

**T.C.
YILDIZ TEKNİK ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ**

**DÖRT ROTORLU HAVA ARACININ İRTİFA DENETİMİ İÇİN DOĞRUSAL
OLMAYAN DENETLEYİCİ TASARIMI VE UYGULAMASI**

TUĞÇE OFLAZ

**YÜKSEK LİSANS TEZİ
KONTROL VE OTOMASYON MÜHENDİSLİĞİ ANABİLİM DALI
KONTROL VE OTOMASYON MÜHENDİSLİĞİ PROGRAMI**

**DANIŞMAN
DOÇ. DR. HALUK GÖRGÜN**

İSTANBUL, 2013

T.C.
YILDIZ TEKNİK ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

**DÖRT ROTORLU HAVA ARACININ İRTİFA DENETİMİ İÇİN DOĞRUSAL
OLMAYAN DENETLEYİCİ TASARIMI VE UYGULAMASI**

Tuğçe OFLAZ tarafından hazırlanan tez çalışması 03.10.2013 tarihinde aşağıdaki jüri tarafından Yıldız Teknik Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü Kontrol ve Otomasyon Mühendisliği Anabilim Dalı'nda **YÜKSEK LİSANS TEZİ** olarak kabul edilmiştir.

Tez Danışmanı

Doç. Dr. Haluk GÖRGÜN
Yıldız Teknik Üniversitesi

Jüri Üyeleri

Doç. Dr. Haluk GÖRGÜN
Yıldız Teknik Üniversitesi

Yrd. Doç. Dr. Celal Sami TÜFEKÇİ
Yıldız Teknik Üniversitesi

Yrd. Doç. Dr. Janset DAŞDEMİR
Yıldız Teknik Üniversitesi

Bu alışma, Yıldız Teknik Üniversitesi Bilimsel Araştırma Projeleri Koordinatörlüğü' nün 2012-04-04-YL01 numaralı projesi ile desteklenmiştir.

ÖNSÖZ

Bu çalışma sırasında, maddi ve manevi desteğini esirgemeyen aileme teşekkür ederim. Aynı zamanda, sadece akademik olarak bir danışman vasfıyla değil, her türlü sıkıntılı durumlarda çözüm üreten ve karamsar kaldığımız dönemleri ustaca atlatmamıza yardımcı olan danışman hocam Doç. Dr. Haluk GÖRGÜN'e teşekkürü borç bilirim. Tez dönemi öncesinde, tecrübelerini benimle paylaşarak bir yol çizmeme yardımcı olan, tez döneminde ise hem teorik, hem de pratik çalışmalarda büyük katkıları olan hocam, Yrd. Doç. Dr. Türker Türker'e teşekkür ederim. Bu uzun ve sıkıntılı dönemde yanımda olan tüm arkadaşlarıma ve hiçbir yardımı esirgemeyen arkadaşım Arş. Gör. Elif ÇİÇEK'e teşekkür ederim. Ayrıca, BAP Koordinatörlüğü'ne çalışmamıza verdiği destekten ötürü teşekkür ederim.

Eylül, 2013

Tuğçe OFLAZ

İÇİNDEKİLER

	Sayfa
SİMGE LİSTESİ.....	vii
KISALTMA LİSTESİ.....	ix
ŞEKİL LİSTESİ.....	x
ÖZET	xii
ABSTRACT	xiii
BÖLÜM 1	
GİRİŞ	1
1.1 Literatür Özeti	1
1.2 Tezin Amacı	12
1.3 Hipotez	12
BÖLÜM 2	
HAVA ARAÇLARININ TARİHSEL GELİŞİMİ	14
2.1 Tanımlamalar	15
2.1.1 Hava Aracı	15
2.1.2 Helikopter	15
2.1.3 İnsansız Hava Araçları (İHA)	16
2.2 DKİ Hava Aracının Erken Tasarımları	17
2.3 Aerodinamik Düzenleşim	28
2.3.1 Pervaneli Hava Araçlarının Düzenleşimi	29
2.3.1.1 Klasik Ana Rotor / Kuyruk Rotorlu Düzenleşim	29
2.3.1.2 Tek Pervaneli Düzenleşim	30
2.3.1.3 İkiz Pervaneli Koaksiyel Düzenleşim	31
2.3.1.4 İkiz Pervaneli Yan Yana	31
2.3.1.5 Çok Pervaneli	32
2.4 İHA'nın Yeni Düzenleşimleri	33
2.5 Dört Rotorlu Hava Aracı	37

BÖLÜM 3

DÖRT ROTORLU HAVA ARACININ MODELLENMESİ	40
3.1 Modelleme İçin Kullanılan Yöntemler	40
3.1.1 Newton-Euler Yaklaşımı	40
3.1.2 Euler-Lagrange Yaklaşımı	43
3.1.3 Quaternion Yaklaşımı	44
3.2 Dört Rotorlu Hava Aracının Dinamik Modelinin Oluşturulması	47
3.2.1 Dört Rotorlu Hava Aracının Karakteristiği	47
3.2.2 Sistem Tanımı	50
3.2.3 Sistemin Temel Hareketlerinin Tanımı	55
3.3 Dört Rotorlu Hava Aracının Kontrol Yönteminin İncelenmesi	59
3.4 Dört Rotorlu Hava Aracının Benzetim Sonuçları	63

BÖLÜM 4

DÖRT ROTORLU HAVA ARACININ MEKANİK YAPISI VE TEST DÜZENEGİ	66
4.1 Sensör Sistemi	67
4.1.1 Ataletsel Ölçüm Birimi	68
4.2 Elektronik Hız Kontrolcüsü (EHK)	69
4.3 Fırçasız Doğru Akım Motoru (FDAM)	70
4.4 Pervaneler	71
4.5 Mikrokontrolcü	72
4.6 Deney Sonuçları	72

BÖLÜM 5

SONUÇ VE ÖNERİLER	77
KAYNAKLAR	78

EK-A

MODEL PARAMETRELERİNİN HESAPLANMASI	80
A-1 Eylemsizlik Hesabı	80
ÖZGEÇMİŞ	86

SİMGE LİSTESİ

α	Pozitif tanımlı bir değer matrisi
C	Ana eksen takımı için tanımlı bölge
$C(.)$	Merkezkaç ve Coriolis kuvvetlerinin oluşturduğu matris
Δ_w	Pozitif değişken sabiti
e	Hata değeri
E_i	Eksen takımına göre x,y,z bileşenleri
ξ	Aracın açısal pozisyon vektörü
F_i	Dış kuvvet değeri
ϕ	Aracın x eksenine yaptığı dönme açısı
$G(.)$	Yerçekimi kuvvet vektörü
g	Yerçekimi sabiti
H_i	Yükseklik değeri
I_i	Eylemsizlik momenti değeri
J	Eksen takımı
J_i	Dönme eylemsizlik momenti
η	Aracın pozisyon vektörü
K_r	Pozitif tanımlı bir değer matrisi
K_i	Aracın sürüklenme sabiti
L	Lagrange fonksiyonu
L_i	Uzunluk değeri
M_i	Ağırlık değeri
Ω	Aracın gövdeye ilişkin açısal hız matrisi
ψ	Aracın z eksenine etrafında yaptığı dönme açısı
q	Durum değişkenleri
q_d	İstenilen durum değişkenleri değerleri
$\mathcal{R}$	Rotasyon matrisi
r	Filtre fonksiyonu
R_i	Yarıçap değeri
T_i	Kinetik enerji
θ	Aracın y eksenine yaptığı dönme açısı
τ	Tork
U	Potansiyel enerji
u_i	Sisteme uygulanan kontrol girişleri

$\bar{V}$	Coriolis/Centripetal vektörü
V	Aracın ağırlık merkezinin çizgisel hızı
$V(.)$	Lyapunov fonksiyonu
W_i	Genişlik değeri
w_i	Pervane hızları
x	Aracın x-eksenindeki doğrusal pozisyonu
y	Aracın y-eksenindeki doğrusal pozisyonu
z	Aracın z-ekseninde doğrusal pozisyonu

KISALTMA LİSTESİ

AÖB	Ataletsel Ölçüm Birimi
DA	Doğru Akım
DDKİ	Düzlemsel Dikey Kalkış ve İniş
DGM	Darbe Genişlik Modülasyonu
DKİ	Dikey Kalkış ve İniş
EHK	Elektronik Hız Kontrolcüsü
FDAM	Fırçasız Doğru Akım Motoru
İHA	İnsansız Hava Taşıtları
LQ	Linear Quadratic
NASA	National Aeronautics and Space Administration
PD	Oransal Türevsel Kontrol
PID	Oransal İntegral Türevsel Kontrol
RPM	Revolutions per minute
STOL	Short Takeoff and Landing
USB	Universal Serial Bus

ŞEKİL LİSTESİ

	Sayfa
Şekil 2. 1	Helikopterin parçaları16
Şekil 2. 2	Döner kanatlı hava araçlarının ilkel tasarımı18
Şekil 2. 3	Hava vidası – Hiller Havacılık Müzesi.....18
Şekil 2. 4	Hava otomobili – Hiller Havacılık Müzesi19
Şekil 2. 5	Gustave Ponton d’Amecourt ‘un helikopter – Hiller Havacılık Müzesi20
Şekil 2. 6	Paul Cornu’nun hava aracı – Pilotfriend22
Şekil 2. 7	Boris Yur’ev ‘in hava aracı.....22
Şekil 2. 8	Petrosczy – Von Karman’ın helikopteri – Hiller Havacılık Müzesi.....23
Şekil 2. 9	Bothezat’ın helikopteri – Amerikan Hava Kuvvetleri Ulusal Müzesi.....24
Şekil 2. 10	Cierva’nın otojirosu – Hiller Havacılık Müzesi25
Şekil 2. 11	Fa- 61 helikopteri – Pilotfriend26
Şekil 2. 12	Sikorky’nin helikopteri – Sikorsky Havacılık Şirketi.....26
Şekil 2. 13	S-55 Helikopter – Enell Postcards27
Şekil 2. 14	Klasik ana rotor/ kuyruk rotorlu düzenleşim.....29
Şekil 2. 15	Tek pervaneli düzenleşim – Eurosatory 2004. SAGEM, Fransa30
Şekil 2. 16	İkiz pervaneli koaksiyel düzenleşim (Airscoot Helikopter) – Airscooter Şirketi31
Şekil 2. 17	Yan yana ikiz pervaneli (Sea Knight CH-46) – Naval Ulusal Havacılık Müzesi32
Şekil 2. 18	Dört rotorlu hava aracı (Çok rotorlu düzenleşim).....33
Şekil 2. 19	Seagull – Elbit Sistemleri, İsrail34
Şekil 2. 20	Dragoneye – AeroVironment, Amerika34
Şekil 2. 21	Aerosonde hava aracı – Aerosonde Robotik35
Şekil 2. 22	X-50 hava aracı – Boeing Şirketi.....35
Şekil 2. 23	Guardian CL-327 hava aracı – Bombardier Şirketi35
Şekil 2. 24	Dört rotorlu hava aracı – Dragonfly Geliştirme Enstitüsü36
Şekil 2. 25	Üç rotorlu hava aracı – Heudiasyc-UTC, Fransa.....36
Şekil 2. 26	Bothezat’ın dört rotorlu hava aracı.....38
Şekil 3. 1	Katı gövdenin geometrik gösterimi41
Şekil 3. 2	Dört rotorlu hava aracı48
Şekil 3. 3	Dört rotorlu hava aracı üzerine etkiyen kuvvet ve momentler49
Şekil 3. 4	(a) Yunuslama, (b) Yuvarlanma ve (c) Sapma Açıları.....49
Şekil 3. 5	DDKı yapabilen hava aracı50
Şekil 3. 6	Dört Rotorlu Hava Aracının Yerleşik Eksen Takımı Gösterimi.....52

Şekil 3. 7	Dört rotorlu hava aracına etkiyen itki kuvveti	57
Şekil 3. 8	Dört rotorlu hava aracının yuvarlanma hareketi	58
Şekil 3. 9	Dört rotorlu hava aracının yuvarlanma hareketi	58
Şekil 3. 10	Dört rotorlu hava aracının sapma hareketi	59
Şekil 3. 11	Açısal değişim sonuçları.....	64
Şekil 3. 12	Kontrol sinyallerinin değişimi	64
Şekil 3. 13	İtke kuvvetlerinin değişimi.....	65
Şekil 4. 1	Mekanik Yapı ve Test Düzenegi.....	67
Şekil 4. 2	Pervanenin itke kuvvetine göre devir sayısı değişim grafiğı.....	71
Şekil 4. 3	Motor-pervane-kontrolcü sistemi.....	72
Şekil 4. 4	x ve y eksenleri konum çıkışları.....	74
Şekil 4. 5	x ve y eksenlerine ait açısal hız çıkışları.....	75
Şekil 4. 6	Darbe genlik modülasyonu sinyalleri.....	76
Şekil Ek-A. 1	Çarpı şeklindeki mekanik çatı	81
Şekil Ek-A. 2	Sensör kutusu	82
Şekil Ek-A. 3	Motor	83
Şekil Ek-A. 4	Pervane	84

**DÖRT ROTORLU HAVA ARACININ İRTİFA DENETİMİ İÇİN DOĞRUSAL
OLMAYAN DENETLEYİCİ TASARIMI VE UYGULAMASI**

Tuğçe OFLAZ

Kontrol ve Otomasyon Mühendisliği Anabilim Dalı

Yüksek Lisans Tezi

Tez Danışmanı: Doç. Dr. Haluk GÖRGÜN

Günümüzde insansız hava araçlarının kontrolü birçok araştırmacının ilgilendiği bir konudur. Gerek askeri gerekse sivil alanda belirli görevleri yerine getirmek üzere kullanılan insansız hava araçları (İHA), bazı aerodinamik parametrelerin ve model belirsizliklerinin sistem üzerinde etkili olması nedeniyle lineer olmayan kontrol uygulamalarında önemli bir yere sahiptir. Yapılacak olan bu çalışmada, sistemden istenen cevaba uygun olarak seçilen bir Lyapunov benzeri fonksiyon temel alınarak, gerekli denklem takımları ve parametreler çözülerek, sistemin küresel asimptotik kararlılık şartına yakınsamasına çalışılacaktır. Kontrolcü tasarımı ile hava aracının belirli bir irtifadaki açısal davranışında kararlılık sağlanması amaçlanmaktadır. Elde edilen tasarım, nümerik benzetimlerle analiz edilerek, dört rotorlu hava aracına uygulanacaktır.

Anahtar Kelimeler: Dört rotorlu hava aracı kontrolü, Lyapunov fonksiyonu, açısal davranış kararlılığı, küresel kararlılık

ABSTRACT

NONLINEAR CONTROLLER DESIGN AND IMPLEMENTATION FOR ALTITUDE STABILIZATION OF QUADROTOR AIR VEHICLE

Tuğçe OFLAZ

Department of Control and Automation Engineering

MSc. Thesis

Advisor: Assoc. Prof. Haluk GÖRGÜN

Flight control of unmanned aerial vehicle (UAVs) is an area that poses interesting problems for control researchers. Civil and military applications of autonomous flying vehicles have been steadily increasing over the last few years. Unmanned vehicles are important when it comes to performing a desired task in a dangerous and/or inaccessible environment. UAVs are highly nonlinear systems because of the aerodynamic parameters and model uncertainty. In this paper, an orientation controller structure is proposed for quad rotor aircraft. In order to achieve almost global asymptotic stabilization, a function like a Lyapunov function which is the most suitable for the system is chosen.

Orientation analysis is performed based on a function which is similar to Lyapunov function and asymptotic convergence is proven by dynamic equations of the quad rotor aircraft. The proposed controller is implemented by numerical simulations on quad rotor aircraft and results are presented.

Keywords: Control of Quadrotor, Lyapunov function, orientation stability, global stability

YILDIZ TECHNICAL UNIVERSITY

GRADUATE SCHOOL OF NATURAL AND APPLIED SCIENCES

1.1 Literatür Özeti

Günümüzde gerek askeri gerekse sivil alanlarda, insan hayatı için tehlike arz eden durumlarda sıklıkla kullanılmaya başlayan insansız hava araçlarının (İHA) kontrolü pek çok araştırmacının ilgi odağı olmuştur. Klasik helikopterlerden farklı olarak dört adet elektrik motoruna sahip olan dört rotorlu hava taşıtı, hem motor başına düşen yük kapasitesinin azalması hem de yüksek manevra kabiliyeti sebebiyle farklı kontrol tasarımlarına model teşkil etmektedir [1]. Ancak, helikopter vb. hava taşıtlarının, ihmal edilemeyecek bir dönüşüm katsayısına sahip olmaları, sistem modelini doğrusal olmayan bir hale getirmektedir. Bu dinamik katsayı, sistem üzerinde oluşan kuvvet ve torkun oluşum sürecinden kaynaklanmaktadır. İtke kuvvetinin oluşum sürecinde, bazı aerodinamik parametrelerin oluşması ve sistem modelindeki belirsizlikler nedeniyle aracın kontrolü zorlaşmaktadır. Son yıllarda yapılan birçok çalışmanın açısız davranış kararlılığı, yükseklik izleme veya bir noktadan istenilen başka bir pozisyon ve yüksekliğe getirilmesi (yörünge izleme) şeklinde olduğu görülmektedir [1]. Yapılan kontrolcü tasarımlarını ise, yükseklik kontrolü ve bu irtifadaki açısız davranış yönelimi ile yörünge izleme problemlerini ele alan kontrol algoritmaları olmak üzere iki ana başlık altında toplamak mümkündür. Hava taşıtlarında yükseklik kontrol problemi, eylemsizlikten kaynaklanan belirsizliklerin ve dış etkilerin bozucu olarak sistem dinamiklerine etki etmesidir. Ayrıca, oluşan bu iç ve dış dinamiklerin etkisi ile aracın bir noktada eksenlerle yaptığı açığı (açısız davranışı) kontrol etmek de ayrı bir problem olarak karşımıza çıkmaktadır. Yükseklik kontrolü için uygulanan kontrolcü tasarımlarının

birçoğu, yörünge izleme gibi diğer problemlerin çözümünde kullanılan kontrol yöntemlerine benzetilerek uygulanmıştır.

Yükseklik kontrolünde kullanılan yöntemlerden biri olan, bozucu tahminlerine dayanan adaptif gözlemleyici tasarımında, yükselme hareketi yapan araç, kinematik eşitlikler ve dinamik eşitlikler olmak üzere iki adet vektör takımıyla ifade edilir. Kinematik eşitlikler, açısal davranışların zamana bağlı türevlerinin, açısal hız vektörleriyle ilgisini verirken, dinamik eşitlikler ise açısal hız vektörlerinin zamanla değişimini ifade eder. Bir diğer yöntem olarak, pasiflik temelli kontrol yöntemi ile açısal hız ölçümü yapılmaksızın yükseklik izleme problemi çözülerek, asimptotik kararlılık sağlanmıştır. Ayrıca, birim-quaternion modeliyle, belirsizlik ve bozucular dikkate alınmadan hemen hemen üstel asimptotik yükseklik izleme problemi çözülmüştür. Dayanıklı quaternion geri adımlamalı kontrol yönteminde, yükseklik problemini çözebilmek için toplam itki kuvvetinden faydaniılmaktadır. Böylece, bozucuların var olduğu kapalı çevrim sistemlerde düzgün üstel kararlılık sağlanmıştır.

Yörünge takibini gerçekleştirmek üzere hazırlanan geri adımlamalı kontrolcü tasarımları da, hava aracının önceden belirlenmiş bir yörünge üzerinde fiziksel kısıtlamalarından kaynaklanan belli sınırlamalarla pozisyon ve z-düzlemi açısı (sapma) referansı dikkate alınarak yapılır. Yapılan çalışmalarda, dönüşüm matrisleriyle uygulanan bir doğrusal olmayan kontrol yöntemi ile hava aracının ters dönmeyeceği her koşul için izlediği yörüngede yükseklik dinamiklerinin kararlılığını sağladığı görülmüştür. Ayrıca, geri adımlamalı kontrolcü tasarımlarında farklı sensörlerden alınan bilgilerin işlenmesiyle çeşitlilik sağlanmıştır. Bir veya iki kamera ile sağlanan görsel geri besleme, Lyapunov fonksiyonuna dayanan tam durum geri besleme ve geri adım kayan kipli kontrol yöntemleri bu kontrolcü ile kullanılmıştır. Ayrıca, adaptif yöntemlerle izleme problemine yönelik çalışmalar da yapılmıştır.

Dört rotorlu hava araçları; altı çıkış, dört girişten oluşan yapıları nedeniyle eksik eyleycili sistem olarak tanımlanırlar. Eksik eyleycili sistemler, serbestlik derecesinden daha az eyleyiciye sahip sistemler olarak tanımlanmaktadır. Durum değişkenleri birbiriyle son derece bağlantılı olan eksik eyleycili bu sistem de, son yıllarda üzerinde yoğun olarak çalışılan bir konu haline gelmiştir. Dolayısıyla, bu sistemlere ilişkin belli

başlı problemleri çözebilmek için birçok modelleme yaklaşımları yapılmış ve bir o kadar da kontrol metodu öne sürülmüştür.

Eksik eyleycili sistemler bağımsız uçan uzay robotları, sualtı robotları, yapısal esnekliğe sahip manipülatörler gibi birçok önemli uygulamalara sahiptir. En kullanışlı yapıdan ödün vermeden yeterli düzeyde kabiliyet gösterebilen çalışmalarda, ağırlığı azaltmak, maliyet veya enerji tasarrufu sağlamak amacıyla kullanılırlar. Diğer önemli bir kullanım amacı da, bir objeye çarpma durumunda daha az hasar görmeleri ve eyleyicilerden kaynaklanabilecek hataların azalmasıdır [2].

A. Tayebi vd. [2] tarafından, dört rotorlu hava aracı olarak bilinen, dikey iniş-kalkış yapabilen hava aracının üstel açısal davranış kararlılığı için yeni bir quaternion temelli geri adımlamalı kontrol şeması oluşturulmuştur. Önerilen kontrolcü, Coriolis ve jirokopik torkların birleşimine dayanmaktadır ve PD^2 geri adımlama yapısıyla oluşturulmuştur. Aynı zamanda, modelden bağımsız PD kontrolcünün Coriolis ve jirokopik kuvvetler birleşiminin olmadığı durumda, oransal işlem olarak vektör quaternion ve türevsel işlem olarak açısal hız asimptotik kararlılığı sağladığı görülmüştür. Bu çalışmada, dört rotorlu hava aracının açısal davranış kararlılığı üzerinde durulmuştur. Dinamik model, gövdeyi referans alan çerçeveye göre dönüşümleri ve dört pervanenin etkisiyle oluşan ek dinamikleri, jirokopik terimleri tanımlayan ayrıca dört eşitliği de içeren eşitliklerle birlikte hava aracının açısal davranışını tanımlamaktadır. Jirokopik terimlerin sıfır olduğu ve gövdeyi referans alan çerçeveye etki eden kuvvetlerin gerçel kontrol girişleri olarak alındığı durumda, bu dinamik model, literatürde sıkça kullanılan gövdenin açısal davranış kontrol modeline indirgenebilmiştir. Ek jirokopik terimlerin olmasına rağmen, klasik model- bağımsız PD kontrolcünün, dört rotorlu hava aracının açısal davranışının asimptotik kararlı olduğu gösterilmiştir. Lyapunov fonksiyonu kullanılarak uygulanan bu yeni kontrolcünün üstel kararlılığı, türevsel işlemlerin quaternion vektör tanımlanmasıyla, pratik uygulamalarda geçici cevap performansı ve özellikle geniş açılarda ve yüksek hızlarda manevra yaparken bozucu bastırma problemine büyük avantajlar sağladığı görülmüştür. Önerilen bu kontrolcü, küçük ölçekli bir dört rotorlu hava aracı üzerinde test edilmiştir. Kontrol yaklaşımı iki aşamada gerçekleştirilmiştir. İlk önce, açısal davranış kararlılığını sağlamak için, ana gövdeyi referans alan çerçeveye etki eden torklar düzenlenmiştir. Bu

kısımda, iki kontrol şeması ele alınmıştır: Model bağımlı kontrol yöntemi üstel kararlılığı sağlarken, model bağımsız kontrol yöntemi ise sadece asimptotik kararlılığı sağlayabilmektedir. İkinci yaklaşım olarak da, ilk yaklaşımda istenen ana gövdeye etki eden torkları elde edebilmek için, pervane torkları düzenlenmiştir. Bu yöntemdeki bir dezavantaj, yönlenme için kullanılan kosinüs matrisinin geometrik tekillik barındırmasıdır. Bu dezavantaj ise, dönüşüm için dört parametre tanımı kullanılarak, quaternion gösterimi ile çözülmüştür. Hava aracı, döner bilya üzerine oturtularak hazırlanan test düzeneği ile kontrolcü deneyimlenmiştir. Bu test düzeneği, üç boyutlu uzayda bir noktaya sabitlenerek, sapma açısını sınırlandırmadan, yunuslama ve dönme açılarında $\pm 30^\circ$ lik bir dönüş imkânı vermektedir. Elde edilen sonuçlara göre, üstel açısal davranış kararlılığı sağlanmıştır.

[3]'te, bozucu gözlemleyici kontrolcü temelli dayanıklı kontrol yönteminde, kontrol girişleri gözlemleyici yardımıyla tam dinamik modele uygulanmış ve gözlemleyici sayesinde modelin tam olmayan bileşenlerinin kontrolünü sağlamak amacıyla görsel lokalizasyon metodundan faydalanılmıştır.

Geri adımlamalı kontrolcü olarak birçok tasarım geliştirilmiştir. Tek ve çift kameralı sistemler kullanarak, çeşitli görsel geri adımlamalı kontrolcü tasarımları oluşturulmuştur. Lyapunov kararlılık teorisine dayalı tam durum geri adımlama tekniği üzerine çalışılmıştır. Başka bir geri adımlamalı kontrol metodu da, satürasyon fonksiyonu ile birlikte kullanılmış ve titreşim altında iyi performans gösterdiği görülmüştür.

Altuğ vd. [4] tarafından, görsel bir algılayıcıdan alınan bilgilerden yola çıkarak, dört rotorlu aracın kararlılığını sağlayacak bir yöntem önerilmiştir. Kontrol yöntemi olarak, doğrusallaştırma ve geri adımlamalı olmak üzere iki metot üzerinde çalışmışlardır. Bu kontrol algoritmalarının testleri benzetim ortamında yapılmıştır. Aynı zamanda, sapma açısı ve irtifa mesafesini ölçmek için görsel algılayıcı kullanarak, bilim dünyasına yeni bir deneyim kazandırılmıştır.

[4]'te, birincil kontrolcü olarak görsel geri adımlama kullanılmış ve otonom dört rotorlu hava araçları için bir kontrol algoritması geliştirilmiştir. Görüntüleme sistemi, bir yer kamerası yardımıyla aracın pozisyonu ve açısal duruş tahminini yapmak üzere

kullanılmıştır. Biri, doğrusallaştırma kontrol, diğeri ise geri adımlamalı kontrol olmak üzere iki adet kontrol metodu üzerinde çalışılmıştır. Bu çalışmadaki asıl amaç, bir dış kamera ve araç üzerindeki dönüölçerler yardımıyla, aracın açisal kararlılığını sağlamaktır. Gerçek zamanlı uygulamasında da, ağırlık kısıtlamaları nedeniyle KKS¹ veya diğeri ivmeölçerler kullanılmamıştır. Bu nedenle, önerilen kontrolcü pozisyon ve açi bilgisini sadece kullanılan kameradan almaktadır. Helikopteri tamamen otonom yapabilmek için, bir uçuş sırasında araç üzerinde, bir de uçuş sırasında araç dışında kullanılan iki ayrı kontrolcü tasarlanmıştır. Uçuş sırasında araç dışında bulunan kontrolcü, kamera görüntülerini almak ve bu görüntüleri işledikten sonra uçuş sırasında araç üzerinde bulunan kontrolcüye gerekli kontrol giriş bilgilerini göndermekle yükümlüdür. Uçuş sırasında araç üzerinde bulunan kontrolcü ise, dönüölçerler ile modeli kontrol ederek aracın kararlılığını ayarlar ve diğeri kontrolcünden gelen komutlar için hazırda beklemektedir. Yani, ana koordinat hesaplama ve bunlara yönelik rotor hızı ayarlama işlemi, araç üzerinde olmayan kontrolden yapılarak, gerekli bilgiler araç üzerindeki kontrole radyo bağlantısı yardımıyla aktarılmaktadır. Helikopterin pozisyonu ise, bir yer tahmin algoritması ile sağlanmaktadır. Yapılan benzetim sonuçlarına göre, geri adımlamalı kontrolcünün doğrusallaştırma kontrolcüsünden daha iyi çalıştığı görülmüştür. Yükseklik ve sapma açısı sonuçlarından elde edilen sonuçlara göre, hem kontrol sisteminin hem de görüntüleme sisteminin görevini yerine getirdiği görülmüştür; fakat helikopter kontrolü yerden işlem yapan bir kameraya bağlı oldukça tam otonom bir kontrol yapılmış olmamaktadır. Bu nedenle, bir sonraki adım olarak biri araç üzerinde, biri yerde aynı anda etkileşen iki kameralı bir kontrolcü tasarımı yapılması amaçlanmıştır. Böylece, yer tahmini algoritmasından alınan bilgiler sensörlerde işlenip kontrol girişi olarak komut verildiğinde dönü hataları en aza indirgenmiş olacaktır.

Lee vd. [5] tarafından, otonom dört rotorlu helikopterler için, iki tip doğrusal olmayan kontrolcü tasarımı öne sürülmüştür. İlk tasarım, doğrusallaştırma metodu kullanılarak yapılmıştır. Model belirsizliğine ek olarak, sensör gürültülerine karşı da oldukça hassas olan bu metod ile sistemde oluşan yüksek dereceden terimlerin giderilmesi

¹ GPS (Global Positioning System)

amaçlanmıştır. Doğrusallaştırma metodu ile birleştirilmiş $x - y - z$ kontrolü yapılmıştır. Bu kontrolcü ile doğrusal yaklaşımlar yapılmadan, doğrudan doğrusal olmayan dinamiklere uygulanabilmektedir. Kontrolcü, uygulama açısından kolay olmasına rağmen, model belirsizliği performansta azalmaya neden olmuştur ve kapalı sistemi kararsızlığa götürmeye müsait olduğu görülmüştür. Bunun nedeni, doğrusal olmayan terimlerin yok edilmesi için, kontrol girişi olarak ters kinematik denklemlerin bir kısmının kullanılmış olmasıdır. İkincisi ise, helikopterlerin eksik eyleyicili özelliği nedeniyle, büyük mutlak değerli kontrol girişlerinin artırılmasında kullanılan yeni bir yaklaşım olarak adaptif kayan kipli kontrolcü tasarımıdır. Kayan kipli kontrolcü, model hataları, sensör gürültüsü ve dış bozucular gibi sınırlı belirsizlikler altında dayanıklıdır. Adaptif kayan kipli kontrolcü, kayan kipli kontrolcülerin bazı dezavantajlarını, küçük kontrol girişlerinde, belirsizlik tahmini yaparak giderir. Benzetim sonuçları, sensör gürültüsü olduğu ve olmadığı iki farklı durum için yapılmıştır. Doğrusallaştırma metodu, gürültü olmadığı durumlarda memnun edici sonuçlar verirken, kayan kipli kontrolcü, gürültülü durumlarda da iyi performans göstermiş ve yer etkileri gibi belirsizlik teşkil eden durumlarda ise etkili tahminlerle adaptasyon sağlamıştır. Ancak, belirsizlik ve sensör gürültüsü olan durumlarda, doğrusallaştırma metodunun kararlılığı garanti etmediği görülmüştür; çünkü hesaplama için gereken yüksek dereceli türevlerin bulunduğu terimler, dinamik denklemlerden alınan bilgiye dayanmaktadır.

P. Castillo vd. [6] tarafından, dört rotorlu hava aracının açısal davranış kararlılığını sağlamak için bir kontrol algoritması oluşturulmuştur. Kontrolcü tasarımı, geri adımalmalı teknik kullanılarak yapılmış ve satürasyon fonksiyonu eklenmiştir. Lyapunov analiz tekniği ile kapalı sistemin kararlılığı kanıtlanmıştır. Benzetim sonuçları, kontrolcünün geçici hal performansının, saf PD kontrolcüye göre daha iyi olduğunu göstermiştir. Doğrusallaştırma tekniği, doğrusal olmayan sistemlerde, kontrol algoritması elde etmek için kullanılan en kolay yöntem olması nedeniyle tercih edilmiş ve satürasyon fonksiyonu kullanılarak da kontrol girişlerinin sınırlı olması garanti edilmiştir. Bu yöntem, doğrusal sisteme uygulanmış ve sonuçları doğrusal olmayan sistemlere genişletilmiştir. Tasarlanan kontrolcü, üç 3D Quanser helikopter üzerinde uygulanarak, benzetim sonuçları elde edilmiştir. Bu sonuçlara göre, klasik PD kontrolcü ile hız yakınsaması, önerilen kontrolcünden daha hızlı olduğu görülmüştür. Fakat burada

görülmüştür ki, gerçek uygulamalarda yani, sistem bozucuları etkin durumdayken, PD kontrolcü ve satüre edilmiş PD kontrolcü kapalı çevrim sistemi kararlı tutabilmek için yeteri kadar dayanıklı değildir. Tasarlanan kontrolcü ise, istenilen noktadan uzaktayken ya da bozucuların olduğu durumda kararlılığı korumuştur. Ayrıca, önerilen kontrolcünün performansı, satürasyon fonksiyonunun büyüklüğünün değiştirilmesiyle iyileştirilebilmiştir. Deneysel sonuçlara göre, kontrolcü keskin ve ani bozucuların etkisinde iyi performans göstermiştir.

Ayrıca [6]'da, dört rotorlu hava aracının havada tutunduğu durumda kararlılığını sağlamak amacıyla bir kontrol stratejisi de geliştirilmiştir. DDKI¹ yapabilen hava aracı da dâhil olmak üzere genel olarak doğrusal olmayan sistemler için kullanılan kontrol algoritması, birbiri içine yerleştirilmiş satürasyon fonksiyonlarından oluşmaktadır. Yapılan benzetim sonuçları ve gerçek zamanlı test sonuçları karşılaştırıldığında, önerilen kontrol yönteminin pratikte daha iyi olduğu görülmüştür. Kapalı sistemin üstel kararlılığı sağlanmıştır. Bu tasarım, dört rotorlu hava aracına başarıyla uygulanan ilk gerçek zamanlı test olduğundan önemlidir.

Ü. Özgüner vd. [7] tarafından, eksik eyleyicili sistemler için, kayan kipli bir kontrol tasarımı yapılmıştır. Bu kontrolcü tasarımı, kayan düzlem, doğrudan kontrol edilemeyen durumların kararlılığını sağlamak için kullanılmıştır. Böylece, doğrusal olmayan etkileşimi de içeren doğrudan eyleyicili olmayan serbestlikler de dâhil olmak üzere tüm serbestlik derecelerinin üstel kararlılığı sağlanması beklenmiştir. Yapılan benzetim sonuçlarına göre, geliştirilen kontrolcü yapısı bir sınıf eksik eyleyicili sistemler için üstel kararlılığı sağlayabilmiştir.

A. Mian vd. [8] tarafından, türetilmiş modelin hareket kontrolü için PID temelli geri adımlama kontrolcü tasarımı yapılmıştır. Doğrusal olmayan kontrol tasarımı, öteleme alt sistemi için integratör geri adımlamalı kontrol içerirken, dönen alt sistemler için PID temelli geri adımlama kontrolcünden de yararlanılmıştır. Kontrol sisteminin kararlılığı, Lyapunov üstel kararlılık teoremine dayanarak elde edilmiştir. Yükseklik kontrolü,

¹ PVTOL (Planar Vertical Takeoff Landing Aircraft)

ötelemeli hareketin bir alt sistemi olarak düşünülmüş ve Lyapunov teoremi yardımıyla asimptotik kararlılık sağlanmıştır. Dönme hareketini veren alt sistem matrisi, hem gözlemlenebilir hem de kontrol edilebilir olduğundan dolayı, kutup yerleştirme tekniği kullanılarak, karakteristik denklemin kökleri istenilen pozisyonu sağlayan kutuplara yerleştirilmiştir. Dönme kontrolü ile üç boyutlu uzayda dört rotorlu hava aracının açısız davranış kararlılığını sağladığı görülmüştür. Havada asılı kalabilmesi içinse, dönme ve yunulama açılarının sıfıra sabitlenmesi gerektiği görülmektedir. Dönme kontrolü ile başlangıç hatalarını yok edilerek, dönme, yunulama, sapma açılarının kararlılığını sağlanır. Bu kontrol, PID temelli geri adımlamalı kontrol tasarımı ile sağlanmıştır. Benzetim sonuçları, önerilen kontrol yönteminin dört rotorlu hava aracı için çok verimli sonuçlar vermediğini göstermiştir.

M. Hoffmann vd. [9] tarafından, araç hızı, açısız hamle ve gövde tasarım olmak üzere dört rotorlu araca ait, üç ayrı aerodinamik etkinin uçuş rejimi üzerindeki etkisini araştırılmıştır. Bunların, hava aracının açısız davranış kontrolünü bozan ve itki farkından dolayı yükseklik kontrolünü de etkileyen momentlerin oluşmasına neden olduğu düşünülmüştür. Öncelikle teorik gelişmeler kaydedilmiş, sonrasında bu sonuçlar, test ölçüm alanında ve STARMAC hava aracı üzerinde denenmiştir. Test sonuçları, açısız davranış, yükseklik ve pozisyon kontrolü yapılarak sunulmuştur. Kontrol yöntemi, ivmeölçer geri beslemesi gibi tekniklerden yararlanılarak ve toplam itki kuvveti istenilen değerde doğrudan kontrol etkilenecek, bahsi geçen aerodinamik bozucuların da olduğu varsayılarak uygulanmıştır. Düşük hızlarda ve küçük aerodinamik bozucuların olduğu durumlarda (örneğin kapalı ortamdaki uçuşlarda) PID kontrolün, açısız davranış kararlılığı açısından tamamen yeterli olduğu görülmüştür. STARMAC üzerinde yapılan kapalı ortamdaki başlangıç testlerinde, integratör olmadan yunulama ve dönme açılarındaki yörünge izleme hatası $2 - 3^\circ$ olduğu saptanmıştır. Ötelemeli uçuşlarda, yunulama ve dönme dinamikleri, pervane kanadında meydana gelen asimmetrik kaldırma kuvvetine karşı oldukça hassastır. Bu asimmetrik kaldırma momentinin etkisi, yunulama açısı kontrolü için uygulanan adım giriş komutu boyunca görüldüğü tespit edilmiştir. Başlangıçta PD kontrolcü, uygun yunulama açısını sağlamak için yeterli olmuştur. Ancak, hız düşürülürken, asimmetrik kaldırma kuvvetinden kaynaklanan momentler yeniden yapılandırılarak, yunulama açısındaki

hatanın azaltılmasına rağmen, aracı havada tutmaya yeterli olmayan tork değeri elde edilene kadar azaltılabilmektedir. Burada, integral kontrol uygulamak da mümkündür; fakat integratörün sabit eğilimlerde ve ancak hızın sabit tutulduğu durumlarda başarılı olduğu unutulmamalıdır. Ayrıca, integratör hız artarken veya azalırken uyum sağlamaya ihtiyaç duymaktadır. Yükseklik kontrolü ise, PID terimlerinin yanı sıra dikey ivmelenmedeki kazanç ile doğrusal kontrolcü tasarımı yapılarak sağlanmıştır. Genel olarak bu kontrolcü, ultrasonik yükseklik sensörlerinin okumalarının iyi filtre edilmesiyle etkin bir performans göstermiştir. Yükseklik dalgalanması, iniş hızlarında itkide meydana gelen gözle görülür bir düşüş sonucu gözlenmiştir. Pozisyon kontrolü, kontrol girişleri olarak aracın dönme ve yunuslama momentleri üzerinden PID kontrolcü tasarımı ile gerçekleştirilmektedir. İtke vektörünün herhangi bir yönü ifade eden kısmında oluşan değişiklik, aracın o yönde bir eğilim göstermesine neden olur, bu yüzden $X - Y$ düzleminde meydana getirilecek ivmelenme birbiri ile tamamen eş olmalıdır. Bu kontrol, rüzgâr ve öteleme hareket hızının etkilerinde karşı hassastır. Küçük ölçekli araçlarda, hafif rüzgârlar bile, büyük bozucu etkilerine neden olabilmektedir. Sonuç olarak, burada ele alınan aerodinamik etkilerden yola çıkılarak fiziksel düzenlemelerin ve kontrol tasarımlarının iyileştirilmesi amaçlanmıştır.

L. Salih vd. [10] tarafından, hava araçlarında kararlılığı sağlamak için PID kontrol yöntemini kullanılmıştır. Bu makalede, aracın modellenmesi ve açısal davranışının incelenmesi üzerinde durulmuştur. Bu uçan robotun en önemli avantajı, oldukça basit dinamik özelliklere sahip olmasıdır. Aracın ana gövdesi, enerji sağlayan motorları ve kontrol kısmını barındırmaktadır. Dört pervane üzerinden aracın kontrolü sağlanmaktadır. Bu dört pervanenin dönel hareketin bir avantajı da, aracın yuvarlanma, yunuslama ve sapma açılarının kontrolüne olanak vermesidir. Toplam itke kuvvetinin değiştirilmesiyle, hava aracı kontrol edilmiş olmaktadır. Bir eksik eyleyici sistem olan dört rotorlu hava aracı, altı adet çıkışa $(x, y, z, \theta, \psi, \varphi)$ sahip olmasına rağmen dört bağımsız girişten oluşmuştur. Sistemin tüm durumları aynı anda kontrol edilemez. Genellikle kontrol edilebilir çıkış birleşimi, aracı istenilen pozisyona sürebilmek için diğer iki açının kararlılığını da sistemin içine sabit sıfır dinamiği olarak tanıtarak x, y, z ve φ şeklinde seçilmiştir. İyi bir kontrolcü, istenilen pozisyona aracı ulaştırmalı

ve yunuslama ve yuvarlanma açılarını sabit tutarak, istenilen sapma açısı değerini sağlayabilmelidir.

Belli kabuller ve ihmaller yapıp, Pisagor Teoremi uygulanarak bir PID kontrolcü tasarımı yapılmıştır. Daha önce de birçok araştırmacı, PID kontrol tasarımı üzerine yoğunlaşmıştır. PID kontrolcüler, dört rotorlu hava taşıtları gibi yüksek performans için oldukça düşük zaman gecikmeli durumlarda kullanılabilir. Bu makalede PID kontrolcü, hava aracı için hızlı cevap verebilme üzerine dayandırılmıştır. Kullanılan yaklaşım, kontrol yasası sentezi için iyileştirici bir algoritma şeklinde, tüm hesaplama basamakları yörünge izleme hatalarının basitleştirilmesiyle ilgilidir. Bu kontrolcünün seçilmesinin bir diğer amacı da, methodun İHA için uygun olmasıdır. Dört rotorlu hava aracının modeli, iki alt sistem şeklinde düşünülebilir: Tam-eyleyicili alt sistem, S1, dikey pozisyon z ve sapma açısının ψ dinamiklerini içerir. Eksik eyleyicili alt sistem, S2 ise, yatay pozisyonların dinamikleri x, y ve yuvarlanma ve yunuslama açılarıyla ilgili dinamikleri içermektedir. PID kontrolcü, u_1, u_2, u_3, u_4 girişleri ve ϕ, θ, ψ ve Z_d çıkışları için uygulanmıştır. Bu yöntemin, doğrusal olmayan sistemlerin yerel analizinde oldukça başarılı olmasına rağmen üstel analiz için hata verdiği görülmüştür. Yapılan benzetim sonuçlarına göre, PID kontrolcü hava aracını dayanıklı olarak kararlı kılabilir ve onu istenilen noktaya yunuslama açısını koruyarak ve sapma ve yuvarlanma açılarını sabit tutarak götürebilmektedir.

S. Bouabdallah vd. [11] tarafından, maliyet ve boyut açısından iyileştirmeler yaparak sivil yaşamda kullanılabilecek tasarımlar yapılmıştır. Bu şekilde, performans kısıtlamalarının azalacağı ve böylece kontrol probleminin kolaylaşacağı düşünülmüştür. Ayrıca, minyatürize edilen bu tasarımı, halen gürültü ve kaymalar açısından çok da verimli olmayan ataletsel ölçüm sistemleri teknolojilerini zorlamaktadır.

[11]'de, doğrusal hareketin yanı sıra daha çok hava aracının dönel hareket davranışı ve bunun sonuçları incelenmiştir. Bu amaçla, doğrusal hareketin sabitlenip, açısal hareketin gözlemlenebildiği bir düzenek oluşturulup OS4 test cihazı ile ilgili testler yapılmıştır. Üç serbestlik derecesi kilitlenerek, 240 g ağırlığındaki karbon fiber malzemeden yapılmış sistem çatısı test düzeneği üzerine oturtulmuştur.

Uçan robotlarda kontrol sistemlerin gelişmesi, yeterli test düzeneklerinin hazırlanmasını gerektirmektedir. Böylece, birkaç serbestlik derecesi kilitlenerek hem kontrol karmaşıklığı azaltılır hem de sisteme gelebilecek zararlar önlenmiş olmaktadır.

Öncelikle, PD kontrolcü tasarlanarak benzetimi yapılmış daha sonra gerçek test benzetiminde izlenmiştir. PD kontrolcünün amacı, açısal davranış kararlılığını sağlamaktır. Basit bir kontrol yaklaşımı olarak bu yöntem benzetim açısından yeterli olmuştur. Daha sonra PID kontrolcü, gerçek sistem üzerinde uygulanmıştır. Fakat OS4 tamamen kararlı kılınamamış, küçük de olsa bir kalıcı hal hatası olduğu görülmüştür. İntegral terimi de eklenerek her bir rotor için kapalı çevrim hız kontrolü yapılmıştır. Pervanelerin hız kontrolüne etkisi, genel sistemin kararlılığını etkilediği görülmüştür. Kapalı çevrim sistemde, açısal davranış kararlılığı daha hızlı olmaktadır, ayrıca sapma açısı daha iyi kontrol edilebilmektedir. Aksine, açık çevrim kontrolde sistem cevabının çok daha düz olduğu görülmüştür. Bu da eyleyicilerin hızlı cevabının önemini göstermektedir. Her iki durumda da, benzetimlerin ve test cihazının sonuçlarına göre, dört rotorlu hava aracı klasik yaklaşımlar kullanılarak havada sabit tutunma durumunda kontrol edilebilmektedir. Açıkça görülmüştür ki, bu kontrolcü hava aracını güçlü bir bozucunun etkisi altında kararlı kılmayacaktır. Bir diğer uygulama ise, optimal kontrol olarak test edilmiştir. LQ kontrolün uygulayabilmek için sistem $\dot{X} = AX + BU$ formuna getirilerek doğrusallaştırılmıştır. Bu özel sistem için, denge noktası etrafında yapılan doğrusallaştırma, özellikle büyük Euler açılarında ve jiroskopik etkiler gibi küçük etkileşimlerin ihmal edildiği durumlarda, modelin gerçek sistemden uzaklaşmasına neden olduğu görülmüştür. Geniş bir uçuş zarfında, sistem iyileştirmesini sağlayabilmek için, her bir durum etrafında doğrusallaştırma yapılmıştır. İlk yapılan LQ kontrol benzetiminde, model eyleyici dinamikleri olmadan test edilmiştir ki, sonuçlar, Euler açılarından kritik pozisyon olan $\pi/2$ konumundan başladığında tatmin edici olmuştur. Aynı benzetim eyleyici dinamikleri ile yapıldığında, bu dinamiklerin model üzerinde güçlü bir etkisinin olduğu görülmüştür. Benzetim gerçek zamanlı test düzeneğinde yapıldığında, kalıcı hal hatası üç açısal konum üzerinde de bulunduğu belirlenmiştir. Bu duruma, tahrik grupları arasındaki küçük farklılıklar ile güç ve veri kablolarından dolayı tanımlanan bozucu etkiler neden olmaktadır. Ayrıca, LQ kontrolde eyleyici dinamiklerinin ihmal edilmesi de ortalama performansı etkilemiştir.

Sonuç olarak görülmüştür ki, LQ kontrol, deney aşamasında PID kontrolden daha az dinamiktir. Bu yüzden, OS4 aracı serbest uçuşa çıkarılamamıştır. Ayrıca, klasik kontrol yöntemi olan PID kontrol, otonom uçuş için başarılı bir yöntemdir.

1.2 Tezin Amacı

Dört rotorlu hava aracının irtifadaki açısal davranış kontrolü için teorik anlamda belirli çalışmalar yapılmış olmakla birlikte, farklı kontrolcü tasarımına yönelik çalışmalar halen devam etmektedir. Ancak hava taşıtının bir irtifadaki açısal davranış kararlılığını sağlamak üzere tasarlanan bir kontrolcünün, mekanik sistem üzerindeki işlerliğini görmek, oluşturulan teorinin sonuçlandırılmasında önemli bir rol oynamaktadır. Daha önce DDKİ yapabilen hava taşıtının kararlılığını sağlamak için uygulanmış olan bu kontrol teoreminin, benzer bir yapıya sahip dört rotorlu hava taşıtının irtifadaki açısal davranış kararlılığını sağlamadaki güvenilirliği mekanik sistem üzerindeki başarısı ile test edilecektir. DDKİ yapabilen hava taşıtı için oluşturulan kontrol yöntemi, yapılan benzetimlerle desteklenerek bir yayın hazırlanmış ve literatüre kazandırılmıştır. Aynı şekilde DDKİ yapabilen hava taşıtına yapı itibarıyla benzeyen, fakat model olarak daha karmaşık bir üst sistemi olan dört rotorlu hava taşıtına uygulanacak olan bu kontrol yöntemi ile teorinin geçerliliği mekanik sistem üzerinde de araştırılma imkânı elde edilecektir. Doğrusal olmayan denklem takımları kullanılarak kontrol analizleri gerçekleştirilecek ve dört rotorlu hava taşıtı üzerinde denenerek elde edilen bulgular literatüre aktarılacaktır. Ayrıca üretilecek olan mekanik sistemin, kontrol tasarımına yönelik farklı algoritmaların oluşturulmasıyla teorinin geliştirilmesi ve bölümümüzün laboratuvarlarında gerek lisans seviyesinde gerekse lisansüstü seviyesinde gerçekleştirilecek olan deneysel çalışmalarda kullanılması amaçlanmaktadır.

1.3 Hipotez

Son yıllarda İHA üzerine yapılan çalışmaların yoğunlaşması, kuşkusuz ki bu robotların askeri ve sivil alanlar başta olmak üzere pek çok alanda, farklı amaçlarla kullanılabilir olduğunun görülmesiyle ilgilidir. Yapılan çalışmalar incelendiğinde, farklı kontrol yöntemleri uygulanarak hava aracının yükseklik kontrolü veya yörünge izlemesi problemlerine yönelik yaklaşımların literatürde önemli bir yer tuttuğu görülmektedir.

Bu alışmalar, doğrudan irtifadaki açısal davranış kararlılığı problemine dayanmayıp, farklı problemlerin çözümünde açısal kararlılık kontrolünü de barındıran çalışmalardır. Bu yönüyle incelendiğinde, bu proje farklı problemlerin kontrolünde de temel oluşturabilecek alt yapıyı hazırlayacaktır. Pek çok farklı yöntemin dört rotorlu araçlar üzerinde denenmiş olmasına karşın, bu yöntemin küresel kararlılığa yakınsaması da teoremin özgünlüğünü pekiştirmektedir. Ayrıca, yöntemin teorik olarak açıklanması ve nümerik analizlerin benzetimler üzerinde verilmesinin yanı sıra oluşturulacak mekanik düzenleşim sayesinde pratik uygulamalardaki geçerliliği de kanıtlanacaktır.

BÖLÜM 2

HAVA ARAÇLARININ TARİHSEL GELİŞİMİ¹

Otomatik uçabilen akıllı taşıtlar, geniş bir uygulama alanına sahiptir. Bunlar arasında, birçok değişik düzenlemeye sahip (ana rotorlu, kuyruk rotorlu veya kuyruk rotorsuz düzenleşim, yan yana düzenleşim, koaksiyel karşılıklı dönen rotorlu düzenleşim ve dört, iki, bir rotorlu düzenleşimler gibi.), uyum yeteneği ve manevra kabiliyeti yüksek helikopterler özellikle ilgilenilen araçlardır. Helikopterler, oldukça karmaşık yapılara sahip ve kontrollerinin de zor olmasına rağmen birçok farklı görevin yerine getirilmesine izin verirler. Otomatik olarak kullanıma uygun olduğundan, pilotun aracı kontrol edememesi, güvenli şartların minimuma inmesi durumlarında garantilidir. Ayrıca helikopterler, otomatik uçuş sistemi, çok tekrarlı görevlerde veya bir insan operatör için zor şartların olduğu durumlarda sıkça tercih edilirler.

Küçük ölçekli uçabilen taşıtların otomatik kontrolü, güvenlik alanında (uzay araçlarının ve şehir trafiğinin denetimi), doğal afetlerin yönetiminde (aktif volkanların denetimi), çevresel faktörlerde (hava kirliliğinin ölçülmesi, ormanların denetimi), çevreye düşman maddeler olduğu durumlarda (radyoaktif ortamlar, insan müdahalesi olmadan maden ocaklarının yer değiştirilmesi), yer tesisatlarının yürütülmesinde (barajlar, yüksek basınçlı borular, boru hatları), tarımsal faaliyetlerde (zararlı tarımsal ürünleri tespit etme ve iyileştirme) ve filmlerin hava sahnelerinin çekilmesinde kullanılarak, yeni uygulama alanlarına fırsat vermektedir.

¹ Bu bölüm, [12]'den birebir çevrilmiştir.

Dikey olarak iniş ve kalkış yapabilen hava araçlarının tarihsel gelişimine bakılırsa, birçok farklı rotor düzenlemesine göre farklı uygulamalar yapıldığı görülür.

2.1 Tanımlamalar

2.1.1 Hava Aracı

Hava aracı, herhangi bir uçuş yapabilen makinadır. İnsanlar, genellikle uçak ve hava aracı terimlerini eş anlamlı olarak düşünürler. Hava aracının sözlük anlamı, hava içinde uçabilen herhangi bir araçtır. Uçak, helikopter, balon, zeplin, planör veya hava akımıyla kaldırma kuvveti üreten herhangi bir araç olabilir. Uçak ise, daha özel anlamlı bir terimdir ve sabit kanatlı, kaldırma kuvveti üretebilen araçlar için kullanılır. Hava araçları iki kategori altında incelenebilir:

Ağır: Otojolar, helikopterler ve türevleri, klasik sabit kanatlı uçaklar.

Hafif: Balonlar ve zeplinler. (Balon ve zeplin arasındaki fark, zeplinlerin uzaktan kontrol edilebilir ve dümenle hareket ettirilebilir bir yapıya sahip olmalarına karşın, balonların basitçe rüzgârla kayan bir hareketsel yapıya sahip olmalarıdır.)

Balonlar ve zeplinler, hava araçlarının en hafifleridir.

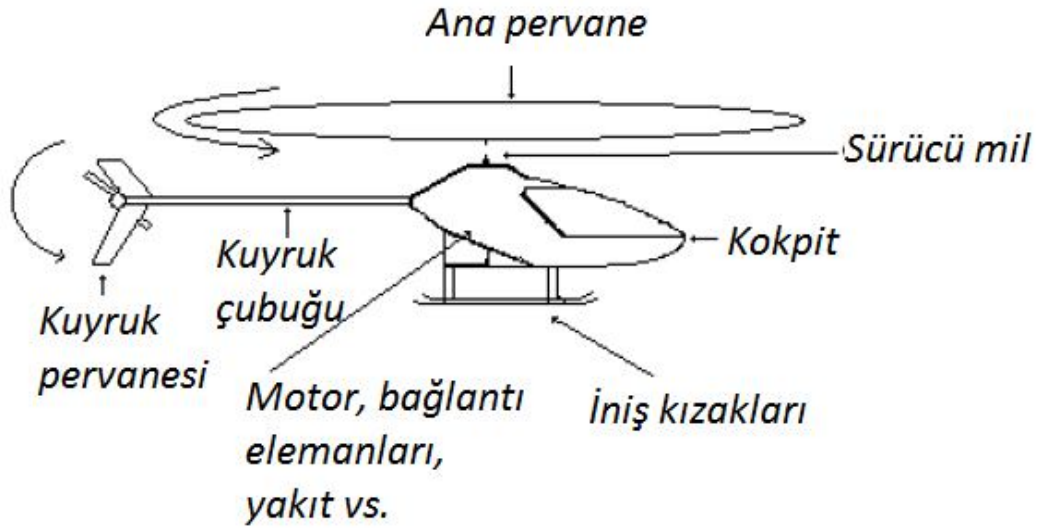
DKI¹ kısaltması helikopterler dışında, dikey iniş kalkış yapabilen uçaklar için de kullanılır. Aynı şekilde, STOL kısa mesafede kalkış yapabilen ve inebilen araçlar için de geçerlidir.

2.1.2 Helikopter

Helikopterler, dikey iniş ve kalkış yapabilme yetisine sahip hava araçlarıdır. Aynı zamanda, dönen pervaneli hava araçları olarak da adlandırılan helikopterler, havada sabit tutunabilme, havada dönebilme, yana hareket edebilme, yukarı giderken arkaya ilerleyebilme gibi özelliklere sahiptirler. Bu hava araçları, çok çabuk bir şekilde yön değiştirebilirler ve hareket etmeyi tamamen durdurup havada sabit kalabilirler.

¹ VTOL (Vertical Takeoff Landing)

Helikopter, döner kanatlı hava araçlarının temelini oluşturmaktadır. Endüstri Devrimi ile birlikte dikkat çeken helikopterler, günümüzde görülen modern hava taşıtları haline gelmiştir. Modern helikopterlerin uçuş yeteneğinin ve performansının ilk helikopter modellerinde bulunmadığı ve hassas mekanizma ve donanımına olan ihtiyaç açıkça ortadadır. Bir helikopterin ana kısımları Şekil 2.1 de gösterilmiştir.



Şekil 2. 1 Helikopterin parçaları

2.1.3 İnsansız Hava Araçları (İHA)

İnsansız Hava Aracı, drone olarak da bilinen, askeri ve sivil uygulamalarda kullanılan yeni nesil pilotsuz hava araçlarıdır. İHA, aerodinamik kuvvetlerin etkisiyle kendini kaldırabilen, içerisinde bir insan operatör bulundurmadan otonom veya uzaktan kontrollü olarak uçuş yapabilen, kolaylıkla yenilenebilen ve yük taşıyabilen hava araçlarıdır. Bu araçlar, daha çok keşif amaçlı inceleme ve gözetim yapmak için kullanılmasına rağmen, günümüzde çok çeşitli uygulamalarda görev almak üzere tasarlanmaktadır. Özellikle, büyük ölçüde tehlikeli olan ve aracın boyutlarının küçük olmasını gerektiren durumlarda, pilotlu uçuşa imkân vermeyen uçuş görevlerinde tercih edilirler. Ayrıca, yüksek manevra kabiliyeti, düşük maliyet, radar işaretlerinin azalması, uzun süreli mukavemet ve kabin için daha az riskli olması, insan operatör taşıyan araçlara göre belli başlı avantajlarındandır. Askeri ve sivil uygulamaların başında trafik görüntüleme, yangın kontrolü, arama ve gözetleme görevleri

gelmektedir. Esneklik ve hareket kabiliyeti gibi özellikleri ile insanlı hava araçları için tehlike oluşturabilecek platformlarda tercih edilmesi ve ya eş zamanlı uçuş performansı sağlayabilmesi nedeniyle mikro boyutlardan ticari araç boyutlarına kadar geniş bir aralığa sahip yapılarda olabilirler.

2.2 DKİ Hava Aracının Erken Tasarımları

“Kendini yerden dikey olarak kaldırabilen ve hareketsizce havada tutunabilen araç fikri, muhtemelen uçmayı ilk hayal eden adamlar aynı zamanda doğmuştur.”¹

Geçen yıllar boyunca, yapılan ilk başarılı uçuştan beri, helikopterlerin gelişmesinde bir durağanlık oldu. Herhangi bir aygıtta meydana gelen tereddüt pilotun dikey olarak kalkışlarda güç bela havalanmasına ve mekanizmaların karmaşıklığı olağandışı uçuşlara sebebiyet vermektedir.

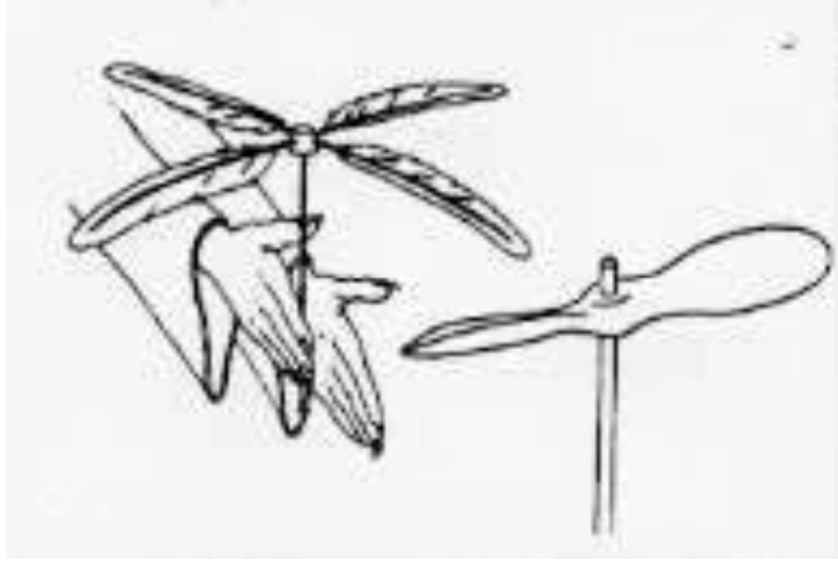
DKİ yapabilen hava araçlarının ortaya çıkış fikri, aslına dönüp bakıldığında M.Ö 400 yıllarında eski Çin kabilelerinde ilk olarak oyuncak olarak kullanıldığı görülür. Çin kabilelerindeki ilk kullanımlarında bir çubuğun tepesinde tüy bulunan ve iki avucun birbirine hızlıca sürtmesiyle oluşan itki kuvvetinden yararlanıp, serbest kalmasıyla uçabilen oyuncaklardı (Şekil 2.2). Bu oyuncaklar, büyük ihtimalle ağaçların tohumlarının gözlenmesiyle düşünülmüştür. Savrulma etkisiyle dönerek hafif rüzgârın taşıyıcı etkisiyle kendi etrafında dönerek ilerleyebilen bu tohumlardan esinlenilmiştir.

“Bence, düzgün imal edilmiş bir vida, eğer ki bezden yapılırsa ve delikleri kolalanarak kapatılırsa, bu alet başa aşağı çevrildiğinde vida dişlilerine tutunacak ve havada yükselebilecektir.”²

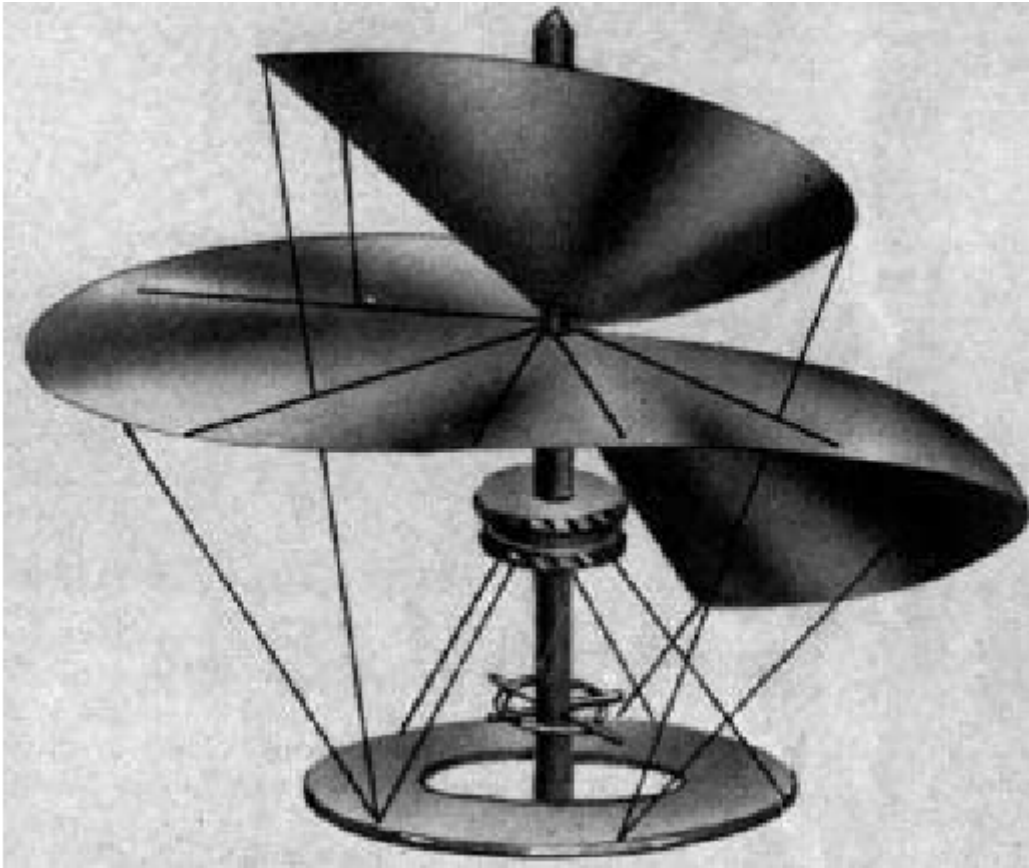
1483 yılında Leonardo Da Vinci, havada sabit tutunabilme yeteneğine sahip karmaşık bir hava aracı tasarladı. Bazı uzmanlar, bu hava aracını helikopterin atası olarak tanımlamışlardır. Çapı 5 metre olan ve tahminen orta kısmında ayakta durabilen dört kişi yardımıyla aracın şaftına uygulanan basınç tazyikiyle hareket ettirilebilen bu hava aracına *hava vidası* ya da *hava cayroskobu* adı verilmiştir (Şekil 2.3).

¹ Igor Ivanovitch Sikorsky

² Leonardo Da Vinci



Şekil 2. 2 Döner kanatlı hava araçlarının ilkel tasarımı



Şekil 2. 3 Hava vidası – Hiller Havacılık Müzesi

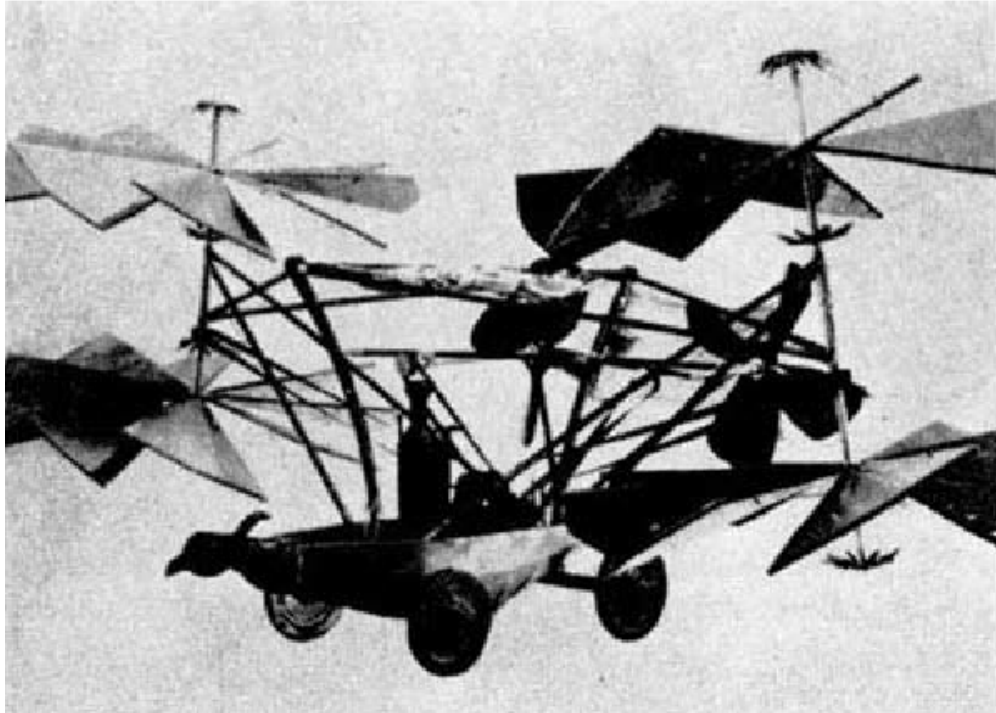
Yeterli itki kuvveti uygulandığında, makine hava içinde dönerek yükselecek ve yerden kalkacaktır.

1754 yılında Mikhail Lomonosov, Çin’ de kullanılan oyuncaklara benzeyen, koaksiyel pervaneli fakat tasfiye edilmiş bir kaynakla enerjilendirilen küçük bir araç geliştirdi. Bu araç, serbest uçuş yapabilme ve iyi bir yüksekliğe kadar tırmanabilme özelliğine sahipti.

1783 yılında Launey ve Bienvenu, aynı modelden esinlenilmiş, hindi tüylerinden kurulan ve ters yönde dönebilen bir koaksiyel tasarım kullandılar.

Birçok sayıda küçük buluşlarla, helikopterlerin gelişmesi desteklendi. 15. ve 20. yy arasında motor ve pervane gibi parçalardan oluşan bir helikopter tasarlamak henüz mümkün değildi; fakat Endüstri Devrimi ile fabrikalar kuruldu, teknolojik faaliyetler ivmelendi ve helikopterler evrim geçirdi.

Helikopter gelişiminde ilk kopuşlardan biri, 1843 yılında George Cayley tarafından üretilen bir uçak fikri ile oldu. Cayley, *hava otomobili* olarak tanımladığı bu aracı, havada sabit tutunabilecek şekilde tasarladı (Şekil 2.4). Ancak, bu hava aracı o zamanlarda elektrik motoru olarak buhar makinası kullanılması dolayısıyla sadece fikir olarak kaldı; çünkü buhar makinaları başarılı bir uçuşu sağlayamayacak kadar ağırdı.

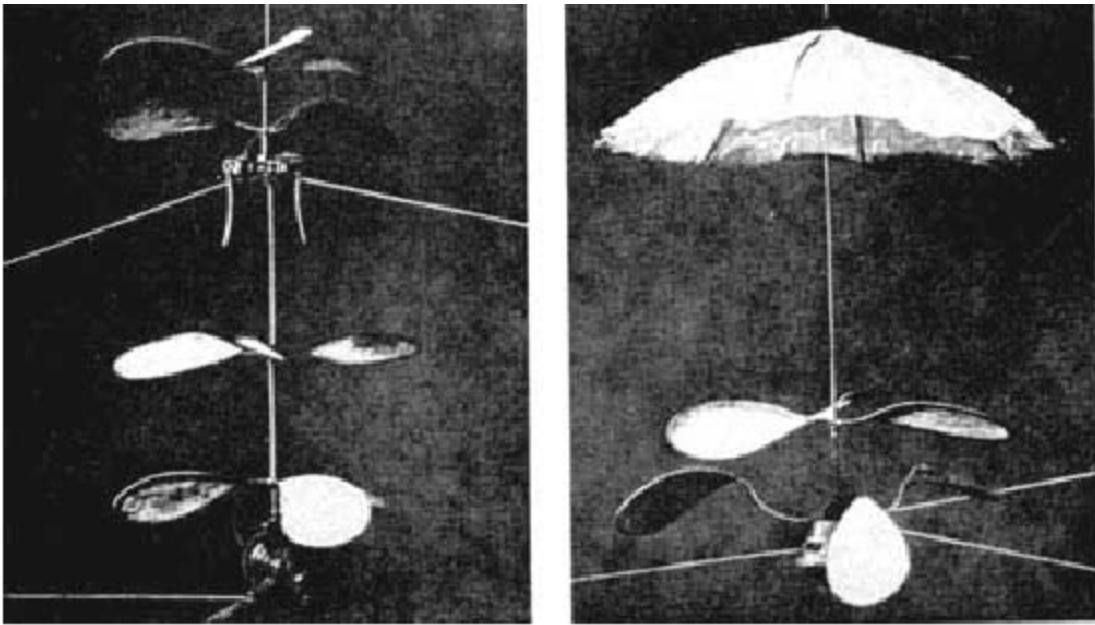


Şekil 2. 4 Hava otomobili – Hiller Havacılık Müzesi

Uygun bir enerji makinasının eksikliğinin devam etmesi, hem döner kanatlı hem de sabit kanatlı uygulamalar için havacılıktaki ilerlemeyi baskıladı; fakat minyatür, hafif ağırlıktaki, buhar makinalarının kullanılmasıyla bazı sınırlı başarılar elde edildi.

1840'lı yıllarda Horatio Phillips, buharın minyatür bir kazan yardımıyla üretildiği ve sonrasında kanat uçlarından dışarı atıldığı, buhar sürücülü dikey uçuş aracını kurdu.

1860'lı yıllarda Ponton d'Amecourt, buhar enerjili helikopter modelleri ile uçtu (Şekil 2.5). Kendi aracını, Yunanca dönen, savrulan anlamına gelen bir sıfattan türetilmiş *helikopter* olarak adlandırdı.



Şekil 2. 5 Gustave Ponton d'Amecourt 'un helikopter – Hiller Havacılık Müzesi

20. yüzyıl başlarında, önceden yapılmış hemen hemen tüm dikey uçuşların yaratıcı olduğu düşünülerek, özünde var olan aerodinamik ve mekanik karmaşıklıkların dikey kalkış için önemli bir çaba gerektirdiği kanısına varılmıştır. Bazı uçuş araştırmalarına göre geliştirici faktör, aerodinamik bilimindeydi. Tarihsel açıdan uçuş literatürüne bakıldığında enerji bakımından yetersiz veya sınırlı kontrol yeteneğine sahip pek çok başarısız helikopter modelinin yapıldığı hatta bazılarında makinanın baştan sona tereddütlü olduğu görülmektedir.

1880'li yıllarda Thomas Alva Edison, küçük bir helikopter tasarladı. Farklı pervane düzenlemelerini içten yanmalı motorların ilk modeli olarak bilinen bir motor çeşidiyle

sürerek testler yaptı. Ancak, bazı patlamaların meydana gelmesi, bu motorlarla yapılacak olan çalışmalardan vazgeçilmesine neden oldu. Sonra, Edison güç kaynağı olarak elektrik motoru kullandı ve deneyimlerinden havada sabit tutunma için en iyi performansı düşük kanat alanıyla geniş rotor çapının verdiğini fark etti.

Sabit kanatlı araçlarla kıyaslandığında, helikopterlerin teknik gelişimi birbiriyle paralel olarak ilerledi. DKi yapabilen araçların uzun ve çalkantılı bir fikrin gelişmesi sonucunda, daha derin bir bilgi birikimine ihtiyaç duyan farklı aerodinamik ve mekanik problemlerin anlaşılması ve üstesinden gelinmesi gerektiği ortaya çıkmıştır.

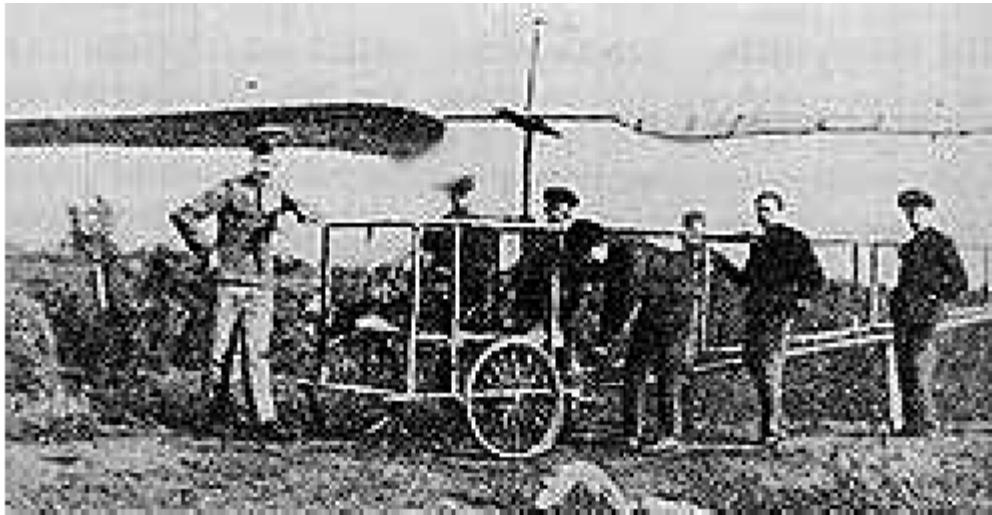
1920'li yıllarla birlikte, benzinle çalışan pistonlu motorlar, güç/ağırlık oranına göre çok geniş bir alanda sıklıkla kullanılır hale geldi ve başarılı dikey uçuşların kontrol problemleri ön plana çıktı. Bu çağ, dünya çapında birçok helikopter modelinin ortaya çıkmasıyla dikkat çekmiştir. Bu araçların birçoğu hava içine küçük sıçramalar yapan ya da yer etkisinde ileri doğru uçan modellerdir. İlk tasarımların yapıldığı İngiltere, Fransa, Almanya, İtalya ve Amerika bu konuyla ilgili teknik alanların oluşmasını desteklemişlerdir.

1907 yılında Paul Cornu, bir insan operatörle birlikte havalanarak dikey uçuş yapabilen aracı tasarladı (Şekil 2.6). Yapısı, her ucunda bir pervane sistemine sahip basit bir düzenleştirmeden ibarettir. Pervaneleri çalıştıracak enerji kaynağı olarak 22 bg benzinli motor ve kayış iletim sistemleri kullanılmıştır. Her pervane, iki adet oldukça geniş fakat düşük kanat alanına sahip şekilde tasarlanarak bir lastik çemberine monte edilmiştir. Pervaneler, farklı yönlerde dönerek kuvvetlerin ters etkisini yok ederler. Kontrolün ilk anlamı yardımcı kanatların, pervanelerin altında oluşan uçak motoru boşluğunda yerinin değiştirilmesiyle sağlanmıştır. Uçuş, 12 saniyede tamamlanmış ve 30 cm'lik yükseklik elde edilmiştir; fakat helikopterlerin dönüm noktası halen gelişmek üzereydi. Helikopterlerin henüz kontrol anlamında bir verimliliği yoktu ve birkaç uçuştan sonra kendi haline bırakılmıştı.



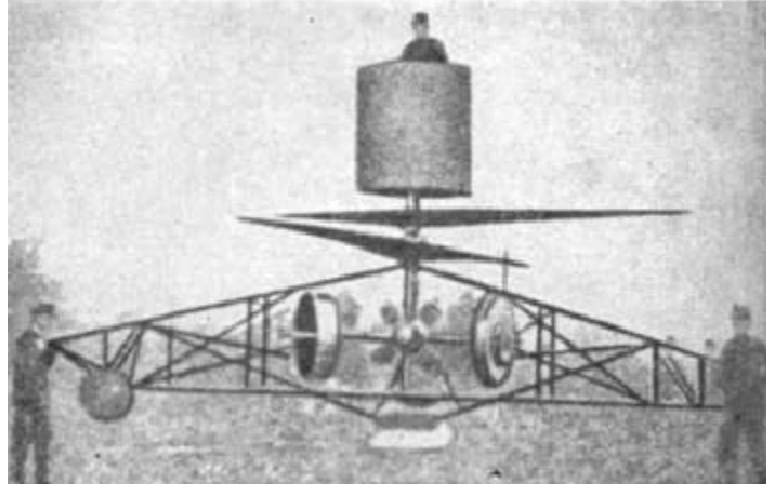
Şekil 2. 6 Paul Cornu'nun hava aracı – Pilotfriend

1909'la birlikte, Igor Ivanovitch Sikorsky pilotsuz koaksiyel helikopterin örnek modelini yaptı. Bu hava aracı, titreşim problemlerinden ve yeterli güce sahip motor bulunmadığından dolayı uçmadı. 1912 yılında Boris Yur'ev, Rusya'da bir helikopter yapmayı denedi (Şekil 2.7). Bu araç, tek pervaneli ve kuyruk pervaneli düzenlemesiyle çok modern bir görünüme sahipti. Geniş çaplı, yüksek en/boy oranına sahip kanat tercihi yaparak, aerodinamik açıdan verimliliği yüksek bir tasarım oluşturdu. Halen, ilk kuyruk pervaneli tasarım olmasına rağmen, Yur'ev pervane kontrolü için dairesel kanat adımı açısını ilk öne sürenlerdendir.



Şekil 2. 7 Boris Yur'ev 'in hava aracı

1.Dünya Savaşı boyunca, askeri ilgi helikopterlerin gelişimini destekledi. Her ikisi de Almanya'dan olan Von Karman ve Petroschy ve Macar asıllı Asboth, gözlemleme için halatlı balona iki adet kaldırıcı pervane ekleyerek başarısız bir tasarım yaptılar (Şekil 2.8).



Şekil 2. 8 Petroschy – Von Karman’ın helikopteri – Hiller Havacılık Müzesi

1.Dünya Savaşı’nın sonlarına doğru, çok önemli bir gelişme oldu. İmalatta kullanılan materyallerin nitelikleri ve nicelikleri artırıldı ve motor teknolojisi alanında önemli ilerlemeler yapıldı. Daha iyi teknoloji ve daha çok ihtiyaç, helikopterlerin gelişiminde bir sonraki adımı hızlandıracaktı.

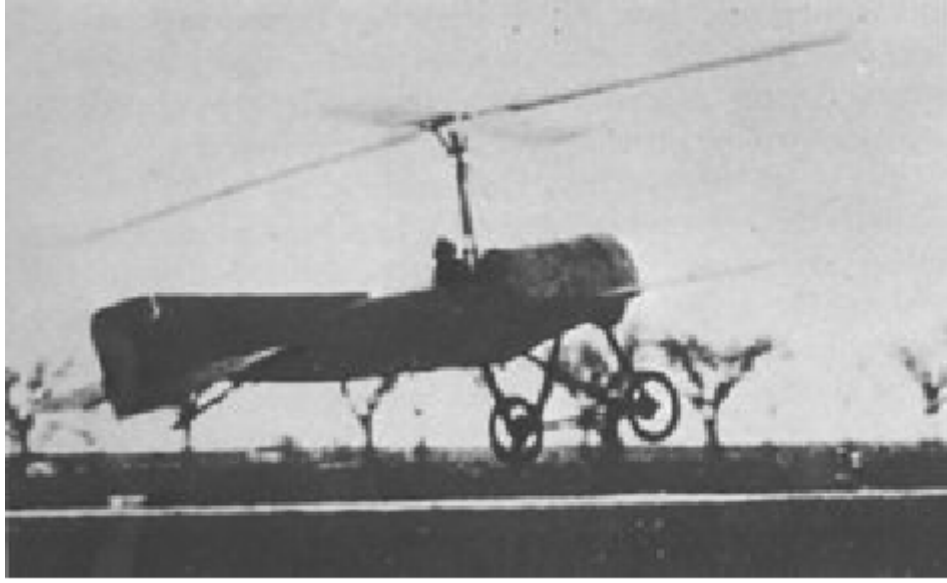
1922 yılında George de Bothezat, Amerikan ordusu sponsorluğunda dört pervaneli bir hava aracı tasarladı (Şekil 2.9). Helikopter, 18 m uzunluğunda direklerden oluşan ve dört direğin ucunda altı kanatlı pervaneye sahip, artı şeklinde ortada kesişen bir yapıdan oluşmaktaydı. Pervane eksenleri paralel değildi; fakat içe doğru hafifçe eğimliydi bu yüzden eğer uzatılmış olsaydı, ağırlık merkezinin dışında kalan bir noktayla karşılaşabilirlerdi. Değişken adımlı kanatlara sahip pervanelerin yanı sıra, iki adet *hava vidası dümeni* olarak adlandırılan yatay pervaneye ve dişli kutusunun üstünde yer alan, 220 hp gücündeki motor için regülatör görevi gören iki adet küçük hava vidasına sahiptir. Uçuşa hazır helikopter 1700 kg ağırlığındaydı.



Şekil 2. 9 Bothezat'ın helikopteri – Amerikan Hava Kuvvetleri Ulusal Müzesi

1923 yılında Juan de la Cierva, helikoptere benzeyen fakat enerjilendirilmemiş pervane sistemi olan otojiro¹ geliştirdi. Bu hava aracı, sabit kanatlı uçak ve helikopter arasında melez gibi görünüyordu. Klasik kanat kurulumu olan ve kuyruklu yapısına rağmen, pervaneleri gövde üzerinde dikey bir şafta montelenmiştir (Şekil 2.10). Kaldırma miktarını ve dönen kanatların neden olduğu kuvveti dengelemek ve kararlı bir sürüş elde etmek için kanatlar dairesel adım kontrolü için şafta tutturulmuştur. Mafsallı pervane kanadı, günümüzde tüm helikopterlerde kullanılmaktadır. İki adet Cierva C.40 tipi otojiro, 1.Dünya Savaşı boyunca, Hava Gözlem Noktası olarak kullanıldı. Otojirolar, ne havada sabit tutunabilme ne de modern helikopterler gibi dikey alçalma özelliğine sahiptirler.

¹ Otojiro, enerjilendirilmemiş döner kanat veya pervaneli, helikopteri andıran bir hava aracıdır. Motordan enerjilenen pervane sistemi veya yedek kablo ile çalışmaktadır. Hava akımının etkisiyle hareket eden pervanelerin kaldırma kuvvetine ihtiyaç duyar.



Şekil 2. 10 Cierva'nın otojirosu – Hiller Havacılık Müzesi

1936 yılında Heinrich Focke ve Gert Achgelis, *Fa-61* olarak adlandırdıkları, yan yana iki pervaneli bir araç inşa ettiler (Şekil 2.11). Bu hava aracı, pervane parçaları Weir-Cierva şirketi tarafından sağlanan küçük bir eğitici aracın gövdesinden kuruldu. Pervanelerin öne ve kuyruğa doğru eğimi ile ki bunun anlamı oynak plaka mekanizmasıdır, pervanelerin farklı eğimleriyle sapma kontrolü elde edilmişken boylamsal kontrol sağlandı. Pervanelerin değişken toplam adımı yoktu, pervane hızını değiştirmek için yavaş ve hantal bir sistem yerine pervane itkisi değiştirildi. Ek olarak yönsel kararlılık için, dikey bir dümen ve yatay kuyruk düşünüldü. Aracın ön kısmında bulunan boyu kısaltılmış pervaneler, sadece radyal motoru soğutmak için kullanıldı. *Fa-61* aracı, tamamen kontrol edilebilen ve başarılı dönüşler yapabilen ilk helikopterdir.



Şekil 2. 11 Fa- 61 helikopteri – Pilotfriend

Döner kanatlı araçların havacılıktaki başarısı, tamamen Igor Sikorsky tarafından kazanılmıştır. 1939 yılında Sikorsky, ilk klasik helikopteri yaptı, VS-300 (Şekil 2.12). Bu hava aracı, bir ana pervane ve üç adet yardımcı kuyruk pervanesiyle, iki adet dikey itici yatay kuyruk pervanesi üzerinden adım değişimiyle uzunlamasına ve yanlamasına kontrol edilebildi. Sadece 75 hp gücünde bir motorla, havada sabit tutunabilme, yanlara ve geriye gidebilme ve diğer manevraların birçoğunu yapabilme yeteneğine sahipti.



Şekil 2. 12 Sikorsky'nin helikopteri – Sikorsky Havacılık Şirketi

VS-300 aracının ana pervanesi, daha güçlü bir motorla VS-300A helikopterinde kullanıldı; fakat üç adet orijinal yardımcı pervaneden sadece dikey itici kuyruk

pervanesi muhafaza edildi. Bu düzenleşim, ana pervanenin eğimiyle, yani dairesel adım girişleriyle, uzunlamasına ve yanlamasına kontrol sağlandı. Tek kuyruk pervanesi, ters kuvvet ve yönsel kontrol işlemleri için kullanıldı. Bu düzenleşim, modern helikopterlerin çoğu için standart model olmuştur.

1950’li yıllar boyunca, helikopterlerin ilerlemesi bakımından birçok yeni işler yapıldı. Sikorsky, dünyanın ilk sertifikalı ticari taşıyıcı helikopterlerini ustalıkla yaptı, S-55 Chickasaw (H-19) (şekil 2.13).



şekil 2. 13 S-55 Helikopter – Enell Postcards

Bir diğer bilinen öncü isim, modern helikopterin gelişimini destekleyen Stanley Hiller’dir. 1944 yılında Hiller, koaksiyel helikopteri yaptı. Onun esas kopuşu, dairesel asım kontrolünü, ana pervane kanadına 90 derecelik açıyla tutturulan küçük yardımcı kanatlara bağlayan *rotomatik* ana pervane tasarımıdır.

Türbin motorunun yapılması, helikopterlerin gelişimini daha da ileriye götürdü. Endüstri Devrimi ile birlikte üretim hattının temin edilmesi, bu motorların yüksek verimli ve yüksek hassasiyette üretilmesine imkân verdi.

Yeni yüzyılın başlarında, tahrik, materyal, elektronik, bilgisayar, sensör, seyrüsefer araçları gibi teknolojiadaki gelişmeler helikopterlerin gelişimini destekledi ve hava araçlarının diğer düzenleşimlerinde havada sabit tutunabilme yeteneği sağlandı.

Helikopterler, sivil sektörlerden askeri alana kadar geniş bir yelpazeyi kapsayan öneme sahiptir. Sivil sektörde, gözetme, deniz ve dağda kurtarma, hava ambulansı, yangın söndürme, haşeratla mücadele gibi görevlerde kullanılırlar. Askeri görevleri, birlik nakil aracı, mayın temizleyici, savaş yeri gözetleme aracı olarak, saldırı ve karşı taarruz durumlarında kullanılır.

1980'li yıllarda, helikopterlerin uçuşuyla ilgili teknik problemlerin zorluğunu anlamak açısından bilimsel araştırmalar çok revaçtaydı, özellikle ana pervane üzerine binen aerodinamik kısıtlamalarla ilgilenilmişti.

Helikopterlerin iyileştirilmiş tasarımları ve diğer dikey kalkabilen araçların uygulanabilirliği, teknoloji alanında meydana gelen devrimin sonucudur.

Bugün helikopterler, modern havacılıkta büyük öneme sahip, sağlam, çok yönlü ve güvenilir hava araçlarıdır. Yeni nesil havada sabit tutunabilen araçlar, daha küçük boyutlarda, daha hafif ve bazı otonom fonksiyonlarla donanmış bir şekilde tasarlanmaktadır.

2.3 Aerodinamik Düzenleşim

Bu bölümde, sıklıkla kullanılan İHA'nın kontrol tasarımına yönelik aerodinamik düzenleşimler tanıtılacaktır. Bahsedilen tasarımlar, genellikle uçak (sabit kanatlı modeller), çırpınan kanatlı İHA ve pervaneli hava araçları (dönen kanatlı modeller) gibi taşıtlar üzerine odaklanmıştır. Pervaneli araçlar, bulundurdıkları rotor sayısına göre adlandırılırlar.

Her tipte hava aracının bazı avantajları ve dezavantajları mevcuttur; fakat farklı tasarımlar, farklı tiplerde İHA'nın üretilmesini gerektirir. Örneğin, sabit kanatlı İHA diğerleriyle kıyaslandığında çok yüksek performans değerine kolayca ulaşabilirler ve uzun süreli uçuşlarda kullanılabilirler. Sonuç olarak, uzun süreli havada dolaşmayı gerektiren operasyonlara uygun olarak tasarlanmışlardır. Ancak, havada sabit kalamadıklarından ötürü binalara girme konusunda beceriksizdir ve dar alanda dönüşler yapması da imkânsızdır. Sabit kanatlı İHA'nın aksine, dönen kanatlı İHA (DKİ yapabilen DKİ ya da kısa mesafede kalkış-iniş yapabilen STOL gibi hava araçları) kolaylıkla havada sabit kalabilirler ve kısa uçuş süresi boyunca her yöne gidebilirler. Son

olarak çırpınan kanatlı düzenleşimler ise, sabit ve dönen kanatlı hava araçlarına göre yapıları gereği küçük ve manevra kabiliyetlerinin yüksek olması bakımlarından avantajlıdır; fakat mikro sabit ve döner kanatlı hava araçlarına göre daha az önem verilmiştir.

2.3.1 Pervaneli Hava Araçlarının Dzenleşimi

Pervaneli araçlar aşağıda görüldüğü gibi sınıflandırılabilir:

1. Klasik ana rotor/kuyruk rotor düzenleşim
2. Tek pervaneli düzenleşim
3. İki pervaneli koaksiyel düzenleşim
4. İki pervaneli yan yana
5. Çok pervaneli (rneğin dört rotorlu)

2.3.1.1 Klasik Ana Rotor / Kuyruk Rotorlu Düzenleşim

En sık kullanılan dzenleşimlerden biri, bir ana rotor ve bir kuyruk rotorudur. Kuyruk rotoru, ana rotor tarafından üretilen yanal kuvveti telafi eder. Ayrıca, havada asılı kalma pozisyonunda dikey eksenle helikopterin kontrolünü sağlar (şekil 2.14).



şekil 2. 14 Klasik ana rotor/ kuyruk rotorlu düzenleşim

Klasik düzenleşim, iyi kontrol edilebilirlik özelliğine ve manevra kabiliyetine sahiptir. Ancak, mekanik yapısı karmaşıktır ve geniş rotor ve uzun kuyruk aksamı gerektirir.

2.3.1.2 Tek Pervaneli Düzenleşim

Bu tip aerodinamik düzenleşim, tek bir rotora ve rotor kuvvetini (sapma açısı kontrolü) dengelemek için kanatçıklara sahiptir. Bu yüzden, rotor oynak plakaya sahip değildir; yunuslama ve dönme kuvvetlerini üretmek için fazladan kanatçıklara sahiptir (şekil 2.15).



şekil 2. 15 Tek pervaneli düzenleşim – Eurosatory 2004. SAGEM, Fransa

Bu tip uçan araçların kontrolü, tecrübeli pilotlar için bile, genel olarak zordur.

Tek pervaneli düzenleşim, mekanik açıdan standart helikopterlerden daha basittir; fakat kontrol yetisi çok fazla değildir. Her iki durumda da, büyük ölçüde enerji ters kuvvet için kullanılır, örneğin; gövdenin dikey bir eksen etrafında dönmesini önlemek için. Mekanik basitliği nedeniyle, bu düzenleşimin mikro hava araçları için kullanılması daha uygun görülür.

2.3.1.3 İkiz Pervaneli Koaksiyel Düzenleşim

Bu düzenleşimde, bir pervane diğerklerinin üzerine yerleştirilmiştir (şekil 2.16). İki pervane, birbirinin aksi yönde dönerler. İki pervane arasındaki açısal hız farkına bağılı olarak, helikopter sağı ya da sola doğru dönecektir. Bu düzenleşime sahip helikopterler, yüksek dolaşma hızına ulaşamazlar çünkü rüzgârın geri itme kuvveti oldukça büyüktür. Daha sonra rijid pervanelerin gelişmesiyle, iki pervaneyi birbirine yaklaştırmak mümkün oldu ve rüzgârın ters etkisi göreceli olarak düşürölmüş oldu.



şekil 2. 16 İkiz pervaneli koaksiyel düzenleşim (Airscooter Helikopter) – Airscooter şirketi

Koaksiyel düzenleşim, sıklık açısından avantajlıdır. Ancak, pervanelerin birbirlerini etkilemesinden dolayı büyük ölçüde enerji kaybı bu düzenleşimde de mevcuttur. Havada sabit tutunabilme verimi, ikiz pervaneli yan yana düzenleşimde diğerk koaksiyel düzenleşimlere göre daha yüksektir; çünkü pervaneler arasında herhangi bir etkileşim yoktur.

2.3.1.4 İkiz Pervaneli Yan Yana

İkiz pervaneli (ya da ikiz pervaneli yan yana) düzenleşim, genellikle büyük helikopterlerde kullanılır (şekil 2.17). Çünkü pervanelerin ters yönde dönmesi, her pervanenin

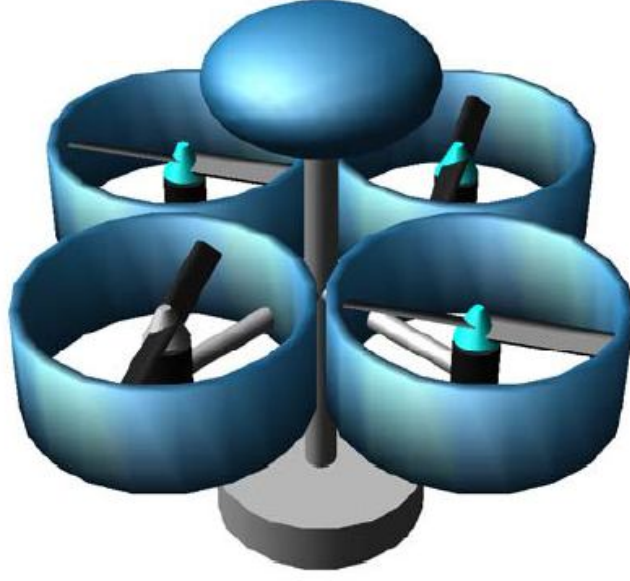
kuvvetinin yok olmasını sağlar. Kontrol sistem yapısı, kuyruk pervaneli helikopterlere göre daha karmaşıktır. Bu tip helikopterlerin düzenlemeleri hiçbir zaman fazla ilgi görmemiştir.



Şekil 2. 17 Yan yana ikiz pervaneli (Sea Knight CH-46) – Naval Ulusal Havacılık Müzesi

2.3.1.5 Çok Pervaneli

Dört rotorlu pervaneli araç ya da *quadrotor*, çok pervaneli araçlar içinde en popüler olanıdır (Şekil 2.18). Bu tip araçlar, kararlı bir şekilde havada asılı kalmayı başarırlar ve dört rotordan üretilen kuvvetlerle denge sağlayarak tam uçuşlar yapabilirler.



Şekil 2. 18 Dört rotorlu hava aracı (Çok rotorlu düzenleşim)

Çok pervaneli helikopter kullanmanın bir avantajı, toplam ağırlık kapasitesinin artmasıdır. Daha çok kaldırma özelliğine sahip olduğundan ötürü, daha ağır yükler taşıyabilir. Dört rotorlu araçlar, yüksek manevra kabiliyetine sahip, dikey kalkış ve iniş yapabilen, ulaşılması güç bölgelere uçabilen yapıdadırlar. Dezavantajları ise, helikopter ağırlığının ve fazladan motorlar nedeniyle enerji tüketiminin artmış olmasıdır. Bu yüzden, rotor hız değişimleriyle kontrol edilir, elektrik motorları daha uygundur ve dişli kutusu sistemi olmadan yavaş cevap veren geniş helikopter motorları vardır.

Dört rotorlu hava araçları, kontrol yetkisi bakımından çok üstündür. Havada asılı kalma ve düşük hızda uçuş kontrolünün başarıyla sağlandığı görülmüştür. Ancak, ileri uçuş kontrolünün sağlanabilmesi için bazı ilerlemelerin kaydedilmesi gerekmektedir. İçten yanmalı motorlar kullanıldığında, iletim dişlilerindeki karmaşıklıktan dolayı bu düzenleşimin tek rotorlu olanlara göre dezavantajlı olduğu saptanmıştır.

2.4 İHA'nın Yeni Düzenleşimleri

İHA genel olarak iki kategoriden oluşur: Sabit kanatlı İHA (insansız uçaklar), aerodinamik kuvvetlerin oluşturduğu bağl hızın etkisiyle iniş- kalkış yapmaktadırlar. Pervaneli (rotorlu) İHA ise, helikopterleri de kapsayan araçlardır. Bu araçların günümüzde fazlasıyla araştırılma nedenlerinin başında, hareket için gerekli olan itki

kuvvetini döner kanatlar vasıtasıyla elde etmesidir. Döner kanat kullanılması en önemli avantajı, aracın kartezyen uzayda tüm doğrultularda hareket edebiliyor olmasıdır. Ayrıca, döner kanatlı hava araçlarının sabit kanatlı hava araçlarına göre bir üstünlüğü de aerodinamik kuvvetlerin etkisiyle oluşan bağıl hıza ihtiyaç duymuyor olmasıdır. Bu sebepten ötürü, dikey uçuş kabiliyetine de sahiptirler [13].

Pervaneli hava araçları, dikey iniş-kalkış yapabilme ve yük taşıma kabiliyeti açısından sabit kanatlı hava araçlarına göre daha avantajlıdır. Pervaneli hava araçları arasında dört rotorlu helikopterler, diğer helikopterlere göre daha fazla yük taşıma kapasitesine sahiptirler. Ayrıca, küçük boyutlardaki dört rotorlu helikopterler donanım açısından kolay kurulabilir olmakla beraber, manevra kabiliyeti açısından da çok gelişmişlerdir. Bu gibi avantajlara sahip olmaları nedeniyle, İHA arasında üzerine en çok araştırma yapılan helikopterlerdir [5].

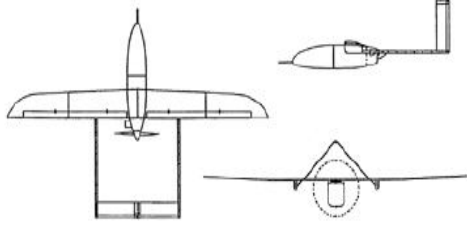
Küçük boyutlu İHA için aerodinamiksel düzenlemeler hızla değişmektedir. Şekil 2.19'dan Şekil 2.25'e havada asılı kalabilen, son dönem hava araçları gösterilmiştir.



Şekil 2. 19 Seagull – Elbit Sistemleri, İsrail



Şekil 2. 20 Dragoneye – AeroVironment, Amerika



Şekil 2. 21 Aerosonde hava aracı – Aerosonde Robotik



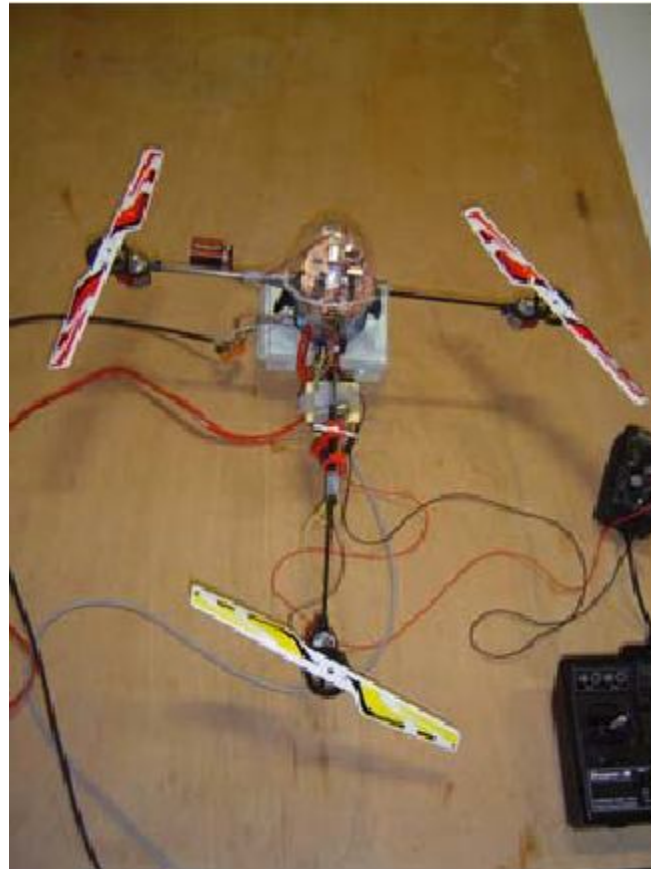
Şekil 2. 22 X-50 hava aracı – Boeing Şirketi



Şekil 2. 23 Guardian CL-327 hava aracı – Bombardier Şirketi



Şekil 2. 24 Dört rotorlu hava aracı – Dragonfly Geliştirme Enstitüsü



Şekil 2. 25 Üç rotorlu hava aracı – Heudiasyc-UTC, Fransa

2.5 Dört Rotorlu Hava Aracı

Helikopterler, uçan araçlar içinde en karmaşık yapıda olanlarındandır. Bu karmaşıklıklarının nedeni, onların birçok farklı görevde kullanılabilir olmalarını sağlayan çok yönlülükleri ve yüksek manevra kabiliyetleridir. Klasik helikopterler, geleneksel olarak, bir ana pervane ve kuyruk pervanesinden oluşurlar. Ancak, başka helikopter tipleri, ikiz pervaneli veya yan yana pervaneli ve koaksiyel pervaneli helikopterler de bulunmaktadır. Bu bölümde, *quad-rotor* olarak da bilinen dört rotorlu hava aracı incelenecektir.

Dört rotorlu hava aracı, yeni bir düzenleşim değildir, 1922 yılından bu yana olan bir yapıdır. Ocak 1921’de, Amerikan Havacılık Şirketi, Dr. George de Bothezat ve Ivan Jerome ile dikey kalkış yapabilen bir araç geliştirmeleri için sözleşme yapmışlardır. 1678 kg ağırlığında, X-şekilli yapıyla desteklenmiş, her biri 9 m olan kolların bitiminde 8,1 m çapında altı kanatlı pervaneden oluşan bir araç tasarımı yapılmıştır (Şekil 2.26). Yatay kolların sonunda bulunan, değişken adımlı iki küçük pervane ile itki kuvveti ve sapma kontrolü sağlanır. Küçük boyutlu kaldırıcı pervane, 180 hp gücünde *Le Rhone* radyal motorun üst kısmına, eksenlerin dirsek noktasına yerleştirilmiştir; fakat daha sonra gereksiz görülerek kaldırılmıştır.

Her pervane, aracın eğimi vasıtasıyla ötelemeli hareketinin sağlanabilmesi için farklı itki kuvvetleri üretebilmelidirler ve bunun için başlı başına bir toplu adım kontrolüne sahiptirler. Havalanma sırasında 1700 kg ağırlığındaki hava aracı, ilk uçuşunu 1922 yılının Ekim ayında gerçekleştirebilmiştir. Helikopterin motoru kısa bir süre sonra, 220 hp gücünde *Bentley BR-2* olarak değiştirilmiştir. 1923 yılının sonuna kadar, üç yolcuyla birlikte, yaklaşık 100 uçuş yapılmıştır. Yapılan sözleşmede, havada sabit tutunma yüksekliğinin 100 m olarak istenmesine rağmen, en yüksek seviye olarak ancak 5 m’ye ulaşılmıştır. 200,000\$ civarında bir bütçe harcadıktan sonra, Bothezat, aracın daha kararlı olabileceği ve teorik olarak pratikte daha kullanışlı bir helikopterin mümkün olduğunu fikrini ortaya atmıştır. Fakat bu, belli bir gücün üzerinde güç gerektiren, hızlı tepki veremeyen, mekanik olarak karmaşık ve güvenlik bakımından şüpheliydi. Havada

sabit tutunma sırasında, yanlamasına hareket girişiminde bulunan aracın kontrolü açısından pilotun iş yükü çok fazlaydı.



Şekil 2. 26 Bothezat'ın dört rotorlu hava aracı

Dört rotorlu hava aracı için literatürde birçok çalışma yapıldığı görülmektedir. Aslında, havacılık ve uçakçılık alanında araştırmaların artmasıyla birlikte, son yıllarda bu konuya olan ilgi de oldukça artmıştır.

[14]'de ilk olarak Young vd. tarafından, NASA içinde bir araştırma birimi olan Directorate Aerospace'in destekleyici olduğu mini-drone olarak bilinen, aralarında Quad-Rotor-Tail-Sitter olarak adlandırılan dört pervaneli helikopterlerin de bulunduğu küçük boyutlu hava araçlarının yeni düzenleştirmeleri ve uygulamaları oluşturulmuştur.

[15]'da Pounds vd. tarafından, dört rotorlu bir hava aracının örnek modeli için kontrol algoritması tasarlanmış ve geliştirilmiştir. Onlar, hız ve açısal ivmelenmeyi ölçebilmek için, AÖB¹ kullanmayı düşünmüşlerdir. Kontrol algoritmasını tasarlarken, dinamik

¹ IMU(Inertial Measurement Unit)

modeli doğrusallaştırma yöntemini kullanmışlardır. Kontrol yönteminin sonuçları, benzetimi yapılarak test edilmiştir.

DÖRT ROTORLU HAVA ARACININ MODELLENMESİ

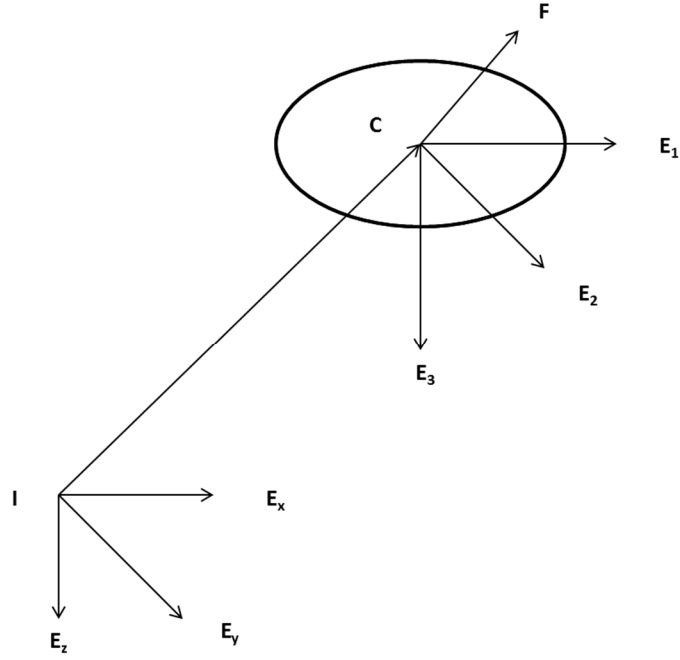
Uçan nesnelerin dinamik gösteriminin esas amacı, kontrol stratejisini geliştirmeden önce çözülebilirliğini görmektir. Bu bölümde öncelikle, tüm uçabilen araçların modellenmesinde kullanılan yaklaşımlar gösterilecektir. Bu yöntemler; Newtonian, Lagrangian ve quaternion yaklaşımlarıdır. Uçan nesneler, üç boyutlu çevrede hareket eden katı cisimler olarak düşünülür ve cismin gövdesine uygulanan tork ve kuvvetler buna göre kabul edilir. Dinamik model, sistem davranışının zamanla değişimini açıklayabilmek için kullanılır.

3.1 Modelleme İçin Kullanılan Yöntemler¹

3.1.1 Newton-Euler Yaklaşımı

Katı (rijid) gövde, sistem parçacıkları arasında değişmeyen mesafenin bulunduğu bir alanı kapsar. Literatürde, üç boyutlu uzayda katı gövdeyi tanımlayabilmek için değişik gösterimler kullanılır. Newton – Euler ve Euler – Lagrangian yaklaşımları, en çok öne çıkmış yaklaşımlardır. Newton – Euler yaklaşımı, öncelikle dinamik gövdeyi geliştirmek, gövdeyi bir ana eksen takımına yerleştirmek ve sonrasında da yerleşik eksen takımında tanımlamak için kullanılır.

¹ Bu bölüm, [17]'den birebir çevrilmiştir.



Şekil 3. 1 Katı gövdenin geometrik gösterimi

Şekil 3.1 ele alınırsa, katı cisim C ile gösterilen kısım olsun. $I = E_x, E_y, E_z$ yer eksenine göre, sabit yerleşik eksen takımının sağ kısmını gösterir ve E_z yer eksenine doğru dikey yönü temsil eder. $\xi = (x, y, z)$ vektörü, katı cismin I eksen takımına göre ağırlık merkezinin pozisyonunu gösterir. $C = E_1, E_2, E_3$ ise C için ana eksen takımı olarak tanımlansın. Dört rotorlu hava aracının uzayda herhangi bir noktaya göre duruşu, rotasyon matrisi $\mathcal{R}$ ile gösterilir. $\mathcal{R}: C \rightarrow I$, $\mathcal{R} \in SO(3)$ olan bir ortogonal dönüşüm matrisidir.

Katı cismin uzaydaki duruşu, Euler açıları yardımıyla verilir. Sapma, yunuslama ve dönme olarak bilinen bu açılar aerodinamik uygulamalarda sıkça kullanılır ve $\eta = (\psi, \theta, \phi)$ olarak gösterilir. Dönüşüm matrisi, $\mathcal{R}(\psi, \theta, \phi) \in SO(3)$, ana gövdenin temsil eden C eksen takımı ile yerleşik eksen takımı arasındaki bağıntıyı verir.

$$\mathcal{R} = \begin{pmatrix} c_\theta c_\psi & s_\psi s_\theta & -s_\theta \\ c_\psi s_\theta s_\phi - s_\psi c_\phi & s_\psi s_\theta s_\phi + c_\psi c_\phi & c_\theta s_\phi \\ c_\psi s_\theta c_\phi + s_\psi s_\phi & s_\psi s_\theta c_\phi - c_\psi s_\phi & c_\theta c_\phi \end{pmatrix} \quad (3.1)$$

c_α (aynı şekilde s_α) $\cos \alpha$ (aynı şekilde $\sin \alpha$) olarak kullanılmıştır. $\mathbf{F}$ ve $\boldsymbol{\tau} = (\tau_1, \tau_2, \tau_3)$, C eksen takımıyla ilgili katı cismin ağırlık merkezine uygulanan dış kuvvet ve tork ifadeleri olsun.

Katı nesnelerin dinamik modelini elde edebilmek için, Newton'un hareket denklemlerinin klasik eşitliklerinden faydalanılır.

$$\dot{\xi} = \dot{R}V \quad (3.2)$$

$$m\dot{V} = -\Omega \times mV + F \quad (3.3)$$

$$\dot{\mathcal{R}} = \mathcal{R}\hat{\Omega} \quad (3.4)$$

$$I\dot{\Omega} = -\Omega \times I\Omega + \tau \quad (3.5)$$

F , yer çekimi kuvveti ve katı cisme uygulanan diğer bütün kuvvetleri göstermektedir. Dört rotorlu hava aracı için, bu kuvvetler rotorların dönmesiyle elde edilir. $V = R^T \dot{\xi} \in \mathbb{R}^3$ vektörü, C eksen takımı ile bağıntılı olarak katı cismin ağırlık merkezinin hızını temsil eder. m , gövdenin toplam ağırlığını, g ise yerçekimi sabitini ifade eder. $\Omega \in \mathbb{R}^3$ gövdeye ilişkin açısal hızı ve $I \in \mathbb{R}^3$ matrisi C eksen takımıyla ilgili gövdenin eylemsizliğini gösterir. $\hat{\Omega}$ matrisi, Ω matrisinin ters-simetrik şeklini gösterir ve (3.6) eşitliğindeki gibi tanımlanır.

$$\hat{\Omega} = \begin{pmatrix} 0 & -\Omega^3 & \Omega^2 \\ \Omega^3 & 0 & -\Omega^1 \\ -\Omega^2 & \Omega^1 & 0 \end{pmatrix} \quad (3.6)$$

Sabit gövde eksenini C ile ilgili açısal hızlar, Euler açılarının tanımlı olduğu bölgede $\dot{\eta} = (\dot{\psi}, \dot{\theta}, \dot{\phi})$ şeklinde standart kinematik ilişkiyle genelleştirilir. (3.8) eşitliğinde verilen matris oluşturularak, (3.9) ifadesi tanımlanır.

$$\Omega = \begin{bmatrix} \dot{\phi} - \dot{\psi}s_{\theta} \\ \dot{\theta}c_{\phi} + \dot{\psi}c_{\theta}s_{\phi} \\ \dot{\psi}c_{\theta}c_{\phi} - \dot{\theta}s_{\phi} \end{bmatrix} \quad (3.7)$$

$$W_{\eta} = \begin{bmatrix} -s_{\theta} & 0 & 1 \\ c_{\theta}s_{\phi} & c_{\phi} & 0 \\ c_{\theta}c_{\phi} & -s_{\phi} & 0 \end{bmatrix} \quad (3.8)$$

$$\dot{\eta} = W_{\eta}^{-1}\Omega \quad (3.9)$$

Katı gövde C 'nin, yerleşik eksen takımı J 'ya göre dinamik modelinin gösterimi için F koordinatlarını tanımlamak gerekir. Bu yüzden, (3.10) eşitliğindeki ifade kullanılır.

$$f = \mathcal{R}F \quad (3.10)$$

$$v = \dot{\xi} \in \mathbb{R}^3 \quad (3.11)$$

(3.11) eşitliği, gövdenin J eksen takımına göre bağlı hızı olarak tanımlanır. Bundan dolayı, katı cismin tam dinamik modeli yerleşik eksen takımına göre, (3.12)-(3.15) eşitlikleri ile verilmiştir:

$$\dot{\xi} = v \quad (3.12)$$

$$m\dot{v} = f \quad (3.13)$$

$$\dot{\mathcal{R}} = \mathcal{R}\hat{\Omega} \quad (3.14)$$

$$I\dot{\Omega} = -\Omega \times I\Omega + \tau \quad (3.15)$$

Modelin dinamik dönüşümü, C eksen takımı üzerinden yapılır; çünkü hız ölçümleri her zaman bu eksen takımından elde edilir.

3.1.2 Euler-Lagrange Yaklaşımı

Dinamik model tanımlamanın diğer yolu da, Euler- Lagrange hareket denklemlerini kullanmaktır. Helikopter için genelleştirilmiş koordinat takımı yerleşik- sabit eksen takımına göre, (3.16) eşitliğindeki gibi tanımlanır.

$$q = (\xi, \eta)^T = (x, y, z, \psi, \theta, \phi)^T \in \mathbb{R}^6 \quad (3.16)$$

Burada ξ ve η , helikopterin pozisyonunu ve duruşunu temsil etmektedir.

Helikopterin öteleme ve dönme hareketlerinden dolayı oluşan kinetik enerjisi, (3.17) ve (3.18) eşitlikleri ile verilmiştir.

$$T_{öteleme} = \frac{m}{2} \dot{\xi}^T \dot{\xi} = \frac{m}{2} (\dot{x}^2 + \dot{y}^2 + \dot{z}^2) \quad (3.17)$$

$$T_{dönme} = \frac{1}{2} \Omega^T I \Omega = \frac{1}{2} \dot{\eta}^T J \dot{\eta} \quad (3.18)$$

$$\mathbb{J} = W_{\eta}^T I W_{\eta} \quad (3.19)$$

$\mathbb{J}$, (3.19) eşitliği şeklinde kabul edilmiştir. Gövdenin sahip olduğu potansiyel enerji ise, yerçekiminin oluşturduğu potansiyel enerjidir ve (3.20) eşitliği ile verilmiştir.

$$U = -mgz \quad (3.20)$$

Bu verilere göre, Lagrange fonksiyonu (3.21) eşitliğinde görüldüğü gibi oluşturulur.

$$L = T_{öteleme} + T_{dönme} - U \quad (3.21)$$

$$L = \frac{m}{2} (\dot{x}^2 + \dot{y}^2 + \dot{z}^2) + \frac{1}{2} \Omega^T I \Omega + mgz \quad (3.22)$$

Euler – Lagrangian eşitliği, (3.23) eşitliğindeki gibi yazılır.

$$\frac{d}{dt} \left(\frac{\partial L}{\partial \dot{q}} \right) - \frac{\partial L}{\partial q} = \mathbf{F}_L \quad (3.23)$$

Burada, $\mathbf{F}_L$ helikopter gövdesine uygulanan torkları ve kuvvetleri temsil eder. Birkaç cebirsel işlemden sonra, aşağıda gösterilen standart ifade olan (3.24) eşitliği elde edilir.

$$M(q)\ddot{q} + C(q, \dot{q})\dot{q} + G(q) = \mathbf{F}_L \quad (3.24)$$

Burada, $M(q) \in \mathbb{R}^{6 \times 6}$ simetrik, pozitif tanımlı eylemsizlik matrisi, $C(q, \dot{q}) \in \mathbb{R}^{6 \times 6}$ merkezkaç ve Coriolis kuvvetlerinin oluşturduğu matristir. Son olarak $G(q) \in \mathbb{R}^{6 \times 6}$, yerçekimi kuvvet vektörüdür.

3.1.3 Quaternion Yaklaşımı

Bu yöntem de, mobil araçlar için dinamik gösterim tanımlamanın bir diğer yoludur. Bu gösterim şekli, dönerkanat dinamiklerini modellerken, klasik üç boyutlu yöntemlerde karşılaşılan (Euler açıları ve ya Rodrigues parametreleri) tekilliklerden kaçınmak amacıyla alternatif bir yöntem olarak kullanılır. Quaternion yöntemi, evrensel parametrelere dönüştürebilmeye imkân veren dört parametre gösterimine dayanır; ancak bu yöntem, bazı eksenlerde 180° dönüşlerde çalışmaz.

Birim quaternion, $(q_0, q_1, q_2, q_3,)$ şeklinde dört adet gerçek sayı içeren ve belli kısıtlarla dönüşümün tanımlandığı bir yöntemdir:

$$\sum_{i=0}^3 q_i^2 = 1 \quad (3.25)$$

Parametrelerin bir kısmı, karmaşık sayı şeklindedir ve bu ifade (3.26) eşitliğinde gösterilmiştir.

$$\mathcal{Q} = \begin{bmatrix} q_0 \\ q \end{bmatrix} \quad (3.26)$$

(3.27) eşitliğinden de görüldüğü gibi, q_0 gerçel kısmı, q ise vektör kısmını simgeler.

$$q = \begin{bmatrix} q_1 \\ q_2 \\ q_3 \end{bmatrix} \quad (3.27)$$

Bir nesnenin duruşu için, üç boyutlu uzayda dinamik gösterim, (3.28) eşitliğinde ifade edilmiştir. Tüm birim quaternion yapısını bir matris formuna getirerek yapılan bir gösterimdir.

$$\mathcal{R}(\mathcal{Q}) = \begin{bmatrix} 1 - 2q_2^2 - 2q_3^2 & 2q_1q_2 - 2q_0q_3 & 2q_1q_3 + 2q_0q_2 \\ 2q_1q_2 + 2q_0q_3 & 1 - 2q_1^2 - 2q_3^2 & 2q_2q_3 - 2q_0q_1 \\ 2q_1q_3 - 2q_0q_2 & 2q_2q_3 + 2q_0q_1 & 1 - 2q_1^2 - 2q_2^2 \end{bmatrix} \quad (3.28)$$

$$\mathcal{R}(\mathcal{Q})\mathcal{R}^T(\mathcal{Q}) = I \quad (3.29)$$

$$\det(\mathcal{R}(\mathcal{Q})) = 1 \quad (3.30)$$

(3.28) eşitliği ile verilen ifade, (3.29) ve (3.30) eşitliklerini sağlamaktadır. Sonuç olarak, $\mathcal{R}(\mathcal{Q}) \in SO(3)$, dönüşüm matrisi olarak düşünülebilir. Bu yüzden, eğer dönüşüm matrisi $\mathcal{R} \in SO(3)$ varsa, birim quaternion $\mathcal{Q}$, (3.31) eşitliğinden yararlanılarak oluşturulur.

$$\mathcal{R} = \mathcal{R}(\mathcal{Q}) \quad (3.31)$$

İlgili diğer eşitlikler ise, (3.32)-(3.36) eşitliklerinde görüldüğü gibi elde edilir.

$$\mathcal{Q} = \mathcal{v} + \mathcal{q} \quad (3.32)$$

$$\mathcal{Q} = \cos\left(\frac{\theta}{2}\right) + \sin\left(\frac{\theta}{2}\right)\lambda \quad (3.33)$$

$$q_0 = \mathcal{v} = \cos\left(\frac{\theta}{2}\right) \quad (3.34)$$

$$\sin\left(\frac{\theta}{2}\right) = \sqrt{q^T q} \quad (3.35)$$

$$\lambda = \begin{bmatrix} \lambda_1 \\ \lambda_2 \\ \lambda_3 \end{bmatrix} = \frac{q}{\sqrt{q^T q}} \in \mathbb{R}^3 \quad (3.36)$$

$\lambda \in \mathbb{R}^3$ ve $0 \leq \theta < \pi$ aralığında olduğu düşünülerek, basit işlemlerle (3.37) ve (3.38) eşitliklerini elde etmek mümkündür.

$$e^{\hat{\lambda}\theta} = \mathcal{R}(q(\theta, \lambda)) \quad (3.37)$$

$$\hat{\lambda} = \begin{bmatrix} 0 & -\lambda_3 & \lambda_2 \\ \lambda_3 & 0 & -\lambda_1 \\ -\lambda_2 & \lambda_1 & 0 \end{bmatrix} \quad (3.38)$$

Dönüşüm matrisi $\mathcal{R} = \{r_{ij}\}$ ($i, j = 1, 2, 3$) ile birim quaternion arasındaki diğer bir ilişki, (3.39) ve (3.40) eşitlikleri ile verilmiştir.

$$q_0 = \frac{1}{2} \sqrt{1 + r_{11} + r_{22} + r_{33}} \quad (3.39)$$

$$q = \frac{1}{4q_0} \begin{bmatrix} r_{32} - r_{23} \\ r_{13} - r_{31} \\ r_{21} - r_{12} \end{bmatrix} \quad (3.40)$$

$$q = \frac{1}{2} \begin{bmatrix} \text{sgn}(r_{32} - r_{23}) \sqrt{r_{11} - r_{22} - r_{33} + 1} \\ \text{sgn}(r_{13} - r_{31}) \sqrt{r_{22} - r_{33} - r_{11} + 1} \\ \text{sgn}(r_{21} - r_{12}) \sqrt{r_{33} - r_{11} - r_{22} + 1} \end{bmatrix} \quad (3.41)$$

" $1 + r_{11} + r_{22} + r_{33}$ " iyi tanımlanmış ve pozitif değerlidir. Eğer bu ifade, negatif değer olursa, bu problemi çözebilmek için başka algoritmalar kullanmak gerekecektir.

Matris dönüşümü için quaternion yöntemini kullanmanın bir amacı da, (3.41) eşitliğinin çözümünün yüksek ihtimalle bulunabilir olmasıdır.

$$\dot{\mathcal{R}} = \mathcal{R}\hat{\Omega} \quad (3.42)$$

(3.42) ile ifade edilen eşitliğin çözümü (3.40) ve (3.41) eşitlikleri ile ifade edilen diferansiyel denklemlerin çözümleriyle ilgilidir. Bu eşitliğin çözümü için, birim quaternion dağılım kuralıyla başlanır:

$$\dot{Q} = \frac{1}{2} Q \begin{bmatrix} 0 \\ \Omega \end{bmatrix} \quad (3.43)$$

Ve quaternion cebri kullanılarak, aşağıdaki eşitlik elde edilir:

$$\dot{Q} = \frac{1}{2} E(Q) \Omega = \frac{1}{2} D(Q) Q \quad (3.44)$$

$$E(Q) = \begin{bmatrix} -q^T \\ q_0 I + \hat{q} \end{bmatrix} \quad (3.45)$$

$$D(\Omega) = \begin{bmatrix} 0 & -\Omega^T \\ \Omega & -\hat{\Omega} \end{bmatrix} \quad (3.46)$$

Eşitliğin tersi (3.47) eşitliğinde görüldüğü gibi elde edilir.

$$\Omega = 2E^T(Q)\dot{Q} \quad (3.47)$$

Bu yüzden, üç boyutlu uzayda dinamik model, yerleşik eksen takımıyla ilişkili olarak, (3.48)-(3.51) eşitlikleri ile ifade edilir.

$$\dot{\xi} = v \quad (3.48)$$

$$m\dot{v} = f \quad (3.49)$$

$$\dot{Q} = \frac{1}{2} E(Q) \Omega \quad (3.50)$$

$$I\dot{\Omega} = -\Omega \times I\Omega + \tau \quad (3.51)$$

3.2 Dört Rotorlu Hava Aracının Dinamik Modelinin Oluşturulması¹

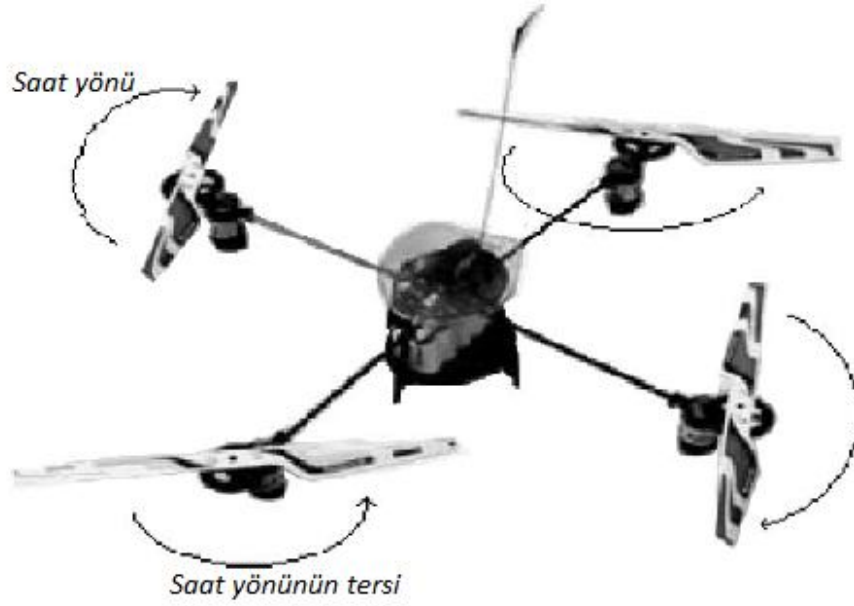
Bu bölümde dört rotorlu hava aracının başlıca karakteristik özellikleri açıklanacak ve dinamik modeli, Euler- Lagrange yaklaşımı yardımıyla elde edilecektir.

3.2.1 Dört Rotorlu Hava Aracının Karakteristiği

Dört rotorlu hava aracı, klasik helikopterler göre bazı üstünlüklere sahiptir. Şekil 3.1 den de görüldüğü gibi, ön ve arka motorları saat yönünün tersinde döndüğünde, diğer

¹ Bu bölüm, [12]'den alıntılanmıştır.

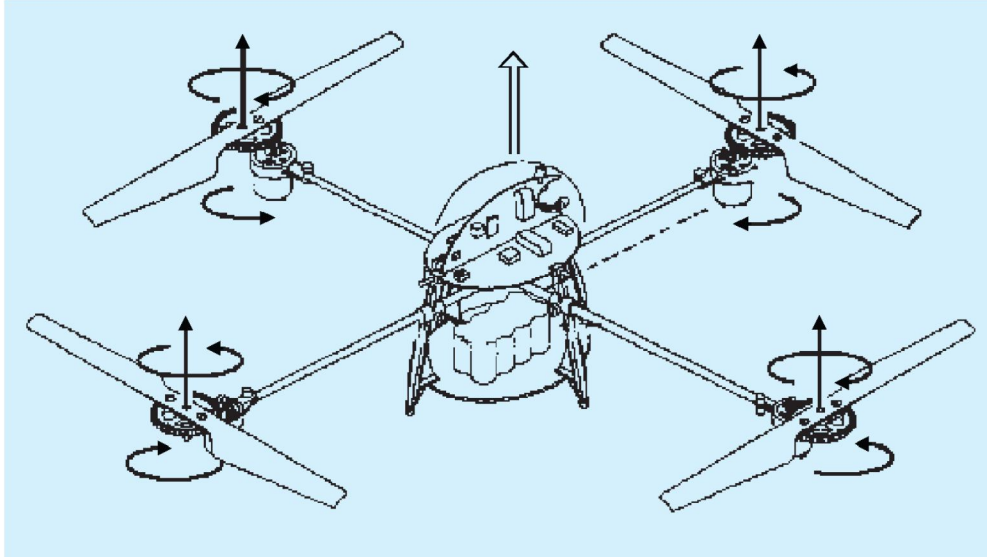
iki motor saat yönünde dönerek dönüsel etkilerin ve aerodinamik kuvvetlerin bertaraf edildiği bir uçuşa olanak sağlar.



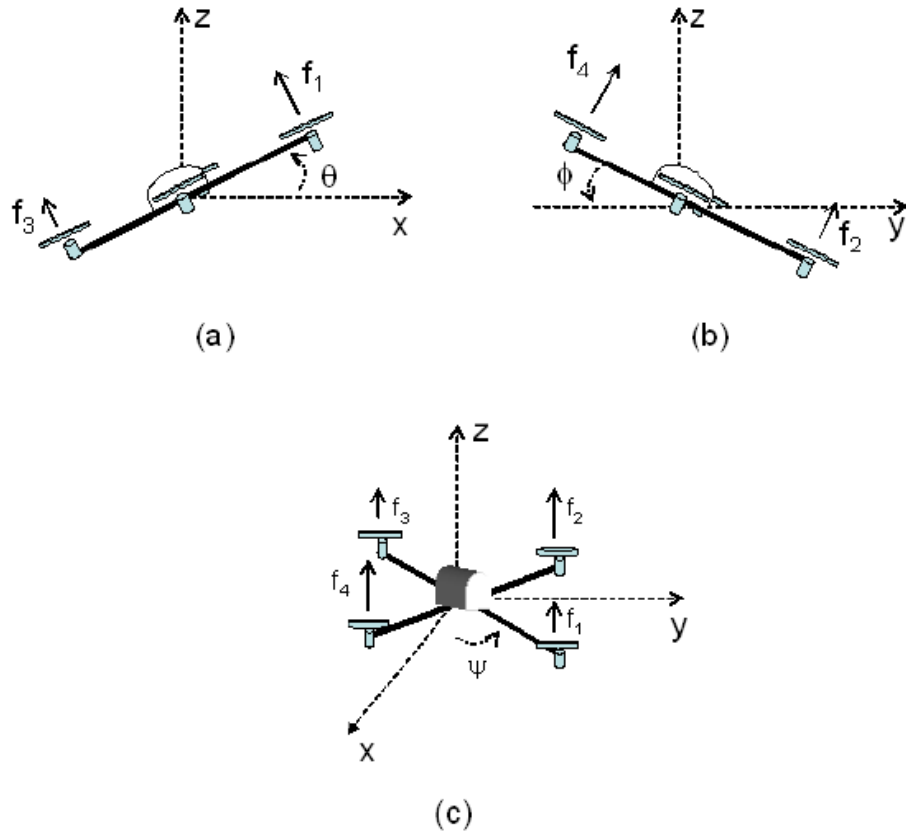
Şekil 3. 2 Dört rotorlu hava aracı¹

Dört rotorlu hava aracı, helikopterlerde görülen oynak plakaya sahip değildir. Bu yüzden, dönerkanat adım kontrolü gerektirmez. Toplam giriş, her motorun oluşturduğu itkilerin toplamıdır (Şekil 3.3). Yunuslama hareketi, arka motorun hızı artırılırken (azaltılırken), ön motorun hızının azaltılması (artırılması) ile elde edilir. Yuvarlanma (dönme) hareketi, aynı şekilde yanlardaki motorların benzer hareketlerinden elde edilir. Sapma hareketi, ön ve arka motorların hızları artırılırken (azaltılırken), yanlardaki motorların hızlarının azaltılması (artırılması) ile elde edilir. Bu, toplam itki kuvveti sabit tutulurken yapılmalıdır.

¹ [17]'den alıntılanmıştır.



Şekil 3. 3 Dört rotorlu hava aracı üzerine etkiyen kuvvet ve momentler¹

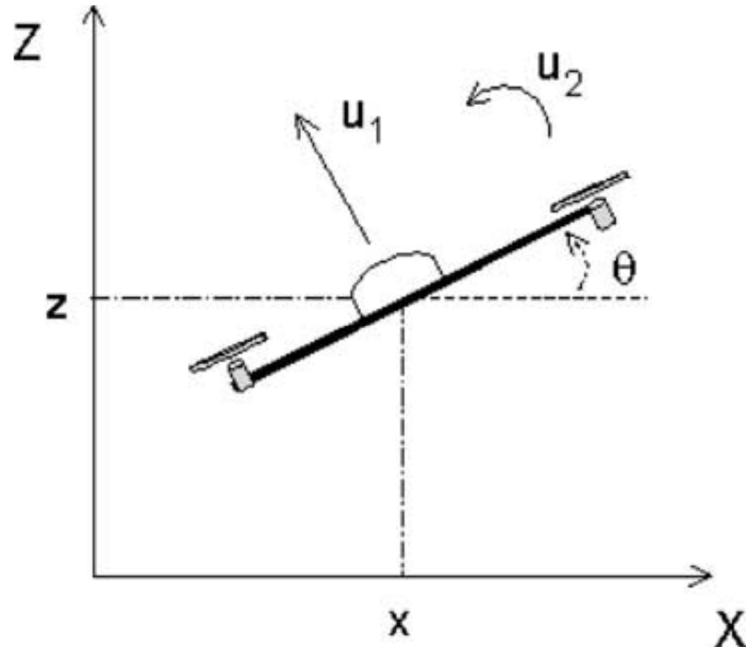


Şekil 3. 4 (a) Yunuslama, (b) Yuvarlanma ve (c) Sapma Açıları²

¹ [18]'den alıntılanmıştır.

² [12]'den alıntılanmıştır.

Dört rotorlu hava aracının düzenleşiminden de görüldüğü üzere, DDKİ yapabilen hava aracı ile benzer özellikleri vardır (Şekil 3.4). Ayrıca, dört rotorlu hava aracı, yunuslama ve sapma açıları sıfıra getirilerek, DDKİ yapabilen hava aracına indirgenebilir. Bir bakıma dört rotorlu hava aracı, iki adet DDKİ yapabilen hava aracının eksenlerinden ortagonal olarak birleştirilmiş hali olarak görülebilir (Şekil 3.3 (a) ve (b)).



Şekil 3. 5 DDKİ yapabilen hava aracı¹

3.2.2 Sistem Tanımı

Bu alt bölümde dört rotorlu hava aracının dinamik modeli tanımlanacaktır. Bu model, aracın üç boyutlu uzayda bir katı cisim olduğunu ve bir kuvvet ve üç moment etkisine tabi olduğunu kabul eder. Dört adet elektrik motorunun dinamikleri oldukça hızlıdır; ayrıca kanatların eğilme yeteneğı ihmal edilebilir düzeydedir.

Dört rotorlu hava aracı için genelleştirilmiş koordinatlar, aşağıda belirtilmiştir:

$$q = (x, y, z, \psi, \theta, \phi) \in \mathcal{R}^6$$

Burada, (x, y, z) dört rotorlu hava aracının ağırlık merkezinin, $\mathcal{I}$ eksen takımıyla ilişkili pozisyonunu, (ψ, θ, ϕ) üç Euler açısı olan sapma, yunuslama ve yuvarlanma açılarını ve aracın duruşunu simgeler.

¹ [12]'den alıntılanmıştır.

O halde, model yapısı gereği öteleme ve dönme koordinatları olarak kısımlara ayrılabilir:

$$\xi = (x, y, z) \in \mathcal{R}^3, \quad \eta = (\psi, \theta, \phi) \in \mathcal{S}^3$$

Dört rotorlu hava aracının öteleme kinetik enerjisi, (3.52) eşitliği ile tanımlanır.

$$T_{\text{öteleme}} \triangleq \frac{m}{2} \dot{\xi}^T \dot{\xi} \quad (3.52)$$

Burada, m aracın ağırlığını simgeler.

Dönme kinetik enerjisi, (3.53) eşitliğinde verilmiştir.

$$T_{\text{dönme}} \triangleq \frac{1}{2} \dot{\eta}^T \mathcal{J} \dot{\eta} \quad (3.53)$$

$\mathcal{J}$ matrisi, dört rotorlu aracın tüm dönme kinetik enerjisi için η , genelleştirilmiş koordinatları tanımlayan eylemsizlik matrisi olarak düşünülür. Potansiyel enerji, sadece standart yerçekiminden kaynaklanan potansiyel enerji olarak verilir ve (3.54) eşitliği ile gösterilmiştir.

$$U = -mgz \quad (3.54)$$

Lagrangian eşitliği, (3.55) ve (3.56) eşitlikleride görüldüğü gibi yazılır.

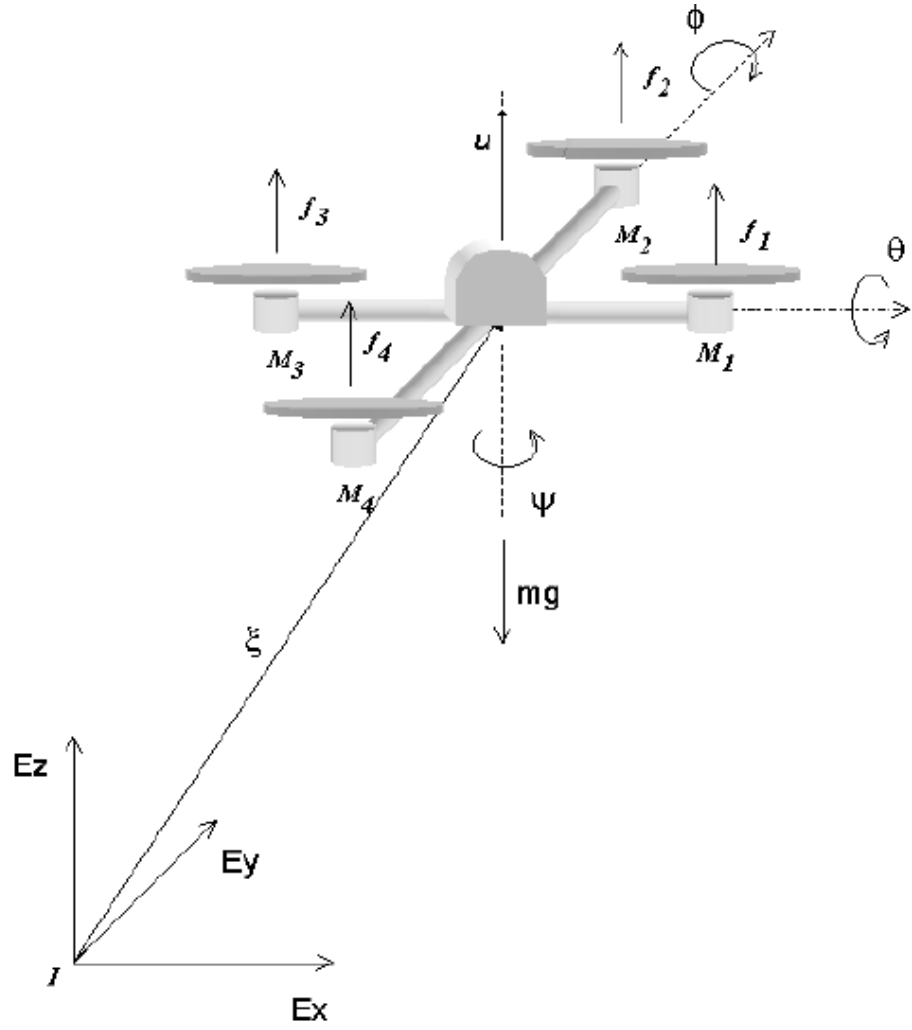
$$L(q, \dot{q}) = T_{\text{öteleme}} + T_{\text{dönme}} - U \quad (3.55)$$

$$L(q, \dot{q}) = \frac{m}{2} \dot{\xi}^T \dot{\xi} + \frac{1}{2} \dot{\eta}^T \mathcal{J} \dot{\eta} - mgz \quad (3.56)$$

Hava aracının tüm dinamikleri için, Euler-Lagrange eşitliğinden elde edilen model, genelleştirilmiş dış kuvvet ile (3.57) eşitliğindeki gibi ifade edilir.

$$\frac{d}{dt} \frac{\partial \mathcal{L}}{\partial \dot{q}} - \frac{\partial \mathcal{L}}{\partial q} = F \quad (3.57)$$

$$F = (F_\xi, \tau) \quad (3.58)$$



Şekil 3. 6 Dört Rotorlu Hava Aracının Yerleşik Eksen Takımı Gösterimi

(3.58) eşitliği ise, dört rotorlu hava aracına uygulanan kontrol girişlerinden ötürü τ , genelleştirilmiş momentler ve F_ξ , öteleme kuvvetinden oluşur. Burada, gövdeye etkiyen bazı kuvvetler ihmal edilir; çünkü bu kuvvetlerin büyüklüğü, esas kontrol girişleri olan u ve τ değerlerinden çok çok küçüktür. Bu yüzden, (3.59) eşitliğindeki gibi ifade edilir.

$$\hat{F} = \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ u \end{pmatrix} \quad (3.59)$$

$$u = f_1 + f_2 + f_3 + f_4 \quad (3.60)$$

$$f_i = k_i w_i^2 \quad (3.61)$$

(3.61) eşitliğinde $i = 1, \dots, 4$ ve $k_i > 0$ sabit ve w_i , i . motorun açısal hızı olarak gösterilmiştir. ($M_i, i = 1, \dots, 4$)

$$F_\xi = R\hat{F} \quad (3.62)$$

(3.62) eşitliğinde R , hava aracının duruşunu belirten dönüşüm matrisini simgeler ve (3.63) eşitliğinde görüldüğü gibi yazılır.

$$\mathcal{R} = \begin{pmatrix} c_\theta c_\psi & s_\psi s_\theta & -s_\theta \\ c_\psi s_\theta s_\phi - s_\psi c_\phi & s_\psi s_\theta s_\phi + c_\psi c_\phi & c_\theta s_\phi \\ c_\psi s_\theta c_\phi + s_\psi s_\phi & s_\psi s_\theta c_\phi - c_\psi s_\phi & c_\theta c_\phi \end{pmatrix} \quad (3.63)$$

η değişkeni üzerinden genelleştirilmiş momentler, (3.64) eşitliğindeki gibi ifade edilir.

$$\tau \triangleq \begin{pmatrix} \tau_\psi \\ \tau_\theta \\ \tau_\phi \end{pmatrix} \quad (3.64)$$

$$\tau_\psi = \sum_{i=1}^4 \tau_{M_i} \quad (3.65)$$

$$\tau_\theta = (f_2 - f_4)\ell \quad (3.66)$$

$$\tau_\phi = (f_3 - f_1)\ell \quad (3.67)$$

(3.65)-(3.67) eşitliklerinde, ℓ motorlardan aracın ağırlık merkezine olan uzaklığı, τ_{M_i} ise, M_i motoru tarafından üretilen torku ifade eder.

Lagrange eşitliğine bakıldığında $\dot{\xi}$ ve $\dot{\eta}$ ifadelerinin bir araya geldiği kinetik enerji ifadesinin içinde çapraz terimlerin bulunmadığı, Euler- Lagrange eşitliğinin ξ koordinatları ve η dinamikleri olarak kısmi parçalara bölünebilir. Bu eşitlikler, (3.68) ve (3.69)' da görüldüğü gibidir.

$$m\ddot{\xi} + \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ mg \end{pmatrix} = F_\xi \quad (3.68)$$

$$\mathcal{J}\ddot{\eta} + \dot{\mathcal{J}}\dot{\eta} - \frac{1}{2} \frac{\partial}{\partial \eta} (\dot{\eta}^T \mathcal{J} \dot{\eta}) = \tau \quad (3.69)$$

Coriolis/Centripetal vektörü (3.70) eşitliği ile tanımlanmıştır.

$$\bar{V}(\eta, \dot{\eta}) = \dot{\mathcal{J}}\dot{\eta} - \frac{1}{2} \frac{\partial}{\partial \eta} (\dot{\eta}^T \mathcal{J} \dot{\eta}) \quad (3.70)$$

O halde, (3.69) eşitliği (3.71) ile verilen ifadeye dönüşür.

$$\mathcal{I}\ddot{\eta} + \bar{V}(\eta, \dot{\eta}) = \tau \quad (3.71)$$

(3.70) eşitliğinde verilen $\bar{V}(\eta, \dot{\eta})$ 'nin değerini (3.71)'de yerine yazarak (3.72) eşitliği elde edilir.

$$\bar{V}(\eta, \dot{\eta}) = \left(j - \frac{1}{2} \frac{\partial}{\partial \eta} (\dot{\eta}^T \mathcal{I}) \right) \dot{\eta} \quad (3.72)$$

$$\bar{V}(\eta, \dot{\eta}) = C(\eta, \dot{\eta})\dot{\eta} \quad (3.73)$$

(3.73) eşitliğinde $C(\eta, \dot{\eta})$ Coriolis terimini ifade eder ve $\mathbb{J}$ değerine bağlı jiroskopik ve merkezkaç terimlerini içerir.

Sonuç olarak, (3.74) ve (3.75) eşitlikleri elde edilir.

$$m\ddot{\xi} = u \begin{pmatrix} -\sin \theta \\ \cos \theta \sin \phi \\ \cos \theta \cos \phi \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ -mg \end{pmatrix} \quad (3.74)$$

$$\mathcal{I}\ddot{\eta} = -C(\eta, \dot{\eta})\dot{\eta} + \tau \quad (3.75)$$

Daha da basitleştirmek için, (3.75) eşitliğinde giriş değişkenleri değiştirilirse, (3.76) elde edilir.

$$\tau = C(\eta, \dot{\eta})\dot{\eta} + \mathcal{I}\tilde{\tau} \quad (3.76)$$

$$\tilde{\tau} = \begin{pmatrix} \tilde{\tau}_\psi \\ \tilde{\tau}_\theta \\ \tilde{\tau}_\phi \end{pmatrix} \quad (3.77)$$

(3.77) eşitliğinde de yeni değişkenler gösterilmektedir.

$$\ddot{\eta} = \tilde{\tau} \quad (3.78)$$

(3.74)-(3.75) eşitlikleri yapılan değişikliklere göre tekrar düzenlenirse, (3.79)-(3.84) eşitlikleri elde edilir.

$$m\ddot{x} = -u \sin \theta \quad (3.79)$$

$$m\ddot{y} = u \cos \theta \sin \phi \quad (3.80)$$

$$m\ddot{z} = u \cos \theta \cos \phi - mg \quad (3.81)$$

$$\ddot{\psi} = \tilde{\tau}_{\psi} \quad (3.82)$$

$$\ddot{\theta} = \tilde{\tau}_{\theta} \quad (3.83)$$

$$\ddot{\phi} = \tilde{\tau}_{\phi} \quad (3.84)$$

x ve y koordinatları, yatay düzlemi ve z , dikey pozisyonu temsil eder (Şekil). ψ , z –ekseni etrafındaki sapma açısı, θ , y –ekseni etrafındaki yunuslama açısı ve ϕ , x –ekseni etrafındaki dönme açısı olarak tanımlanır. Kontrol girişleri, $u, \tilde{\tau}_{\psi}, \tilde{\tau}_{\theta}, \tilde{\tau}_{\phi}$ toplam itki veya toplam giriş ve yeni açısal momentler (sapma momenti, yunuslama momenti ve dönme momenti) olarak kabul edilir.

3.2.3 Sistemin Temel Hareketlerinin Tanımı¹

Helikopterler dinamik olarak kararsız bir yapıya sahip olmalarına rağmen, onları kararlı kılacak kontrol yöntemlerinin rahat uygulanabilmesi bakımından sıklıkla kullanılırlar. Kararlılığın sağlanamaması ise, helikopter parametrelerinin rüzgâr ve hava yoğunluğu gibi dış bozuculardan etkilenmesinden meydana gelir. Dört rotorlu helikopterler ise, dört ayrı pervanenin hızının değiştirilmesiyle kontrol edilir. Bu nedenle, kaldırma kuvvetleri farklılık gösterir. Araç kontrolünün motor hız değişimine göre yapılmasının bir faydası da, elektrik motorunun kolaylıkla adapte edilebilmesidir. Büyük helikopter motorları, yavaş cevap verdiği gibi, uygun bir dişli kutusu sistemi de gerektirmektedir.

Klasik helikopter modellerinin aksine, dört rotorlu hava aracının rotor bıçak eğim açısı sabittir. Ayrıca istenilen kaldırma kuvvetini üretebilmek için, pervane hızlarının kontrol edilmesi gerekir. Şekil de, dört rotorlu hava aracının temel hareket modeli gösterilmiştir. Aracın dikey hareketi, tüm pervane hızlarının aynı anda değiştirilmesiyle oluşur. x -ekseni boyunca hareket edebilmesi için, y ekseninde eğim yapması gerekir. Bu eğim, 1.pervanenin hızı azaltılırken, karşısında bulunan 2.pervanenin hızı

¹ Bu bölüm, [19]'dan alıntılanmıştır.

artırılarak elde edilir. Bu eğim ayrıca, x-ekseni boyunca bir ivmelenmeye neden olur. Benzer şekilde, y-ekseni boyunca hareket edebilmesi için de, x-ekseni etrafında bir eğim gerekmektedir. İyi bir kontrolcü, eğim açılarını ve yüksekliği sabit tutarak istenilen sapma açısına ulaşabilmelidir.

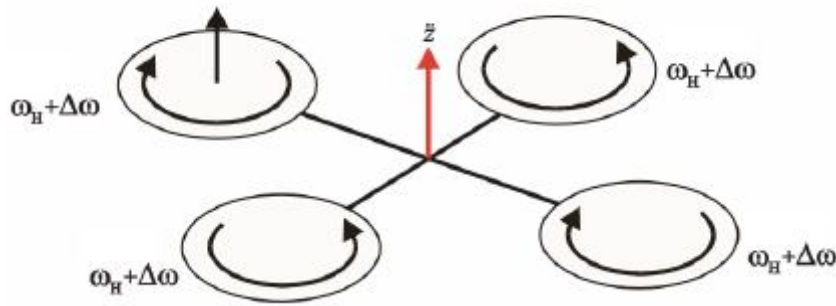
Dört rotorlu hava aracı, dört adet pervanenin çarpı şeklinde düzenlenişinden oluşur. Bu çarpı şeklindeki yapı, oldukça ince ve hafif olmasına rağmen sistem çatısından daha ağır olan motorları ve onların mekanik bağlantılarını kaldırarak kadar dayanıklı olmalıdır. Her pervane bir motora bağlantılıdır. Bütün pervane dönüş eksenleri sabit ve paraleldir. Üstelik sabit bıçak eğim açısına sahiptirler ve hava akış noktası, kaldırma kuvveti sağlayabilmek için daima aşağı doğrudur. Bu yaklaşımlar, yapının oldukça rijid ve sadece pervanenin hız değişimine göre ayarlandığını göstermektedir.

Bu kısımda, ne motorlar ne de küçültme dişlileri önemlidir; çünkü hareket doğrudan, sadece pervanelerin hızlarıyla ilgilidir. Diğer ihmal edilen parça da, elektronik kutudur. Bu elemanın da hava aracının nasıl hareket ettiğini anlamak için bir önemi yoktur. O sadece, çarpı şeklinde olup uçlarında pervaneleri bulunduran hafif yapının hareketini değerlendirerek temel modeli takip eder. Ön ve arka pervaneler saat yönünün tersine dönerken, sağ ve sol pervaneler saat yönünde dönüş yapar. Bu karşılıklı grupların ters düzenlenişimi, standart helikopterler için bir gereklilik olan kuyruk pervanesini ortadan kaldırır. Dört rotorlu hava aracının, havada sabit tutunabilme hareketi için de tüm pervanelerin aynı hızda olmaları gerekmektedir. Tüm pervaneler aynı sabit tutunma hızında döndüğünde, yerçekimi etkisiyle oluşan ivmelenme dengelenmiş olur. Bu yüzden dört rotorlu hava aracı, sabit, yerinden kımıldamayan bir uçuş yapar ve etki eden kuvvetler ve torklar pozisyonunu değiştiremez. Ayrıca, altı adet serbestlik derecesine sahip olan hava aracının sadece dört adet eyleyicisi vardır, bu nedenle tüm serbestlik dereceleri için istenilen pozisyona ulaşması mümkün değildir. Bu yapı için en fazla dört serbestlik derecesini istenilen pozisyona getirmek mümkünken, en iyi kontrol edilebilir dört değişkeni seçmek ve onları birlikte çözerek kontrolü kolaylaştırmak yapısal elverişliliği nedeniyle oldukça kolaydır.

Dört rotorlu hava aracının belirli bir yükseklik ve açılal pozisyona ulaşmasına izin veren dört temel hareketin incelenmesi¹:

- İtli Hareketleri

Bu komut, tüm pervanelerin hızlarını aynı miktarda artırıp azaltmak için kullanılır. Hava aracını yükseltecek veya alçaltacak şekilde, ana gövde çatısına dikey bir kuvvet uygular. Eğer araç yatay pozisyonda ise, eylemsizlik çerçevesinin dikey yönü ile sabit ana gövde çerçevesi çakışır. Aksi takdirde, elde edilen itki eylemsizlik çatısında hem dikey, hem yatay ivmelenme üretir. Pervane hızları $w_i, i = 1, \dots, 4$ şeklinde olup, bu durumda her biri $w_H + \Delta w$ değerine eşit olacaktır. Δw (rad/s), sabit bir değer olan w_H değerine göre artışı ifade eden pozitif bir değişken olarak tanımlanır. Burada Δw terimi çok büyük olmamalıdır; çünkü sistem, güçlü doğrusal olmayan etkilerden ve saturasyonlardan etkilenmektedir.

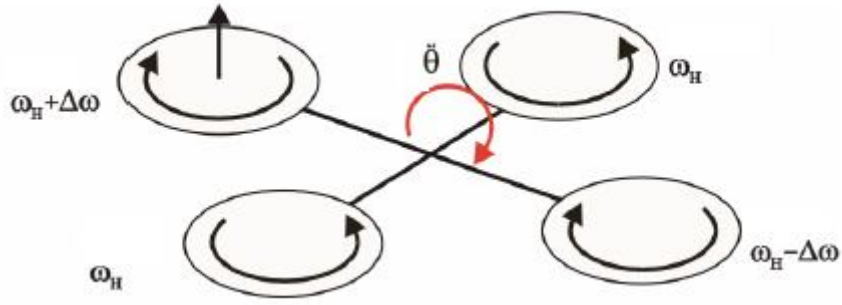


Şekil 3. 7 Dört rotorlu hava aracına etkiyen itki kuvveti

- Yuvarlanma Hareketi

Bu komut, sağ pervanenin hızı azaltılırken (artırılırken), sol pervanenin hızının artırılmasıyla (azaltılmasıyla) elde edilir. Dört rotorlu hava aracını x-ekseni boyunca döndürecek şekilde bir tork ile uygulanır. Tüm dikey itki kuvvetlerinin, havada sabit tutunma pozisyonunda olduğu gibi, eşit değerde iken bu komut, sadece yuvarlanma açısının ivmelenmesine neden olur (Şekil 3.7). Hava aracı üzerine etki eden yuvarlanma komutunu gösterir. Pozitif değişken Δw , dikey itki kuvvetini değiştirmeyecek şekilde seçilir. Diğer durumda açıklandığı üzere, çok büyük olacak şekilde seçilmemelidir.

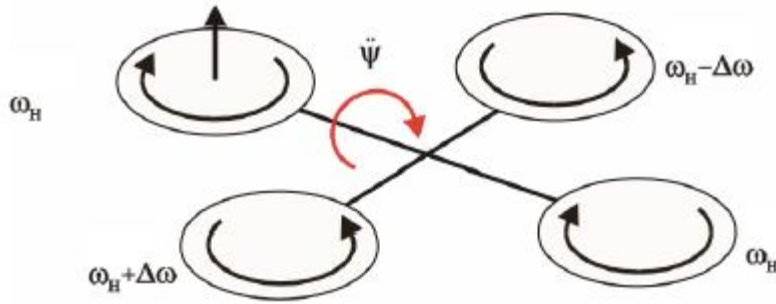
¹ Bu bölüm, [19]'dan alıntılanmıştır.



Şekil 3. 8 Dört rotorlu hava aracının yuvarlanma hareketi

- Yunuslama Hareketi

Bu komut, yuvarlanma hareketiyle çok benzerdir ve arka pervanenin hızı azaltılırken (arttırılırken), ön pervane hızının arttırılıp (azaltılmasıyla) elde edilen hareketi tanımlar. Dört rotorlu hava aracını y-ekseni boyunca döndürecek şekilde bir tork ile uygulanır. Tüm dikey itki kuvvetlerinin, havada sabit tutunma pozisyonunda olduğu gibi, eşit değerde iken bu komut, sadece yunuslama açısının ivmelenmesine neden olur (Şekil 3.8). Hava aracı üzerine etki eden yunuslama komutunu gösterir.

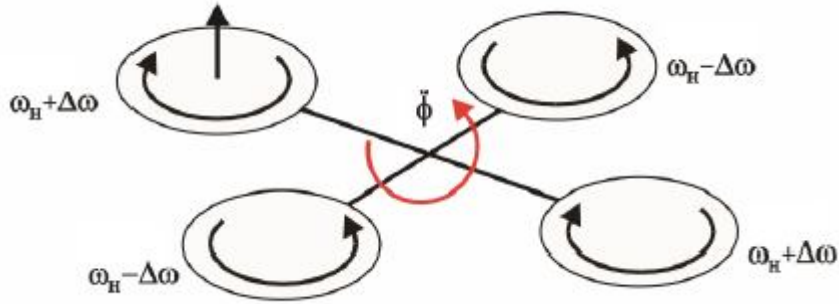


Şekil 3. 9 Dört rotorlu hava aracının yuvarlanma hareketi

- Sapma Hareketi

Bu komut, ön- arka pervanelerin hızları arttırılırken (azaltılırken), sağ-sol pervane çiftinin hızlarının arttırılmasıyla (azaltılmasıyla) elde edilir. Dört rotorlu hava aracını z-ekseni boyunca döndürecek şekilde bir tork ile uygulanır. Sapma hareketi, sağ-sol pervanenin saat yönünde dönerken, ön- arka pervane saat yönünün tersine dönmesiyle elde edilir (Şekil 3.9). Bu yüzden, bütün torklar dengelenmemiş durumda iken, hava aracı kendi etrafında z-ekseni boyunca döner. Toplam dikey itki

kuvvetlerinin, havada sabit tutunma pozisyonunda olduğu gibi, eşit değerde iken bu komut, sadece sapma açısının ivmelenmesine neden olur.



Şekil 3. 10 Dört rotorlu hava aracının sapma hareketi

3.3 Dört Rotorlu Hava Aracının Kontrol Yönteminin İncelenmesi

Dört rotorlu hava araçları üzerine yapılan kontrol çalışmalarında, Lyapunov kararlılık analizi önemli bir yer tutmaktadır. Lyapunov kararlılık analizinin 2. metodu, harekete ait diferansiyel veya fark denklemlerinin çözümlerini gerektirmediğinden uygulamalı çalışmalarda kolaylık sağlamaktadır [20].

Genel olarak Lyapunov metodu, sistem asimptotik kararlı bir denge noktasına sahip olmasına ve sistemin depolanan enerjisinin zamanla belirli bir bölge için azalarak, denge noktasında en küçük değerini alacak şekilde bir değişim göstermesine dayanır [20].

Buradan hareketle, bu enerji dönüşümünü ifade eden simgesel bir fonksiyon tanımlanır. Lyapunov fonksiyonu, skaler, pozitif tanımlı ve orjin civarında belirli bir Ω bölgesi için parçalı türevlerinin ilk terimleri sürekli ve zamana göre türevleri ele alınan yörünge boyunca negatif tanımlı olacak şekilde tanımlanır.

Dört rotorlu hava aracının kullanılacak kontrol yöntemi için elde edilen hareket denklemleri aşağıda verildiği gibidir:

$$\ddot{x} = U_1(\cos \phi \sin \theta \cos \psi + \sin \phi \sin \psi) - K_1 \dot{x}/m \quad (3.85)$$

$$\ddot{y} = U_1(\sin \phi \sin \theta \cos \psi - \cos \phi \sin \psi) - K_2 \dot{y}/m \quad (3.86)$$

$$\ddot{z} = U_1(\cos \theta \cos \psi) - g - K_3 \dot{z}/m \quad (3.87)$$

$$\ddot{\theta} = U_2 - lK_4\dot{\theta}/I_1 \quad (3.88)$$

$$\ddot{\psi} = U_3 - lK_5\dot{\psi}/I_2 \quad (3.89)$$

$$\ddot{\phi} = U_4 - lK_6\dot{\phi}/I_3 \quad (3.90)$$

x, aracın ileri yönde doğrusal hareketini, y, aracın yana doğrusal hareketini, z, aracın dikey doğrusal hareketini, θ , aracın y yönünde açısız pozisyonu, ψ , aracın x yönünde açısız pozisyonu, ϕ , aracın z yönünde açısız pozisyonu ve K_i , sistemin sürüklenme sabiti olarak tanımlanır. I_i , aracın eksenlere göre eylemsizlik momenti ve l , aracın yarım uzunluğudur.

Dört rotorlu hava aracı modeli, altı adet çıkış ve dört adet bağımsız girişten oluşan eksik eyleylicili bir yapıdan oluşur. Fakat uygulanacak olan kontrol yöntemi, tüm durumlar için eş zamanlı bir kontrol algoritması oluşturmayıp, sadece aracın açısız pozisyon bilgisi ile ilgili durumları sıfıra getirerek kararlı kılacak bir yapıdan oluşmaktadır. Bu kontrol yönteminin amacı, sistemin açısız davranışını kararlı hale getirmek ve dolayısıyla da θ, ϕ ve ψ durum değişkenlerini sıfıra götürmektir. Bu durum değişkenleri için, (3.91) eşitliğinde görüldüğü gibi bir $q \in \mathcal{R}^3$ vektörü tanımlanır.

$$q = \begin{bmatrix} \theta \\ \psi \\ \phi \end{bmatrix} \quad (3.91)$$

Böylece, elde edilen hareket denklemleri ile (3.85)- (3.90), (3.91) eşitliği düzenlenerek, (3.92) ve (3.93) elde edilir.

$$\ddot{q} = U + X \quad (3.92)$$

$$\ddot{q} = \begin{bmatrix} \ddot{\theta} \\ \ddot{\psi} \\ \ddot{\phi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} U_2 \\ U_3 \\ U_4 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} -X_1 \\ -X_2 \\ -X_3 \end{bmatrix} \quad (3.93)$$

Sistemde meydana gelen hata değeri, q vektörü ile istenilen değer olarak belirlenen bir $q_d \in \mathcal{R}^3$ vektörü arasındaki fark olarak tanımlanabilir.

$$e = q_d - q \quad (3.94)$$

$$q_d = \begin{bmatrix} \theta_d \\ \psi_d \\ \phi_d \end{bmatrix} \quad (3.95)$$

$$\theta_d = 0 \quad (3.96)$$

$$\psi_d = 0 \quad (3.97)$$

$$\phi_d = 0 \quad (3.98)$$

Aracın istenilen konumu olarak q_d , (3.95) eşitliğinde görüldüğü gibi düzenlenir ve istenilen değerler belirlenerek, hata değeri ve türevleri (3.99), (3.100) ve (3.101) eşitlikleri elde edilir. Burada, $e \in \mathcal{R}^3$ şeklinde tanımlı bir vektördür.

$$e = q_d - q \quad (3.99)$$

$$\dot{e} = \dot{q}_d - \dot{q} \quad (3.100)$$

$$\ddot{e} = \ddot{q}_d - \ddot{q} \quad (3.101)$$

Hata ve hatanın türevine bağlı bir filtrelenmiş hata fonksiyonu ve bu fonksiyonun türevi aşağıdaki gibi tanımlanmaktadır.

$$r = \dot{e} + \alpha e \quad (3.102)$$

$$\dot{r} = \ddot{e} + \alpha \dot{e} \quad (3.103)$$

Burada, $\alpha \in \mathcal{R}^{3 \times 3}$ olmak üzere, simetrik ve pozitif tanımlı bir matristir. $r \in \mathcal{R}^3$ şeklinde tanımlı bir vektördür.

Lyapunov Teoremi, seçilen Lyapunov fonksiyonu, $V(\cdot)$ 'nın işaret davranışı ve fonksiyonun zamana göre türevi, $\dot{V}(\cdot)$, sistemin denge noktasındaki kararlılığı hakkında bilgi verir [20].

(3.102) ve (3.103) eşitlikleri düşünülerek, (3.104) eşitliğinde görüldüğü gibi Lyapunov benzeri bir fonksiyon seçilir.

$$V(r) = \frac{1}{2} r^T r \quad (3.104)$$

Burada $V(r) > 0$ ve $V(r) \in \mathcal{R}$ koşulları sağlanarak, seçilen Lyapunov benzeri fonksiyonun türevine bakılır.

$$\dot{V}(r) = \frac{1}{2}\dot{r}^T r + \frac{1}{2}r^T \dot{r} \quad (3.105)$$

(3.105) eşitliği düzenlenirse, (3.106) elde edilir.

$$\dot{V}(r) = r^T \dot{r} \quad (3.106)$$

(3.106) eşitliğinde $\dot{r}$ ifadesinin yerine, (3. 103) eşitliği yazılırsa, (3.107) elde edilir.

$$\dot{V}(r) = r^T (\ddot{e} + \alpha \dot{e}) \quad (3.107)$$

(3.101) ifadesi, (3.107) eşitliğinde yerine yazılırsa, (3.108) şeklinde Lyapunov benzeri fonksiyonun türevi elde edilir.

$$\dot{V}(r) = r^T (-X - U + \alpha \dot{e}) \quad (3.108)$$

Burada, Lyapunov Teoremi'ne göre, $\dot{V}(r) < 0$ şartının sağlanması gerekmektedir. Bu nedenle, (3.109) eşitliğinde verilen U değeri seçilir.

$$U = -X + \alpha \dot{e} + K_r r \quad (3.109)$$

(3.109) eşitliğinde görülen K_r değeri, pozitif tanımlı ve $K_r \in \mathcal{R}^{3 \times 3}$ şeklinde simetrik bir matristir. (3.109) ifadesi, (3.108)'de yerine konulursa, elde edilen (3.110) eşitliğinin ilgili şartı sağladığı görülmektedir.

$$\dot{V}(r) = -r^T K_r r \quad (3.110)$$

(3.110) ve (3.104) eşitliklerinden görüldüğü üzere $V(r) > 0$ ve $\dot{V}(r) < 0$ şartları sağlanmaktadır. Bu durumda, $V(r) \in L_\infty$ ifadesi ve dolayısıyla, $r \in L_\infty$ ifadesi de geçerli olur. Bununla beraber, $\lim_{t \rightarrow \infty} r = 0$, $\lim_{t \rightarrow \infty} e = 0$ ve $\lim_{t \rightarrow \infty} \dot{e} = 0$ ifadeleri de sağlanır.

O halde, $V(r) \rightarrow 0 \Rightarrow r \rightarrow 0$ olur. Sonuç olarak $r \rightarrow 0 \Rightarrow e \rightarrow 0$ ve $e \rightarrow 0 \Rightarrow \dot{e} \rightarrow 0$ ifadeleri gerçekleşir [21].

3.4 Dört Rotorlu Hava Aracının Benzetim Sonuçları

Dört rotorlu hava aracının benzetiminde hesaplanması gereken değerler hesaplanarak, kontrol yöntemi üzerinde test yapılmıştır. Bölüm 5'te benzetim sonuçları, gerçek zamanlı kontrol ile karşılaştırılmıştır.

Sistemin kontrol girişleri olan U_1, U_2, U_3 ve U_4 ifadeleri, sistemde bulunan dört rotordan elde edilen kuvvetlerin mekaniksel birleşiminden oluşmaktadır.

$$U_1 = (F_1 + F_2 + F_3 + F_4)/m \quad (3.136)$$

$$U_2 = l(-F_1 - F_2 + F_3 + F_4)/I_1 \quad (3.137)$$

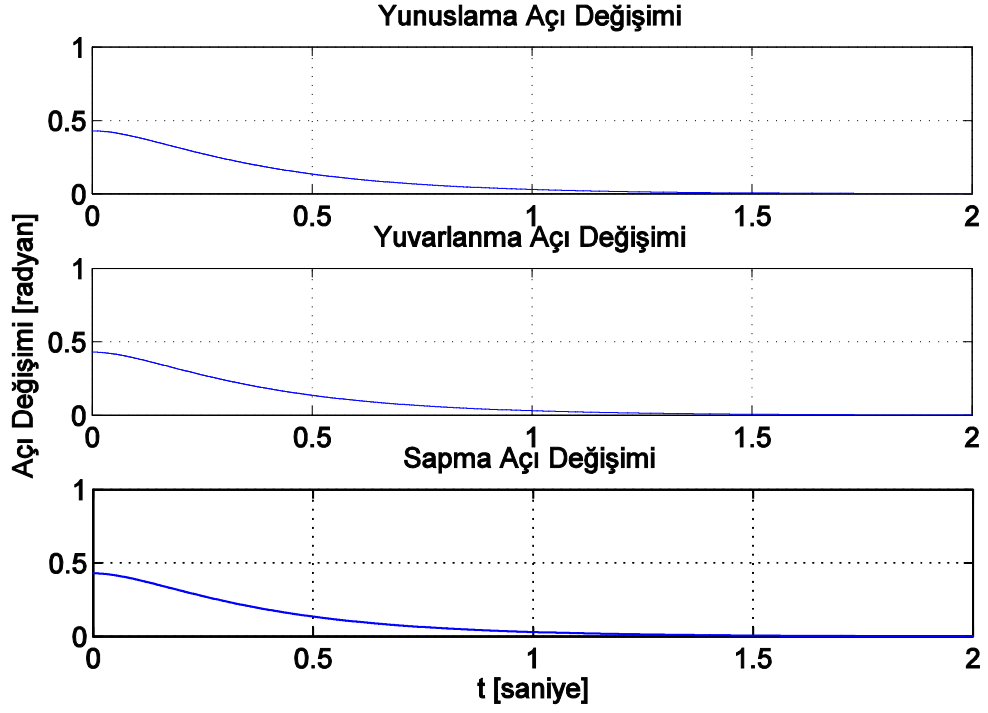
$$U_3 = l(-F_1 + F_2 + F_3 - F_4)/I_2 \quad (3.138)$$

$$U_4 = C(F_1 - F_2 + F_3 - F_4)/I_3 \quad (3.139)$$

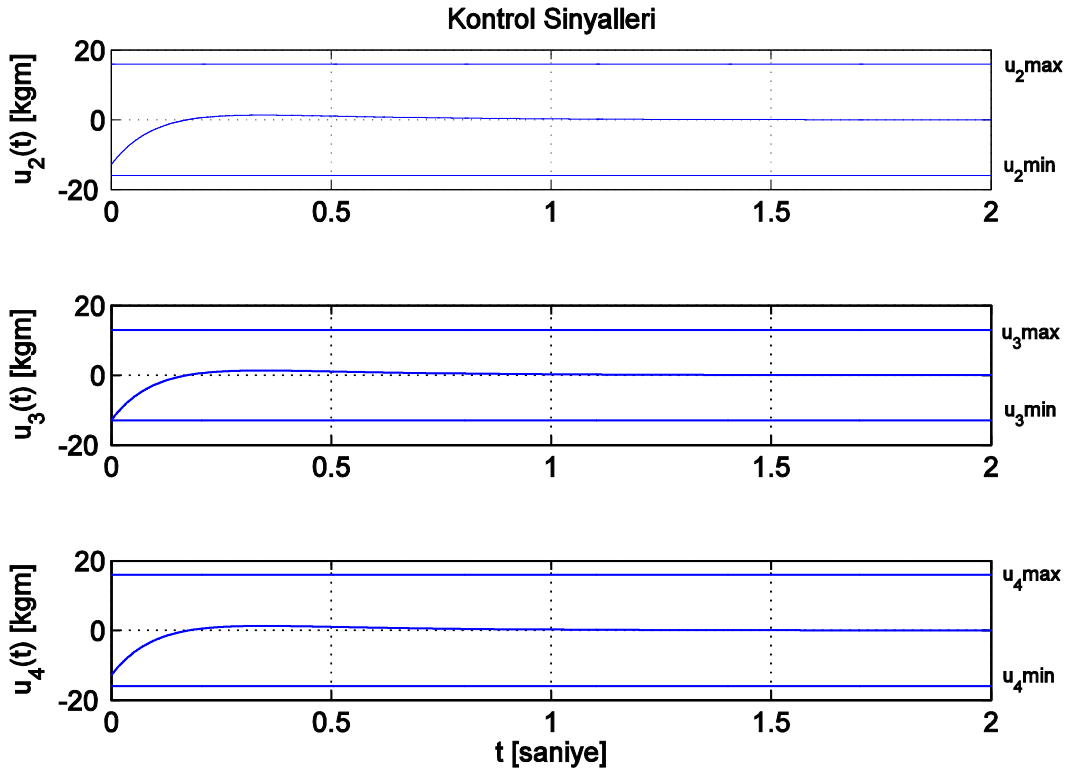
Burada, m , aracın toplam ağırlığını, l , aracın merkezden motora olan uzaklığını, C , kuvvet ile tork arasındaki dönüşüm sabitini, F_i değerleri de, her bir rotorun ürettiği itki kuvvetini temsil etmektedir. Aracın kaldırabileceği en az ve en çok devir sayısı belirlenerek, buna göre en az ve en çok itki kuvvetleri bulunur. Bu şekilde kabul edilen itki değerleri ile kontrol girişlerinin en az ve en çok değerleri hesaplanarak, bir değer aralığı arasında kalarak, sistemin sürekliliği sağlanır.

Benzetim çalışmaları yapılırken, aracın uygun çalışma aralığı belirlenerek, ilgili dönme hareketini sağlayan kontrol girişleri, $U_{2min} < U_2 < U_{2max}$, $U_{3min} < U_3 < U_{3max}$ ve $U_{4min} < U_4 < U_{4max}$ eşitliklerinde görüldüğü gibi sınırlandırılmıştır.

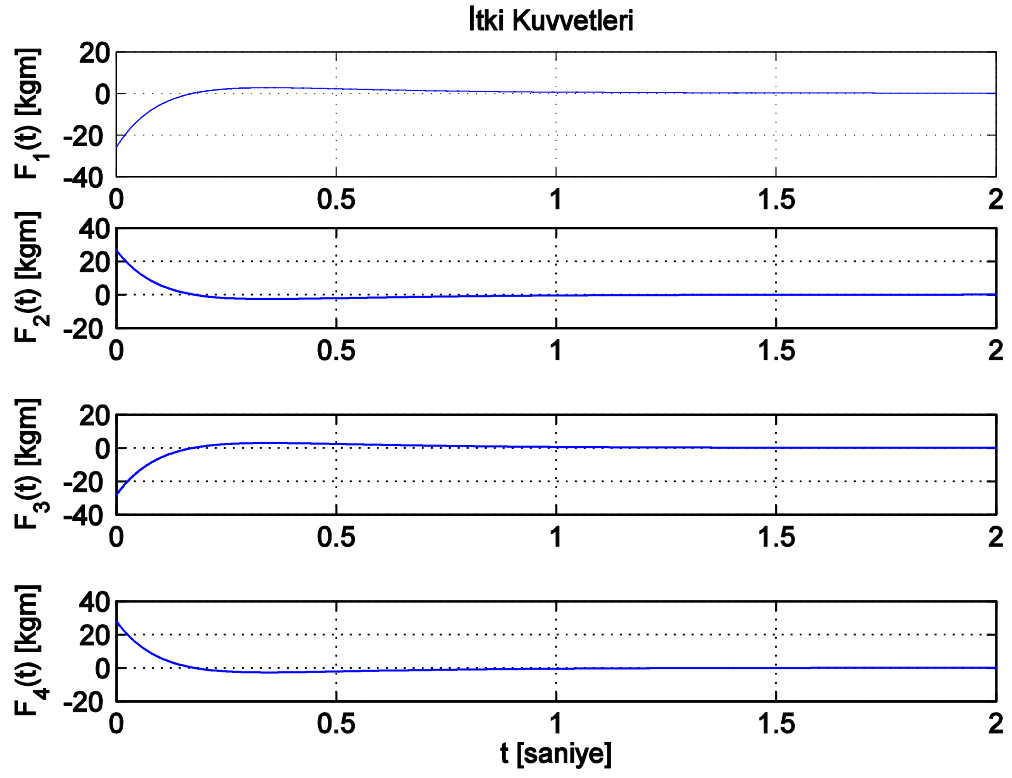
Sistemin ataletsel eylemsizlik ölçüm ve kuvvet hesapları yapıldıktan sonra, Matlab programında yapılan benzetim sonuçları Şekil 3.14, Şekil 3.15 ve Şekil 3.16'da görüldüğü gibidir.



Şekil 3. 11 Açısal değişim sonuçları



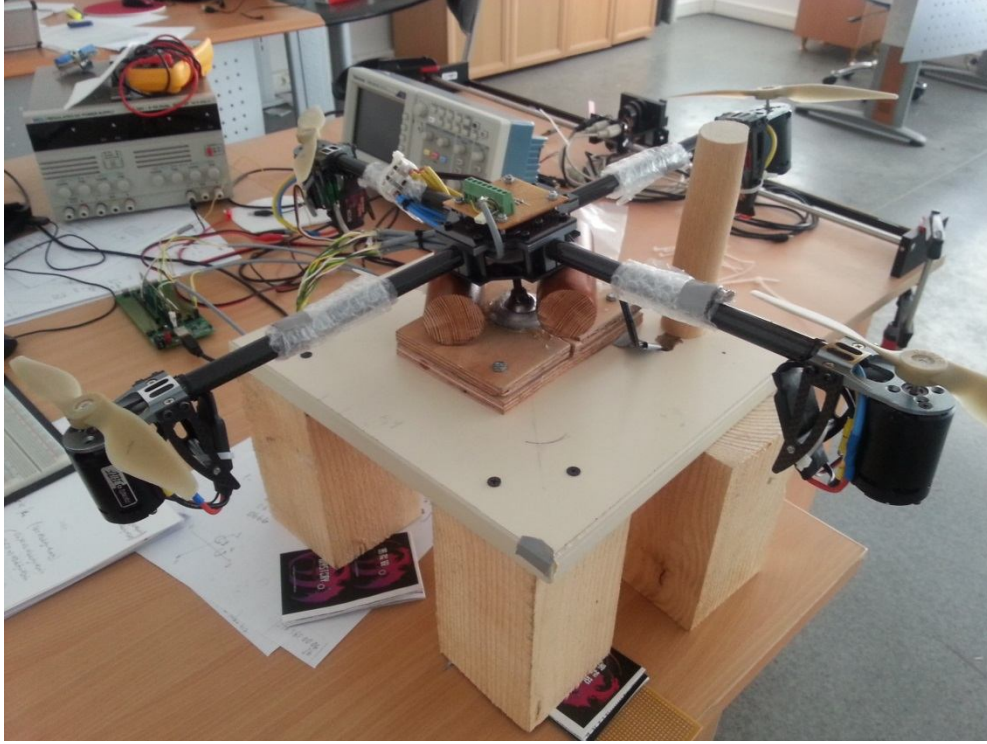
Şekil 3. 12 Kontrol sinyallerinin değişimi



Şekil 3. 13 İtke kuvvetlerinin değişimi

DÖRT ROTORLU HAVA ARACININ MEKANİK YAPISI VE TEST DÜZENEĞİ

Dört rotorlu hava aracının örnek modelinin oluşturulmasında, mekanik ve elektronik tasarım açısından en uygun yapı kurularak bir test düzeneği oluşturulmuştur. Bu test düzeneğinin en önemli özelliği, oynar bir bilya üzerine monte edilmiş dört rotorlu aracın açısal davranış durumunun rahatlıkla gözlenebilir olmasıdır. Dört rotorlu hava aracı, artı şeklinde iki adet karbon fiber tüpten oluşturulmuştur. Karbon tüpler, 15 cm uzunluğunda ve 10g ağırlığında, yüksek sertliğe sahiptir. Bu tüplerin uçlarında motor-pervane aksamı bulunmaktadır. Ayrıca, artı şeklindeki yapının ortasında üzerine gerekli elektronik kartların eklenebilmesi için küçük bir kabin yapısı tasarlanmıştır. Karbon fiber malzemenin oldukça hafif ve dayanıklı yapısı, hava aracının çarpmalara ve mekanik darbelere karşı güçlü olmasını sağlamakla birlikte oldukça hafif hale gelmesini kolaylaştırmıştır. Elektronik donanım olmaksızın, mekanik yapının ağırlığı 280g'dır. Mekanik yapı üzerinde yer alan AÖB, alınacak olan değerlerin en doğru şekilde elde edilmesi için merkeze oldukça yakın bir şekilde yerleştirilmiş olup, yine ağırlığı azaltmak amacıyla pleksi malzemeden imal edilmiş plaka üzerine monte edilmiştir. Mekanik yapının üzerinde bulunduğu oynar bilyanın sürtünme katsayısının oldukça az olması nedeniyle, dört rotorlu hava aracı geniş bir bölgede hareket kabiliyetine sahiptir. İstenilen açısal davranış kararlılığının sağlayabilmek için, bu salınım aralığı sınırlandırılarak uygun bir çalışma aralığı oluşturulmuştur.



Şekil 4. 1 Mekanik Yapı ve Test Düzeneği

4.1 Sensör Sistemi

Hava araçlarında kullanılan çok çeşitli niteliklere sahip sensörler bulunmasına rağmen, kontrol sistemleri için en önemli donanım parçası kuşkusuz ki, aracın tam pozisyon ve açı bilgisini elde etmek için kullanılan sensörlerdir. Yapılan çalışmada amaç, hava aracının açısal davranış kararlılığını sağlamak olduğundan, sensör olarak dönüölçer kullanılması uygun görülmüştür. Aracın irtifadaki pozisyon bilgisini elde edebilmek için, en çok tercih edilen sensörler ise ivmeölçerlerdir. Bazı hava araçlarının sensör donanımı içinde, manyetik alan ölçerler, ultrasonik mesafe bulucular, kamera sistemleri de bulunmaktadır. Yapılan bazı uygulamalarda, görüntü sensörlerinin kullanılmış, fakat bir hedefe göre aracın konum bilgisini, dönüölçer kadar hızlı elde edemediği ve ortamın ışık durumuna göre hassaslığının değişmesi nedeniyle yeterli miktarda güvenilir sonuç sağlayamadığı görülmüştür. Bir sensörden alınan verinin doğruluğunu karşılaştırmak veya bir sensörün çeşitli kısıtlamalardan dolayı elde edemediği veriyi de alabilmek için genellikle bir sensör sistemi kullanılarak, ölçümlerde hata miktarı azaltılabilir. Örneğin, dönüölçerle yapılan ölçümlerin doğruluğunu etkileyen en önemli faktör kayma oranı iken, ivmeölçerle yapılan ölçümlerde yanlılıktır.

Ayrıca ivmeölçer, kuvvete karşı çok duyarlı olduğundan en ufak titreşimlerde çok yüksek gürültüler oluşmaktadır. Dönüölçerler için böyle bir etkileşimin söz konusu olmamasıyla birlikte, dönüölçerler ivmeölçerlerin çıkışını filtreleyerek daha doğru ölçüm yapılmasını sağlarlar. Bu yüzden, dönüölçer ve ivmeölçer gibi sensörlerden ayrı ayrı alınan bilgilerin yeterince güvenilir bilgi vermediği hassas ölçüm gerektiren durumlarda, tek bir üniteden yönelim, hız, pozisyon gibi verileri almak daha doğru sonuçlar vermektedir. Bunun için Ataletsel Ölçüm Birimi ya da Küresel Konumlama Sistemi gibi sensör kitleri tercih edilebilir. Böylece, aracın ivmelenme ve irtifa konum bilgisine ulaşılır, bölgesel yerçekimi vektörü bilgisi de kullanılarak Euler açı tahminleri güvenilir bir şekilde elde edilebilir.

Dört rotorlu hava aracı oluşturulurken kullanılan sensörlerin çoğu, dijital çıkışa sahiptir. Bu nedenle, verilerin bilgisayar ortamına iletilip işlenebilmesi için ek donanım gerektirmektedir. Bunun için, dijital sensör çıkışları, istenilen çözünürlükte veri alınabilecek şekilde analog-dijital-analog dönüşüm yapılır.

4.1.1 Ataletsel Ölçüm Birimi

Ataletsel Ölçüm Birimi, üzerinde dönüölçer, ivmeölçer, manyetik alan ölçer gibi çeşitli sensörlerin bulunduğu bir elektronik karttır. Dönüölçer ve ivmeölçerlerin ayrı ayrı kullanılması sonucu meydana gelen kayma oranı ve yanlışlık gibi ölçümlerin doğruluğunu etkileyen faktörler nedeniyle tercih edilmiştir. AÖB, eksenler üzerinden aldığı veri tipi ve eksen sayısına göre serbestlik derecesine sahip olur. MPU 5060, 6 serbestlik dereceli olup, üzerinden pozisyon ve yönelim bilgisinin tek bir üniteden alındığı elektronik karttır. Bu sensör sistemi, 3-eksen dönüölçer ve 3-eksen ivmeölçer sensörlerini aynı elektronik kart üzerinde bulundurarak dijital çıkış veren bir ünite olması dolayısıyla tercih edilmiştir. Aracın açısal davranış bilgisine ulaşabilmek için kullanılan dönüölçer, x, y ve z eksenlerinde $\pm 250^\circ /s$, $\pm 500^\circ /s$, $\pm 1000^\circ /s$ ve $\pm 2000^\circ /s$ hassaiyetlerinde ölçüm yapabilen dönüölçerdir. Dijital olarak programlanabilir alçak geçiren filtreye sahiptir. Ölçüm yaptığı her eksen için dijital çıkış veren sensör, çıkışlarında bulunan alçak geçiren filtreler yardımıyla yüksek çıkış gürültüsünü ve parazitleri en az seviyede iletir. 3V – 5V aralığında çalışabilen sensörün üzerinde bulunan regülatör, giriş voltajını otomatik olarak ayarlar. AÖB'nin üzerinde bulunan bir

diğer sensör olan, ivmeölçer ise, $\pm 2g$, $\pm 4g$, $\pm 8g$, $\pm 16g$ hassasiyetlerinde ölçüm yapabilir. Sensörlerin çıkışlarından ayrı kanallardan I^2C çıkışı alınmaktadır ve her eksen de 16 bit çözünürlüğünde çıkış vermektedir.

Yapılan test düzeneği üzerinden elde edilen sonuçlar göstermiştir ki, dönüölçerin yapısal bir kayma oranı etkisi mevcuttur. Aynı şekilde, ivmeölçerin de yanlılık faktörü nedeniyle yeterince hassas sonuçlar vermediği anlaşılmıştır. Özellikle ivmeölçerlerin kuvvet ve basınç gibi faktörlere karşı oldukça hassas olması nedeniyle, sistem üzerine etkiyen mekanik yük sorun teşkil etmiştir. Bu nedenle, bu iki sensörden alınan çıkış değerleri için bir filtre tasarımı yapılmıştır.

açı değeri =

$$(0.95) * (a\acute{c}ı\ değeri + d\ddot{o}n\ddot{u}o\ddot{l}\check{c}er\ \check{c}ıkı\şı * dt) + (0.02) * (ivme\ddot{o}l\check{c}er\ \check{c}ıkı\şı) \quad (4.1)$$

(4.1)'de görülen eşitliğin ilk kısmı, dönüölçer açı tahmini için bir yüksek geçiren filtre temsil etmektedir. Burada integratör, zamanla pozisyonda meydana gelen değişikliği süre ile çarparak, yeni pozisyon tahminini gerçekleştirir. Eşitliğin ikinci kısmında ise, ivmeölçer çıkışını filtrelemek için kullanılan alçak geçiren kısımdır. Bu filtrenin amacı, uzun süreli değişikliklere izin vererek, kısa zamanlı dalgalanmaları önlemektir. Bu işlem, zamanla meydana gelen küçük küçük değişiklikleri kuvvetlendirerek sistemi değişime zorlar.

4.2 Elektronik Hız Kontrolcüsü (EHK)

Fırçasız Doğru Akım Motorları (FDAM), çalıştırılması ve kontrolü oldukça zor motorlardır. Bu motorlar, yapıları gereği elektronik olarak kontrol edilir ve doğru akım komütasyonu için kontrol işleminde rotor pozisyon bilgisi gerektirirler [22]. EHK, fırçasız motorları kontrol etmek için kullanılan elektronik devre sistemleridir. Bu devreler motorların bobinlerine sırasıyla DGM dalgası yollarlar. Uzaktan kumandalı hız kontrolcüleri, radyo kumandalarla kullanılmak üzere üretilmiş özel motor kontrol devreleridir. Ürettikleri sinyaller %7 ila %14 arasındaki darbe genişlik modülasyonu (pwm) sinyalleridir. Bir döngü, saniyede 60-70 Hz'lik frekansta oluşur. EHK, bu sinyalleri fırçasız motorlara uygun hale getirir. 30 A Mystery FireDragon EHK, motorun çektiği en fazla akım değerine dayanabilecek şekilde seçilmiştir. EHK kataloğunda bulunan direnç

değeri ne kadar küçük olursa, o kadar az ısınır ve performansı artar. EHK'lar, genellikle tek yönde çalışacak şekilde tasarlanmıştır; fakat hava araçlarının motorları hep aynı yöne çalıştığı için bu durum sorun oluşturmamaktadır.

4.3 Fırçasız Doğru Akım Motoru (FDAM)

Fırçasız Doğru Akım (DA) motorları artık günümüzde, endüstriyel uygulamaların çoğunda, özellikle de uzay teknolojileri ve robotik uygulamalarda sıkça kullanılmaktadır. Bu motorlar, yüksek moment/akım ve yüksek moment/akım ve yüksek moment/eylemsizlik oranına sahiptir. Ayrıca FDAM, sağlam yapı, yüksek verim ve yüksek güvenilirlik gibi üstünlükleri vardır [22].

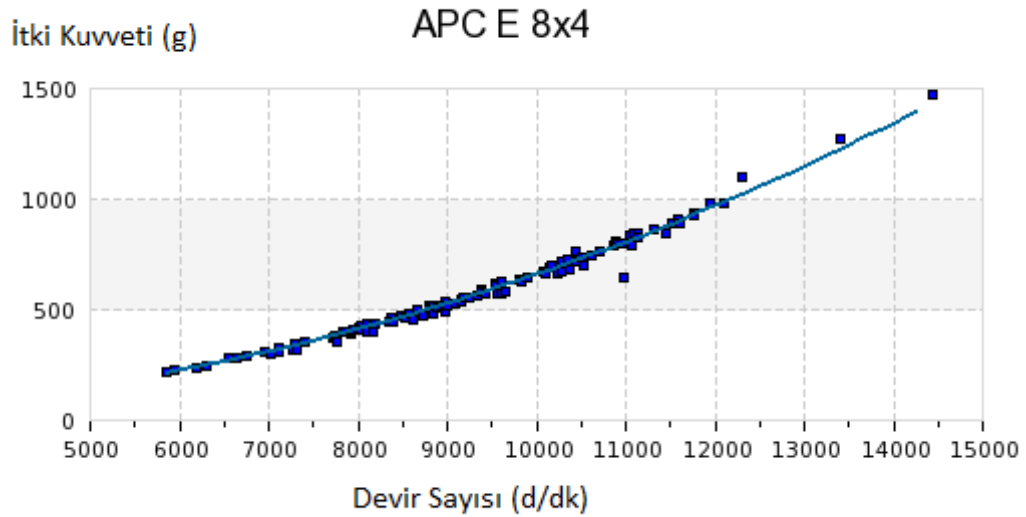
İnsansız hava taşıtı ve daha birçok robotik uygulamada FDAM tercih edilmesinin başlıca nedenleri, kısa sürede çok yüksek hız değerlerine ulaşabiliyor olmaları, fırçalı doğru akım motorlarının yapısından kaynaklanan motor verimini düşüren parametreler içermemesi, boyutlarının küçük, performanslarının yüksek olması, çalışma esnasında fazla ısınmaması ve yüksek hızlarda bile sessiz çalışabilmesidir. Yapılan çalışmada kullanılan motorlar, HPI Racing 17.5T FDAM'dır. 12.5mm rotor yarıçapına sahip, 35.8 mm çapında, 51mm boyunda ve şaft yarıçapı 3.175mm olan motorlardır. Seçilen bu motor, 1900KV¹, 14060 V/dk devirde ve 156 W gücünde %93 verimle çalışabilmektedir.

Temel prensip ve çalışma şekli açısından fırçalı doğru akım motorları ile oldukça benzer özellikler göstermelerine rağmen, farklılığı bobinlerin stator gövdesine sabit olması ve rotor üzerinde bobin bulunmamasıdır. Yani, bu motorlarda rotor ve stator birbirlerinin yer değiştirmiş halleri gibidir. Bu durumda, sabit mıknatıslar da, doğrudan rotora bağlıdır. Böylece, fırça ve komütatör sistemi ortadan kalkarak, sürtünmeden ve fırça/komütatör (kolektör) çiftinden kaynaklanan elektriksel ve mekaniksel kayıpların oluşumu önlenmiştir. Bu motorların bir avantajı da, bobinlerin sayısının artırılmasına müsait olması ve bundan dolayı çok yüksek tork değerlerine ulaşabilir olmasıdır. Kullanım açısından zorluğu ise sürülmesi için ek kontrol devrelerine ihtiyaç duymasıdır.

¹ Volt başına düşen RPM, devir birimi.

4.4 Pervaneler

Bir hava aracının belirleyici özelliklerinden biri de pervane seçimidir. Karbon fiber, fiberglas, plastik, kompozit, ağaç gibi çeşitli malzemelerden yapılabilen, değişik pal sayısı ve boyutlarında tasarlanabilen pervaneler aracın havalanmasında sağlayan itki kuvvetinin oluşmasında büyük öneme sahiptir. Kırılmalara ve dış etkenlere dayanıklı, hafif, rijid ve iyi performanslı olmaları tercih edilir. Pervane seçerken, istenilen performans değerine göre üzerinde yazan boyutlarına bakılır. Bu boyut numaralarından ilki, pervanenin inç biriminden çapını, ikinci numara ise adım değerini verir. Adım değeri, pervanenin 360°'lik bir turda aldığı yolun inç cinsinden ifadesidir. Yapılan çalışmada kullanılan pervane, APC E 8x4 modelidir. Pervane seçimi, motora göre değil, istenilen uçuş performansına göre yapılır. Yapılan projede seçilen pervane adım sayısı düşüktür; çünkü açı kontrolü sırasında sistem, çok yüksek hızlarda çalıştırılmayacak ve motor devri, motorun kapasitesine göre nispeten düşük tutulacaktır. Fakat istenildiği takdirde, çabuk hızlanmaya müsait bir adım değeri olarak seçilmiştir. Kullanılan pervanenin motorun dakikadaki devir sayısı (rpm) ile itki kuvveti arasındaki bağıntıyı veren eğri Şekil (4.2)'de verilmiştir.



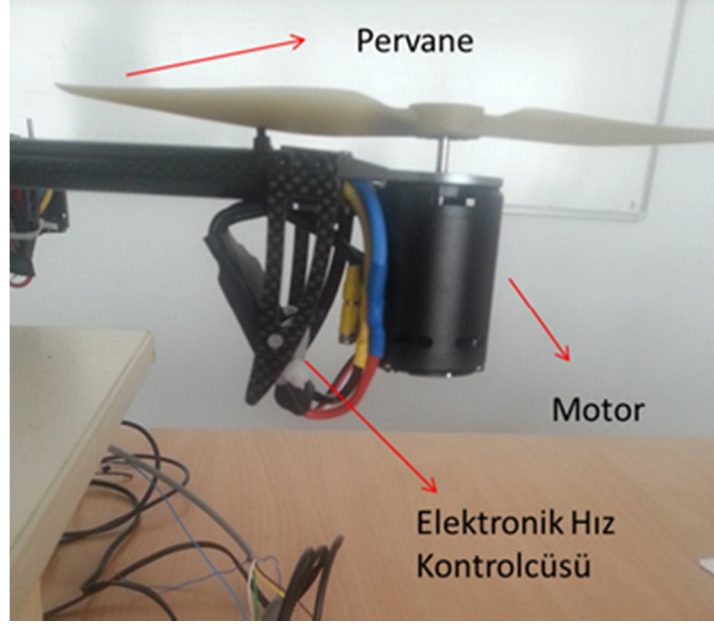
Şekil 4. 2 Pervanenin itki kuvvetine göre devir sayısı değişim grafiği¹

Şekil (4.2) deki grafikte görülen bağıntı, (4.2) eşitliği ile hesaplanmaktadır.

¹ [23]'ten alıntılanmıştır.

$$y = 2.3 \times 10^{-6} x rpm^{2.115}$$

(4.2)



Şekil 4. 3 Motor-pervane-kontrolcü sistemi

4.5 Mikrokontrolcü

F2806x Piccolo ailesinden I2C arayüz kullanıcısına sahip olan bu veri kartı, 32-bit CPU ile yüksek performans gösterir. 16 adet birbirinden bağımsız ve ayarlanabilir DGM sinyal çıkışı ile elektronik hız kontrolcülerine gönderilecek sinyallerin üretilmesine olanak sağlar. Böylece, diğer dört rotorlu hava aracı sistemlerinde kullanılan kumanda düzeneğine gerek kalmadan ilgili DGM sinyalleri üretilmektedir. Gerçek zamanlı uygulamalarda, C/C++ gibi programlama dilleri ile uyumlu çalışarak, mekanik yapı testlerinde kullanılmaktadır.

Bu mikrokontrolcünün üzerinde bulunduğu, F28069 Piccolo kontrol kartı, analog- dijital giriş/çıkış için pin bağlantısı olanağı sağlar. 9x2.5 cm boyutlarında olan bu kart, tüm sistemi çalıştırmak için 5V değerinde gerilimi ihtiyaç duyar.

4.6 Deney Sonuçları

Mekanik sistem üzerinde yapılan denemeler sonucunda, ivmeölçer ve dönüölçer çıkışlarından alınan verinin bir filtreleme gerektirdiği görülmüştür. Ayrıca, sistemde kullanılan her bir EHK'nın, kendisine verilen başlangıç sinyalinin aynı olmasına rağmen,

kontrol etmekte olduğu motora farklı işaret ileterek aynı başlangıç hızında başlatamadığı belirlenmiştir. Bu nedenle, motora başlangıç işaretini verecek olan sinyal, her bir EHK için hesaplanarak, motor hızına bağlı bir en düşük ve en yüksek işaret değeri bulunmuştur. EHK' lar için oluşturulan DGM sinyalinin periyodu 10 ms ve yüksekte kalma süresi ise yaklaşık 1ms-2ms aralığındadır. Yani yaklaşık %10-%20 değerinde bir kullanım oranına sahiptir.

Deneyisel aşamada tasarlanan kontrol yönteminde, hata sinyali ve türevleri (4.3), (4.4) ve (4.5) eşitliklerinde görüldüğü gibi verilmiştir.

$$e = x_d - x \quad (4.3)$$

$$\dot{e} = \dot{x}_d - \dot{x} \quad (4.4)$$

$$\int e = \int x_d - \int x \quad (4.5)$$

Burada, hatanın integraline ait eşitlik hesaplanırken, başlangıç değeri şartı $e_{int}(0) = 0$ olarak kabul edilmiştir. İstenilen pozisyon ise, denge durumunda $x_d = 0$ olmaktadır.

Toplam integral hatası hesaplanırken, (4.6) eşitliğinden yararlanılmıştır.

$$e_{int}(k + 1) = e_{int}(k) + (-x) * 0.01 \quad (4.6)$$

Sisteme uygulanan kontrol girişi eşitliği ise, (4.7) ve (4.8) eşitliklerinde görüldüğü gibi olmaktadır.

$$U_x = k_{px}e_x + k_{dx}\dot{e}_x + k_{ix} \int e \quad (4.7)$$

$$U_y = k_{py}e_y + k_{dy}\dot{e}_y + k_{iy} \int e \quad (4.8)$$

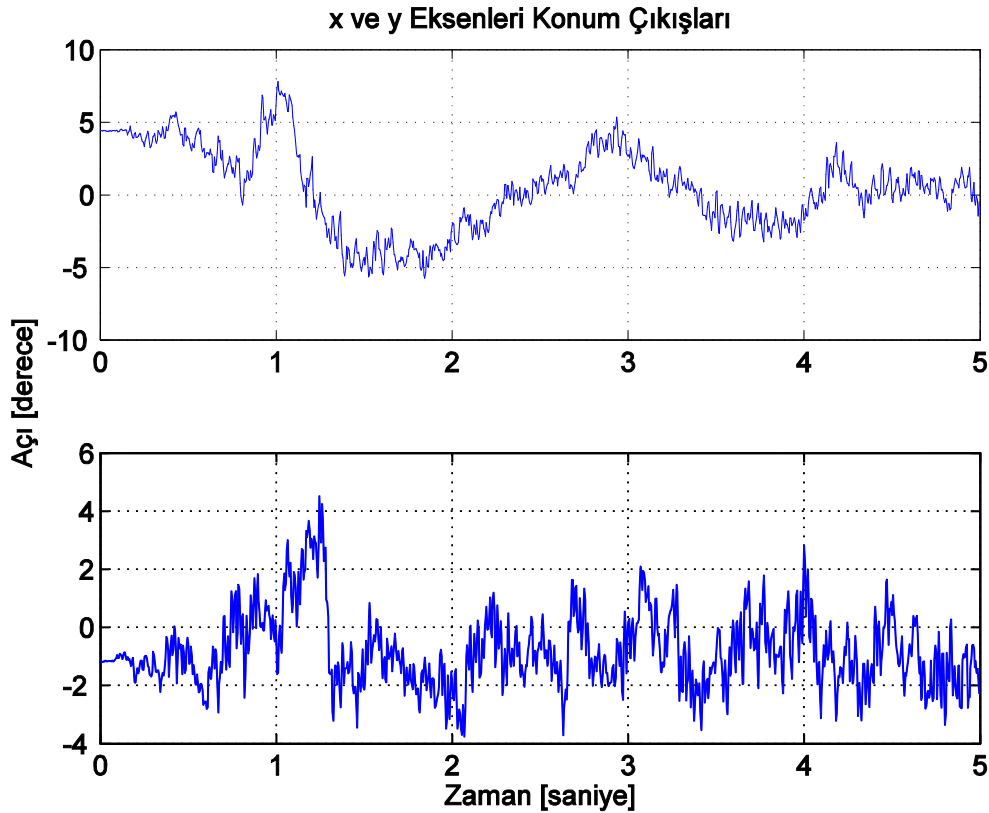
İlgili değerler ise, $k_{px} = 4$, $k_{dx} = 0.005$, $k_{ix} = 0.0004$, $k_{py} = 14$, $k_{dy} = 3$, $k_{iy} = 0.0001$ olarak seçilmiştir.

Deneyisel kontrol kısmında, dört rotorlu hava aracını denge konumunda tutabilmek için, kontrol girişleri ile motora verilen itki değerleri arasında bir bağlantı oluşturulur. x-ekseninde bulunan motorlar (M_2 ve M_4), araç dengesini pozitif x-ekseninde bozacak şekilde uygulandığında ($U_x > 0$) , $M_2 = M_{2min}$ ve $M_4 = M_{4min} + U_x$ değerini alarak, $M_4 > M_2$ olması sağlanır. Bu durumda, pozitif x-ekseninde meydana gelen dönme etkisini dengeleyici unsur olarak, karşılıklı motorlar arasında itki kuvvetinin ters bir şekilde artırılıp azaltılmasıyla aracın dengesi sağlanmış olur. Benzer şekilde, aracın

negatif x-ekseni yönünde dönme eğiliminin olması durumunda ($U_x < 0$), $M_4 = M_{4min}$ ve $M_2 = M_{2min} - U_x$ değerlerini alır.

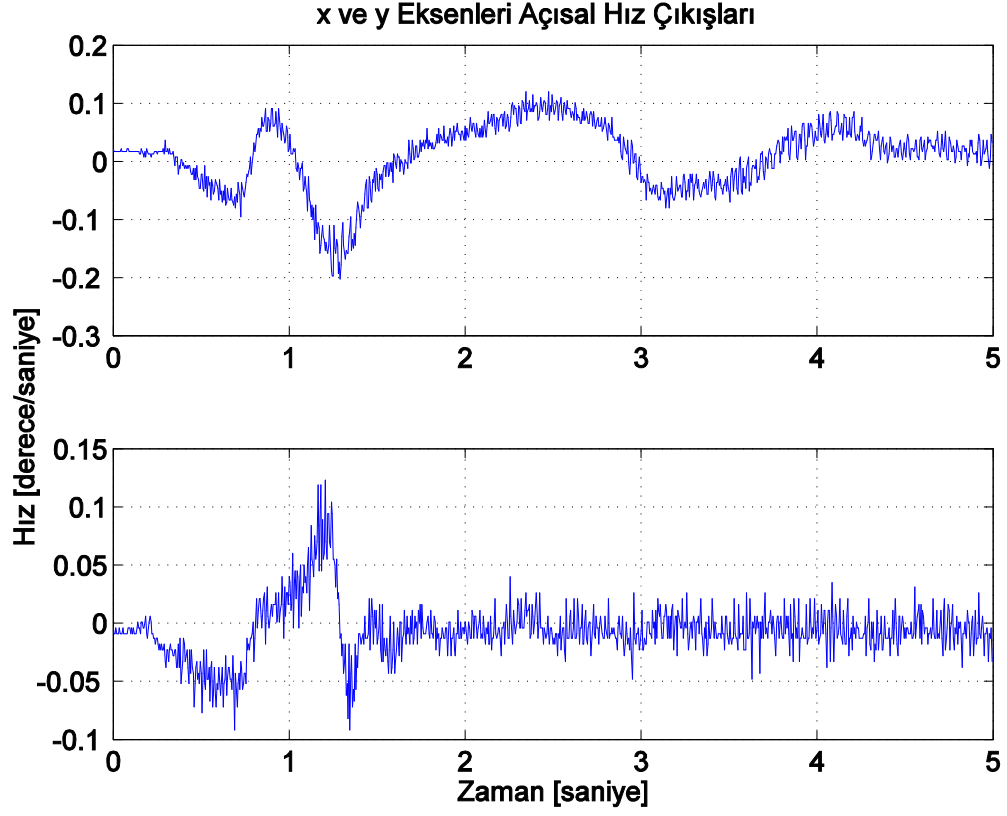
Bu şekilde düşünüldüğünde, y-eksenindeki denge kontrolünde, karşılıklı motorlar (M_1 ve M_3), araç dengesini pozitif y- ekseninde dönecek şekilde bozma eğiliminde olduğunda ($U_y > 0$), $M_1 = M_{1min}$ ve $M_3 = M_{3min} + U_y$ değerlerine gelecektir. Araç negatif y- eksenini yönünde dönme eğiliminde olduğu durumda ise ($U_y < 0$), $M_3 = M_{3min}$ ve $M_1 = M_{1min} - U_y$ değerlerine gelecektir.

Deneyisel kontrol sonucunda elde edilen grafikler, Şekil (4.4), Şekil (4.5) ve Şekil (4.6)'da görüldüğü gibidir.



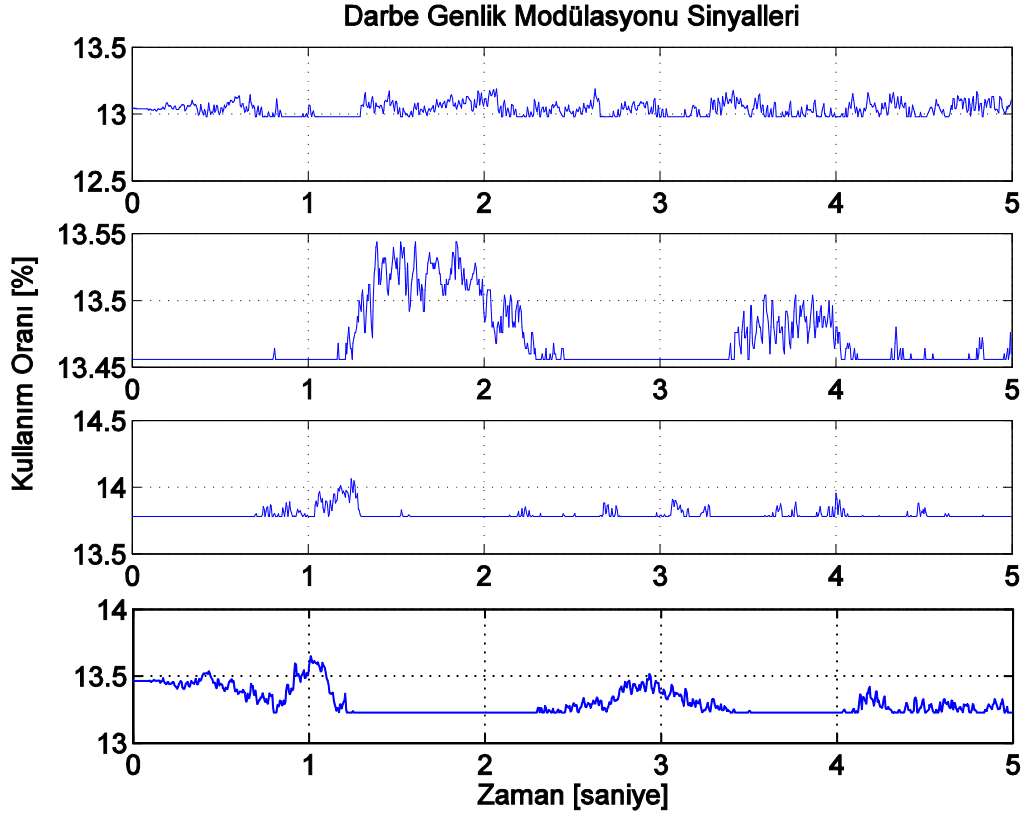
Şekil 4. 4 x ve y eksenleri konum çıkışları

Şekil 4.4, x ve y eksenlerinde alınan, pozisyon çıkışlarıdır. Görüldüğü üzere, x-ekseninde, bir süre sonra istenildiği gibi sıfır pozisyonuna ulaşarak denge konumu sağlanmaktadır. y- ekseninde ise, tam olarak sıfır pozisyonuna oturmadan, bu değer etrafında salınım yapmaktadır. Gürültünün, filtre edilmiş çıkışlarda bile tam olarak giderilemediği görülmüştür.



Şekil 4. 5 x ve y eksenlerine ait açısal hız çıkışları

Şekil 4.5, dönüölçerler ve ivmeölçerden alınan, eksen hızları çıkışlardır. Özellikle y-ekseninden alınan sonuçlarda, sistemin gürültüden ne kadar etkilendiği görülmektedir.



Şekil 4. 6 Darbe genlik modülasyonu sinyalleri

Şekil 4.6 ise, EHK'lara uygulanan DGM sinyallerinin yüzde olarak kullanım oranını vermektedir. Bu sinyallerin doluluk oranları, %10-%20 arasında olması gerekmektedir. EHK bu sinyallere göre, %10 doluluk oranı için motorun en düşük hızda, % 20 doluluk oranı için ise, en yüksek hızda dönmesini sağlamaktadır.

SONUÇ VE ÖNERİLER

Dört rotorlu hava aracının benzetim ve gerçek zamanlı kontrol çalışmaları sonucunda, teorik ve pratik uygulamalar arasında oldukça fark olduğu görülmüştür. Bunun nedeni olarak, mekanik yapının tasarımı ve kullanılan teknik malzemelerin yapısal eksiklikleri gösterilebilir. Hazırlanan test düzeneğinde, elektronik hız kontrolcülerinin yapısından kaynaklanan problem sonucu, aynı sinyal gönderilmesine rağmen motorların farklı hızlarda sürülmesi nedeniyle zorluklar yaşanmıştır. Aynı şekilde, elektronik hız kontrolcüler ve AÖB'ye giden kabloların mekanik sistem üzerinde bir yük oluşturması nedeniyle, istenilen denge pozisyonuna ulaşmak zorlaşmıştır. Pervanelerin yapısal bozukluğundan dolayı, sistem dengede z-ekseninde kararlılığı sağlayamamış, bu yüzden sabitleyici ile kontrol alanı sınırlandırılmıştır. Ayrıca, AÖB, sistemin mekaniksel yükünden etkilenerek, çıkışların filtrelenmesine rağmen, özellikle ivmeölçer çıkışlarının kuvvete karşı çok hassas olması nedeniyle, istenilen derecede gürültüsüz bir işaret yakalayamamıştır. Bu gibi, mekaniksel nedenlerden ötürü, aracın ölçüm yapabileceği alan sınırlandırılarak, gerekli sonuçlar elde edilmiştir.

KAYNAKLAR

- [1] Lai, L., Yang, C. ve Wu, C., (2006). "Time-Optimal Control of a Hovering Quad-Rotor Helicopter", *Journal of Intelligent and Robotic Systems*, 45: 115-135.
- [2] Tayebi, A. ve McGilvray, S., (2006). "Attitude Stabilization of a VTOL Quadrotor Aircraft", *IEEE Trans. Control Syst. Technology*, 14(3): 562-571.
- [3] Zhu, Z., Xia, Y. ve Fu, M., (2011). "Adaptive Sliding Mode Control for Attitude Stabilization with Actuator Saturation", *Industrial Electronics, IEEE Transactions*, 58(10): 4898 – 4907.
- [4] Altuğ, E., Ostrowski, J. ve Mahony, R., (2002). "Control of a Quadrotor Helicopter Using Visual Feedback", *Proceedings of the 2002 IEEE International Conference on Robotics&Automation*, May 2002, Washington.
- [5] Lee, D., Jin Kim, H. ve 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.
- [6] Castillo, P., Albertos, P., Garcia, P. ve Lozano, R., (2006). "Simple Real-Time Attitude Stabilization of a Quad-rotor Aircraft With Bounded Signals ", *Proceeding of the 45th IEEE Conference on Decision & Control*, 13-15 December 2006, San Diego.
- [7] Xu, R. ve Özgüner, Ü., (2007). "Sliding Mode Control of a Class of Underactuated Systems", *Automatica*, 44(2008): 233-241.
- [8] Mian, A., Ahmad, M., ve Wang, D. "Backstepping Based Nonlinear Flight Control Strategy for 6 DOF Aerial Robot", *International Conference on Smart Manufacturing Application*, 9-11 April 2008, Gyeonnogi-do.
- [9] Hoffmann, G., Huang, H., Waslander, S. ve Tomlin, C. "Quadrotor Helicopter Flight Dynamics and Control: Theory and Experiment", *AIAA Guidance, Navigation and Control Conference and Exhibit*, 20-23 August 2007, Hilton Head, South Carolina.
- [10] Salih, A. L., Moghavvemi, M., Mohammed, H. A. F. ve Gaeid K. S., "Modelling and PID Controller Design for a Quadrotor Unmanned Air Vehicle", 2010 IEEE

International Conference on Automation and Testing Robotics (AQTR), 28-30 May 2010.

- [11] Bouabdallah, S., Noth, A. ve Siegwart, R., (2004). "PID vs LQ Control Techniques Applied to an Indoor Micro Quadrotor", Proceedings of 2004 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems, 28 September-2 October 2004, Sendai.
- [12] Castillo, P., Lozano, R. ve Dzul, A. E., (2005). Modelling and Control of Mini-Flying Machines, Springer, London.
- [13] Raptis, I. A. ve Valavanis, K. P., (2011). Linear and Nonlinear Control of Small-Scale Unmanned Helicopters, Springer, New York.
- [14] Young, L. A., Aiken, A. W., Johnson J. L., Demblewski R., Andrews, J., ve Klem, J., (2012). "New Concepts and Perspectives on Micro-Rotorcraft and Small Autonomous Rotary-Wing Vehicles", Proceedings of the 20th AIAA Applied Aerodynamics Conference, St.Louis.
- [15] Pounds P., Mahony, R., Hynes, P. ve Roberts, J., (2002). "Design of a Four Rotor Aerial Robot", Proceedings of the Australasian Conference on Robotics and Automation, Auckland.
- [16] Lozano, R., (2010). Unmanned Aerial Vehicles Embedded Control, John Wiley & Sons, Inc., United States.
- [17] Castillo, P., Dzul, A. ve Lozano, R. (2004). "Real-Time Stabilization and Tracking of a Four-Rotor Mini Rotorcraft", IEEE Transactions on Control Systems Technology, 12(4): 510-516.
- [18] Castillo, P., Dzul, A. E. ve Lozano, R., (2006). "Stabilization of a Mini Rotorcraft with Four Rotors", IEEE Control Systems Magazine, 25(6): 45-55.
- [19] Rodic, A. ve Mester, G., (2011). "Modelling and Simulation of Quad-rotor Dynamics and Spatial Navigation", IEEE 9th International Symposium on Intelligent Systems and Informatics, 8-10 September 2011, Subotica.
- [20] Ogata, K. (1995). Discrete-Time Control Systems, 2nd Edition
- [21] Queiroz, M. S., Dawson, D. M., Nagarkatti S. P. ve Zhang, F., (2000). Lyapunov-Based Control of Mechanical Systems, Birkhauser, Berlin.
- [22] Aydoğdu, Ö. ve Bayer, M., (2008). "PIC Tabanlı Fırçasız DC Motor Sürücüsü Tasarımı", Elektrik – Elektronik - Bilgisayar Mühendisliği Sempozyumu (ELCO 2008), 26-30 Kasım, Bursa.
- [23] Fly Brushless, Find A Prop, www.flybrushless.com/prop/view/123, 6 Eylül 2013.
- [24] Bresiani, T., (2008). Modelling, Identification and Control of a Quadrotor Helicopter, Master Thesis, Lund University, Department of Automatic Control, Lund, Sweden.

MODEL PARAMETRELERİNİN HESAPLANMASI

Öncelikle, benzetim için hesaplanması gereken değer, aracın eksenlere göre eylemsizlik momentidir. [24]'te verildiği gibi, aracın parça parça birleştirildiği düşünülerek, ilgili parçaların ayrı ayrı eylemsizlik momentleri hesaplanmıştır¹.

- Motor ve pervane sistemi eylemsizlik momenti
- Gövde parçaları eylemsizlik momentleri

Mekanik yapı hazırlanırken, motor – pervane sistemi arasında bağlantı elemanı kullanılmadığından, dönel hareketten kaynaklanan moment sadece, motor ve pervane elemanları için hesaplanır.

A-1 Eylemsizlik Hesabı

Motor, katı bir silindir şeklinde düşünülerek, (A.1) eşitliğinden hesaplanır. Motor ağırlığı, M_R , 170×10^{-3} [kg] ve motor yarıçapı, R_R , 1.587×10^{-3} [m] olarak tanımlanır.

$$J_R = \frac{1}{2} M_R R_R^2 \quad (A.1)$$

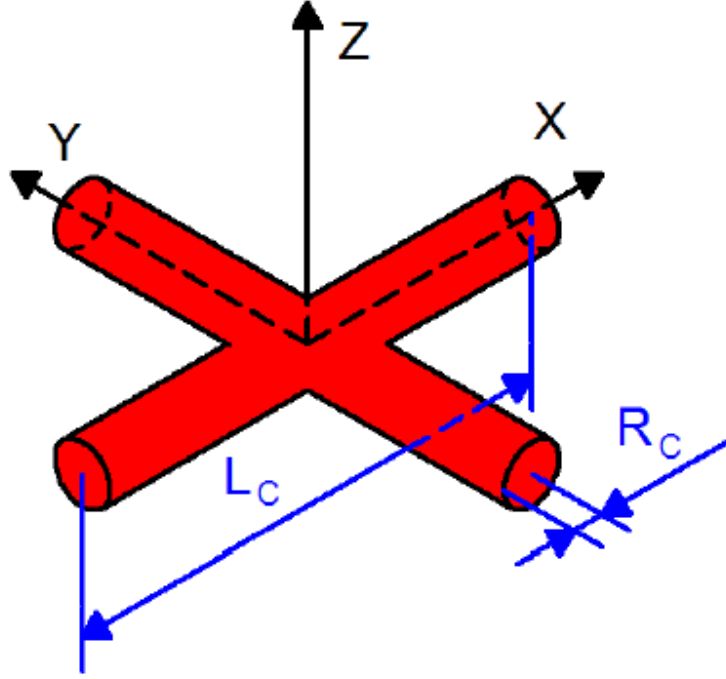
Pervane, tek bıçak² olarak düşünülerek, yatay plaka şeklinde (A.2) eşitliğinden hesaplanır. Burada, pervane ağırlığı, M_B , 0.020 [kg], W_B , plaka genişliği, 24×10^{-3} [m] ve L_B , 200×10^{-3} olarak kabul edilir.

¹ Hesaplamalar, pervane-motor arasında bağlantı elemanı kullanılmadığından nedeniyle, dönel hareket momenti ihmal edilerek yapılmıştır.

² blade

$$J_B = \frac{1}{12} M_B (W_B^2 + L_B^2) \quad (\text{A.2})$$

Gövde parçalarının eylemsizlik momentleri hesaplanırken, x, y ve z eksenlerine göre ayrı ayrı değerleri bulunur.



Şekil Ek-A. 1 Çarpı şeklindeki mekanik çatı

Gövde çatısı, artı şeklinde dar silindirlerden oluşmuş olup, her birinin yarıçapı, R_C , 12×10^{-3} [m], uzunluğu, L_C , 500×10^{-3} [m] ve ağırlığı, M_C , 25×10^{-3} [kg] olduğu düşünülerek (A.3) ve (A.4) eşitliğinden hesaplanır. Çatı geometrisinin simetrisinden dolayı, x ve y eksenlerinin eylemsizlik momentleri birbirine eşittir.

$$I_{CX} = I_{CY} = M_C \left(\frac{R_C^2}{4} + \frac{L_C^2}{12} \right) + \frac{1}{2} M_C R_C^2 \quad (\text{A.3})$$

$$I_{CZ} = M_C \left(\frac{R_C^2}{4} + \frac{L_C^2}{12} \right) + M_C \left(\frac{R_C^2}{4} + \frac{L_C^2}{12} \right) \quad (\text{A.4})$$

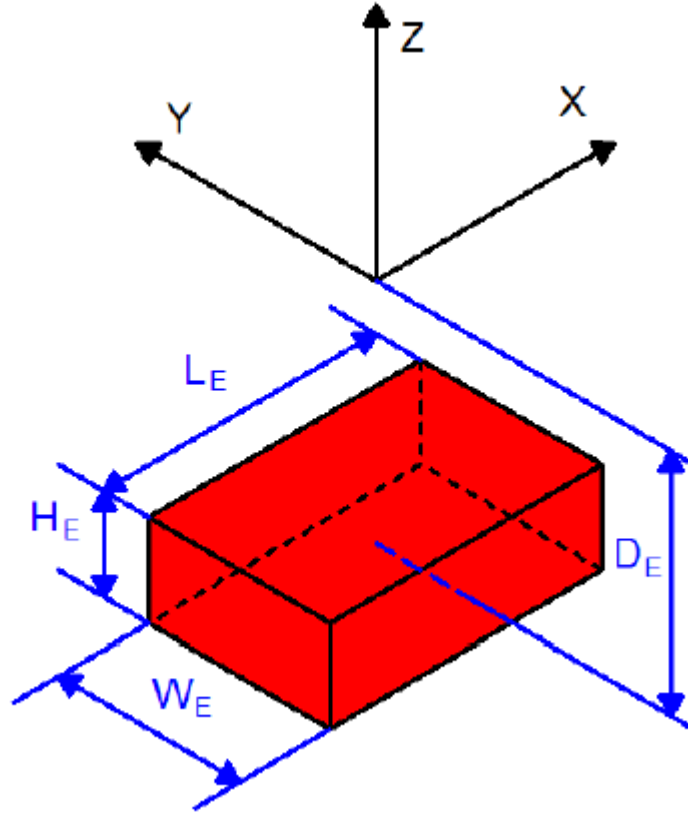
Sensörlerin üzerinde bulunduğu, elektronik kutu için eylemsizlik momenti hesabı (A.4), (A.5) ve (A.6) eşitliklerinde verildiği gibi yapılır. Kutunun uzunluğu, L_E , 100×10^{-3} [m],

genişliği, W_E , 100×10^{-3} [m], yüksekliği, H_E , 28×10^{-3} [m] ve ağırlığı, M_E , 180×10^{-3} [kg] olarak belirlenmiştir.

$$I_{EX} = M_E \left(\frac{W_E^2}{12} + \frac{H_E^2}{12} + D_E^2 \right) \quad (A.4)$$

$$I_{EY} = M_E \left(\frac{L_E^2}{12} + \frac{H_E^2}{12} + D_E^2 \right) \quad (A.5)$$

$$I_{EZ} = M_E \left(\frac{L_E^2}{12} + \frac{W_E^2}{12} \right) \quad (A.6)$$



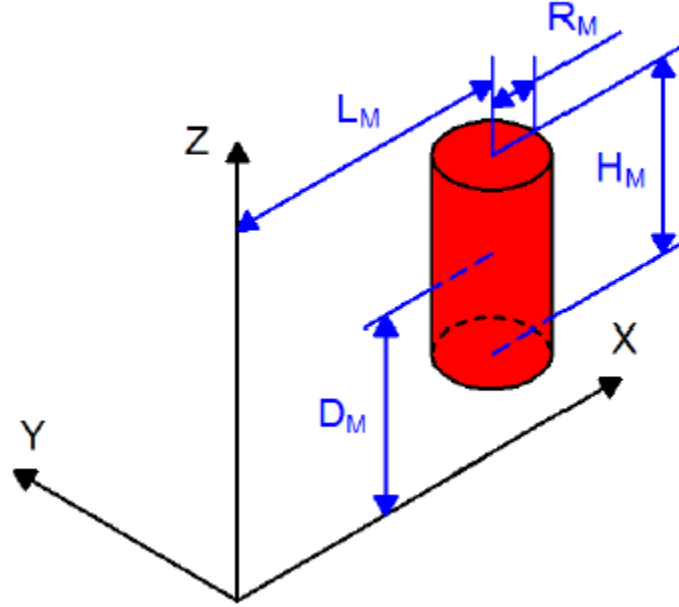
şekil Ek-A. 2 Sensör kutusu

Aracın üzerinde bulunan dört motor, simetrisinden dolayı, birinin eylemsizlik momenti hesabı ile gösterilmiştir. Katı silindir olarak düşünülen modelin, yarıçapı, R_R , 1.587×10^{-3} [m], yüksekliği, H_M , 50×10^{-3} [m], ağırlık merkezinin x eksenine boyunca merkezden uzaklığı, L_M , 200×10^{-3} [m], ağırlık merkezinin z eksenine boyunca gövdeden uzaklığı, D_M , 27×10^{-3} [m] ve ağırlığı, M_M , 170×10^{-3} [kg] olarak belirlenmiştir.

$$I_{M1X} = M_M \left(\frac{R_M^2}{4} + \frac{H_M^2}{12} + D_M^2 \right) \quad (A.7)$$

$$I_{M1Y} = M_M \left(\frac{R_M^2}{4} + \frac{H_M^2}{12} + L_M^2 + D_M^2 \right) \quad (\text{A.8})$$

$$I_{M1Z} = M_M \left(\frac{R_M^2}{2} + L_M^2 \right) \quad (\text{A.9})$$



Şekil Ek-A. 3 Motor

Sistemin simetrisinden dolayı, (A.7), (A.8) ve (A.9) eşitlikleri diğer üç motor için benzer şekilde yazılabilir.

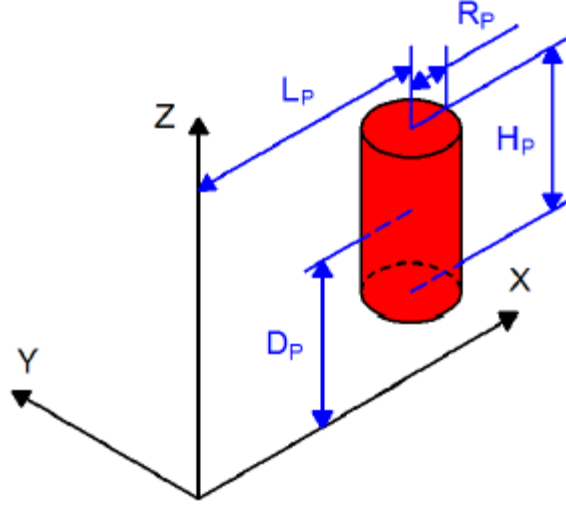
$$I_{M1X} = I_{M2Y} = I_{M3X} = I_{M4Y} \quad (\text{A.10})$$

$$I_{M1Y} = I_{M2X} = I_{M3Y} = I_{M4X} \quad (\text{A.11})$$

$$I_{M1Z} = I_{M2Z} = I_{M3Z} = I_{M4Z} \quad (\text{A.12})$$

Pervanelerin eylemsizlik momentleri hesaplanırken, aynı şekilde biri için yapılan hesap diğerlerine uyarlanır. Burada pervane, yatay bir silindir olarak düşünülerek, motor eylemsizlik momenti hesabına benzer şekilde eylemsizlik momenti hesabı yapılır. Bu şeklin seçilme nedeni, düz plaka şeklindeki pervanenin, dönme hareketi esnasında yoğunluğu, merkezden uzaklaştıkça azalan bir yassı silindir halini almasıdır [22]. Bu yassı silindir için, yarıçap değeri, R_p , 12×10^{-3} [m], yüksekliği, H_p , 50×10^{-3} [m],

gövde merkezinden x eksenine boyunca uzaklığı, L_P , 200×10^{-3} [m], gövde merkezinden z eksenine boyunca uzaklığı, D_P , 27×10^{-3} [m] ve ağırlığı, M_P , 0.020 [kg] olarak alınmıştır.



Şekil Ek-A. 4 Pervane

$$I_{P1X} = M_P \left(\frac{R_P^2}{6} + \frac{H_P^2}{12} + D_P^2 \right) \quad (\text{A.13})$$

$$I_{P1Y} = M_P \left(\frac{R_P^2}{6} + \frac{H_P^2}{12} + L_P^2 + D_P^2 \right) \quad (\text{A.14})$$

$$I_{P1Z} = M_P \left(\frac{R_P^2}{3} + L_P^2 \right) \quad (\text{A.15})$$

Sistemin simetrisinden dolayı, (A.13), (A.14) ve (A.15) eşitlikleri diğer üç pervane için aşağıdaki eşitlikler şeklinde yazılabilir.

$$I_{P1X} = I_{P2Y} = I_{P3X} = I_{P4Y} \quad (\text{A.16})$$

$$I_{P1Y} = I_{P2X} = I_{P3Y} = I_{P4X} \quad (\text{A.17})$$

$$I_{P1Z} = I_{P2Z} = I_{P3Z} = I_{P4Z} \quad (\text{A.18})$$

Son olarak, gövde eylemsizlik momentleri eksene göre I_{XX} , I_{YY} ve I_{ZZ} şeklinde, ilgili eksene ait eylemsizlik momentlerinin toplanmasıyla elde edilir.

$$I_{XX} = I_{CX} + I_{EX} + I_{M1X} + I_{M2X} + I_{M3X} + I_{M4X} + I_{P1X} + I_{P2X} + I_{P3X} + I_{P4X} \quad (\text{A.19})$$

$$I_{YY} = I_{CY} + I_{EX} + I_{M1Y} + I_{M2Y} + I_{M3Y} + I_{M4Y} + I_{P1X} + I_{P2X} + I_{P3X} + I_{P4X} \quad (\text{A.20})$$

$$I_{ZZ} = I_{CZ} + I_{EX} + I_{M1Z} + I_{M2Z} + I_{M3Z} + I_{M4Z} + I_{P1X} + I_{P2X} + I_{P3X} + I_{P4X} \quad (A.21)$$

Buradan hesaplanan değerler $I_{XX} = 70.9 \times 10^{-3} \text{ Nms}^2$, $I_{YY} = 70.9 \times 10^{-3} \text{ Nms}^2$ ve $I_{ZZ} = 84.5 \times 10^{-3} \text{ Nms}^2$ şeklindedir. Görüldüğü üzere, x ve y eksenleri etrafında oluşan eylemsizlik momentleri aynıdır. Bunun nedeni, hava aracının simetrik yapısıdır. z eksenini etrafındaki eylemsizlik momentinin diğer eksenlere göre daha büyük olması, bu eksenindeki açısal hız değişiminin daha kolay olduğunu gösterir [24].

ÖZGEÇMİŞ

KİŞİSEL BİLGİLER

Adı Soyadı : Tuğçe OFLAZ
Doğum Tarihi ve Yeri : 14.04.1988
Yabancı Dili : İngilizce
E-posta : tugceoflaz

ÖĞRENİM DURUMU

Derece	Alan	Okul/Üniversite	Mezuniyet Yılı
Lisans	Elektrik Mühendisliği	Yıldız Teknik Üniversitesi	2010
	Makina Mühendisliği	Yıldız Teknik Üniversitesi	2011
Lise	Fen Bölümü	Hasan-Sabriye Gümüş Anadolu Lisesi	2006