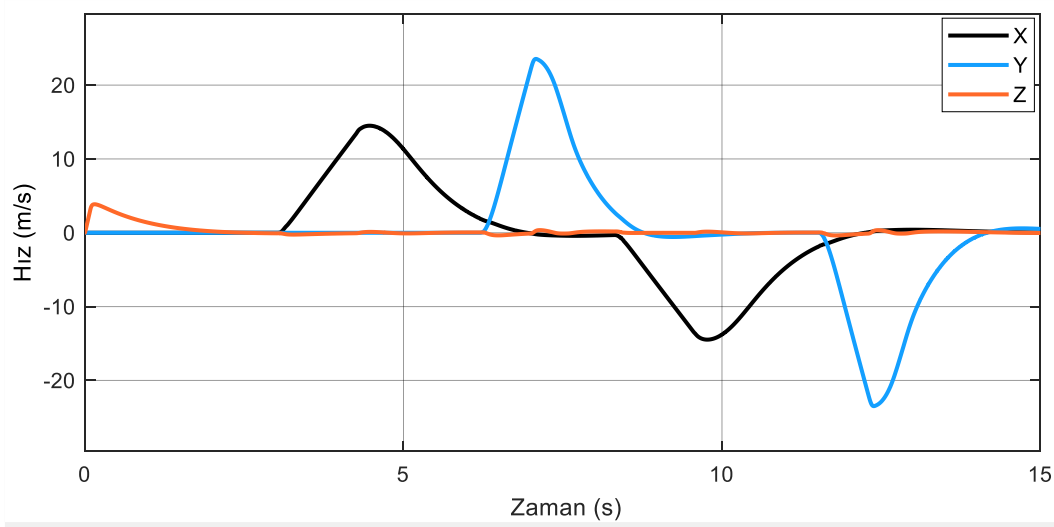
Şekil 5.30. Dinamik dört rotorlu insansız hava aracının kare yörüngedeki 2 eksenli grafiği

25 m'lik Kare yörünge takibinde ilk 3 s simülasyona yükselme aşaması olarak parametrelendirilmiştir. Bu aşama her iki dört rotorlu İHA içinde aynı performans özelliklerini göstermektedir. Yükselme aşaması göz ardı edilerek 25 m kare yörünge takibinde toplam 100 m yol alan dört rotorlu İHA'lar arasında 10,6 s ile yörüngeyi en kısa sürede dinamik dört rotorlu İHA tamamlamıştır. Sabit dört rotorlu İHA ise yörüngeyi 17,15 s'de tamamlamıştır. Dinamik dört rotorlu İHA yörünge tamamlama performansı sabit dört rotorlu İHA'ya kıyasla %61,8 daha fazladır.

Her iki dört rotorlu İHA'nın yörünge takibinde ulaştıkları hızlar Şekil 5.31 ve Şekil 5.32'de verilmiştir.



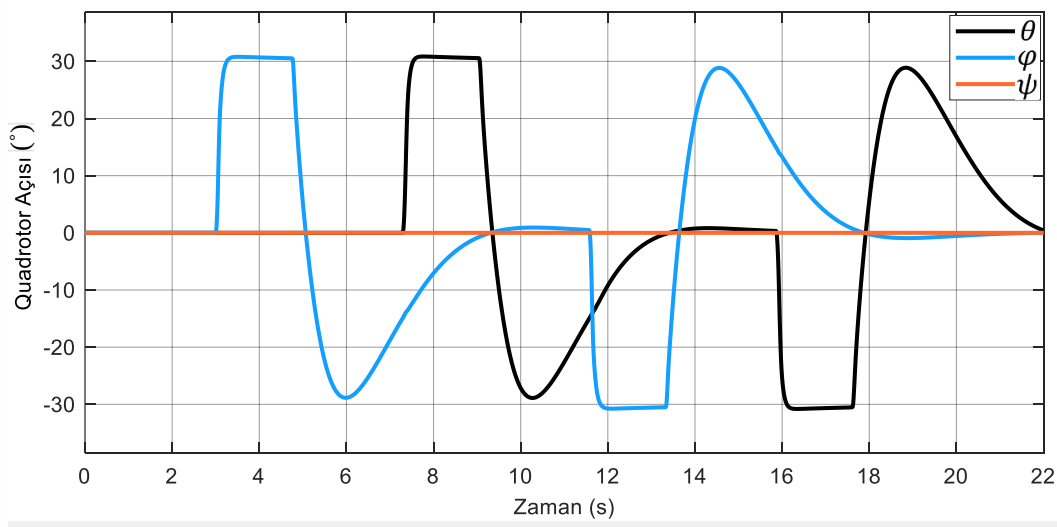
Şekil 5.31. Sabit dört rotorlu insansız hava aracının kare yörüngedeki hızlanma grafiği



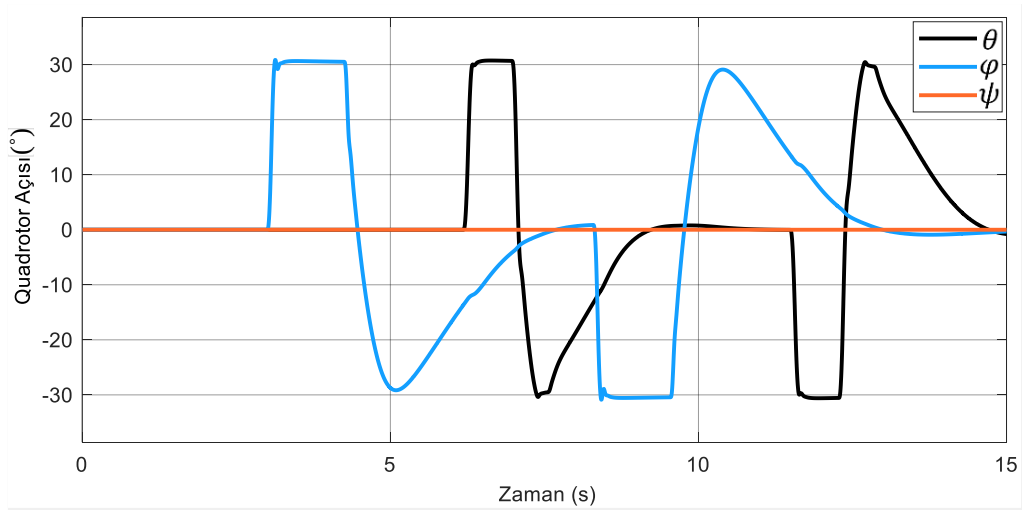
Şekil 5.32. Dinamik dört rotorlu insansız hava aracının kare yörüngedeki hızlanma grafiği

dört rotorlu İHA, yörünge takibinde en yüksek 30° yatayla açılış yapma koşulunda hem X hem Y eksen yönlerinde en yüksek $10,05\text{ m/s}$ hıza ulaşabilmektedir. Dinamik dört rotorlu İHA ise X yönünde yatayla 30° açılış koşulundaki dört rotorlu İHA ve dinamik olarak 20° açılış yapan rotorlar sayesinde toplamda yatayla 50° açıda bulunan rotorların yardımıyla X eksen yönünde en yüksek ve en düşük $14,5\text{ m/s}$ hızlara ulaşmıştır. Dinamik dört rotorlu İHA'nın Y eksen yönündeki mekanizma, X eksen yönündeki mekanizmadan daha fazla açılış yapabilmektedir. İHA, Y eksenindeki mekanizmanın daha yüksek açılış (30°) yapabilmesiyle birlikte Y eksen yönünde en yüksek ve en düşük $23,55\text{ m/s}$ hızlara ulaşabilmektedir. Dört rotorlu İHA'nın yüksekliğinin korunması için rotorlardan elde ettiği Z eksen yönündeki kuvvet bileşeni ve kendi ağırlığından kaynaklı kuvvet bileşenini aynı ve zıt yönlü tutulması gerekmektedir. Rotorun yatayla yaptığı açılış artmasıyla birlikte Z eksen yönündeki rotor itki kuvvet bileşenini korumak için rotorun devri artmaktadır. Elde edilen ek itki gücü ise X veya Y bileşenlerinde itki oluşturmakta ve bu sayede dinamik dört rotorlu İHA'nın ivmelenme performansı artırılmıştır.

Dört rotorlu İHA'nın kare yörünge takibindeki aldığı yunuslama yuvarlanma ve sapma açıları Şekil 5.33 ve Şekil 5.34'te verilmiştir.



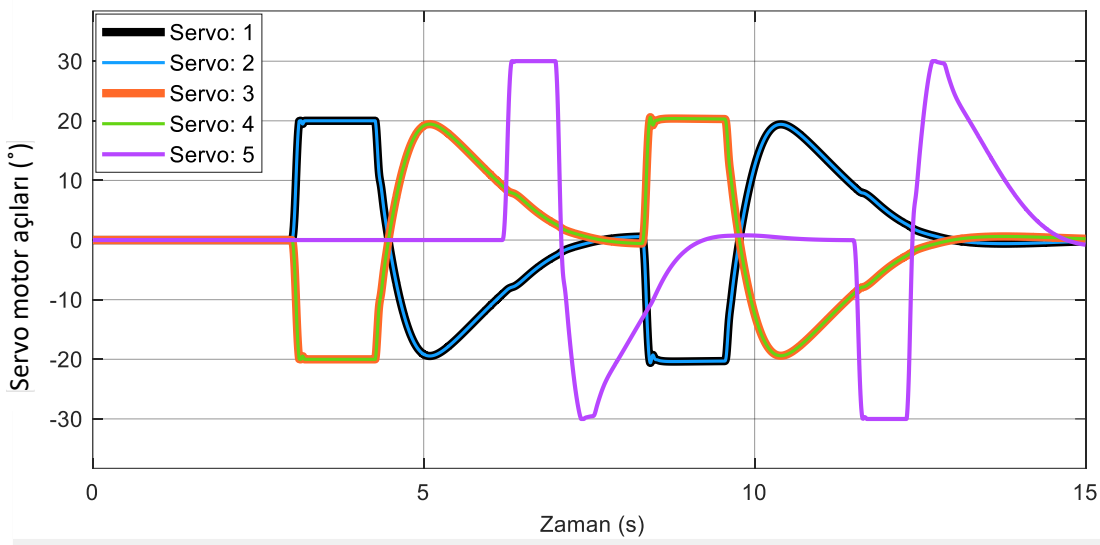
Şekil 5.33. Sabit dört rotorlu insansız hava aracının kare yörünge takibindeki açıları



Şekil 5.34. Dinamik dört rotorlu insansız hava aracının kare yörünge takibindeki açısal konumu

Dört rotorlu İHA'ların açılanma grafikleri incelendiğinde, yaklaşık 3. saniyede her iki dört rotorlu İHA'da yatayda ilk hareketi almaktadır. Şekil 5.34 ve Şekil 5.35'teki bu ilk hareketin Y eksen yönünde olduğu ve dinamik dört rotorlu İHA'nın 30°'lik hedef açığa daha kısa sürede ulaştığı görülmektedir. Dinamik dört rotorlu İHA'nın grafikte daha keskin hatlarla geçiş yapabildiği görülmektedir. Bu durum dinamik dört rotorlu İHA'nın manevra kabiliyetinin daha yüksek olduğunu anlamını taşımaktadır.

Dinamik dört rotorlu İHA'nın yörünge takibindeki, servo motorların açısal konum değişimleri Şekil 5.35'te gösterilmiştir.



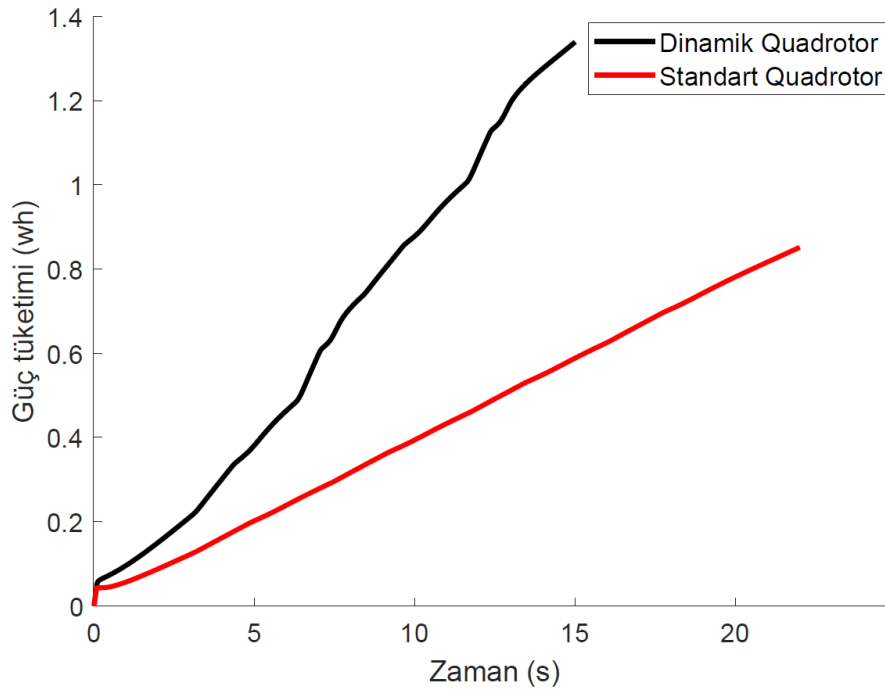
Şekil 5.35. Dinamik dört rotorlu insansız hava aracının kare yörünge takibindeki servo motorların açısal konum değişimleri

Şekil 5.35'in 3-4,5 saniye aralığı incelendiğinde, dört rotorlu İHA'nın hızlanması esnasında rotorlara verilen açısal hareketin sabit kaldığı ve hedefe yaklaşmasıyla birlikte rotorların ters yönde açıldığı görülmektedir. Bu ters yönlü açılma, dört rotorlu İHA daha üstün hava freni yapmasını sağlamaktadır. Yaklaşık 6. saniyede ilk hedef konuma ulaşmasıyla birlikte yunuslama hareketi yapmak için 5. Servo motorların konumunu 30° açmaya getirmektedir. Yaklaşık 7. saniyede 2. hedef konuma yaklaşırken yunuslama açıları ters çevrilerek hava freni özelliğinden yararlanıldığı gözlenmektedir. Bu yüksek hava freni özelliği ve servo motorların rotorlara getirdiği dinamik hareket kabiliyeti ile birlikte dinamik dört rotorlu İHA yörüngeyi daha kısa sürede tamamlamıştır.

Enerji Tüketimi

Sabit ve dinamik dört rotorlu İHA'ların enerji tüketim performansını belirlemek için kare yörünge takibindeki tükettikleri enerjiler incelenmiştir. Enerji tüketim miktarlarının belirlenmesi için Çizelge 5.1'deki amper değerleri watt değerine çevrilmiş ve devre bağlı watt cinsinden regresyon analizleri gerçekleştirilmiştir. Bu regresyon analizine ait detaylar EK-9'da verilmiştir. Elde edilen watt denklemi kare yörünge takibindeki rotorların devrine bağlı olarak incelenmiş ve toplam tüketimleri bu değerlerin integrali alınarak elde edilmiştir. Şekil 3.36'da zamana bağlı olarak tüketilen enerji miktarları verilmiştir.

Sabit dört rotorlu İHA kare yörünge takibinde toplam 0,85 wh enerji harcarken, dinamik dört rotorlu İHA toplam 1,34 wh enerji harcamıştır. Dinamik dört rotorlu İHA’da rotorların açılmasıyla birlikte Z eksen yönündeki bileşeni küçülmekte ve dört rotorlu İHA kendi yüksekliğini koruyabilmek için rotor devirlerini arttırmaktadır. Şekil 5.5’tende anlaşılabacağı üzere rotor devirlerinin artmasıyla birlikte verimlilik düşmektedir. Rotor devirlerindeki bu artış dinamik dört rotorlu İHA’nın ek itiş gücü sağlamakla birlikte tükettiği enerji miktarı artmaktadır.

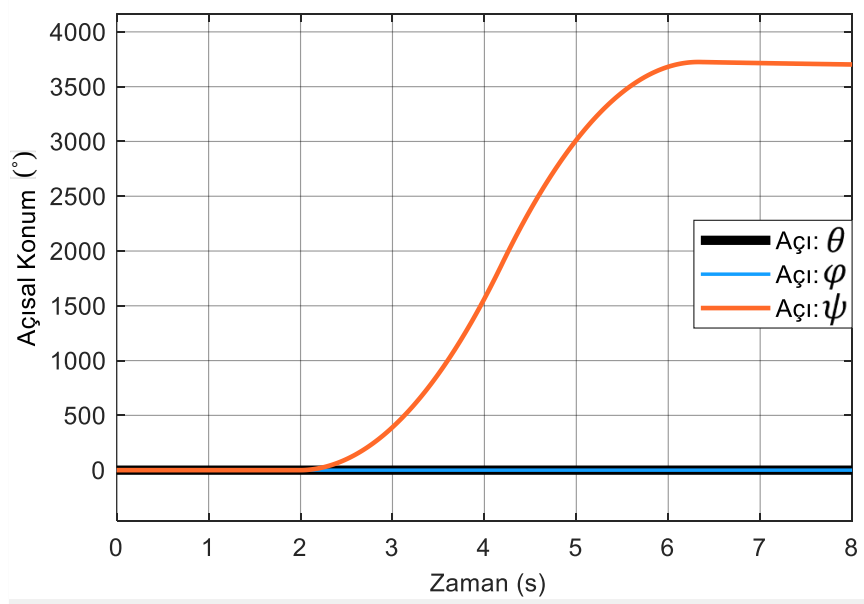


Şekil 3.36. Kare yörüngedeki enerji tüketimleri

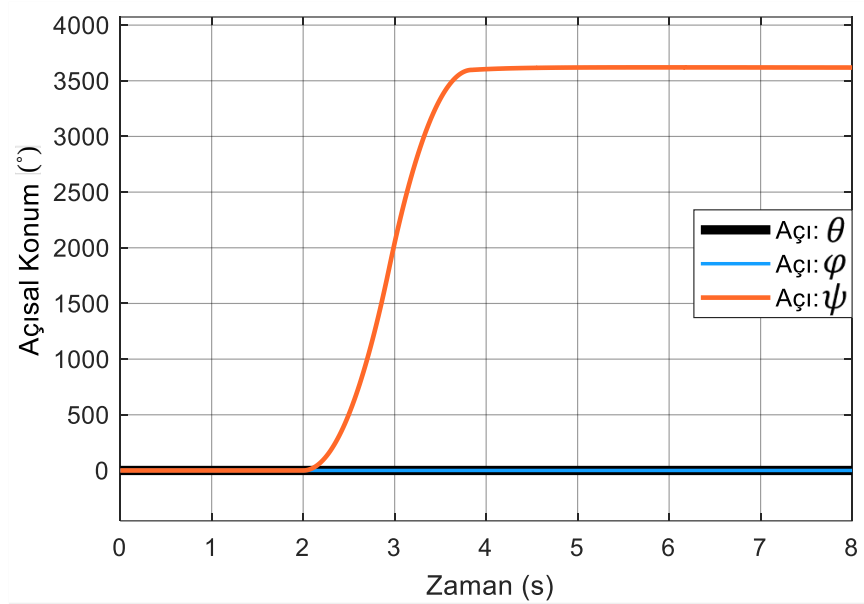
5.4.4. Sapma mekaniği

Sabit dört rotorlu İHA’nın sapma yönünde dönüşü (Z eksen etrafında dönüşü) esnasındaki (X tipi) dört rotorlu İHA’nın zıt iki rotorunun devrini düşürerek diğer zıt rotorların devrini yükseltir. Bu sayede rotorların torkları değişerek kendi etrafında dönme hareketi gerçekleştirir. Dinamik dört rotorlu İHA tasarımı ise ön (1 ve 4 numaralı) rotorlar bir yöne açılırken, arka (2 ve 3 numaralı) rotorlar diğer yöne açılır. Sabit dört rotorlu İHA’nın kendi eksen takımı üzerinde her zaman Z yönünde itme kuvveti gerçekleştiren rotorlar, rotorların açılması ile Y yönünde de itme kuvveti gerçekleştirebilmektedir. Bu sayede kuvvet kolu ve Y eksen yönündeki kuvvetin çarpılmasıyla elde edilen değer ek moment oluşturacaktır.

Dört rotorlu İHA'nın sapma performansını incelemek için 3600° 'lik (10 tur) dönüşü incelenmiştir. Şekil 5.37'de sabit dört rotorlu İHA'nın açısız konumu verilirken, Şekil 5.38'de dinamik dört rotorlu İHA'nın açısız konumu gösterilmiştir. Bu simülasyona ait PID parametreleri EK-10'da verilmiştir.

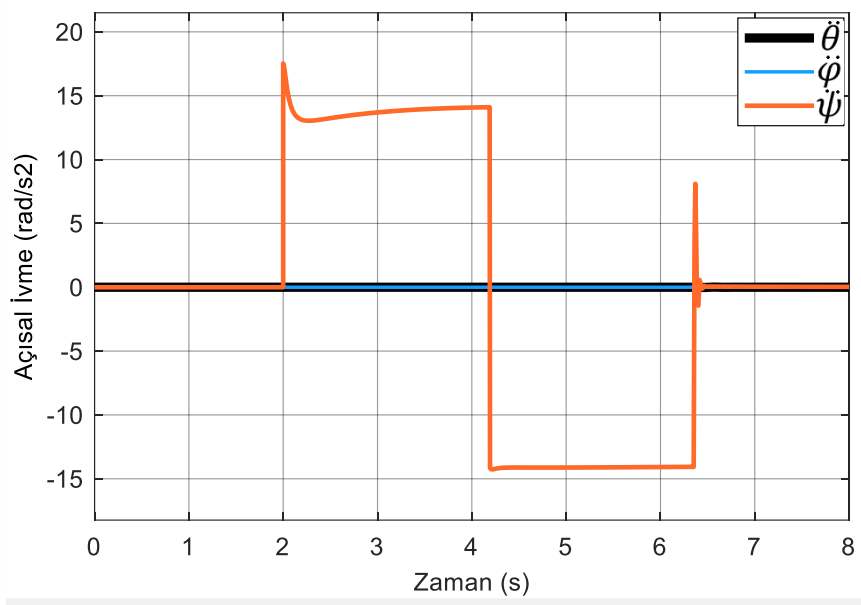


Şekil 5.37. Sabit dört rotorlu insansız hava aracının 3600° 'lik sapma gerçekleştirilmesi

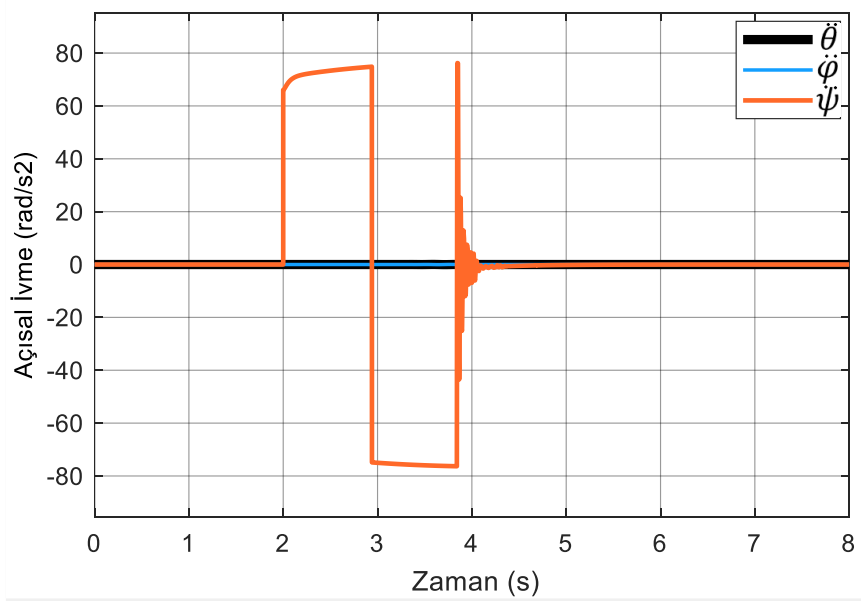


Şekil 5.38. Dinamik dört rotorlu insansız hava aracının 3600° 'lik sapma gerçekleştirilmesi

Her iki tip dört rotorlu İHA da sapma hareketine 2 s’de başlamış ve 3600°’lik dönüş gerçekleştirmiştir. Simülasyon sonucuna göre sabit dört rotorlu İHA kendi etrafında 10 turluk dönüşü 3,77 s’de gerçekleştirirken dinamik dört rotorlu İHA 1,83 s’de gerçekleştirmiştir. Sapma performansı dinamik dört rotorlu İHA için %106 daha fazladır. Her iki dört rotorlu İHA’nın açısal ivmesi Şekil 5.39 ve Şekil 5.40’da verilmiştir.



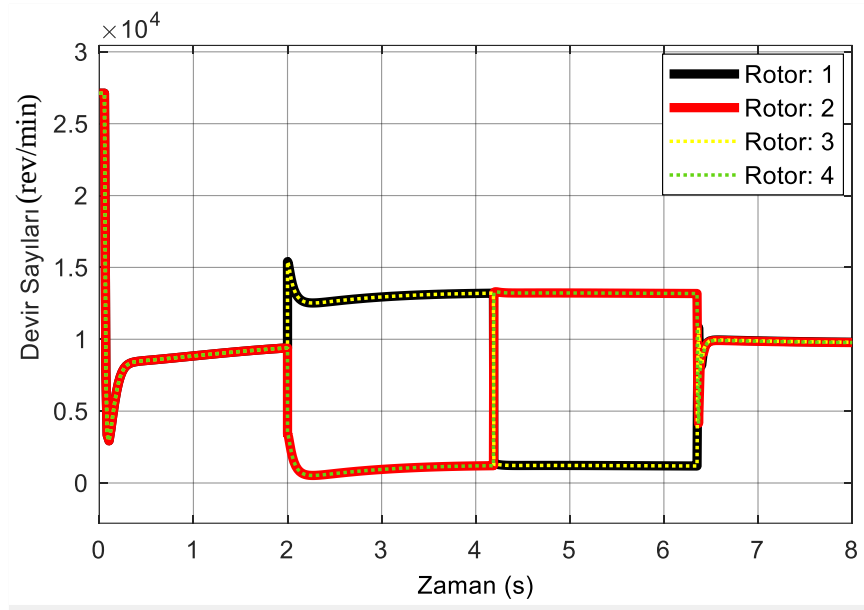
Şekil 5.39. Sabit dört rotorlu insansız hava aracının 3600°’lik sapma esnasındaki açısal ivmesi



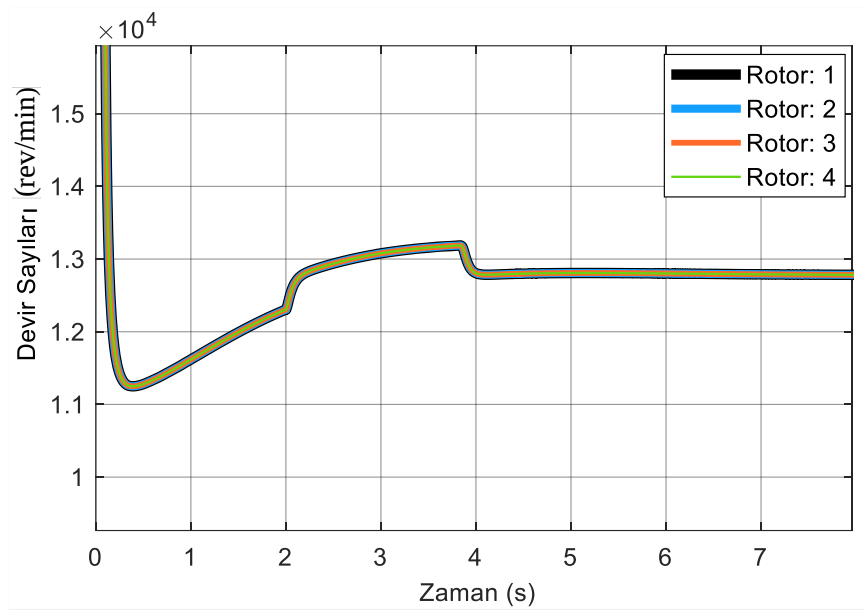
Şekil 5.40. Dinamik dört rotorlu insansız hava aracının 3600°’lik sapma gerçekleştirmesi esnasındaki açısal ivmesi

Sadece rotor devir farklarından oluşan tork ile sabit dört rotorlu İHA 14,1 rad/s^2 ivmeye ulaşabilirken, dinamik dört rotorlu İHA 74,85 rad/s^2 ivmeye ulaşabilmiştir. Dinamik dört rotorlu İHA'nın ivmesi sabit dört rotorlu İHA'ninkinden 5 katından fazladır.

Her iki dört rotorlu İHA'nın devir sayıları Şekil 5.41 ve Şekil 5.42'de verilmiştir.



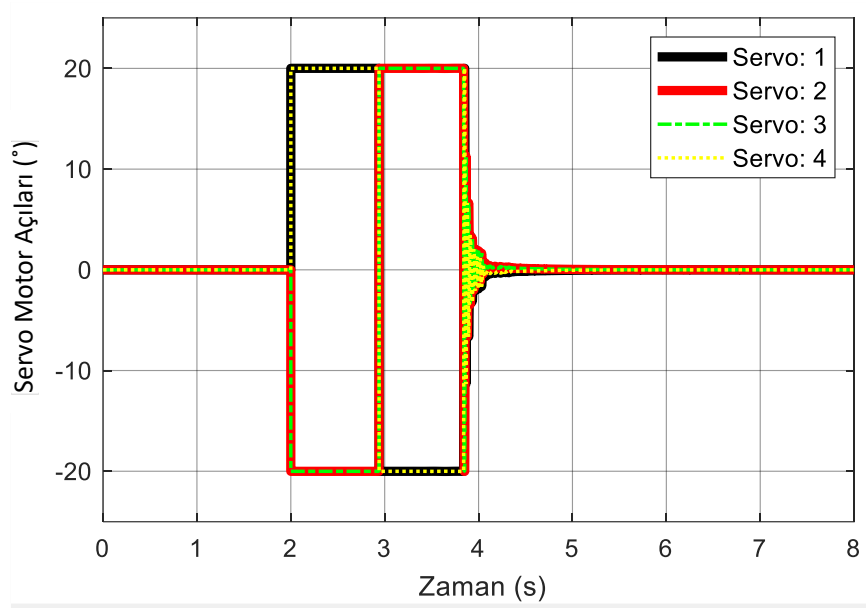
Şekil 5.41. Sabit dört rotorlu insansız hava aracının 3600°'lik sapma esnasındaki devir sayıları



Şekil 5.42. Dinamik dört rotorlu insansız hava aracının 3600°'lik sapma gerçekleştirilmesi esnasındaki devir sayıları

Simülasyon çalışmasında sabit dört rotorlu İHA'nın sapma hızının en yüksek olabilmesi için ters tork rotorlar üreten rotorlar arasındaki devir farkı olabildiğince yüksek tutulmuştur. Farkın daha fazla olması durumunda dört rotorlu İHA yüksekliğini koruyamamaktadır. Buradaki fark yaklaşık olarak 12000 dev/min'dır. Bu yüksek devir farkının gerçek koşullarda dört rotorlu İHA'nın dengelenmesinde de zor gerçekleşeceği unutulmamalıdır. Dinamik dört rotorlu İHA'da tüm rotorlar aynı hızda dönmektedir. Bu dört rotorlu İHA tipinde rotorların oluşturduğu torklara gerek kalmadan sapma hareketi gerçekleştirilebilmektedir. Dinamik dört rotorlu İHA'daki rotorlara verilen açısal harekete bağlı olarak düşen Z eksen yönündeki itme kuvveti bileşenlerini dengelemek için rotorlar yaklaşık 500 dev/dakika hızlanmıştır.

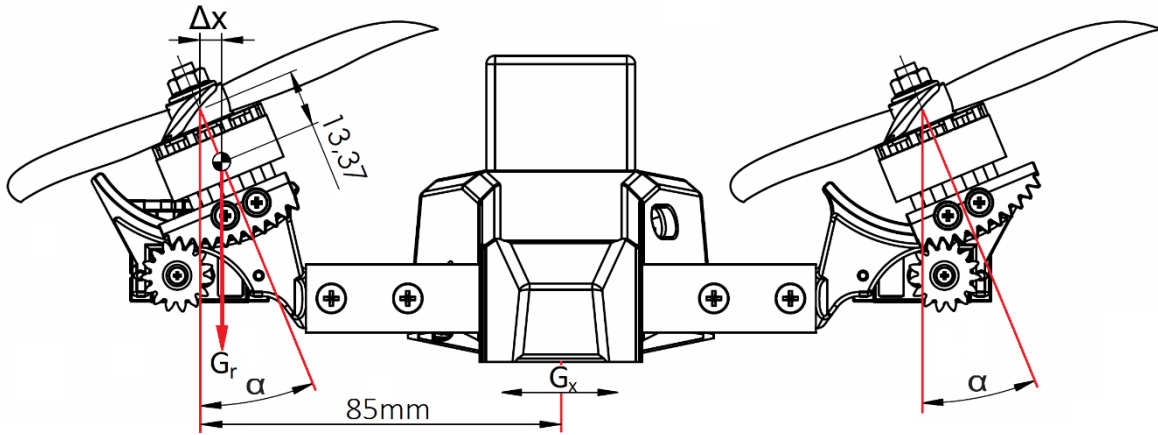
Dinamik dört rotorlu İHA, sapma hareketi gerçekleştirebilmek için çapraz konumda bulunan 1 ve 4 numaralı motorlar $+20^\circ$ açı alırken, 3 ve 2 numaralı motorlar -20° açı almıştır (Şekil 5.43). Hedeflenen konuma ivmelenen dört rotorlu İHA konuma yaklaşıncaya ters ivme gerçekleştirmek için servo açılarını değiştirerek hava freni yardımıyla konuma ulaşmıştır.



Şekil 5.43. Dinamik dört rotorlu insansız hava aracının 3600°'lik sapma gerçekleştirme esnasındaki servo açıları

5.4.4. Rotor açılanmasına bağlı ağırlık merkezi kayması

Bu çalışmada, tasarlanan dinamik dört rotorlu İHA'nın rotorları pervane merkezli açılabilmektedir. Bu tasarımla rotorlar arasındaki mesafe sürekli sabit kalabilmekte ve dinamik dört rotorlu İHA'nın pervanesi ile ilgili olan ölçüsel parametreler değişmemektedir. Dört rotorlu İHA'nın ölçüsel özellikleri değişmediğinden dolayı PID kontrolcü daha kararlı çalışabilecektir. Ayrıca matematiksel denklemlerinde daha sade olmasını sağlamıştır. Fakat pervane merkezli eksen dönüşünden kaynaklı olarak ağırlık merkezinde bir sapma meydana gelecektir. Bu durum, dört rotorlu İHA'nın doğrusal ivmede hesaplanan matematiksel modeli değiştirmemekte fakat açısal ivme hesaplamalarında dört rotorlu İHA'nın moment dengesi değişeceğinden dolayı ek eşitliklere ihtiyacı meydana getirmiştir. Şekil 5.45'te ağırlık merkezindeki kayma görsel olarak verilmiştir.



Şekil 5.45. Dinamik dört rotorlu insansın hava aracının ağırlık merkezi

Şekil 5.45'e göre;

G_r : Rotorun ağırlık merkezi,

Δx : Rotor ağırlık merkezinin pervane merkezine olan uzaklığı,

G_x : dört rotorlu İHA'nın ağırlık merkezidir.

Rotor ağırlık merkezi ve pervane merkezi arasında 13,37 mm olduğu, Solidworks'te gerçekleştirilen ağırlık merkezi hesaplamasıyla elde edilmiştir. Rotorların açılanmasıyla birlikte rotor ağırlık merkezi ve pervane merkezi arasında X eksen yönünde Δx kadar bir kayma meydana gelecektir. Bu kaymanın miktarı Eş. 5.16'da verilmiştir.

$$\Delta x = 13,37 \sin \alpha \quad (5.16)$$

Bu kaymaya bağlı olarak yeni ağırlık merkezi Eş. 5.17 ile hesaplanabilir.

$$G_x = \frac{m_1 x_1 + m_2 x_2 \dots}{\sum m} \quad (5.17)$$

Bir rotor ve tahrik dişlisinin toplam ağırlığı 30,66 g olmakta ve rotorsuz İHA'nın ağırlığı 451 g gelmektedir. Ağırlık ve dört rotorlu İHA'nın ölçüsel parametreleri Eş. 5.17'ye eklenecek olursa yeni denklem Eş. 5.18'deki gibi olur.

$$G_x = \frac{0,451 \cdot 0 + 0,06132 \cdot (85 - \Delta x) - 0,06132 \cdot (85 + \Delta x)}{0,574} \quad (5.18)$$

Dört rotorlu İHA üzerinde oluşan tork ise G_x ile $\sum m$ çarpılmasıyla elde edilir. Elde edilen bu tork denkleminin dinamik dört rotorlu İHA'yı nasıl etkilediği kare yörünge takibinde kullanılan Simulink modeline eklenmesiyle incelenmiş ve Çizelge 5.9'deki bulgular elde edilmiştir.

Çizelge 5.9. Rotorlara verilen α açisal hareketine bağlı sapma miktarı ve devir sayıları

	Sapma miktarı (En yüksek, cm)		a noktasında 2 nolu rotorun en yüksek hızı (rev/min)
	X	Z	
Ağırlık merkez kayması dâhil edilmemiş	65,4	10	15474
Ağırlık merkez kayması dâhil edilmiş	64,9	10	15514

Rotorların ağırlık merkezi konumunun kaymasından kaynaklı olarak dört rotorlu İHA'nın ağırlık merkezi bir miktar sapma meydana gelmektedir. Ağırlık merkezindeki bu kaymanın matematiksel modele dahil edilmesiyle gerçekleştirilen simülasyon sonuçlarına göre, X eksen yönündeki sapma miktarı 0,5 cm azalırken, Z eksen yönünde herhangi bir fark gözlenmemiştir. X eksen yönündeki sapma miktarının azalması, rotorların açılanmasından kaynaklanan momentin dinamik dört rotorlu İHA'nın hareket yönüne ters gerçekleşmekte ve dört rotorlu İHA'nın yavaşlamasına katkıda bulunmasından kaynaklanmaktadır. PID geri besleme algoritması ile quadrotor üzerindeki dinamik rotordan kaynaklı bu ağırlık

merkezindeki kayma kolaylıkla telafi edilebildiği simülasyon sonuçları ile kanıtlanmıştır. Simülasyondaki en yüksek devir sayısına bakıldığında ise rotor devirlerinin PID ile düzenlenerek eklenen bu ek torku telafi ettiği anlaşılmaktadır.

6. SONUÇ VE ÖNERİLER

Bu tez çalışmasında, dinamik olarak açı alabilen rotorlara sahip dört rotorlu İHA'nın sistemi için dinamik matematiksel model geliştirilmiş, yörünge takibi ve hız simülasyonları gerçekleştirilmiş, tasarım ve prototip üretimi yapılmış ve üretilen dört rotorlu İHA'lara ait parametrelerin elde edilebilmesini sağlayacak test düzenekleri tasarlanmış ve üretilmiştir. Dinamik dört rotorlu İHA'nın, sabit dört rotorlu İHA ile kıyaslamalarında, dinamik dört rotorlu İHA ve sabit dört rotorlu İHA için iki farklı Matlab/Simulink modeli oluşturulmuştur.

Rotor/pervane çiftinin itme ve tork kuvvetlerinin elde edilebilmesi için tez çalışması kapsamında üretimi yapılan test düzeneklerinden alınan verilerin regresyon analizleri gerçekleştirilmiştir. Lineer, sabit katsayılı, karesel ve kübik olarak elde edilen bu regresyon denklemleri arasında, hangi yöntemin en iyi sonucu verdiğini anlamak için 2 m çapında dairesel bir yörüngenin takibi simülasyon ortamında incelenmiştir. Simülasyon sonucuna göre, literatürde yaygın olarak ele alınan sabit katsayılı ikinci dereceden itme ve tork kuvveti denklemlerinin kullanılmasıyla, dört rotorlu İHA X ekseninde 5,18 m ve Y ekseninde 2,22 m yörüngeden sapmıştır. Karesel ve kübik denklemler ise en düşük hata miktarlarını içermektedir. Lineer denklem ise 39,22 m ile en büyük hata miktarını vermektedir.

Dinamik ve sabit dört rotorlu İHA'ların doğrusal hızlanmalarına ait simülasyon sonuçlarına göre;

- Sabit dört rotorlu İHA X ekseninde en yüksek 32,66 m/s hıza ve Y ekseninde en yüksek 43,36 m/s hıza ulaşırken bu değer dinamik dört rotorlu İHA için X ekseninde 43,91 m/s, Y ekseninde 70,07 m/s'dir.
- Dört rotorlu İHA'ların 10 turluk dönüş simülasyonunda ise sabit dört rotorlu İHA 14,1 rad/s² ivmeye ulaşabilirken, dinamik dört rotorlu İHA 74,85 rad/s² ivmeye ulaşabilmiştir.
- Sabit dört rotorlu İHA kendi etrafında 10 turluk dönüşü 3,77 s'de tamamlanırken dinamik dört rotorlu İHA ise 1,83 s'de gerçekleştirmiştir.

Dinamik dört rotorlu İHA ve sabit dört rotorlu İHA'nın performans farklılıklarının belirlenebilmesi için 25 m'lik kare yörünge takibindeki performansları ele alınmıştır. Bu yörünge takibinden elde edilen verilere göre;

- Dinamik dört rotorlu İHA referans yörüngeye göre 16 cm, sabit dört rotorlu İHA ise 2 cm yörüngeden sapmıştır. Dinamik dört rotorlu İHA'nın Z eksen yönündeki hata oranının daha yüksek çıkmasının nedeni dinamik olarak açılan alan rotorlardan kaynaklı Z eksen yönündeki itme kuvveti bileşkesinin anlık olarak düşmesidir.
- Toplam 100 m yol alan dört rotorlu İHA'lar arasında 10,6 s ile yörüngeyi en kısa sürede dinamik dört rotorlu İHA tamamlamıştır. Sabit dört rotorlu İHA ise yörüngeyi 17,15 s'de tamamlamıştır. Dinamik dört rotorlu İHA yörünge tamamlama performansı sabit dört rotorlu İHA'ya kıyasla %61,8 daha fazladır.
- Dinamik dört rotorlu İHA sabit dört rotorlu İHA'ya kıyasla %57 daha fazla enerji tüketmektedir. Fakat kare yörünge takibindeki tamamlama süresi %61,8 azalmıştır.
- Rotorların pervane merkezi etrafından dönmesinden kaynaklanan ağırlık merkezinin kayması, PID kontrolcü ile telafi edilebilmektedir.

İlerleyen çalışmalarda, bu tez kapsamına konu olan dinamik dört rotorlu İHA tasarımının aerodinamik etkileri incelenerek, aerodinamik açıdan düşük sürtünmeli bir dört rotorlu İHA için yunuslama ve yuvarlanma hareketi gerçekleştirilmeden ötelenme hareketleri araştırılabilir. Ayrıca çalışmada kullanılan PID kontrolör yerine farklı kontrolörlerin dinamik dört rotorlu İHA üzerindeki performansları incelenebilir. Otonom uçuş gerçekleştirilerek Sabit dört rotorlu İHA ile dinamik dört rotorlu İHA performans karşılaştırmaları deneysel olarak tespit edilebilir.

KAYNAKLAR

1. Boushaki, R. Z. (2019, September). *Modeling and control of UAV quadrotor*. Paper presented at The 4th International Conference On Power Electronics And Their Applications, Elazig, Turkey.
2. İnternet: Charlie, B., James, N., Samhita, S., Madaline, T. (2020). *Breakthrough Batteries: Powering The Era Of Clean Electrification*. Rocky Mountain Institute, Web: https://sun-connect-ea.org/wp-content/uploads/2019/10/rmi_breakthrough_batteries.pdf adresinden 12 Kasım 2020’de alınmıştır.
3. Albayrak, M., Arisoy, A. (2013). Dört rotorlu hava aracı için gerçek zamanda yapay sinir ağıları ile kontrolör tasarımı. *Havacılık Ve Uzay Teknolojileri Dergisi*, 2(6), 7.
4. Zulu, A., John, S. (2014). A review of control algorithms for autonomous quadrotors. *Open Journal Of Applied Sciences*, (4), 547–556.
5. Kose, O., Oktay, T. (2019). Dynamic modeling and simulation of quadrotor for different flight conditions. *Avrupa Bilim Ve Teknoloji Dergisi*, (15), 132–142.
6. Gupte, S., Paul, I. T. M., Conrad, J. M. (2012). *A survey of quadrotor unmanned aerial vehicles*. Paper presented at Institute of Electrical and Electronics Engineers: Southeastcon, Orlando, Florida.
7. Rodolfo, L., Carrillo, G., Dzul, A. (2012). *Quad Rotorcraft Control: Vision-Based Hovering and Navigation*. E-Book: Springer-Verlag London.
8. Quan, Q. (2017). *Introduction to multicopter design and control*. E-Book: Springer Nature.
9. Pascual, M., Andrea, D. R. (2017). *Advanced UAV Aerodynamics, Flight Stability and Control*. E-Book: John Wiley & Sons Ltd.
10. Leishman, J. G. (2001). The bréguet-richet quad-rotor helicopter of 1907. *Vertiflite*, 47(3), 58.
11. İnternet: Breguet Richet Gyroplane - Alchetron, the free social encyclopedia. URL: <https://alchetron.com/Breguet-Richet-Gyroplane#breguet-richet-gyroplane-eb8de440-5e24-4006-9a0a-8b6e7b71d64-resize-750.jpeg>, Son Erişim Tarihi: 22.08.2020.
12. İnternet: Étienne Oehmichen - Wikiwand. URL: https://www.wikiwand.com/en/Étienne_Oehmichen, Son Erişim Tarihi: 22.08.2020.
13. Nath, V., Kumar, J. (2017). *Nanoelectronics, Circuits and Communication Systems*. E-Book: Springer Singapore.

14. İnternet: Convertawings Model A helicopter - development history, photos, technical data. URL: http://www.aviastar.org/helicopters_eng/convertawings.php, Son Erişim Tarihi: 22.08.2020.
15. İnternet: Curtiss-Wright VZ-7 helicopter - development history, photos, technical data. URL: http://www.aviastar.org/helicopters_eng/curtiss_vz-7.php, Son Erişim Tarihi: 22.08.2020.
16. İnternet: Curtiss-Wright VZ-7 - Wikipedia. URL: https://en.wikipedia.org/wiki/Curtiss-Wright_VZ-7, Son Erişim Tarihi: 22.08.2020.
17. Hamel, T., Mahony, R., Chriette, A. (2002, May). *Visual servo trajectory tracking for a four rotor VTOL aerial vehicle*. Paper presented at Institute of Electrical and Electronics Engineers: International Conference On Robotics And Automation, Washington, D.C.
18. Altug, E. (2003). *Vision Based Control of Unmanned Aerial Vehicles with Applications to an Autonomous Four Rotor Helicopter, Quadrotor*. Master's Thesis, University of Pennsylvania, Pennsylvania.
19. Bouabdallah, S., Murrieri, P., Siegwart, R. (2004, January). *Design and control of an Indoor micro quadrotor*. Paper presented at Institute of Electrical and Electronics Engineers: International Conference On Robotics And Automation, 5(5).
20. Borenstein, J. (1992). *The HoverBot an electrically powered flying robot*. Technical Report, The University of Michigan, Ann Arbor Advanced Technologies Lab.
21. Xuan-Mung, N., Hong, S. K. (2019). Improved altitude control algorithm for quadcopter unmanned aerial vehicles. *Applied Sciences*, 9(10).
22. Chai, L., Wang, P., Fei, S. (2019, August). *Control Researches on Nonlinear Systems for A Quadrotor UAV Helicopter under Impact of Wind Disturbance Based on Method of Domination*. Paper presented at 14th International Conference On Computer Science And Education, Toronto, Canada.
23. Georgia-Tech (1999). *Electric propulsion integration concept vehicle*, Technical Report, NASA Institute for Advanced Concepts, Georgia Tech Research Institute, Atlanta, Georgia.
24. Paredes, J. A., Saito, C., Abarca, M., Cuellar, F. (2017, July). *Study of effects of high-altitude environments on multicopter and fixed-wing UAVs' energy consumption and flight time*. Paper presented at 13th Institute of Electrical and Electronics Engineers: International Conference On Automation Science And Engineering, 13.

25. Faessler, M., Fontana, F., Forster, C., Mueggler, E., Pizzoli, M., Scaramuzza, D. (2016). Autonomous, Vision-based Flight and Live Dense 3D Mapping with a Quadrotor Micro Aerial Vehicle. *Journal Of Field Robotics*, 33(4), 431–450.
26. İnternet: Quadcopter Propeller Basics for Drone Pilots - Drone Omega. URL: <https://www.droneomega.com/quadcopter-propeller/>, Son Erişim Tarihi: 22.08.2020.
27. Carrillo, L. R. G., López, A. E. D., Lozano, R., Claude, P. (2013). *Advances in Industrial Control*. E-Book: Springer-Verlag, London.
28. Gupta, N., Kothari, M., Abhishek (2017). Modeling and Control of Inverted Flight of a Variable-Pitch Quadrotor. *ArXiv*, abs/1709(06407).
29. Zeng, W., Jiang, Q., Xie, J., Yu, T. (2020). A functional variable universe fuzzy PID controller for load following operation of PWR with the multiple model. *Annals Of Nuclear Energy*, 140,107174.
30. Atheer, L. S., Moghavvemi, M., Haider.i A. F. M., Gaeid, K. S. (2010 May.). *Modelling and PID controller design for a quadrotor unmanned air vehicle*. Paper presented at Institute of Electrical and Electronics Engineers: International Conference on Automation, Quality and Testing, Robotics, Cluj-Napoca, Romania.
31. JohanÅströmJohan, K., Richard Murray, J. M. (2009). *Feedback Systems: An Introduction for Scientists and Engineers*. New Jersey: Princeton and Oxford,
32. Esfandiari, R. S., Bei, L. (2014). *Modeling and Analysis of Dynamic Systems* (Second Edition). New York: CRC Press, Taylor & Francis,
33. Ryll, M., Bühlhoff, H. H., Giordano, P. R. (2012, May). *Modeling and control of a quadrotor UAV with tilting propellers*. Paper presented at Institute of Electrical and Electronics Engineers: International Conference On Robotics And Automation, Saint Paul, Minnesota.
34. Yih, C. (2016, November). *Flight Control of a Tilt-Rotor Quadcopter via Sliding Mode*. Paper presented at 2016 International Automatic Control Conference, Taichung, Taiwan.
35. Oosedo, A., Abiko, S., Narasaki, S., Kuno, A., Konno, A., Uchiyama, M. (2016). Large attitude change flight of a quad tilt rotor unmanned aerial vehicle. *Advanced Robotics*, 30(5), 326–337.
36. Dharmawan, A., Ashari, A., Putra, A. E. (2017). Mathematical modelling of translation and rotation movement in quad tiltrotor. *International Journal On Advanced Science, Engineering And Information Technology*, 7(3), 1104–1113.

37. Peng, Z. (2017). *Design of Quad Tiltrotor Attitude Control Experiment for Control System Education*, Master's Thesis, Department of Mechanical Engineering and Mechanics, Lehigh University Department, Bethlehem.
38. Oner, K., Cetinsoy, E., Unel, M., Aksit, M. F., Kandemir, I., Gulez, K. (2008). Dynamic Model and Control of a New Quadrotor Unmanned Aerial Vehicle with Tilt-Wing Mechanism. *World Academy Of Science, Engineering And Technology*, 45(9), 58–63.
39. Hua, M. D., Hamel, T., Morin, P., Samson, C. (2015). Control of VTOL vehicles with thrust-tilting augmentation. *Automatica*, 52.
40. Badr, S., Mehrez, O., Kabeel, A. E. (2016, June). *A Novel Modification for a Quadrotor Design*. Paper presented at 2016 International Conference On Unmanned Aircraft Systems, Arlington, Virginia.
41. Alkamachi, A., Ercelebi, E. (2017). Modelling and control of H-shaped racing quadcopter with tilting propellers. *Facta Universitatis, Series: Mechanical Engineering*, 15(2), 201–215.
42. Elkhatab, O. (2017). *Control Allocation of a Tilting Rotor Hexacopter*, Bachelor Thesis, Eidgenössische Technische Hochschule Zurich, Switzerland.
43. Yoo, D.-W., Oh, H.-D., Won, D.-Y., Tahk, M.-J. (2010). Dynamic Modeling and Stabilization Techniques for Tri-Rotor Unmanned Aerial Vehicles. *International Journal Of Aeronautical And Space Sciences*, 11(3), 167–174.
44. Sanchez, A., Escareño, J., Garcia, O., Lozano, R. (2008, July). *Autonomous hovering of a noncyclic tiltrotor UAV: modeling, control and implementation*. Paper presented at The International Federation Of Automatic Control, Seoul, Korea.
45. Amiri, N., Ramirez-Serrano, A., Davies, R. (2011, August). *Modelling of Opposed Lateral and longitudinal Tilting dual-fan unmanned aerial vehicle*. Paper presented at The International Federation Of Automatic Control, Milano, Italy.
46. Rego, B. S., Raffo, G. V. (2019). Suspended load path tracking control using a tilt-rotor UAV based on zonotopic state estimation. *Journal Of The Franklin Institute*, 356(4), 1695–1729.
47. Atashpaz-Gargari, E., Lucas, C. (2007, September). *Imperialist competitive algorithm: An algorithm for optimization inspired by imperialistic competition*. Paper presented at Institute of Electrical and Electronics Engineers: Congress On Evolutionary Computation, Singapore.

48. Abbas, Nizar Hadi, A. R. S. (2018). Tuning of PID Controllers for Quadcopter System using Cultural Exchange Imperialist Competitive Algorithm. *Journal Of Engineering*, 24(2), 80–99.
49. Saud, L. J., Mohammed, R. S. (2017). Performance Evaluation of a PID and a Fuzzy PID Controllers Designed for Controlling a Simulated Quadcopter Rotational Dynamics Model. *Journal Of Engineering*, 23(7), 74–93.
50. Gautam, D., Ha, C. (2013). Control of a Quadrotor Using a Smart Self-Tuning Fuzzy PID Controller. *International Journal Of Advanced Robotic Systems*, 10(11), 380.
51. Alsafadi, L. A., Chulin, N. A., Mironova, I. V. (2019). Synthesis of fuzzy controller based on simple PID controller. *Procedia Computer Science*, 150, 28–38.
52. Garcia-Aunon, P., Peñas, M. S., de la Cruz García, J. M. (2017). Parameter selection based on fuzzy logic to improve UAV path-following algorithms. *Journal Of Applied Logic*, 24(1), 62–75.
53. Tesch, D. A., Eckhard, D., Guarienti, W. C. (2016). Pitch and Roll control of a Quadcopter using Cascade Iterative Feedback Tuning. *IFAC-PapersOnLine*, 49(30), 30–35.
54. Madani, T., Benallegue, A. (2008, July). *Adaptive control via backstepping technique and neural networks of a quadrotor helicopter*. Paper presented at The International Federation Of Automatic Control, Seoul, Korea.
55. Lee, D., Kim, H. J., Sastry, S. (2009). Feedback linearization vs. adaptive sliding mode control for a quadrotor helicopter. *International Journal Of Control, Automation And Systems*, 7(3), 419–428.
56. Efe, M. Ö. (2011). Integral sliding mode control of a quadrotor with fractional order reaching dynamics. *Transactions Of The Institute Of Measurement And Control*, 33(8), 985–1003.
57. Tomashevich, S., Belyavskiy, A. (2016). Passification Based Simple Adaptive Control Of Quadrotor. *IFAC-PapersOnLine*, 49(13), 281–286.
58. Nicol, C., Macnab, C. J. B., Ramirez-Serrano, A. (2008). Robust neural network control of a quadrotor helicopter. *Canadian Conference On Electrical And Computer Engineering*, (1), 1233–1237.
59. Navabi, M., Mirzaei, H. (2017). Robust optimal adaptive trajectory tracking control of quadrotor helicopter. *Latin American Journal Of Solids And Structures*, 14(6), 1043–1066.

60. Li, Q. (2014). *Grey-Box System Identification of a Quadrotor Unmanned Aerial Vehicle*, Master's Thesis, Delft University of Technology, Delft, Netherlands.
61. Greiff, M. (2017). *Modelling and Control of the Crazyflie Quadrotor for Aggressive and Autonomous Flight by Optical Flow Driven State Estimation*, Master's Thesis, Lund University, Lund, Sweden.
62. Chan, H. L., Woo, K. T. (2015). Design and Control of Small Quadcopter System with Motor Closed Loop Speed Control. *International Journal Of Mechanical Engineering And Robotics Research*, 4(4), 287–292.
63. Ramesh, K. A. (2012). *Recent Advances in Aircraft Technology*. Rijeka, Croatia: InTech.
64. Ercan, Y. (2014). *İleri Dinamik*. E-Kitap: Ankara, Türkiye.
65. İnternet: PAM, PWM ve PPM Arasındaki Fark - PWM ve PAM Karşılaştırması. URL: <https://www.elprocus.com/difference-between-pam-pwm-ppm/> Son Erişim Tarihi: 22.08.2020.
66. İnternet: *PxaRC - R/C and robotics software for Linux/PXA255/PXA270*. <http://www.pabr.org/pxarc/doc/pxarc.en.html> (accessed Aug. 18, 2020).
67. İnternet: Gibiansky, A. (2012). *Quadcopter Dynamics, Simulation, and Control*. Web: <https://andrew.gibiansky.com/downloads/pdf/Quadcopter%20Dynamics,%20Simulation,%20and%20Control.pdf>, adresinden 12 Kasım 2020’de alınmıştır.
68. Bayraktar, Ö., GÜLDAŞ, A., (2020). Quadrotor İtme ve Tork Katsayılarının Optimizasyonu ve Matlab/Simulink ile Simülasyonu. *Journal Of Polytechnic*, 23(4), 1197–1204.

EKLER

EK-1. Sabit dört rotorlu İHA'ya ait fonksiyon bloklarının detayı.

Kontrol Bloğu

```
function RPM = fcn(Throttle, Pitch, Roll, Yaw)
```

```
ThrottleRPM=271.21*Throttle;
```

```
Pitch=20*Pitch;
```

```
Roll=20*Roll;
```

```
Yaw=30*Yaw;
```

```
m1=ThrottleRPM+Pitch-Roll+Yaw;
```

```
m2=ThrottleRPM-Pitch-Roll-Yaw;
```

```
m3=ThrottleRPM-Pitch+Roll+Yaw;
```

```
m4=ThrottleRPM+Pitch+Roll-Yaw;
```

```
if m1<0
```

```
    m1=0;
```

```
end
```

```
if m2<0
```

```
    m2=0;
```

```
end
```

```
if m3<0
```

```
    m3=0;
```

```
end
```

```
if m4<0
```

```
    m4=0;
```

```
end
```

```
RPM=[m1 m2 m3 m4];
```

Motor Pervane Bloğu

```
function [F, Tork] = fcn(RPM)
```

EK-1. (Devam) Sabit dört rotorlu İHA'ya ait fonksiyon bloklarının detayı.

```
Tork=[0 0 0 0];
```

```
F=[0 0 0 0];
```

```
for i=1:4
```

```
    F(i)= (0.252627 - 0.0000552991*RPM(i) + 0.00000001778857  
* RPM(i)^2); %N
```

```
    Tork(i)= (-0.001123 + 0.0000004531858*RPM(i) +  
0.00000000012292569860*RPM(i)^2) +  
0,00000000000000013866723220486 * RPM(i)^3 ; %N Metre
```

```
end
```

EK-2. Dinamik dört rotorlu İHA'ya ait fonksiyon bloklarının detayı.

Kontrol Bloğu

```
function [RPM,Beta,Alfa]= fcn(AngleP, AngleR, Throttle,
Pitch, Roll, Yaw)
```

```
Beta=(AngleP*30/30)*3.1428571428/180;
```

```
if Beta>3.1428571428/6
    Beta=3.1428571428/6;
end
```

```
if Beta<-3.1428571428/6
    Beta=-3.1428571428/6;
end
```

```
MAlfaRoll=(AngleR*20/30)*3.1428571428/180;
if MAlfaRoll>3.1428571428/9
    MAlfaRoll=3.1428571428/9;
end
```

```
MAlfaYaw=(Yaw*20/100)*3.1428571428/180;
```

```
Alfa=[MAlfaRoll+MAlfaYaw MAlfaRoll-MAlfaYaw -MAlfaRoll-
MAlfaYaw -MAlfaRoll+MAlfaYaw];
```

```
ThrottleRPM=271.21*Throttle;
Pitch=20*Pitch;
Roll=20*Roll;
Yaw=30*Yaw;
```

```
m1=ThrottleRPM+Pitch-Roll;
m2=ThrottleRPM-Pitch-Roll;
```

EK-2. (Devam) Dinamik dört rotorlu İHA'ya ait fonksiyon bloklarının detayı.

```
m3=ThrottleRPM-Pitch+Roll;
```

```
m4=ThrottleRPM+Pitch+Roll;
```

```
if m1<0
```

```
    m1=0;
```

```
end
```

```
if m2<0
```

```
    m2=0;
```

```
end
```

```
if m3<0
```

```
    m3=0;
```

```
end
```

```
if m4<0
```

```
    m4=0;
```

```
end
```

```
RPM=[m1 m2 m3 m4];
```

Motor Pervane Bloğu

```
function [F, Tork] = fcn(RPM)
```

```
Tork=[0 0 0 0];
```

```
F=[0 0 0 0];
```

```
for i=1:4
```

```
    F(i)= (0.252627 - 0.0000552991*RPM(i) + 0.00000001778857  
* RPM(i)^2); %N
```

```
    Tork(i)= (-0.001123 + 0.0000004531858*RPM(i) +  
0.00000000012292569860*RPM(i)^2) +  
0,000000000000000013866723220486 * RPM(i)^3 ; %N Metre
```

```
end
```

EK-2. (devam) Dinamik dört rotorlu İHA'ya ait fonksiyon bloklarının detayı.

Dinamik Kuvvetler Bloğu

```
function [M1X,M1Y,M1Z,M2X,M2Y,M2Z,M3X,M3Y,M3Z,M4X,M4Y,M4Z] =  
fcu (BETA,a1,a2,a3,a4,M1F,M2F,M3F,M4F)
```

```
F1Beta=M1F/sqrt(cos(BETA)^2*tan(a1)^2+1);
```

```
F2Beta=M2F/sqrt(cos(BETA)^2*tan(a2)^2+1);
```

```
F3Beta=M3F/sqrt(cos(BETA)^2*tan(a3)^2+1);
```

```
F4Beta=M4F/sqrt(cos(BETA)^2*tan(a4)^2+1);
```

```
M1X=F1Beta*cos(BETA)*tan(a1);
```

```
M2X=F2Beta*cos(BETA)*tan(a2);
```

```
M3X=F3Beta*cos(BETA)*tan(a3);
```

```
M4X=F4Beta*cos(BETA)*tan(a4);
```

```
M1Y=F1Beta*sin(BETA);
```

```
M2Y=F2Beta*sin(BETA);
```

```
M3Y=F3Beta*sin(BETA);
```

```
M4Y=F4Beta*sin(BETA);
```

```
M1Z=F1Beta*cos(BETA);
```

```
M2Z=F2Beta*cos(BETA);
```

```
M3Z=F3Beta*cos(BETA);
```

```
M4Z=F4Beta*cos(BETA);
```

Doğrusal İvme Bloğu

```
function [X,Y,Z] =  
fcu (Cfi,Ctheta,Cpsi,Sfi,Stheta,Spsi,M1X,M1Y,M1Z,M2X,M2Y,M2Z,  
M3X,M3Y,M3Z,M4X,M4Y,M4Z,g)
```

EK-2. (devam) Dinamik dört rotorlu İHA'ya ait fonksiyon bloklarının detayı.

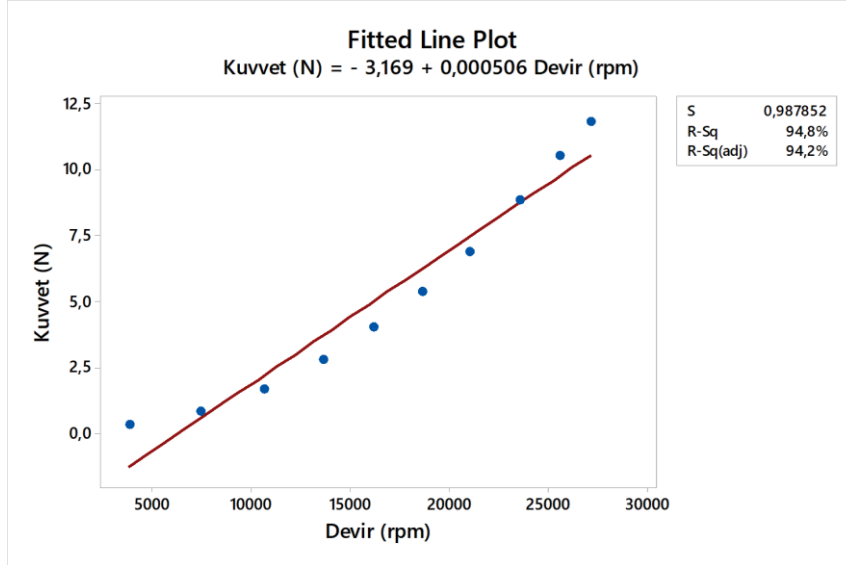
$$\begin{aligned} X = & M1X * Cpsi * Ctheta - M1Y * (Cpsi * Stheta * Sfi - Spsi * Cfi) + \\ & M1Z * (Cpsi * Stheta * Cfi + Spsi * Sfi) + M2X * Cpsi * Ctheta - \\ & M2Y * (Cpsi * Stheta * Sfi - Spsi * Cfi) + \\ & M2Z * (Cpsi * Stheta * Cfi + Spsi * Sfi) + M3X * Cpsi * Ctheta - \\ & M3Y * (Cpsi * Stheta * Sfi - Spsi * Cfi) + \\ & M3Z * (Cpsi * Stheta * Cfi + Spsi * Sfi) + M4X * Cpsi * Ctheta - \\ & M4Y * (Cpsi * Stheta * Sfi - Spsi * Cfi) + \\ & M4Z * (Cpsi * Stheta * Cfi + Spsi * Sfi); \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} Y = & M1X * Spsi * Ctheta - M1Y * (Spsi * Stheta * Sfi + Cpsi * Cfi) + \\ & M1Z * (Spsi * Stheta * Cfi - Cpsi * Sfi) + M2X * Spsi * Ctheta - \\ & M2Y * (Spsi * Stheta * Sfi + Cpsi * Cfi) + M2Z * (Spsi * Stheta * Cfi - \\ & Cpsi * Sfi) + M3X * Spsi * Ctheta - M3Y * (Spsi * Stheta * Sfi + Cpsi * Cfi) + \\ & M3Z * (Spsi * Stheta * Cfi - Cpsi * Sfi) + M4X * Spsi * Ctheta - \\ & M4Y * (Spsi * Stheta * Sfi + Cpsi * Cfi) + M4Z * (Spsi * Stheta * Cfi - \\ & Cpsi * Sfi); \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} Z = & -g - M1X * Stheta - M1Y * Ctheta * Sfi + M1Z * Ctheta * Cfi + M2X * Stheta - \\ & M2Y * Ctheta * Sfi + M2Z * Ctheta * Cfi + M3X * Stheta - \\ & M3Y * Ctheta * Sfi + M3Z * Ctheta * Cfi + M4X * Stheta - \\ & M4Y * Ctheta * Sfi + M4Z * Ctheta * Cfi; \end{aligned}$$

EK-3. Rotor/Pervane çifti itme kuvveti regresyon detayları.

Lineer regresyon modeli için analiz sonuçları ve grafiği (Şekil 3.1) aşağıda verilmiştir.



Şekil 3.1. İtme kuvveti için lineer regresyon analizi.

The regression equation is

$$Kuvvet = - 3,169 + 0,000506 * Devir$$

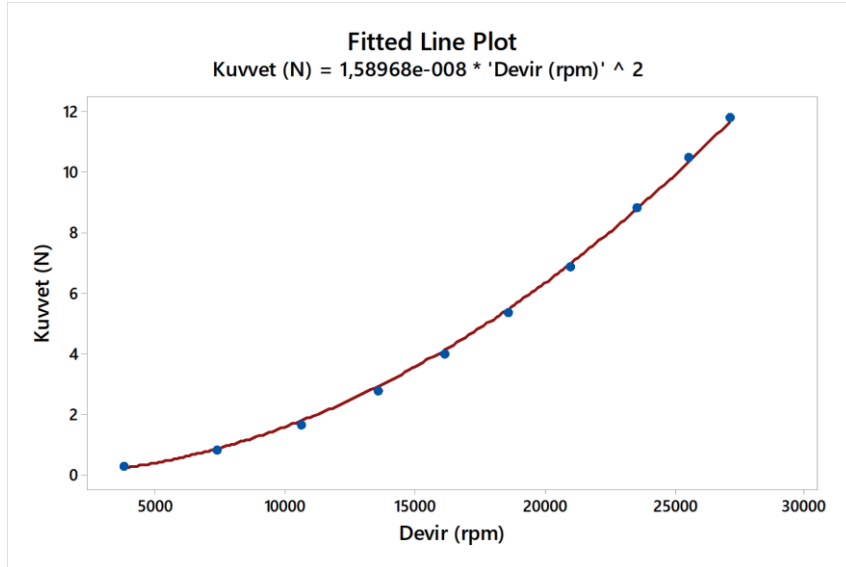
$$S = 0,987852 \quad R-Sq = 94,8\% \quad R-Sq(adj) = 94,2\%$$

Analysis of Variance

Source	DF	SS	MS	F	P
Regression	1	142,960	142,960	146,50	0,000
Error	8	7,807	0,976		
Total	9	150,767			

EK-3. (devam) Rotor/Pervane çifti itme kuvveti regresyon detayları.

Literatürde yaygın olarak kullanılan sabit katsayılı ikinci dereceden regresyon modeli için analiz sonuçları ve grafiği (Şekil 3.2) aşağıda verilmiştir.



Şekil 3.2. İtme kuvveti için sabit katsayılı ikinci dereceden regresyon analizi.

Method

Algorithm	Gauss-Newton
Max iterations	200
Tolerance	0,00001

Equation

Kuvvet (N) = 1,58968e-008 * Devir ^ 2

Parameter Estimates

Parameter	Estimate	SE Estimate
Theta	0,0000000	0,0000000

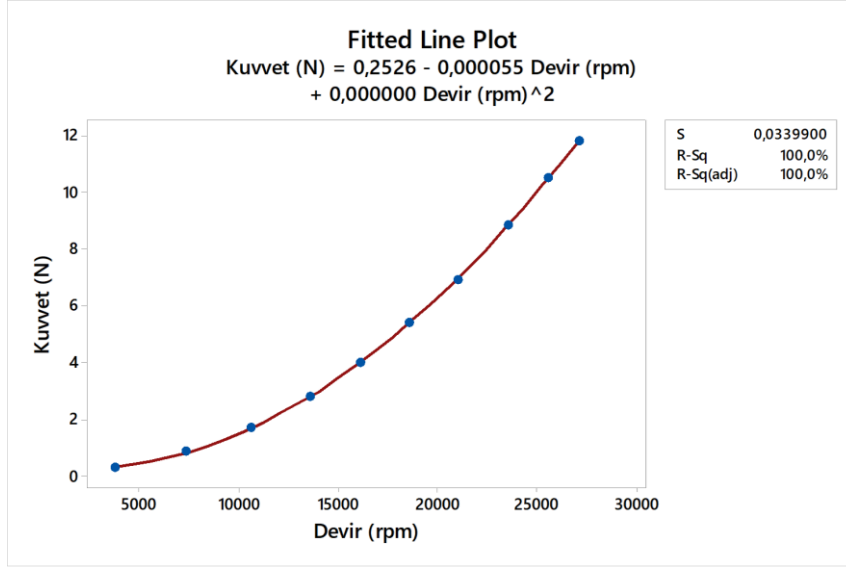
Kuvvet (N) = Theta * 'Devir (rpm)' ^ 2

Summary

Iterations	2
Final SSE	0,121262
DFE	9
MSE	0,0134735
S	0,116076

EK-3. (devam) Rotor/Pervane çifti itme kuvveti regresyon detayları.

Karesel regresyon modeli regresyon modeli için analiz sonuçları ve grafiği (Şekil 3.3) aşağıda verilmiştir.



Şekil 3.3. İtme kuvveti için karesel regresyon analizi.

The regression equation is

$$Kuvvet = 0,2526 - 0,000055 * Devir + 0,000000 * Devir^2$$

$$S = 0,0339900 \quad R-Sq = 100,0\% \quad R-Sq(adj) = 100,0\%$$

Analysis of Variance

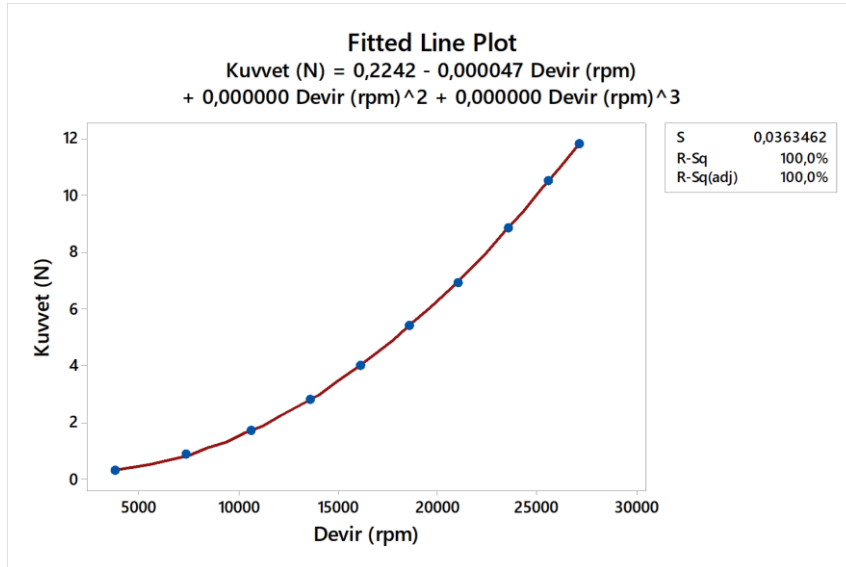
Source	DF	SS	MS	F	P
Regression	2	150,759	75,3793	65245,42	0,000
Error	7	0,008	0,0012		
Total	9	150,767			

Sequential Analysis of Variance

Source	DF	SS	F	P
Linear	1	142,960	146,50	0,000
Quadratic	1	7,799	6750,28	0,000

EK-3. (devam) Rotor/Pervane çifti itme kuvveti regresyon detayları.

Kübik regresyon modeli için analiz sonuçları ve grafiği (Şekil 3.4) aşağıda verilmiştir.



Şekil 3.4. İtme kuvveti için kübik regresyon analizi.

The regression equation is

$$Kuvvet = 0,2242 - 0,000047 * Devir + 0,000000 * Devir^2 + 0,000000 * Devir^3$$

$$S = 0,0363462 \quad R-Sq = 100,0\% \quad R-Sq(adj) = 100,0\%$$

Analysis of Variance

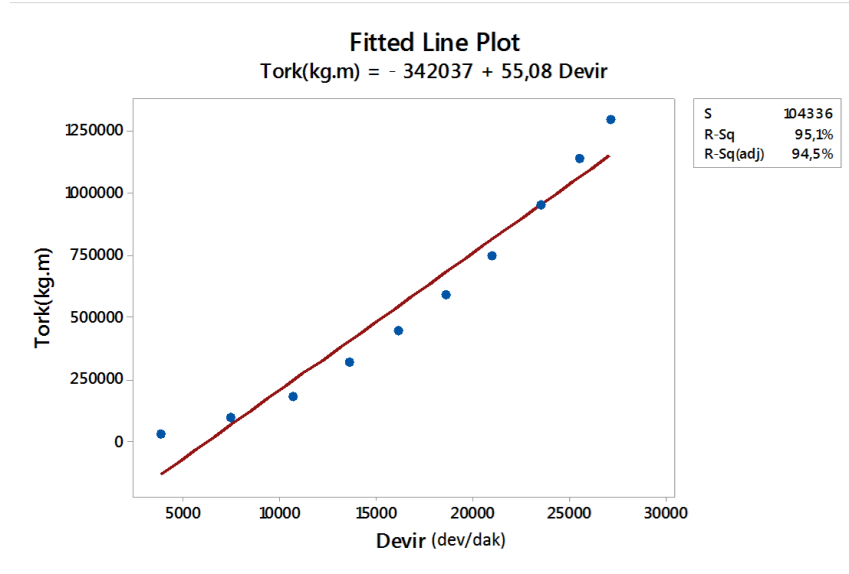
Source	DF	SS	MS	F	P
Regression	3	150,759	50,2529	38040,31	0,000
Error	6	0,008	0,0013		
Total	9	150,767			

Sequential Analysis of Variance

Source	DF	SS	F	P
Linear	1	142,960	146,50	0,000
Quadratic	1	7,799	6750,28	0,000
Cubic	1	0,000	0,12	0,739

EK-4. Rotor/Pervane çifti tork kuvveti regresyon detayları.

Tork kuvvetinin regresyon analizlerinde değerlerin ondalık kısımlarını görebilmek için değerler 10^7 ile çarpılmıştır. Gerçek sonuçlar $1/10^7$ ile çarpılarak bulunur. Lineer regresyon modeli için analiz sonuçları ve grafiği (Şekil 4.1) aşağıda verilmiştir.



Şekil 4.1. Tork kuvveti için lineer regresyon analizi.

The regression equation is
 $Tork(kg.m) = - 342037 + 55,08 * Devir$

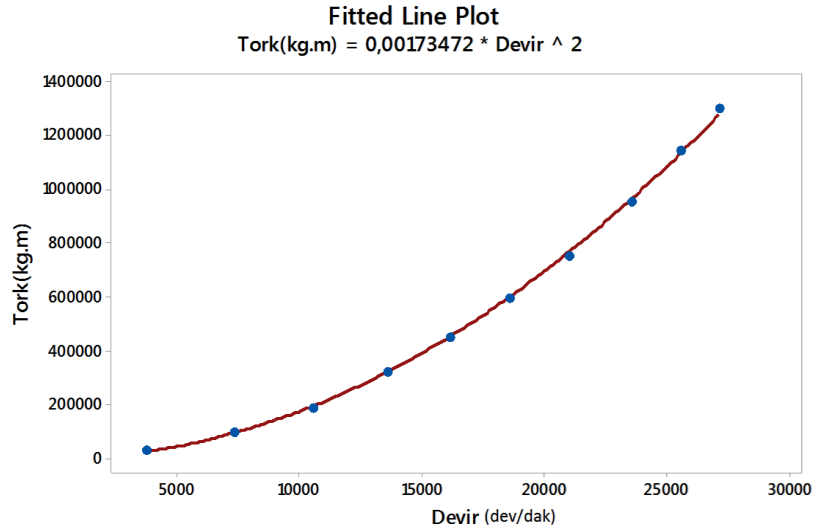
S = 104336 R-Sq = 95,1% R-Sq(adj) = 94,5%

Analysis of Variance

Source	DF	SS	MS	F	P
Regression	1	1,69326E+12	1,69326E+12	155,54	0,000
Error	8	8,70882E+10	1,08860E+10		
Total	9	1,78035E+12			

EK-4. (devam) Rotor/Pervane çifti tork kuvveti regresyon detayları.

Literatürde yaygın olarak kullanılan sabit katsayılı ikinci dereceden regresyon modeli için analiz sonuçları ve grafiği (Şekil 4.2) aşağıda verilmiştir.



Şekil 4.2. Tork kuvveti için sabit katsayılı ikinci dereceden regresyon analizi.

The regression equation is
 $\text{Tork(kg.m)} = 0,00173472 * \text{Devir}^2$
 Parameter Estimates

Parameter	Estimate	SE Estimate
Theta	0,0017347	0,0000085

$\text{Tork(kg.m)} = \text{Theta} * \text{Devir}^2$

Lack of Fit

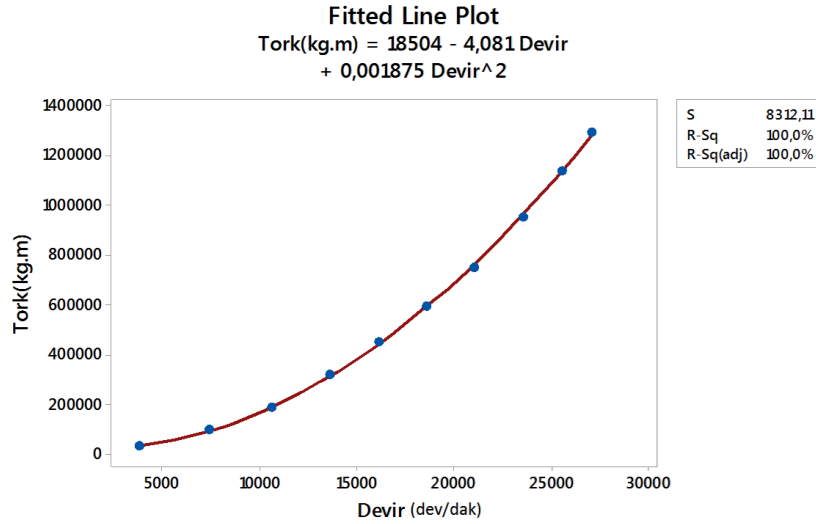
There are no replicates.
 Minitab cannot do the lack of fit test based on pure error.

Summary

Iterations	2
Final SSE	1107627189
DFE	9
MSE	123069688
S	11093,7

EK-4. (devam) Rotor/Pervane çifti tork kuvveti regresyon detayları.

Karesel regresyon modeli için analiz sonuçları ve grafiği (Şekil 4.3) aşağıda verilmiştir.



Şekil 4.3. Tork kuvveti için karesel regresyon analizi.

The regression equation is

$$\text{Tork(kg.m)} = 18504 - 4,081 * \text{Devir} + 0,001875 * \text{Devir}^2$$

$$S = 8312,11 \quad R\text{-Sq} = 100,0\% \quad R\text{-Sq(adj)} = 100,0\%$$

Analysis of Variance

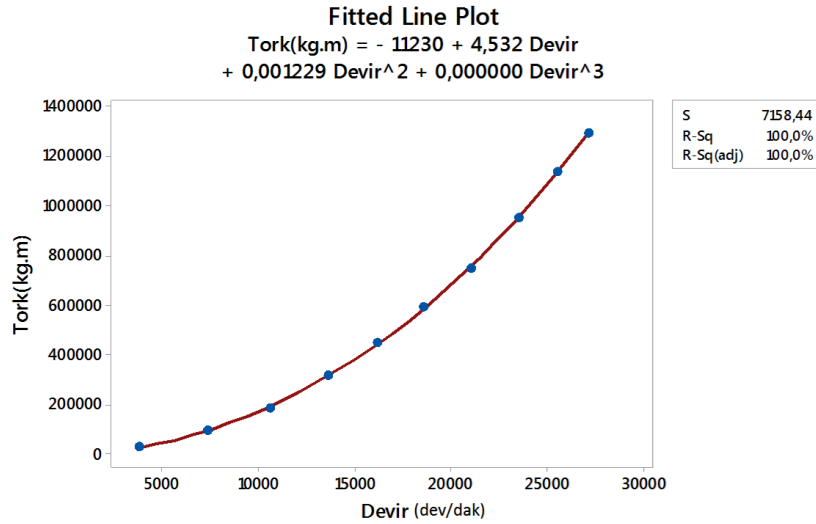
Source	DF	SS	MS	F	P
Regression	2	1,77987E+12	8,89934E+11	12880,57	0,000
Error	7	4,83638E+08	6,90912E+07		
Total	9	1,78035E+12			

Sequential Analysis of Variance

Source	DF	SS	F	P
Linear	1	1,69326E+12	155,54	0,000
Quadratic	1	8,66046E+10	1253,48	0,000

EK-4. (devam) Rotor/Pervane çifti tork kuvveti regresyon detayları.

Kübik regresyon modeli için analiz sonuçları ve grafiği (Şekil 4.4) aşağıda verilmiştir



Şekil 4.4 Tork kuvveti için karesel regresyon analizi.

The regression equation is

$$\text{Tork(kg.m)} = -11230 + 4,532 * \text{Devir} + 0,001229 * \text{Devir}^2 + 0,000000013870 * \text{Devir}^3$$

$$S = 7158,44 \quad R\text{-Sq} = 100,0\% \quad R\text{-Sq(adj)} = 100,0\%$$

Analysis of Variance

Source	DF	SS	MS	F	P
Regression	3	1,78004E+12	5,93348E+11	11579,03	0,000
Error	6	3,07460E+08	5,12433E+07		
Total	9	1,78035E+12			

Sequential Analysis of Variance

Source	DF	SS	F	P
Linear	1	1,69326E+12	155,54	0,000
Quadratic	1	8,66046E+10	1253,48	0,000
Cubic	1	1,76178E+08	3,44	0,113

EK-5. Bölüm 5.4'te kullanılan parametreler.

Çizelge 5.1. İtme ve tork kuvveti güvenilirliğinin araştırılmasında kullanılan deney parametreleri.

Açıklama	Sembol	Değer
Rotor-Ağırlık merkezi uzaklığı	l_x, l_y	0,2 m
Dört rotorlu İHA Ağırlığı	m	0,95 kg
Yerçekimi ivmesi	g	9,807 m/s ²
X eksen etrafındaki ataleti	I_{xx}	0,0132 Kg.m ²
Y eksen etrafındaki ataleti	I_{yy}	0,0132 Kg.m ²
Z eksen etrafındaki ataleti	I_{zz}	0,0235 Kg.m ²
Rotor dönme ataleti	J_r	33.10 ⁻⁶ Kg.m ²

Çizelge 5.2. PID Katsayıları.

Açıklama	Yunuslama, Yuvarlanma	Sapma	Yükselme (Z)	Yanal Konumlar (X,Y)
P	5	25	110	45
I	1,15	0	40	0
D	2	9,2	40	25

EK-6. Doğrusal yörünge için PID parametreleri.

Çizelge 6.1. Sabit dört rotorlu İHA PID katsayıları.

Açıklama	Yunuslama, Yuvarlanma	Sapma	Yükselme (Z)	Yanal Konumlar (X,Y)
P	15	40	60	7
I	5	2,5	40	0
D	1	5,5	40	7

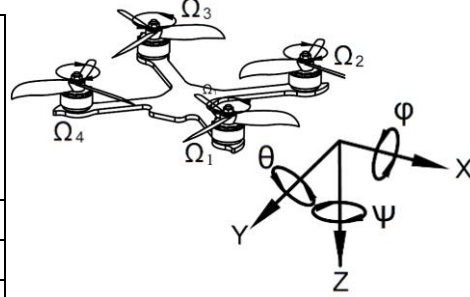
Çizelge 6.2. Dinamik dört rotorlu İHA'nın PID katsayıları.

Açıklama	Yunuslama, Yuvarlanma	Sapma	Yükselme (Z)	Yanal Konumlar (X,Y)
P	15	25	85	7
I	5	0	40	0
D	1	9,2	40	9

EK-7. Sürüklenme kuvvetleri.

Çizelge 7.1. Solidworks akış analizine göre dört rotorlu İHA'nın sürüklenme kuvvetleri.

Dört rotorlu İHA'nın açısal konumu (°)	Rüzgar Hızı (m/s)	Y yönü (N)	X yönü (N)
30	0	0,00	0,00
	20	1,38	2,44
	40	5,50	9,74
	60	12,42	21,83
	80	22,19	38,78



The regression equation is

$$Y \text{ yönü} = 0,01106 - 0,002651 \text{ Rüzgar Hızı} + 0,003497 \text{ Rüzgar Hızı}^2$$

$$S = 0,0263330 \quad R\text{-Sq} = 100,0\% \quad R\text{-Sq(adj)} = 100,0\%$$

Analysis of Variance

Source	DF	SS	MS	F	P
Regression	2	334,562	167,281	241238,65	0,000
Error	2	0,001	0,001		
Total	4	334,563			

Sequential Analysis of Variance

Source	DF	SS	F	P
Linear	1	307,168	33,64	0,010
Quadratic	1	27,394	39505,16	0,000

The regression equation is

$$X \text{ yönü} = - 0,000779 + 0,001678 \text{ Rüzgar Hızı} + 0,006038 \text{ Rüzgar Hızı}^2$$

$$S = 0,00849392 \quad R\text{-Sq} = 100,0\% \quad R\text{-Sq(adj)} = 100,0\%$$

Analysis of Variance

Source	DF	SS	MS	F	P
Regression	2	1021,54	510,768	7079582,10	0,000
Error	2	0,00	0,000		
Total	4	1021,54			

Sequential Analysis of Variance

Source	DF	SS	F	P
Linear	1	939,866	34,52	0,010
Quadratic	1	81,670	1131998,36	0,000

EK-8. Kare yörünge için PID parametreleri.

Çizelge 8.1. Sabit dört rotorlu İHA PID katsayıları.

Açıklama	Yunuslama, Yuvarlanma	Sapma	Yükselme (Z)	Yanal Konumlar (X,Y)
P	15	25	85	7
I	5	0	40	0
D	1	9,2	40	9,2

Çizelge 8.2. Dinamik dört rotorlu İHA'nın PID katsayıları.

Açıklama	Yunuslama, Yuvarlanma	Sapma	Yükselme (Z)	Yanal Konumlar (X,Y)
P	15	25	70	7
I	5	1	40	0
D	1	11,5	40	6,85

EK-8. Kare yörünge takibindeki enerji tüketimine ait regresyon sonuçları.

The regression equation is

$$\text{watt} = - 25,28 + 0,009018 \text{ Devir} - 0,000001 \text{ Devir}^2 + 0,000000 \text{ Devir}^3$$

$$S = 5,31716 \quad R\text{-Sq} = 99,9\% \quad R\text{-Sq}(\text{adj}) = 99,9\%$$

Analysis of Variance

Source	DF	SS	MS	F	P
Regression	3	290306	96768,6	3422,74	0,000
Error	6	170	28,3		
Total	9	290475			

Sequential Analysis of Variance

Source	DF	SS	F	P
Linear	1	252306	52,88	0,000
Quadratic	1	36382	142,45	0,000
Cubic	1	1618	57,23	0,000

EK-10. Sapma mekaniği için PID parametreleri.

Çizelge 10.1. Sabit dört rotorlu İHA PID katsayıları.

Açıklama	Yunuslama, Yuvarlanma	Sapma	Yükselme (Z)	Yanal Konumlar (X,Y)
P	15	20	60	7
I	5	2	40	0
D	0,3	20	40	9,2

Çizelge 10.2. Dinamik dört rotorlu İHA'nın PID katsayıları.

Açıklama	Yunuslama, Yuvarlanma	Sapma	Yükselme (Z)	Yanal Konumlar (X,Y)
P	15	25	60	7
I	5	1	40	0
D	0,3	11,5	40	7

ÖZGEÇMİŞ

Kişisel Bilgiler

Soyadı, adı : BAYRAKTAR, Ömer
 Uyuğu : T.C.
 Doğum tarihi ve yeri : 14/03/1987 Kartal
 Medeni hali : Evli
 Telefon : 0 (312) 202 86 68
 e-mail : omerbayraktar@gazi.edu.tr



Eğitim

Derece	Eğitim Birimi	Mezuniyet Tarihi
Doktora	Gazi Üniversitesi / İmalat Mühendisliği	2020-Devam ediyor
Yüksek lisans	Gazi Üniversitesi / İmalat Mühendisliği	2016
Lisans	Gazi Üniversitesi / İmalat Mühendisliği	2016
Lisans	Gazi Üniversitesi / Kalıpcılık Öğretmenliği	2012
Lise	Haydarpaşa Teknik Lisesi	2006

İş Deneyimi

Yıl	Yer	Görev
2013-Halen	Gazi Üniversitesi	Araştırma Görevlisi
2006-2007	Elma Plastik Metal Sanayi	CNC vardiya Amiri

Yabancı Dil

İngilizce

Yayınlar

1. Bayraktar, Ö., Gölbaş, A., (2020). Quadrotor itme ve tork katsayılarının optimizasyonu ve matlab/simulink ile simülasyonu. *Journal Of Polytechnic*, 23(4), 1197–1204.
2. Bayraktar, Ö., Gölbaş, A., (2018). A new approach to fabricate carbon fiber reinforced polymer with roller pre-stretching method and characterization of their mechanical properties. *Polymer Composites*, 40(2), 489–495.

3. Bayraktar, Ö., Uzun, G., Çakıroğlu, R., Guldaz, A., (2016). Experimental study on the 3d-printed plastic parts and predicting the mechanical properties using artificial neural networks. *Polymers for Advanced Technologies*, 2016. 28(8), 1044-1051.
4. Bayraktar, Ö., Atar, E., Özçatalbaş, Y., Korkut, İ., (2018, Kasım). Al + %4,7Cu + %2,3SiC katkılı kompozit malzemenin tel erezyon yöntemiyle işlenmesi. International Eurasian Conference on Science, Engineering and Technology Sempozyumunda sunuldu, Ankara.
5. Yüksel, T., Bayraktar, Ö., Uzun, G., Korkut, İ. (2018, Mart). *AISI P20+S (DIN 1.2312) kalıp çeliğinin delinmesinde kaplama ve matkap uç açısının kesme kuvvetleri ve yüzey pürüzlülüğü üzerine etkisinin incelenmesi*. International Congress on Science and Education Sempozyumunda sunuldu, Afyonkarahisar.
6. Yılmaz, B., Bayraktar, Ö., Gültaş, A., Güllü, A., (2017, Kasım). *AISI S1 takım çeliğinin tel erezyon ile işlenmesinde kesme parametrelerinin yüzey morfolojisine etkisi*. 8th International Symposium on Machining Sempozyumunda sunuldu, Antalya.
7. Bayraktar, Ö., Gültaş, A., Göktaş, M. (2017, May). *Examination of wire electrical discharge machining of AISI S1 (60WCrV8) cold work tool steel*. Paper presented at 3rd International Conference on Engineering and Natural Science, Budapest.
8. Gültaş, A., Göktaş, M., Bayraktar, Ö., Düzgün, M., (2017, May). *Relation between sink marks formation and rib dimension on plastic parts*. Paper presented at 3rd International Conference on Engineering and Natural Science, Budapest.
9. Gültaş, A., Bayraktar, Ö., Göktaş, M., (2016, May). *Forming Of Carbon Fiber Reinforced Composite Materials By Using Of Stretch Apparatus*. Paper presented at 2nd International Conference On Engineering And Natural Sciences, Sarajevo.
10. Göktaş, M., Bayraktar, Ö., Gültaş, A., (2016, May). *Cooling Of Plastic Injection Molds Using Conformal Cooling Canals*. Paper presented at 2nd International Conference on Engineering and Natural Sciences, Sarajevo.
11. Gültaş, A., Göktaş, M., Bayraktar, Ö., Khakzad, F. (2016, May). *Optimisation of rib dimensions during plastic part modelling*, Paper presented at 2nd International Conference on Engineering and Natural Sciences, Sarajevo.
12. Bayraktar, Ö., Mert, E., Yılmaz, B., Uzun, G., Gültaş, A. (2016, Ekim). *CGI malzemesinin delinmesinde kesme kuvvetleri ve yüzey pürüzlülüğünün incelenmesi*. 16. Uluslararası Malzeme Sempozyumunda sunuldu, Denizli.

13. Mert, E., Yılmaz, B., Bayraktar, Ö., Uzun, U., Korkut, K. (2016, Ekim) *Vermiküler Grafitli Dökme Demirin Delme İşleminde Uç Açısının Ve Kaplamanın Takım Ömrüne Etkisinin İncelenmesi*. 16. Uluslararası Malzeme Sempozyumunda sunuldu, Denizli.
14. Yılmaz, B., Bayraktar, Ö., Mert, E., Uzun, G., Güllü, A., (2016, Ekim). *Vermiküler grafitli dökme demirlere uygulanan delme operasyonunda kaplamanın ve uç açısının geometrik tolerans değerlerine etkisinin araştırılması*. 16. Uluslararası Malzeme Sempozyumunda sunuldu, Denizli.
15. Mert, E., Yılmaz, B., Bayraktar, Ö., Uzun, G., Korkut, İ. (2015, Kasım). *Vermiküler grafitli dökme demirin delinebilirliğinin incelenmesi*. 6. Ulusal Talaşlı İmalat Sempozyumunda sunuldu, İstanbul.

Projeler

1. TUBİTAK 3001 (214M649) Gerdirmeye Aparatı Yardımıyla Karbon Fiber Takviyeli Kompozit Malzemelerin Şekillendirilmesi, 2016.
2. Vermiküler Grafitli Dökme Demirin Delinebilirliğinin İncelenmesi (Araştırmacı), 2017.

Hobiler

Ahşap küçük süs eşyaları yapımı, Bisiklet, Koşu, İnternet, Model uçak yapımı.



GAZİ GELECEKTİR..