İNSANSIZ HAVA ARAÇLARINDA PARÇACIK FİLTRE TABANLI BÜTÜNLEŞİK NAVİGASYON

İlkay Gümüşboğa

Yüksek Lisans Tezi

Havacılık Elektrik ve Elektroniği Anabilim Dalı

Haziran-2015

JÜRİ VE ENSTİTÜ ONAYI

İlkay Gümüşboğa'nın "**İnsansız Hava Araçlarında Parçacık Filtre Tabanlı Bütünleşik Navigasyon**" başlıklı Havacılık Elektrik ve Elektroniği Anabilim Dalındaki, Yüksek Lisans Tezi 23.06.2015 tarihinde aşağıdaki jüri tarafından Anadolu Üniversitesi Lisansüstü Eğitim-Öğretim ve Sınav Yönetmeliğinin ilgili maddeleri uyarınca değerlendirilerek kabul edilmiştir.

	Adı Soyadı	**İmza**
Üye (Tez Danışmanı)	**: Yrd. Doç. Dr. Emre KIYAK**	**……..**
Üye	**: Doç. Dr. Önder TURAN**	**…….**
Üye	**: Yrd. Doç. Dr. Hasan Serhan YAVUZ**	**..…….**

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

Enstitü Müdürü

ÖZET

Yüksek Lisans Tezi

İNSANSIZ HAVA ARAÇLARINDA PARÇACIK FİLTRE TABANLI BÜTÜNLEŞİK NAVİGASYON

İlkay Gümüşboğa

Anadolu Üniversitesi
Fen Bilimleri Enstitüsü
Havacılık Elektrik ve Elektroniği Anabilim Dalı

Danışman: Yrd. Doç. Dr. Emre Kıyak
2015, 43 sayfa

Bu çalışmada, parçacık filtre tabanlı bütünleşik bir seyrüsefer sistemi tasarlanmıştır. Geleneksel olarak, sistem ve ölçüm modellerinde doğrusallık ve normal dağılımlı gürültü varsayımları altında çalışan Kalman Filtre tabanlı algoritmalar ile oluşturulan seyrüsefer sistemlerinde sistemin yapısı gereği yüksek bir nonlineerlik söz konusudur. Bu durum Kalman Filtrenin efektif çalışmamasına sebep olmaktadır. Son zamanlarda bilgisayar işlem kabiliyetlerinin gösterdiği artış dolayısı ile yüksek hesaplama karmaşıklığına sahip parçacık filtre tabanlı algoritmalar bu alanda ön plana çıkmıştır. Yapılan tez kapsamında parçacık filtre tabanlı bir seyrüsefer sistemi tasarlanmıştır. Tasarlanan bu seyrüsefer sisteminin hem benzetim ortamında yapılan testler ile hem de gerçek sistem testleri ile başarımı incelenmiştir. Bu kapsamda, GPS tabanlı sistemlere göre hata marjı dörtte bir oranında düşürülmüştür.

Anahtar sözcükler: Seyrüsefer, Parçacık filtre, İnsansız hava aracı, Kestirim

ABSTRACT

Master of Science Thesis

PARTICLE FILTER BASED INTEGRATED NAVIGATION FOR UNMANNED AERIAL VEHICLES

İlkay Gümüşboğa

Anadolu University
Graduate School of Sciences
Avionics Department

Supervisor: Asst. Prof. Emre Kıyak
2015, 43 pages

In this work, a particle filter based integrated navigation system is designed. Kalman Filter has significant assumptions such as linearity of system and measurement models and Gaussian distributions. Conventionally, Kalman Filter based algorithms is used for navigation systems which is highly non-linear. This situation causes that Kalman Filter does not work effective. Nowadays, particle filter based algorithms take over with respect to other estimation algorithms because of progression of computer's processors capability. Within the scope of this thesis, a particle filter based integrated navigation system is designed. This designed navigation system is tested with the test senarios which is include both simulations tests and real system tests. Within this context, the error margin is reduced a quarter according to the GPS-based systems.

Key Words: Navigation, Particle filter, Unmanned aerial vehicle, Estimation

TEŞEKKÜR

Bu tez kapsamında yapılan çalışmada yardımlarından ve desteklerinden dolayı danışmanım Sayın Yrd. Doç. Dr. Emre Kıyak'a teşekkür ederim.

Bu tez kapsamında yapılan çalışmayı "Hava ve Uzay Platformlarına Yönelik Teknolojiler" başlığı altında 2210-C Öncelikli Alanlara Yönelik Yurtiçi Yüksek Lisans Destek Programı kapsamında destekleyen TÜBİTAK'a teşekkür ederim.

İlkay GÜMÜŞBOĞA

İÇİNDEKİLER

ÖZET ..... **i**

ABSTRACT ..... **ii**

TEŞEKKÜR ..... **iii**

İÇİNDEKİLER ..... **iv**

ŞEKİLLER ..... **vi**

SİMGELER VE KISALTMALAR DİZİNİ ..... **vii**

1. GİRİŞ **1**

1.1. Tezin Amacı 1

1.2. Tezin Kapsamı 3

1.3. Literatür Taraması 4

2. KURAMSAL TEMELLER **8**

2.1. Koordinat Çerçeveleri 8

2.1.1. Gövde Koordinat Çerçevesi 9

2.1.2. Seyrüsefer Koordinat Çerçevesi 10

2.2. Euler Açıları 10

2.3. Koordinat Çerçevesi Dönüşümleri 12

2.4. Sensör Hataları 14

2.5. Ataletsel Seyrüsefer Denklemleri 17

3. PARÇACIK FİLTRE TABANLI SEYRÜSEFER **19**

4. BENZETİM ORTAMI UYGULAMASI **22**

4.1. Test Senaryosunun Oluşturulması 22

4.2. Benzetim Sonuçları 24

5. GERÇEK SİSTEM UYGULAMASI **28**

5.1. Seyrüsefer Test Düzeneği 28

5.1.1. Görev Kontrol İstasyonu 29

5.1.2. Dört Rotorlu Hava Aracı 30

5.1.3. Kamera Sistemi 31

5.2. Uygulama Sonuçları 32

5.2.1. Uçuş Testi 33

6. SONUÇ VE ÖNERİLER **40**

KAYNAKLAR **42**

ŞEKİLLER

2.1. Birbirine Dik İki Koordinat Çerçevesi [3] 9
2.2. Gövde Koordinat Çerçevesi [3] 9
2.3. Seyrüsefer Koordinat Çerçevesi [3] 10
2.4. Euler Açıları [20] 11
2.5. Euler Açı Dönüşümleri [3] 11
2.6. Gövde Koordinat Çerçevesine Göre Ölçüm Sapmaları [3] 16
3.1.Seyrüsefer Sistemi Blok Diyagramı 20
4.1. Sekiz Şablonu Şeklinde Uçuş Rota Planı 23
4.2. Sensör Verisi Üretme Akış Diyagramı 24
4.3. Sekiz Şablonunda Sensör Çıktıları 25
4.4. Senaryo 1 için Kestirim Hataları 26
4.5. Senaryo 1 için Sapma Açısı Kestirim Hatası 26
5.1. QBall-X4 Sistem Bileşenleri 29
5.2. Görev Kontrol İstasyonu 30
5.3. Dört Rotorlu Hava Aracı 31
5.4. Kameralı Konumlandırma Sistemi 32
5.5. Uçuş Testi Rotası 34
5.6. Uçuş Öncesi Hazırlık 35
5.7. Test Uçuşu 35
5.8. Ataletsel Seyrüsefer Çözümü 36
5.9. Çerçek Uçuş Testi için Konum Hataları 37
5.10. Çerçek Uçuş Testi için Hız Hataları 38
5.11. Çerçek Uçuş Testi için Sapma Açısı Kestirim Hatası 38

SİMGELER VE KISALTMALAR DİZİNİ

FAA : Federal Aviation Administration

İHA : İnsansız Hava Aracı

GPS : Global Positioning System

INS : Inertial Navigation System

IMU : Inertial Measurement Unit

Φ : Yatış Açısı (Radyan)

θ : Yunuslama Açısı (Radyan)

Ψ : Sapma Açısı (Radyan)

$\mathbf{A}$: Sapma Dönüşüm Matrisi

$\mathbf{B}$: Yunuslama Dönüşüm Matrisi

$\mathbf{C}$: Yatış Dönüşüm Matrisi

$\boldsymbol{C}_{*}^{*}$: Koordinat Çerçevesi Dönüşüm Matrisi

$\mathbf{S}$: Birleştirilmiş Dönüşüm Matrisi

$\boldsymbol{\omega}$: Açısal Oran Vektörü

$\mathbf{f}$: Spesifik Kuvvet Vektörü

$\mathbf{V}$: Hız Vektörü (m/s)

$\mathbf{r}$: Konum Vektörü (m)

$\boldsymbol{\Omega}$: Skew Simetrik Matris

$\mathbf{g}$: Yerçekimi Vektörü (m/s^2)

τ_i : Ölçüm Periyodu (s)

Alt ve Üst İndisler

b : Gövde Koordinat Çerçevesi

n : Seyrüsefer Koordinat Çerçevesi

T : Devrik (transpose)

1. GİRİŞ

Birçok modern aviyonik sistem, İkinci Dünya Savaşı dönemindeki gelişmelerden çıkış noktası bulmuştur. Uçakların icra edilecek görevleri etkin bir şekilde yerine getirebilmesi için geliştirilen bu sistemlerin yadsınamaz başarısı müteakip gelişmeleri de şekillendirmiştir. İlerleyen dönemlerde aviyonik sistemler, hava aracı tasarımlarında çok büyük bir araştırma-geliştirme, bütçe ve iş gücü payına sahip olmuşlardır. Amerika'da Federal Havacılık İdaresi (Federal Aviation Administration - FAA), Avrupa'da EUROCONTROL gibi sivil havacılıkta otorite konumundaki kurumların ortaya koyduğu modernizasyon girişimleri çok büyük ölçüde aviyonik sistemler üzerinde şekillenmektedir. Seyrüsefer sistemleri de bahsi geçen bu aviyonik sistemlerin önemli bir bileşenidir. Aviyonik sistemleri geliştirebilme kabiliyeti havacılık sektörü açısından stratejik bir unsurdur. Ülkemizin havacılık alanındaki muharip savaş uçağı ve yolcu uçağı üretme gibi hedeflerini göz önüne aldığımızda, aviyonik sistemleri tasarlayabilme kabiliyeti bu hedefleri gerçekleştirebilmede kilit rol oynayacaktır. Bu kapsamda, bir hava aracı için yüksek kesinliğe sahip güvenilir bir seyrüsefer sistemi üzerine çalışılıp akademik bilgi birikimine katkıda bulunmak, sözü geçen savaş ve yolcu uçağı üretme hedefine önemli katkılar sağlayacaktır.

1.1. Tezin Amacı

İnsansız hava araçları (İHA) günümüzde keşif, gözetleme, bilimsel araştırma ve askeri saldırı amaçları ile yaygın şekilde kullanılmaktadır. Yakın bir gelecekte havacılık otoriteleri tarafından, mev zuatın sivil kullanıma da uygun hale getirilmesi beklenmektedir. Dolayısı ile sayısı artacak bu insansız hava araçlarının güvenli bir şekilde görevlerini icra edebilmeleri için yüksek hassasiyetli seyrüsefer bilgisi üretip otonom kabiliyetler kazanması gerekir. Günümüzde konum belirlemenin en bilinen yöntemi Küresel Konumlandırma Sistemi (Global Positioning System - GPS) kullanımıdır. Ancak GPS tek başına havacılık uygulamaları için güvenilir değildir. Volpe Ulusal Ulaştırma Sistemleri Merkezi (Volpe Center)(*) 2001 yılında yayınladığı bir raporda GPS'in insan hayatı, çevre ve ekonomi için tehdit

oluşturabileceği unsurların varlığını tanımlamıştır [1]. Ayrıca bu raporda GPS'in hataya açık (vulnerable) olmasının sebepleri de tanımlanmıştır. Dolayısı ile yüksek güvenilirlikli bir seyrüsefer çözümüne ulaşmak için tek başına GPS verisi kullanmak mümkün değildir. Bahsi geçen bu problemi çözmek için kullanılan en yaygın yöntem GPS verileri ile Ataletsel Seyrüsefer Sistemi (Inertial Navigation System - INS) verilerinin birleştirilmesidir. Bu yapıda, kısa süreli kesinliğe (short term accuracy) sahip, yüksek çıkış oranı (output rate) olan (ortalama 200 Hz) INS verisi ile uzun süreli kesinliğe (long term accuracy) sahip fakat düşük çıkış oranı olan (ortalama 10 Hz) GPS verisi birleştirilerek sürekli, yüksek bant genişliğine sahip ve bütünleşik bir seyrüsefer çözümü elde edilir [2, 3].

Seyrüsefer uygulamaları için yakın bir zamana kadar Kalman Filtre tabanlı uygulamalar ön plandayken günümüzde bilgisayar teknolojisinin gelişmesinin bir sonucu olarak yüksek hesaplama karmaşıklığına sahip parçacık filtre tabanlı uygulamalar ön plana çıkmıştır. Bu durumun en önemli sebebi; Kalman Filtresi'nin tersine parçacık filtresinin, lineer olamayan sistem modelleri ve normal dağılıma sahip olamayan gürültüler ile gerçeğe daha yakın bir model üzerinden çalışıyor olmasıdır. Yapılan çalışmalar göstermiştir ki parçacık filtre tabanlı seyrüsefer uygulamaları ile Kalman Filtre tabanlı uygulamalara göre daha yüksek kesinliğe sahip çözümler elde edilmiştir [4-6]. Buna karşın, parçacık filtre önemli bir dezavantaja sahiptir. Kestirim yapılacak sistem durumlarının sayısı arttıkça, parçacık filtresinin performansı hızla düşmektedir. Üç boyutlu uzay içerisinde hareket eden bir hava aracına ilişkin gerçekçi bir seyrüsefer modeli oluşturulduğunda üç boyutlu konum, hız ve ivmeler, Euler açıları, sensör hata kaynakları gibi birçok durum bu modele dâhil edilebilir. Durum sayısının bu kadar fazla olduğu bir model için klasik parçacık filtresi efektif çalışmayacaktır. Bu problemi çözmek için marjinalleştirme (Rao-Blackwellization) teknikleri kullanılır. Sistemin durumları eğer yüksek derecede non-lineer durumlar ve lineer (ya da lineere yakın) durumlar şeklinde iki alt uzaya bölünebiliyor ise böyle sistemlerde marjinalleştirme teknikleri kullanılabilir. Sistemin yüksek derecede non-lineerlik içeren durumları parçacık filtresi ile diğer durumlar ise (Genişletilmiş) Kalman Filtresi ile kestirilir [4, 7, 8].

Bu tez kapsamında çalışılan konu ile altı serbestlik derecesine sahip bir hava aracı için o aracın hareket modelinden bağımsız olarak çalışan, yüksek kesinliğe sahip, güvenilir ve bütünleşik bir seyrüsefer çözümü üretilmiştir. Bu çözüme ulaşılırken farklı ölçüm karakteristiklerine sahip faklı seyrüsefer yardımcılarından alınan veriler, tasarlanan parçacık filtresi tabanlı bir seyrüsefer sisteminin girdilerini oluşturmuşlardır. Tasarlanan sistem bu girdilerin birleştirilmesi (fusion) esasına dayanan bir seyrüsefer çözümü ürettiğinden dolayı kullanıldığı aracın dinamiğine dayanan bir hareket modelinden bağımsız çözüm üretir.

Bu çalışma neticesinde elde edilen seyrüsefer sistemi, hareket modelinden bağımsız olduğu için sabit ve döner kanatlı uçaklar, dikey iniş/kalkış yapabilen hava araçları ve tahrip sistemleri (Roket/Füze) gibi birçok sistemde kullanılabilmektedir.

(*) Volpe Ulusal Ulaştırma Sistemleri Merkezi, Amerika Birleşik Devletleri Ulaştırma Departmanına bağlı, ulaştırma ve lojistik konularında çalışan bir uzmanlık merkezidir.

1.2. Tezin Kapsamı

Yapılan bu tezde oluşturulan seyrüsefer sistemi daha önce de bahsedildiği üzere kullanılan aracın hareket modelinden bağımsız çalışabildiği için belirlenecek herhangi bir hava aracında yapılacak test işlemi ile aynı performansta sonuçlar üretecektir. Yapılan bu çalışma kapsamında üç boyutlu uzayda altı serbestlik derecesiyle hareket eden dört rotorlu bir hava aracı için bu hava aracının yapacağı harekete ilişkin üç eksendeki konumları, üç eksendeki hızları ve sapma açısı (yaw angle) değerlerinden oluşan yedi durum değişkeni için seyrüsefer çözümü üretilmiştir. Bu çözüm için hava aracının yaptığı harekete ilişkin INS verileri ve GPS verileri kullanılmıştır. Nihayetinde sisteme girdi olarak verilen farklı iki karakteristikte olan veriler ile bahsi edilen yedi durum değişkeninin yüksek hassasiyetle kestirilmesi hedeflenmiştir. Hava aracının yönelimine dair üç Euler açısından (yatış (roll), yunuslama (pitch) ve sapma (yaw)) sadece sapma açısının

kestirimi algoritmaya dahil edilmiştir. Çünkü diğer iki açının takip edilmesi (tracking) dört rotorlu hava aracının denge konumu komşuluğunda bir hareket yapacağı göz önünde bulundurulduğunda çok anlamlı olmamaktadır.

Tez çalışması süresince belirlenen bu amaca uygun olacak şekilde oluşturulan seyrüsefer algoritmasının iki farklı test sürecinde başarımı denetlenmiştir. Bu test süreçleri için oluşturulan senaryolar aşağıdaki gibidir:

- Senaryo 1: Uçuş rotasının yatay düzleme izdüşümü '8' şablonu olacak şeklinde hareket eden bir hava aracı için benzetim ortamında üretilen yapay sensör verileri ile seyrüsefer algoritmasının test edilmesi

- Senaryo 2: Laboratuvar ortamında dört rotorlu bir hava aracının kumanda kontrolü ile rastgele bir şablonda yapacağı harekete ilişkin gerçek veriler ile seyrüsefer algoritmasının test edilmesi

Belirtilen kapsamda gerçekleşen çalışma sonucu üretilen seyrüsefer algoritması bahsi geçen test senaryoları için seyrüsefer çözümü üretmiştir.

1.3. Literatür Taraması

Parçacık filtre tabanlı INS/GPS entegrasyonu ile ilgili literatürdeki mevcut çalışmalar çok yeni ve az sayıdadır. Bu çalışmalarda genellikle hesaplama karmaşıklığını sınırlamak için kısıtlı sayıda sistem durumu içeren klasik parçacık filtre kullanılmıştır. 2006 yılında Hernaez ve Giribet yayınladıkları çalışmada doğrusallaştırılmış Kalman Filtresi ile parçacık filtresinin bütünleşik seyrüsefer sistemleri üzerindeki performanslarını karşılaştırmışlardır. Bu çalışmada INS ve GPS verileri kullanılarak benzetim ortamında kısıtlı sayıda durum için bir karşılaştırma senaryosu oluşturulmuştur. Çalışma neticesinde parçacık filtre tabanlı sistemin başarımının daha yüksek olduğu gösterilmiştir [9].

Ren ve Ke, (2010) yayınladıkları çalışmada ataletsel sensörlerin non-lineer ve normal dağılıma sahip olmayan doğasının üstesinden gelmek için mikro-elektro

mekanik sistem tabanlı ataletsel sensör verisi ile GPS verisini parçacık filtresi tabanlı bir veri birleştirme algoritması ile birleştirmişlerdir [5].

Gustafsson (2011) parçacık filtresin algoritmasının genel olarak konum belirleme uygulamalarında nasıl kullanılabileceğine dair referans niteliğinde bir çalışma yayınlamıştır. Bu çalışmada Bayes yaklaşımının kullanıldığı diğer kestirim yöntemleri de dahil olmak üzere parçacık filtresinin keşfinden itibaren gelişimi anlatılmıştır. Ayrıca denizaltı araçları, yüzey araçları ve hava araçları için de konum belirleme uygulamaları yapılmıştır [4].

Bistrovs ve Kluga, (2011) çalışmalarında seyrüsefer sistemlerinin, kullanılan aracın hareketinden kaynaklı, non-lineer doğasına vurguda bulunup Kalman Filtresi tabanlı algoritmaların böyle sistemlerdeki başarımının düşük olduğunu belirmişlerdir. Yaptıkları çalışmada düşük maliyetli mikro-elektro mekanik sistem tabanlı ataletsel sensörler kullanarak parçacık filtre tabanlı bir veri birleştirme (data fusion) algoritması geliştirmişlerdir [10].

Ma ve Guan (2011) yaptıkları çalışmada parçacık filtresinin durum değişkeni sayısının arttığı koşulda meydana gelen performans düşüşüne yeni bir algoritma ile bir çözüm önermişlerdir. Benzer şekilde INS ve GPS verileri kullanılarak oluşturulan bir bütünleşik seyrüsefer sistemi üzerinden yapılan benzetimlerde önerilen algoritmanın klasik parçacık filtresine göre daha yüksek bir performansa sahip olduğu gösterilmiştir [6].

Melo ve Matos, (2013) çalışmalarında benzetim ortamında arazi tabanlı seyrüsefer sistemi (terrain based navigation) için parçacık filtresi uygulaması geliştirmişlerdir. Bu çalışmada sensör kısıtlı sistemler için sistem gürültüsü, ölçüm gürültüsü ve parçacık sayıları parametrelerinin iyileştirilmesi için algoritmaya yönelik önerilerde bulunulmuştur [11].

Bu çalışmaların dışında marjinalleştirilmiş parçacık filtre yapısının kullanıldığı bazı çalışmalarda parçacık filtresinin artan durum sayısı ile üstel olarak düşen performansını düzeltmeye yönelik algoritmalar geliştirilmiştir. Bu filtre yapısında yüksek non-lineerlik içeren durumlar ayrılarak parçacık filtresi ile kestirilirken diğer lineer ya da lineere yakın durumlar (genişletilmiş) Kalman Filtresi ile kestirilmektedir. Giremus ve arkadaşları 2004 yılında yayınladıkları çalışmada marjinalleştirilmiş parçacık filtre tabanlı INS ve GPS entegrasyonu

sistemini benzetim ortamında tasarlamışlardır. Bu çalışmada tanımlanan non-lineer durum uzayı modeli üzerinden marjinalleştirme prosedürü ile hata varyanslarının düşürüldüğü gösterilmiştir [12].

Sarkka ve ark., (2005) çalışmalarında marjinalleştirilmiş parçacık filtre tabanlı çoklu hedef izleme algoritmasını yayınlamışlardır. Bilinmeyen sayıda hedefin tanımlanması ve takibi prosedürlerini içeren algoritmada klasik Monte Carlo yöntemi, marjinalleştirme işlemi ile geliştirilmiştir [13].

Vernaza ve Lee, (2006) benzetim ortamında ataletsel sensör verileri ve GPS verisini kullanarak marjinalleştirilmiş parçacık filtre tabanlı bir seyrüsefer algoritması önermiştir. Bu çalışmada altı serbestlik derecesine sahip bir aracın konumu ve yönelimi (attitude) kestirilmiştir. Ayrıca Kalman Filtresi tabanlı algoritmalar ile sonuçlar karşılaştırılarak elde edilen performans artışı gösterilmiştir [14].

Nordlund ve Gustafsson, (2009) yaptıkları çalışmada seyrüsefer çözümü için non-lineer hareket denklemleri kullanan INS sistemi ile arazi tabanlı seyrüsefer sistemi kullanarak bir bütünleşik seyrüsefer sistemi oluşturmuşlardır. Bu çalışmada radar altimetre ile hava aracının yer yüzeyinden olan yüksekliği ölçülerek sistem veri tabanında var olan yeryüzü yükseklik haritası üzerindeki konumu belirlenmiştir. Buradan elde edilen bilgi ataletsel seyrüsefer sisteminden gelen bilgi ile marjinalleştirilmiş parçacık filtresi tabanlı bir algoritma ile birleştirilmiştir [15].

Bu tez kapsamında yapılan çalışmada, üç eksendeki konumlar, hızlar ve bunun yanı sıra sapma açısından oluşan yedi durum, tasarlanan parçacık filtre tabanlı seyrüsefer algoritması ile kestirilmiştir. Tasarlanan algoritmanın temelini klasik parçacık filtre oluşturmaktadır. İlk aşamada salt benzetim ortamında elde edilen başarılı sonuçlar laboratuvar ortamında kurulan ve detayları Bölüm 5.1'de anlatılan deney düzeneği ile gerçek bir insansız hava aracı sistemi üzerinde test edilmiştir. Parçacık filtrenin hesaplama karmaşıklığı dolayısı ile diğer kestirim algoritmalarına göre yapılan çalışmalar nispeten daha yenidir ve bu çalışmaların da önemli bir kısmı salt benzetim ortamı ile sınırlı kalmıştır. Bu durum göz önünde bulundurulduğunda, laboratuvar ortamında bir insansız hava aracının gerçek durumlarını belirleyebildiğimiz ve bu gerçek sistem üzerinden elde ettiğimiz sonuçların başarımını karşılaştırabildiğimiz bir sürecin işletilmesi yapılan bu

çalışmayı ön plana çıkarmaktadır. Çalışmanın müteakip bölümleri şu şekilde şekillendirilmiştir:

Yapılan çalışma ile ilgili matematiksel tanım ve kavramlar 2. Bölüm'de anlatılmıştır. Bu bölümde koordinat çerçeveleri ve dönüşümleri, Euler açıları ve dönüşümleri, yapılan çalışmada kullanılan sensörlerin hataları ve ataletsel seyrüsefer denklemleri konuları anlatılmıştır.

Seyrüsefer algoritmasını parçacık filtre temelli oluşturma mimarisi 3. Bölüm'de detaylı bir şekilde açıklanmıştır.

Tasarlanan seyrüsefer algoritmasının başarımı ile olarak salt benzetim ortamında test edilmiştir. Bu teste ilişkin oluşturulan senaryo ve elde edilen sonuçlar 4. Bölüm'de anlatılmıştır.

Laboratuvar ortamında kurulan seyrüsefer test düzeneği ve bu düzeneğin alt sistemleri 5. Bölüm'de detaylı şekilde anlatılmıştır. Ayrıca bu test düzeneği ile yapılan ve tasarlanan algoritmanın başarımının ölçüldüğü test sonuçları da bu bölümde aktarılmıştır.

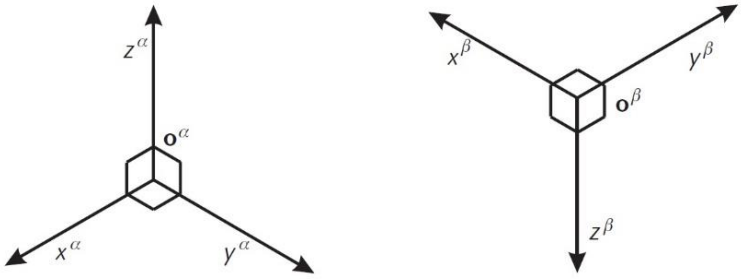
2. KURAMSAL TEMELLER

Bir insansız hava aracının seyrüsefer fonksiyonunu yerine getirmek için tasarlanan parçacık filtre tabanlı algoritmanın gerektirdiği temel matematiksel tanım ve kavramlar bu bölümde verilecektir. Bu bölümde, koordinat çerçeveleri tanımları ve bunlar arasındaki ilişkiler, Euler açıları ve dönüşümleri, kullanılan sensörlerin hataları ve parçacık filtre tabanlı seyrüsefer konuları detaylı şekilde açıklanmıştır.

2.1. Koordinat Çerçeveleri

Güvenilir bir seyrüsefer sistemi oluşturmak için koordinat çerçevelerinin dikkatli bir şekilde seçilmesi ve tanımlanması gerekmektedir. Hareketin kendisi herhangi bir referansla karşılaştırılmadığında anlamlı değildir. Hareket, belirli bir referansa göre o cismin durumlarında meydana gelen değişiklikler şeklinde tanımlanabilir. Bu şekilde tanımlandığı zaman elde edilen büyüklükler (ölçümler, hesaplamalar, …) anlamlı olacaktır. Seyrüsefer sistemlerinde farklı bilgi sağlayıcılarından farklı yapılarda bilgiler geldiğinden dolayı birden fazla koordinat çerçevesi ile çalışılır. Örnek verilecek olunursa; bütünleşik bir seyrüsefer sisteminde INS verisi, hareketi yapan cisim üzerindeki ataletsel kuvvetlere göre ölçüm yaparken GPS sistemi, yörüngedeki uydulardan gelen seyrüsefer mesajına göre bir bilgi üretir. Aşikârdır ki bu iki sistemi seyrüsefer çözümü için kullanan objenin elde edeceği ölçümler farklı koordinat çerçevelerinde olacaktır. Hassas bir seyrüsefer çözümü için de bu koordinat çerçeveleri arasındaki ilişkiler iyi bir şekilde modellenmelidir. Nihayi seyrüsefer çözümünde ise kullanıcının belirleyeceği belirli bir koordinat çerçevesinde belirli bir referansa göre sonuçlar üretilir.

En genel anlamda bir koordinat çerçevesi, bir merkez ve ona bağlı bir eksen takımı (x, y ve z eksenleri) şeklinde tanımlanır. Hareketin tanımlanabilmesi için hareketi yapan objeye ilişkin koordinat çerçevesi (α) ve bir referans koordinat çerçevesi (β) seçilmelidir. Şekil 2.1'de birbirine dik iki koordinat çerçevesi temsil edilmiştir.

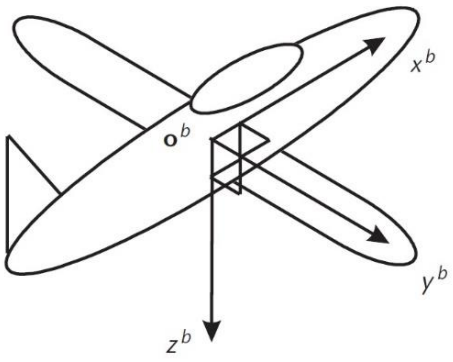


Şekil 2.1 Birbirine Dik İki Koordinat Çerçevesi [3]

Bu tez kapsamında yapılan çalışmalarda seyrüsefer çözümüne ulaşılan aşamalarda gövde koordinat çerçevesi ve seyrüsefer koordinat çerçevesi kullanılmıştır. Müteakip bölümlerde bu koordinat çerçeveleri ve aralarındaki ilişki (dönüşümler) detaylı şekilde tanımlanmıştır.

2.1.1. Gövde Koordinat Çerçevesi

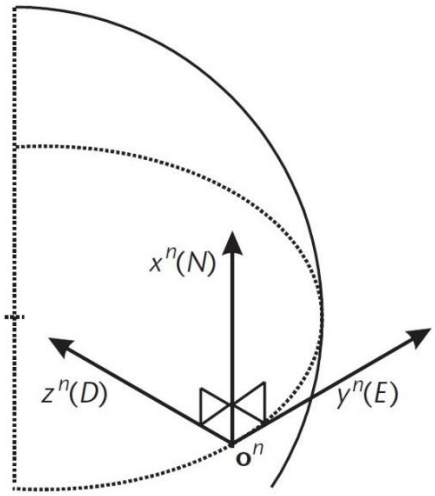
Gövde koordinat çerçevesi, merkezi tanımlandığı aracın ağırlık merkezi ile eksen takımı da aracın yönelimi ile çakışık bir koordinat çerçevesidir. b sembolü ile tanımlanır. Eksen takımı aracın hareketine göre yönlenir ve genellikle x ekseni ileriyi (aracın burnunu), y ekseni aracın sağını ve z ekseni ise aşağıyı (yerçekimi kuvveti doğrultusunda) göstermektedir. Gövde koordinat çerçevesi seyrüsefer çözümü üretilecek objeyi tanımladığı için çok önemli bir koordinat çerçevesidir. Şekil 2.2'de gövde koordinat çerçevesi temsil edilmiştir.



Şekil 2.2 Gövde Koordinat Çerçevesi [3]

2.1.2. Seyrüsefer Koordinat Çerçevesi

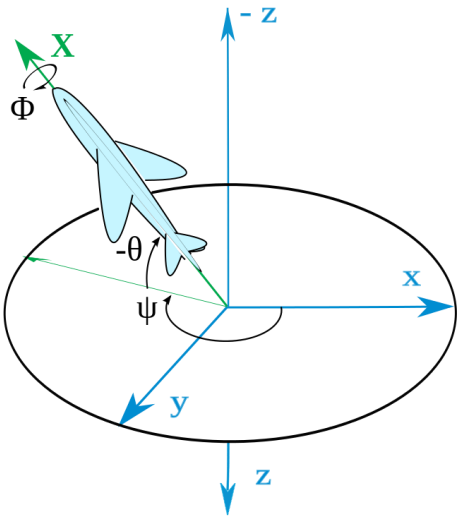
Seyrüsefer koordinat çerçevesinin merkezi, gövde koordinat çerçevesi ile aynı şekilde, tanımlandığı aracın ağırlık merkezi ile çakışıktır. Eksenler ise tanımlandığı aracın hareketinden bağımsız şekilde sürekli olarak; z ekseni dünyanın merkezine doğru (down, D), x ekseni dünyanın kuzeyine (north, N) ve y ekseni ise doğu yönüne (east, E) doğru uzanmaktadır. Bu eksen takımı n sembolü ile tanımlanır. Şekil 2.3'te seyrüsefer koordinat çerçevesi temsil edilmiştir.



Şekil 2.3 Seyrüsefer Koordinat Çerçevesi [3]

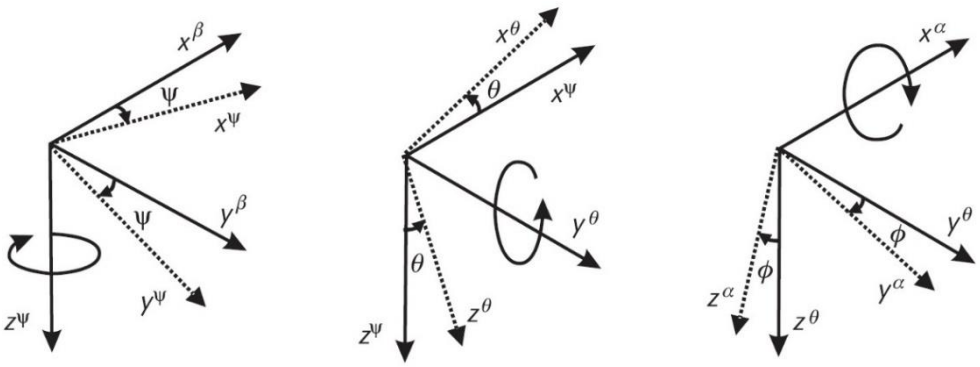
2.2. Euler Açıları

Bir hava aracının yönelimini temsil etmek için kullanılan en yaygın yöntem Euler açıları gösterimidir. Üç boyutlu bir vektör şeklinde gösterilen Euler açıları; yatış (roll), yunuslama (pitch) ve sapma (yaw) açılarıdır ve sırasıyla Φ, θ ve Ψ simgeleri ile gösterilir. Bu açılar tanımlanan sistemin gövde koordinat çerçevesi ile seyrüsefer koordinat çerçevesi arasındaki ilişkiye göre oluşurlar. Şekil 2.4'de Euler açılarının bahsi geçen bu ilişki çerçevesinde bir hava aracı için temsili gösterilmiştir.



Şekil 2.4 Euler Açıları [20]

Bir hava aracının yöneliminde meydana gelen değişimler Euler açıları dönüşümleri ile tanımlanabilir. Bu dönüşümler sırası ile sapma dönüşü, yunuslama dönüşü ve yatış dönüşü şeklinde uygulanır ve Şekil 2.5'de soldan sağa doğru sırası ile temsil edilmişlerdir.



Şekil 2.5 Euler Açı Dönüşümleri [3]

Eksen takımının Euler dönüşümlerine ilişkin matematiksel ifadeleri sapma, yunuslama ve yatış dönüşleri için sırası ile Denklem 2.1-3'de ifade edilmiştir.

$$x^{\Psi} = x^{\beta}\cos\Psi + y^{\beta}\sin\Psi$$
$$y^{\Psi} = -x^{\beta}\sin\Psi + y^{\beta}\cos\Psi \quad (2.1)$$
$$z^{\Psi} = z^{\beta}$$

$$x^{\theta} = x^{\Psi}\cos\theta - z^{\Psi}\sin\theta$$
$$y^{\theta} = y^{\Psi} \quad (2.2)$$
$$z^{\theta} = x^{\Psi}\sin\theta + z^{\Psi}\cos\theta$$

$$x^{\alpha} = x^{\theta}$$
$$y^{\alpha} = y^{\theta}\cos\Phi + z^{\theta}\sin\Phi \quad (2.1)$$
$$z^{\alpha} = -y^{\theta}\sin\Phi + z^{\theta}\cos\Phi$$

2.3. Koordinat Çerçevesi Dönüşümleri

Bu tez kapsamında oluşturulan seyrüsefer algoritmasında daha önce de vurgulandığı üzere gövde ve seyrüsefer koordinat çerçeveleri kullanılmıştır. Bu koordinat çerçeveleri arasındaki kinematik ilişki; uçuş dinamiği modellemesi, otomatik uçuş kontrol ve seyrüsefer konuları için çok önemlidir [16].

Bölüm 2.2'de tanımlanan Euler açı dönüşümleri kullanılarak gövde ve seyrüsefer koordinat çerçeveleri arasındaki ilişki kurulabilir. Matematiksel ifadelerin daha kolay takip edilebilmesi açısından Euler açı dönüşümlerini matris formunda 2.4-6 şeklinde yazabiliriz:

$$\boldsymbol{A} = \begin{bmatrix} cos\Psi & sin\Psi & 0 \\ -sin\Psi & cos\Psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (2.4)$$

$$\boldsymbol{B} = \begin{bmatrix} cos\theta & 0 & -sin\theta \\ 0 & 1 & 0 \\ sin\theta & 0 & cos\theta \end{bmatrix} \quad (2.5)$$

$$\boldsymbol{C} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & cos\Phi & sin\Phi \\ 0 & -sin\Phi & cos\Phi \end{bmatrix} \tag{2.6}$$

Denklem 2.4-6'da verilen **A**, **B** ve **C** matrisleri sırası ile sapma, yunuslama ve yatış dönüşlerine tekabül eden dönüşümlerin matris formunda ifadeleridir. Seyrüsefer koordinat çerçevesinden gövde koordinat çerçevesine yapılacak dönüşümünün dönüşüm matrisi, C_n^b ise şu şekildedir:

$$\boldsymbol{C_n^b = CBA} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & cos\Phi & sin\Phi \\ 0 & -sin\Phi & cos\Phi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} cos\theta & 0 & -sin\theta \\ 0 & 1 & 0 \\ sin\theta & 0 & cos\theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} cos\Psi & sin\Psi & 0 \\ -sin\Psi & cos\Psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \tag{2.7}$$

Denklem 2.7'de verilen ifadeyi tek bir matrise indirgeyecek olursak Denklem 2.8'deki dönüşüm matrisi elde edilir. Burada $\boldsymbol{c}_*$ ve $\boldsymbol{s}_*$ ifadeleri karmaşık olan ifadeyi takip edilebilir kılmak için sırası ile $\cos(*)$ ve $\sin(*)$ fonksiyonlarının yerine kullanılmıştır.

$$\boldsymbol{C_n^b} = \begin{bmatrix} \boldsymbol{c_\theta c_\Psi} & \boldsymbol{c_\theta s_\Psi} & \boldsymbol{-s_\theta} \\ \boldsymbol{s_\Phi s_\theta c_\Psi - c_\Phi s_\Psi} & \boldsymbol{s_\Phi s_\theta s_\Psi + c_\Phi c_\Psi} & \boldsymbol{s_\Phi c_\theta} \\ \boldsymbol{c_\Phi s_\theta c_\Psi + s_\Phi s_\Psi} & \boldsymbol{c_\Phi s_\theta s_\Psi - s_\Phi c_\Psi} & \boldsymbol{c_\Phi c_\theta} \end{bmatrix} \tag{2.8}$$

Gövde koordinat çerçevesinden seyrüsefer koordinat çerçevesine yapılacak dönüşüm ise sezgisel olarak da anlaşılacağı üzere Denklem 2.8'de elde edilen matrisin devrik (transpose) halidir. Bu dönüşümü temsil eden matris, $\boldsymbol{C_b^n}$, Denklem 2.9'da ifade edilmiştir.

$$\boldsymbol{C_b^n} = (\boldsymbol{C_n^b})^T \tag{2.9}$$

Havacılık notasyonu açısında önemli bir kavram olan açısal hız vektörü, $\boldsymbol{\omega_{ib}^b}$, elde edilen bilgiler çerçevesinde Euler açılarının türevleri ve dönüşüm matrislerinin bir kombinasyonu olarak Denklem 2.10'da gösterilmiştir.

$$\boldsymbol{\omega}_{ib}^{b} := \begin{pmatrix} p \\ q \\ r \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \dot{\Phi} \\ 0 \\ 0 \end{pmatrix} + \boldsymbol{C}\left[\begin{pmatrix} 0 \\ \dot{\theta} \\ 0 \end{pmatrix} + \boldsymbol{B}\begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ \dot{\psi} \end{pmatrix}\right] \tag{2.10}$$

Denklem 2.10'daki ifade daha sade bir biçimde yazılırsa Denklem 2.11 elde edilir.

$$\boldsymbol{\omega}_{ib}^{b} := \begin{pmatrix} p \\ q \\ r \end{pmatrix} = \boldsymbol{S}\begin{pmatrix} \dot{\Phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{pmatrix} \tag{2.11}$$

Burada S matrisi, birleştirilmiş dönüşüm matrisi şeklinde tanımlanır ve Denklem 2.12'de gösterilmiştir.

$$\boldsymbol{S} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & -sin\theta \\ 0 & cos\Phi & sin\Phi cos\theta \\ 0 & -sin\Phi & cos\Phi cos\theta \end{bmatrix} \tag{2.12}$$

2.4. Sensör Hataları

INS sisteminin temelini ataletsel ölçüm birimi (Inertial Measurement Unit - IMU) oluşturur. Bu ölçüm birimi üzerine uygulanan ataletsel kuvvetlere göre hem doğrusal hareket hem de dönüş hareketi (Jiroskop) ile ilgili bilgi üretirler. Birbirine dik doğrultuda olacak şekilde üç ivmeölçer ve bu eksenlere çakışık olacak şekilde üç jiroskoptan oluşan (üç manyetometre de bu gruba eklenebilir) IMU, lineer ivme (spesifik kuvvet) ve açısal oran (açısal hız) çıktısı üretir. Bu çıktılar kullanılarak yinelemeli (iteratif) olarak çözülen seyrüsefer denklemleri ile konum, hız ve yönelim büyüklüklerine ulaşılır. Bu denklemler Bölüm 2.5'de tanımlanmıştır.

Ataletsel sensörler çok çeşitli hata kaynaklarına sahiptir. Bu hatalar ana hatları ile

- IMU hataları (sensör hataları)
- Hesaplama hataları
- Başlangıç durumu hataları

olarak gruplandırılabilir [17].

Hesaplama hatalarına sistem ve ölçüm modellerinin doğrusallaştırılmasından kaynaklanan gerçek modelden sapma sebep olabilir. Ayrıca yinelemeli olarak yapılan hesaplama göz önüne alındığında süre olarak hesaplama aralığının hesaplama hassasiyeti üzerinde doğrudan bir etkisi vardır. Hesaplamalarda, özellikle integrasyon işleminde yapılan nümerik hatalar da hesaplama hataları başlığı altında yer alır.

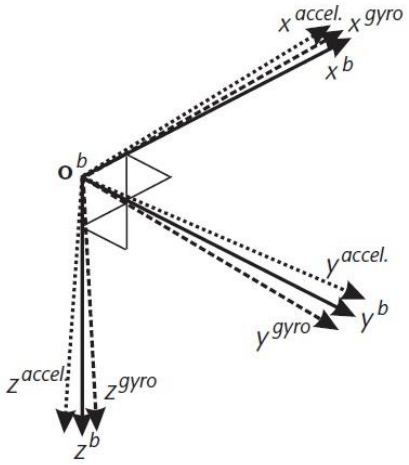
Başlangıç durum hatalarının üretilen seyrüsefer çözümü üzerinde doğrudan büyük bir etkisi vardır. Sistemin konumunda yapılacak bir başlangıç durumu hatası seyrüsefer denklemleri sonucu üretilen konum çözümüne doğrudan sabit bir öteleme şeklinde yansır. Sistemin hızında yapılacak bir başlangıç durum hatası seyrüsefer denklemlerinin yinelemeli olarak hesap yapmasından dolayı her yinelemede integrasyon işlemi sonucu konum çözümünde sürekli artan bir hataya sebep olur. Sistemin yöneliminde yapılacak bir başlangıç durum hatası seyrüsefer denklemlerinin konum çözümünde çok daha karmaşık bir hataya sebep olur. Başlangıç yönelimindeki hata iki kere integrasyon işlemi geçirir fakat hata yönelimde olduğu için seyrüsefer denklemleri sonucu üretilen konum çözümünde salt doğrusal bir ötelemeden ziyade artan bir kaymaya ve aynı zamanda ötelemeye sebep olur.

İvmeölçer ve jiroskop hataları birbirine çok benzer yapıdadır. Bu sebeple tek bir IMU hataları başlığı altında incelenebilir. IMU hataların en genel anlamda sistematik ve rastgele hatalar şeklinde iki ana başlık altında incelenebilir. IMU sensörleri malzeme yapısı gereği ortam sıcaklığı ile çıktısı değişen bir sonuç üretir. Laboratuvar ortamında bu durum test edilmeli ve bu sistematik hatayı giderecek kalibrasyon prosedürü işletilmelidir. Bu prosedür sonucu elde edilen bilgiler ışığında oluşturulan kalibrasyon verileri IMU işlemcisine aktarılır ve çalışma ortamı sıcaklığına göre sürekli bir düzeltme yapılır.

Literatürde IMU ile ilgili birçok hata çeşidi tanımlanmıştır. Bu hatalar aşağıda kısa açıklamaları ile birlikte listelenmiştir [3]:

- Bayas: İvmeölçer ve jiroskop ölçümlerinde görülen sabit bir ötelemedir. Sensör üzerine hiçbir ataletsel kuvvet etki etmediğinde bile ölçüm çıktılarında bu hata değeri görülebilir.

- Hizalama Hatası: Sensörün yerleştirildiği aracın gövde koordinat çerçevesi ile sensörün algılama koordinat çerçevesi tamamen çakışık olmalıdır. Burada oluşacak çok küçük bir sapma bile hizalama hatasına sebep olur. Hizalama hatası Şekil 2.6'da temsil edilmiştir.



Şekil 2.6 Gövde Koordinat Çerçevesine Göre Ölçüm Sapmaları [3]

- Ölçekleme Faktörü Hatası: IMU sensörlerinin birim dönüşümlerinden kaynaklı olarak girişleri ile çıkışları arasındaki sapmadan kaynaklanır.

- Rastgele Gürültü: İvmeölçer ve jiroskop ölçümlerinde görülen ve ölçümün doğası gereği olan hatalardır.

- Rastgele Yürüme (Random Walk): IMU sensörlerinde görülen en önemli hatalardan birisidir. Seyrüsefer çözümüne ulaşılırken denklemlerin yinelemeli bir şekilde çözüldüğü belirtilmiştir. Bahsi geçen her yenilemede yapılan integrasyon işlemi rastgele gürültüyü de integre ederek hatayı sürekli büyütür.

GPS sisteminin hata kaynakları; saat hataları, iyonosfer ve troposfer hataları, sinyal yansıma (multipath) hataları şeklinde tanımlanabilir. INS sistemi ile GPS sisteminin hata karakteristiklerini karşılaştıracak olursak; INS sistemi rastgele yürüme hatası olmasından dolayı, sistem çalıştıkça gerçek durumdan daha fazla uzaklaşan çıktılar üretecektir. Fakat GPS sistemi hataları daha sabit zarflı hatalardır.

2.5. Ataletsel Seyrüsefer Denklemleri

Ataletsel ölçüm birimi ölçüm çıktısı olarak spesifik kuvvet, $\boldsymbol{f}_{ib}^{b}$ ve açısal oran, $\boldsymbol{\omega}_{ib}^{b}$ üretir. Bu çıktıların konum, hız ve yönelim durumlarına dönüştürülmesi için ataletsel seyrüsefer denklemleri kullanılır. Bu denklemler sensörlerden gelen her bir ölçüm çıktısı için yinelemeli bir şekilde çözüm üretirler. Dünyanın dönüş hızı ve kısa mesafeli bir uçuş senaryosunda kullanılacağı için dünyanın eğikliğinin olmadığını varsayarsak denklemlerin kesikli zamandaki hali aşağıdaki gibi olacaktır.

1. Yönelim Güncellemesi

$$\boldsymbol{C}_{b}^{n}(+) = \boldsymbol{C}_{b}^{n}(-)(\boldsymbol{I}_{3} + \boldsymbol{\Omega}_{ib}^{b}\tau_{i}) \tag{2.13}$$

2. Spesifik Kuvvet Dönüşümü

$$\boldsymbol{f}_{ib}^{n} = \frac{1}{2}(\boldsymbol{C}_{b}^{n}(-) + \boldsymbol{C}_{b}^{n}(+))\boldsymbol{f}_{ib}^{b} \tag{2.14}$$

3. Hız Güncellemesi

$$\boldsymbol{V}_{eb}^{n}(+) = \boldsymbol{V}_{eb}^{n}(-) + (\boldsymbol{f}_{ib}^{n} + \boldsymbol{g})\,\tau_{i} \tag{2.15}$$

4. Konum Güncellemesi

$$\boldsymbol{r}_{eb}^{n}(+) = \boldsymbol{r}_{eb}^{n}(-) + \boldsymbol{V}_{eb}^{n}(+)\tau_{i} - ((\boldsymbol{f}_{ib}^{n} + \boldsymbol{g})\,\frac{{\tau_{i}}^{2}}{2}) \tag{2.16}$$

Burada,

$\boldsymbol{C}_{b}^{n}$: Gövde çerçevesinden seyrüsefer çerçevesine dönüşüm matrisi

$\boldsymbol{\Omega}_{ib}^{b}$: IMU açısal oran ölçümlerinin skew simetrik formu $\boldsymbol{\omega}_{ib}^{b}$ vektörünün x,y ve z bileşenleri için Denklem 2.17'de gösterilmiştir.

$$\boldsymbol{\Omega}_{ib}^{b} = \begin{bmatrix} 0 & -\omega_{ib}^{b\,z} & \omega_{ib}^{b\,y} \\ \omega_{ib}^{b\,z} & 0 & -\omega_{ib}^{b\,x} \\ -\omega_{ib}^{b\,y} & \omega_{ib}^{b\,x} & 0 \end{bmatrix} \tag{2.17}$$

$\boldsymbol{V}_{eb}^{n}$: Seyrüsefer koordinat çerçevesindeki hız vektörü

$\boldsymbol{r}_{eb}^{n}$: Seyrüsefer koordinat çerçevesindeki konum vektörü

$\boldsymbol{g}$: Seyrüsefer koordinat çerçevesindeki yerçekimi modelinden gelen yerçekimi vektörü

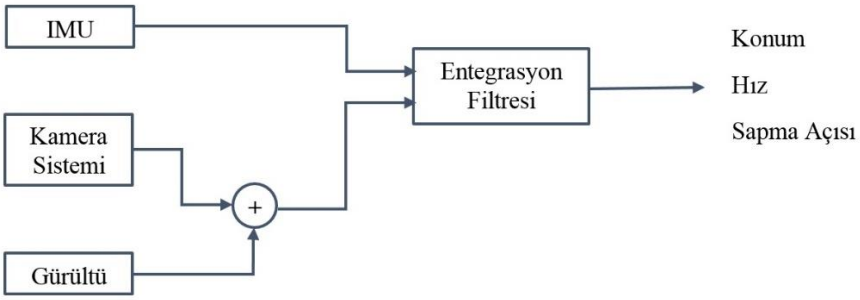
τ_i : IMU ölçüm periyodu

3. PARÇACIK FİLTRE TABANLI SEYRÜSEFER

Sıralı Monte Carlo yöntemi olarak da bilinen parçacık filtresi, kullanıldığı sisteme ait durumları adından da anlaşılacağı üzere parçacıklar şeklinde tanımlayan bir kestirim yöntemidir. Bayes yaklaşımının kullanıldığı bu kestirim yöntemi Kalman Filtresi gibi sistem ve ölçüm modelinin doğrusallığı, normal dağılıma sahip gürültüler gibi varsayımlar olmaksızın çalıştığı için çok daha efektif bir kestirim yöntemidir.

Hava aracının yaptığı harekete ilişkin sensör verileri parçacık filtresinin entegrasyon algoritması olarak kullanıldığı bir seyrüsefer sisteminde birleştirilmiştir. Böyle bir sistemde hava aracının hareket modeline ihtiyaç olmaksızın durum kestirimi yapılır. Bu yapıda AÖB verileri hava aracının hareket modeli çıktısı, kamera sisteminden alınan veriler ise ölçüm modeli çıktısı olarak işlem yapılır. Şekil 3.1'de kurulan seyrüsefer sisteminin genel yapısı temsil edilmiştir.

Hava aracına konum bilgisi veren kamera sistemi yapılacak doğru bir kalibrasyon işlemi ve ortamdaki ışık gücü miktarının çok değişkenlik göstermediği durumlarda çok hassas konum bilgisi üretebilmektedir. Fakat düzgün yapılmayan kalibrasyon ve gün ışığının belirgin şekilde değişkenlik gösterdiği uzun sürelerce aynı kalibrasyon parametrelerinin kullanılması kamera sisteminin ölçümlerini doğru değerlerden uzaklaştıracaktır. Böyle bir durum için oluşturulan senaryoda, doğru bir kalibrasyon işlemi ve kısa süreli bir çalışma ile (gün ışığı şiddetini sabit tutabilmek için) QBall sistemi üzerinde denemeler yapılmıştır. Hava aracı üzerinden gelen IMU verisi ve ortamda sabit bulunan kamera sisteminden gelen veri kullanılarak seyrüsefer fonksiyonu yerine getirilmiştir. Burada kamera verisi üzerine bir gürültü eklenerek kalibrasyon hataları modellenip seyrüsefer sistemine girdi olarak verilmiştir.



Şekil 3.1.Seyrüsefer Sistemi Blok Diyagramı

Parçacık filtre tabanlı seyrüsefer yapabilmek için tasarlanan algoritma biri salt benzetim ortamı uygulaması diğeri ise gerçek hayat sistemi uygulaması olmak üzere iki farklı test senaryosunda uygulanmıştır. Tasarlanan temel algoritma ile oluşturulan MATLAB kodu bahsi geçen bu iki farklı senaryo için uyarlanmıştır. Temel algoritmanın akışı genel hatları ile şu şekildedir:

1. Verilerin alınması: Seyrüsefer fonksiyonunu en genel anlamda veri birleştirmesi şeklinde yapan algoritma faklı iki kaynaktan (IMU/GPS veya IMU/Kamera) gelecek sensör verilerine ihtiyaç duyar. Bu veriler gerçek zamanlı olmayan bir uygulama ise toplu halde, gerçek zamanlı bir uygulama ise örnekler halinde alınabilir. Kodun bu kısmı uygulama senaryosuna göre seçilir.

2. Ataletsel Seyrüsefer Çözümü: Ataletsel sensörlerden gelen spesifik kuvvet ve açısal oran bilgisi kullanılarak konum, hız ve yönelim bilgilerinin türetilmesi kodun bu kısmında gerçekleştirilir. Burada yapılan işlevin matematiksel detayları Bölüm 2.5'de açıklanmıştır.

3. Durum Çıktısı Oluşturma: Bir önceki işlevde elde edilen durum değişkenlerine ait verilere gürültü eklenmesi kodun bu kısmında gerçekleştirilir. Test senaryosu 1 için oluşturulan kodda tüm verilere sensör hata karakteristiklerine uygun şekilde bir gürültü eklenir. Bahsi geçen sensör hata karakteristikleri Bölüm 2.4'te detaylı bir şekilde

açıklanmıştır. Test senaryosu 2 de ise IMU verileri sistem üzerinden alındığı için doğrudan kullanılır. Kamera verilerine ise ölçümden kaynaklanan hataya ek olarak koşan yazılımla da ek bir gürültü eklenir.

4. Parçacık Filtre: Girdi olarak gürültülü ölçüm sonuçlarını alan parçacık filtre belirlenen yedi durumu (konumlar, hızlar, sapma açısı) kestirir. Gelen her yeni ölçüm için yinelemeli bir şekilde durumların olasılık dağılımına uygun olacak şekilde oluşturduğu parçacıkları güncelleyen parçacık filtre, tüm durumlar için ölçüm süresince kestirim yapar.

4. BENZETİM ORTAMI UYGULAMASI

Tez kapsamında tasarlanan algoritmanın test edilebilmesi için öncelikle benzetim ortamında başarım testi yapılmıştır. Bunun için bir numaralı test senaryosu oluşturulmuştur. Seyrüsefer ve kontrol konularında hem robotik hem de havacılık alanlarında zor bir karşılaştırma senaryosu olan sekiz şablonu şeklindeki bir harekete tekabül eden bir test senaryosu hazırlanmıştır.

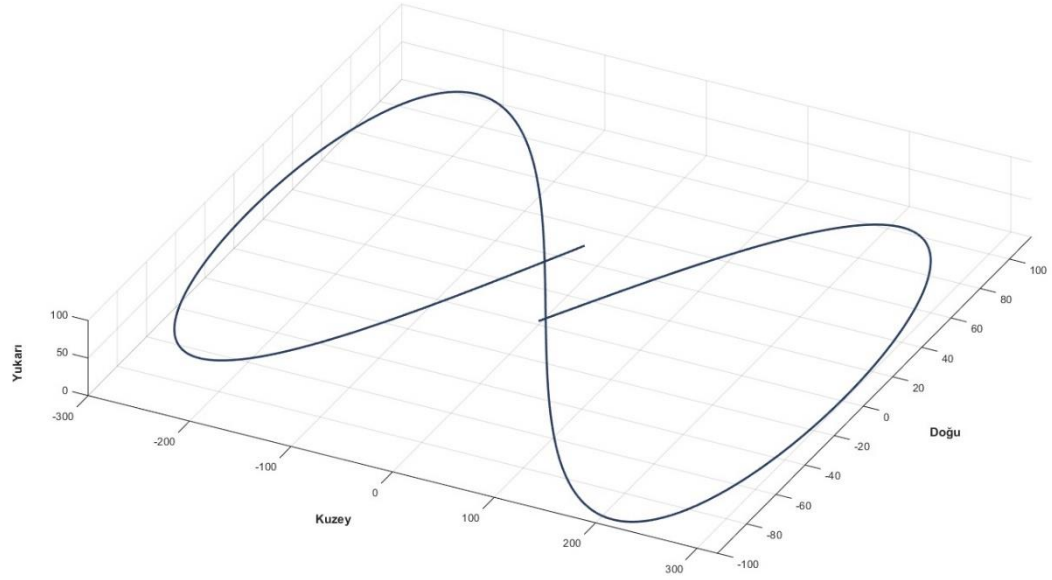
4.1. Test Senaryosunun Oluşturulması

Bir numaralı test senaryosu için sekiz şablonu şeklinde yapılacak bir uçuş rotası oluşturmak için öncelikle bu uçuş rotasına tekabül eden matematiksel fonksiyon incelenmiştir. Belirli bir noktadan kalkacak ve sürekli değişen bir irtifa ile yeryüzü düzlemine izdüşümü sekiz şablonu olacak şekilde bir uçuş yapacak bir hava aracının rota planı Denklem 4.1'deki matematiksel fonksiyondan türetilmiştir [18].

$$\delta_{konum} = \begin{bmatrix} Kuzey\ Konumu \\ Doğu\ Konumu \\ -\ İrtafa \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 3\,S\sin(\omega t + \Phi) \\ 2\,S\sin(\omega t + \Phi)\cos(\omega t + \Phi) \\ -\frac{1}{2}h\cos(\omega t + \Phi) \end{bmatrix} \quad (4.1)$$

Burada *S*, takip ölçekleme parametresi olarak tanımlanmıştır ve yaklaşık olarak [takip uzunluğu (m) / 14.94375529901562] formülü ile hesaplanabilir. Konum denklemlerinde irtifa durum değişkeninde bulunan *h* parametresi yerden yüksekliğe karşılık gelmektedir. Sinüzoidal fonksiyonların argümanında yer alan ω = 2π × [ortalama hız (m/s)] / [takip uzunluğu (m)] iken Φ (radyan) keyfi olarak seçilecek faz açısı değeridir.

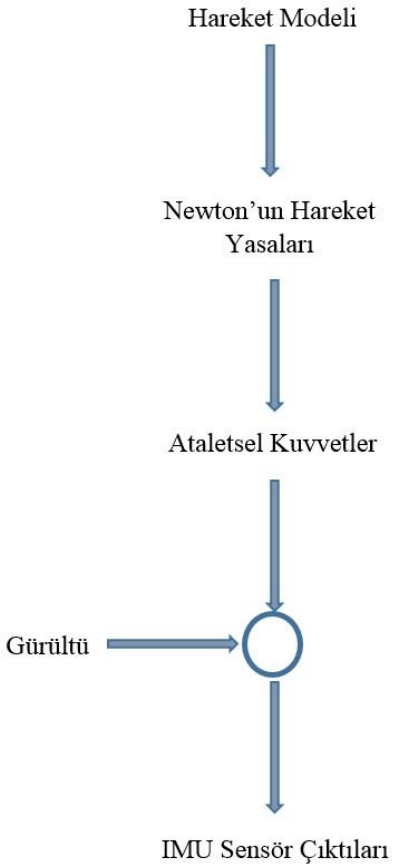
Denklem 4.1 kullanılarak oluşturulan uçuş rota planı Şekil 4.1'de gösterilmiştir.



Şekil 4.1 Sekiz Şablonu Şeklinde Uçuş Rota Planı

Üç boyutlu uzayda konum bilgisinin fonksiyonu oluşturulan hava aracı için Newton kuvvet yasaları kullanılarak araç üzerine hangi doğrultuda hangi büyüklükte kuvvetler etki ederse sabit hızda hareket eden bu hava aracı rota planına uygun hareket edeceği belirlenmiştir. Elde edilen bu bilgi ile aslında sabit hızda sekiz şablonu şeklinde bir hareket yaptığında hava aracı üzerine etki eden ataletsel kuvvetler hesaplanmış olunur.

Elde edilen tüm bu veriler ışığında sekiz şablonu şeklinde hareket eden bir hava aracı için verilerin üzerine sensör hata karakteristiklerine uygun olacak şekilde uygulanacak gürültüler ile seyrüsefer algoritmasında kullanılacak sensör verileri elde edilmiş olunur. Şekil 4.2'de yapılan bu işlemin akış diyagramı şeklinde gösterimi temsil edilmiştir.



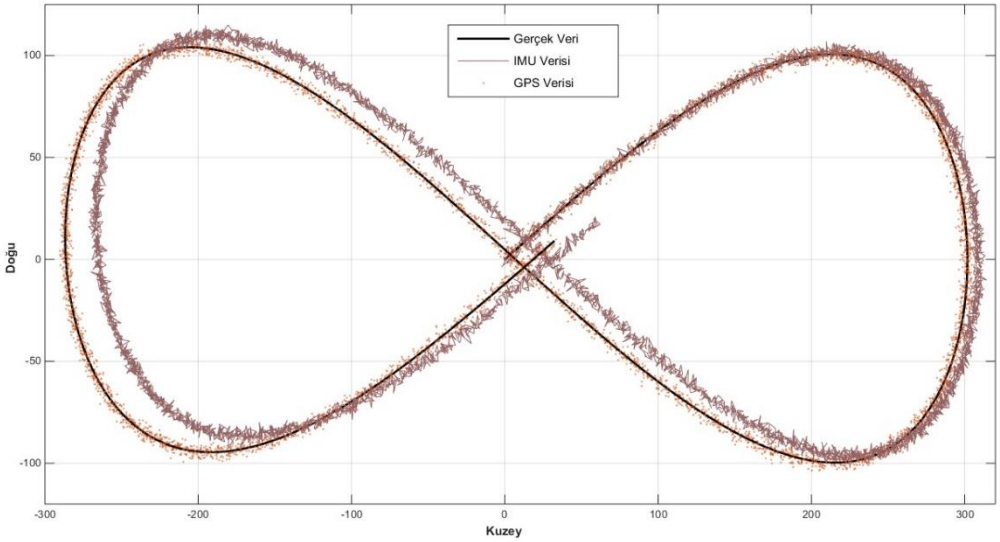
Şekil 4.2 Sensör Verisi Üretme Akış Diyagramı

4.2. Benzetim Sonuçları

Bölüm 4.1'de detaylı bir şekilde anlatıldığı gibi üretilen gürültülü sensör verilerinin girdi olarak kullanıldığı parçacık filtre tabanlı seyrüsefer algoritması kullanılarak oluşturulan yazılımın çıktıları incelenecektir.

Şekil 4.1'deki gibi bir uçuş rota planına uygun olacak şekilde uçan bir hava aracının kolay inceleyebilmek için yeryüzü düzlemine izdüşümü üzerinden yatay konumu incelenecektir. Bahsi geçen benzetim çıktısı Şekil 4.3'de gösterilmiştir. Burada hava aracının icra ettiği gerçek uçuş rotası, IMU sensör verileri ve GPS verileri aynı grafikte gösterilmiştir. Açıkça görülmektedir ki IMU verisi zaman

geçtikçe rastgele yürüme hatası dolayısı ile gerçek değerden hızla uzaklaşmakta fakat GPS verisi sabit marjinli bir hata karakteristiği göstermektedir.

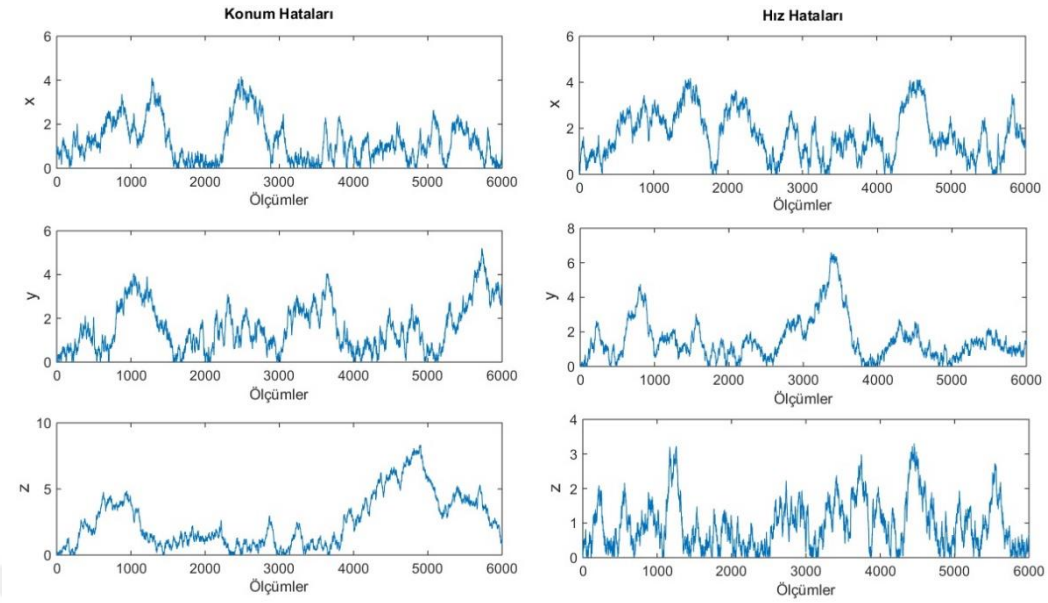


Şekil 4.3 Sekiz Şablonunda Sensör Çıktıları

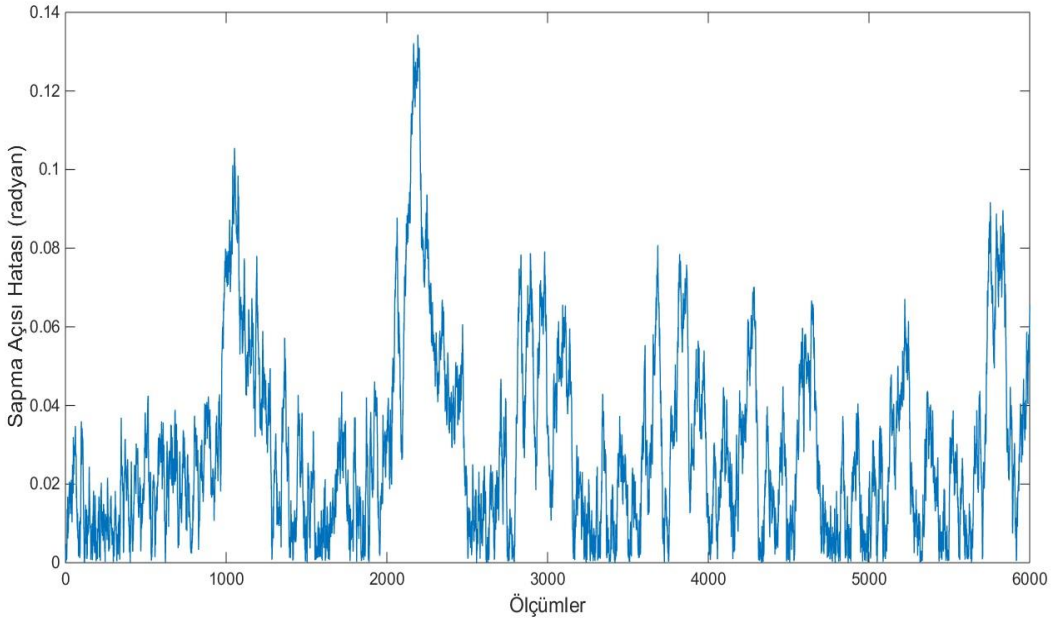
Gürültülü sensör verileri kullanılarak 4000 parçacık ile çalıştırılan parçacık filtre üç eksende konumlar, üç eksende hızlar ve sapma açısı kestirimi yapmıştır. Elde edilen sonuçlar Şekil 4.4 ve Şekil 4.5'de gösterilmiştir. Şekil 4.4'de ilk sütundaki grafikler, üç eksende konumlarda yapılan kestirim hatalarını; ikinci sütundaki grafikler üç eksende hızlarda yapılan kestirim hatalarını göstermektedir. Şekil 4.5'de ise sapma açısında yapılan kestirim hatası grafiği gösterilmiştir. Kestirim hataları Denklem 4.1'de gösterildiği gibi gerçek değerle kestirilmiş değer arasındaki farkın mutlak değeri olarak hesaplanmıştır.

$$Kestirim\ Hatası = |Gerçek\ Değer - Kestirim\ Sonucu| \qquad (4.1)$$

Kestirilen durumların birimleri konumlar, hızlar ve sapma açısı için sırası ile metre, metre/saniye ve radyandır.



Şekil 4.4 Senaryo 1 için Kestirim Hataları



Şekil 4.5 Senaryo 1 için Sapma Açısı Kestirim Hatası

Şekil 4.4'te gösterilen üç eksendeki konumlarda ve hızlarda yapılan hatalar Denklem 4.1'de tanımlanan hata metriği yorumu ile incelendiğinde açıkça görülmektedir ki gerçek durumların takip edilmesinde tasarlanan algoritma ile

başarılı sonuçlar edilmiştir. Şekil 4.1'deki uçuş rota planına uygun şekilde uçan bir hava aracı tasarlanan parçacık filtre tabanlı seyrüsefer algoritması ile konumlar ve hızlar parametrelerinde çok düşük bir hata payı ile gerçek durumunu takip edebilecektir.

Şekil 4.5'te ayrı bir grafikte incelenen sapma açısı hatası Denklem 4.1'de tanımlanan hata metriği yorumu ile incelendiğinde gerçek sapma açısını efektif bir şekilde takip etmiştir. Bu grafikte düşey eksen bilgisi radyan cinsinden verilmiştir. Radyan ölçü birimi ile derece arasındaki ilişki Denklem 4.2'de tanımlanmıştır.

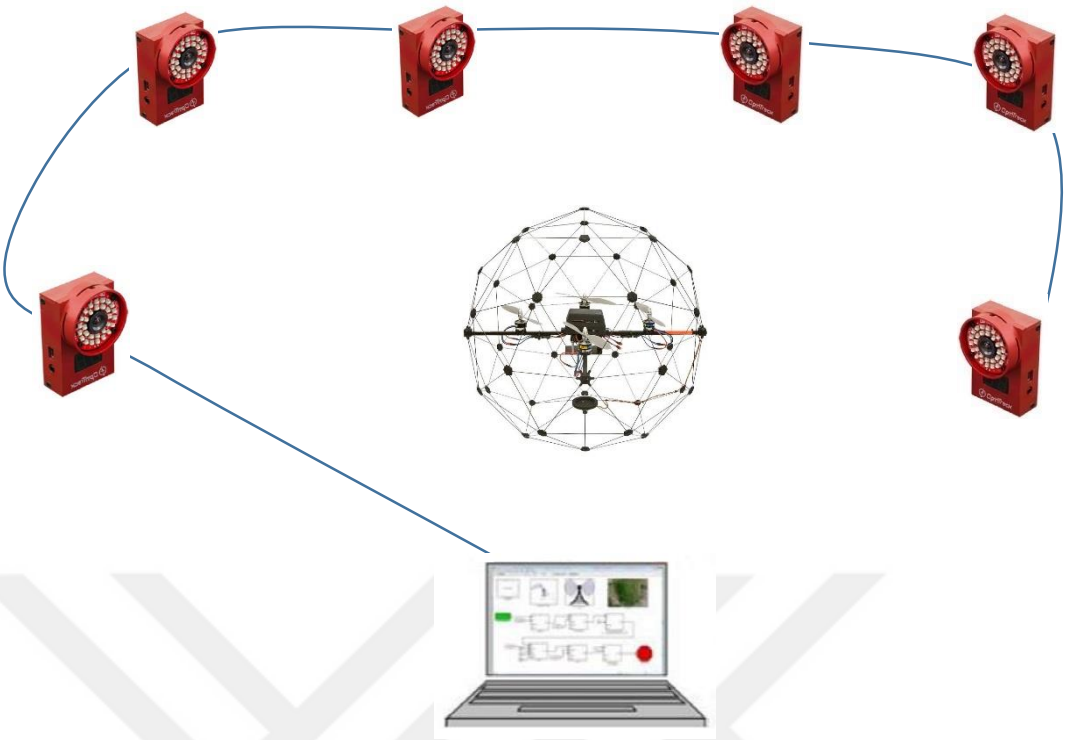
$$\beta_{derece} = \beta_{radyan} \frac{180^{o}}{\pi} \tag{4.2}$$

5. GERÇEK SİSTEM UYGULAMASI

Tez kapsamında tasarlanan algoritmanın gerçek sistemler üzerinde test edilebilmesi için 4. Bölüm'de benzetim ortamında test edilen ve çıktıları başarılı olan algoritmanın gerçek sistemler üzerindeki başarım testi yapılmıştır. Bunun için iki numaralı test senaryosu oluşturulmuştur. Bu test senaryosunda okulumuz bünyesinde kurulan Kontrol ve Aviyonik Laboratuvarı'nda kurulan QBall-X4 test platformu kullanılmıştır.

5.1. Seyrüsefer Test Düzeneği

Tez kapsamında tasarlanan algoritmanın gerçek hayat sistemleri üzerinde test edilebilmesi için okulumuz Kontrol ve Aviyonik Laboratuvarı'na Quanser firmasına ait QBall-X4 [19] dört rotorlu hava aracı sistemi kurulmuştur. Bu hava aracı, bilgisayar üzerinde kurulu bir görev kontrol yazılımı ile çalışan ve bir kablosuz ağ haberleşmesi sistemi ile kontrol istasyonuna bağlı bir sistemdir. Sistemin birlikte çalıştığı görev kontrol yazılımı MATLAB / Simulink yazılımı ile birlikte çalışabilir yapıdadır. QBall-X4 sistemi ve alt bileşenleri Şekil 5.1'de temsil edilmiştir.



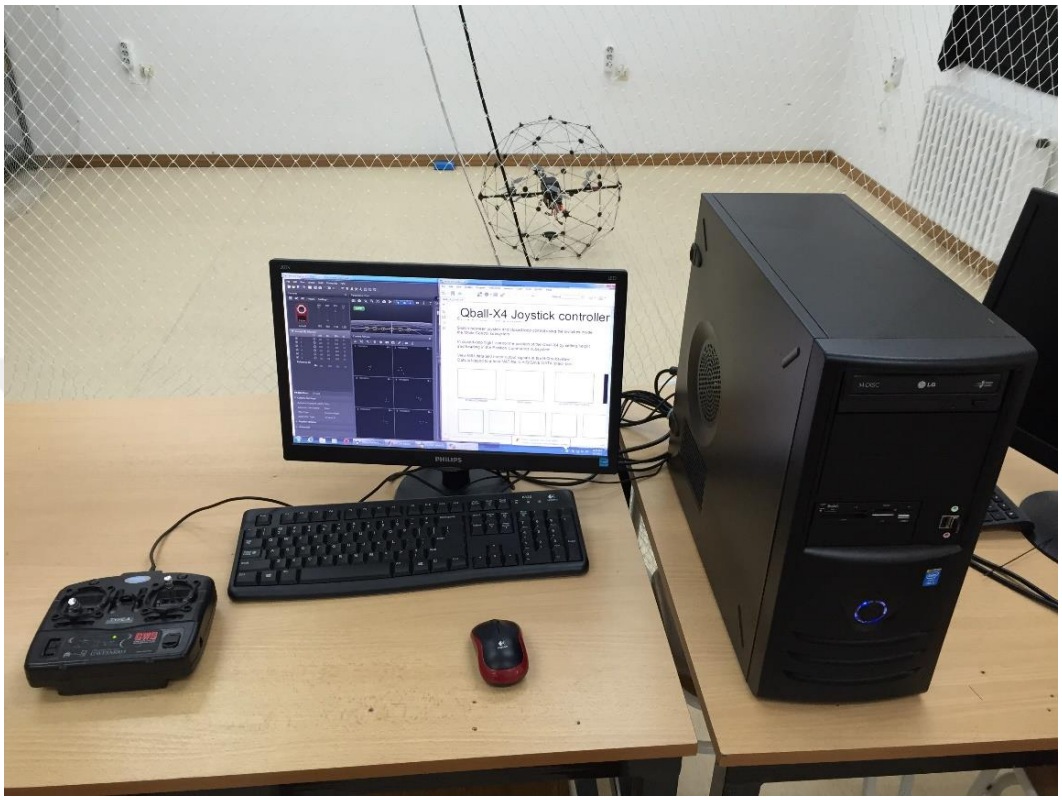
Şekil 5.1 QBall-X4 Sistem Bileşenleri

Sistem ana hatları ile üç alt sistemden oluşmaktadır. Müteakip bölümlerde bu üç alt sistem detaylı bir şekilde açıklanacaktır.

5.1.1. Görev Kontrol İstasyonu

Sistemi kontrol edecek parametrelerin belirlendiği ve kullanıcının oluşturduğu hareket girişlerini kontrol sinyallerine dönüştürüp kablosuz ağ haberleşmesi ile hava aracının gömülü bilgisayarına ileten alt sistemdir. Görev kontrol istasyonu bilgisayar üzerine kurulu yazılım tabanlı bir sistemdir. Bu yazılım MATLAB / Simulink yazılımı ile uyumlu çalışabilmektedir. Bu yazılımlar aracılığı ile tasarlanan uçuş kontrol kodu kablosuz ağ haberleşmesi vasıtası ile dört rotorlu hava aracı üzerinde bulunan gömülü bilgisayara iletilmektedir. Cihaz üzerindeki bu gömülü bilgisayara bir de veri alım kartı (data acquisition system) entegre olarak çalışmaktadır. Bu sayede hava aracı üzerindeki neredeyse tüm durumlar sensörler vasıtası ile ölçülüp görev kontrol istasyonuna iletilmektedir. Bu ölçümler görev

kontrol istasyonunda tasarlanacak kapalı çevrim kontrol algoritmalarında geribesleme sinyali olarak kullanılabilir. Görev kontrol istasyonunun laboratuvarımızdaki halinin resmi Şekil 5.2'de gösterilmiştir.



Şekil 5.2 Görev Kontrol İstasyonu

5.1.2. Dört Rotorlu Hava Aracı

Üzerinde bulunan gömülü bilgisayarı ile kontrol istasyonundan gelen kontrol sinyallerini alıp motorlara gerekli PWM (Pulse Width Modulation) sinyallerini üreten ve aynı zamanda hava aracı üzerinde bulunan sensörlerin ölçümlerini alıp kontrol istasyonuna gönderen alt sistemdir. Hava aracı, etrafını saran karbon çubuklardan oluşan bir koruyucu çerçeveye sahiptir. Bu çerçeve, hem hava aracı ve üzerindeki parçaların olası çarpma ve düşmeler esnasında korunmasını hem de kullanan kişilere çarpma ihtimalinde kişilerin pervanelerin kesici etkisinden korumasını sağlamaktadır. Cihazın üzerinde ayrıca gömülü bilgisayar, veri alım kartı, sonar algılayıcısı, ataletsel ölçüm birimi (Inertial Measurement Unit - IMU)

gibi donanımlar bulunmaktadır. Dört rotorlu hava aracının laboratuvarımızdaki halinin resmi Şekil 5.3'de gösterilmiştir.

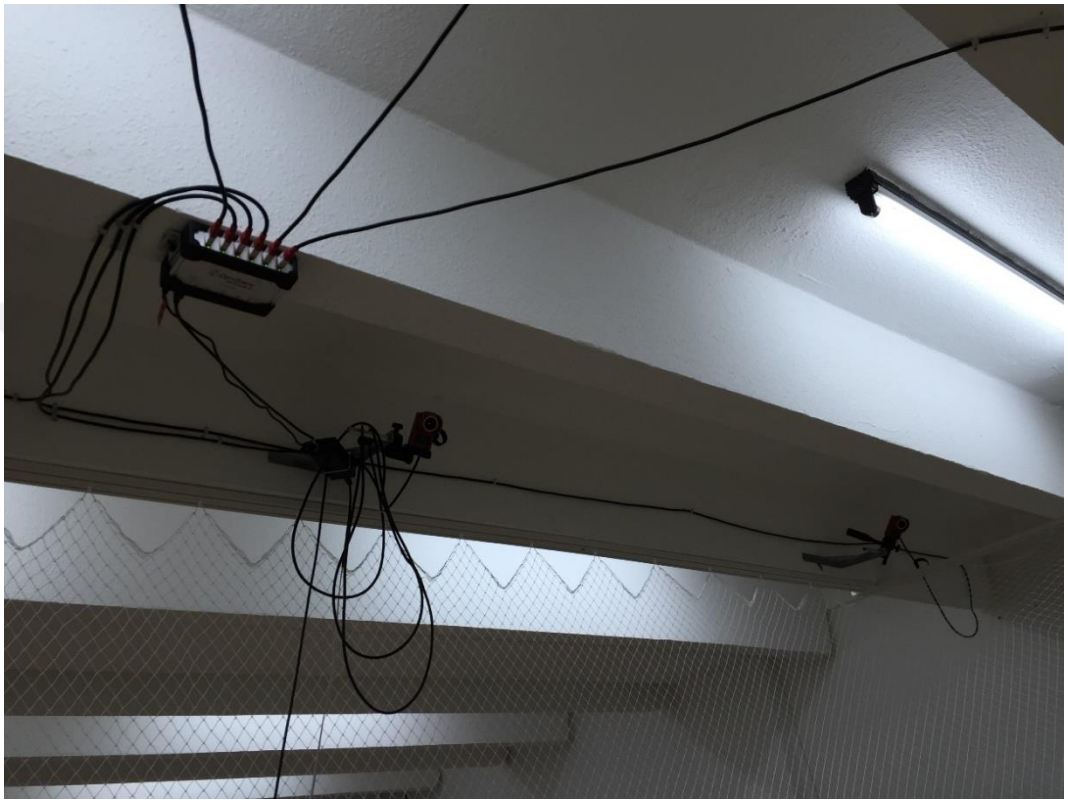


Şekil 5.3 Dört Rotorlu Hava Aracı

5.1.3. Kamera Sistemi

Kapalı laboratuvar ortamında düşük güçlü GPS sinyalinin alınması mümkün değildir. Bu sebeple hava aracının konum belirlemesinde kullanılmak üzere bir seyrüsefer yardımcısı olarak kamera sistemi kullanılmaktadır. Laboratuvarın belirli yerlerine sabitlenmiş kameralar, bir kalibrasyon prosedürünün ardından hava aracı sisteminin kontrol istasyonuna, belirli bir referans koordinat çerçevesine göre konum bilgisi üretmektedir. Kameralar aldıkları görüntü üzerinde filtrelemeler yaparak dört rotorlu hava aracı üzerine belirli bir konfigürasyonda yerleştirilen kızılötesi yansıtıcıları tespit etmektedir. Her bir kamerada tespit edilen bu kızılötesi yansıtıcıların iki boyutlu resim karesinden üç boyutlu hacme bir projeksiyonu

oluşturulur. Böylece hava aracının laboratuvar ortamı içerisindeki konumu tespit edilir. Kamera sisteminden elde edilen veri GPS sinyalinden elde edilecek bilginin karakteristiğine benzerdir. Laboratuvarda kurulan kamera sistemi Şekil 5.4'de resmedilmiştir.



Şekil 5.4 Kameralı Konumlandırma Sistemi

Tez kapsamında tasarlanan algoritma, gerçek hayat uygulaması amacı ile QBall-X4 sistemi kullanılarak oluşturulan deney düzeneği ile test edilmiştir.

5.2. Uygulama Sonuçları

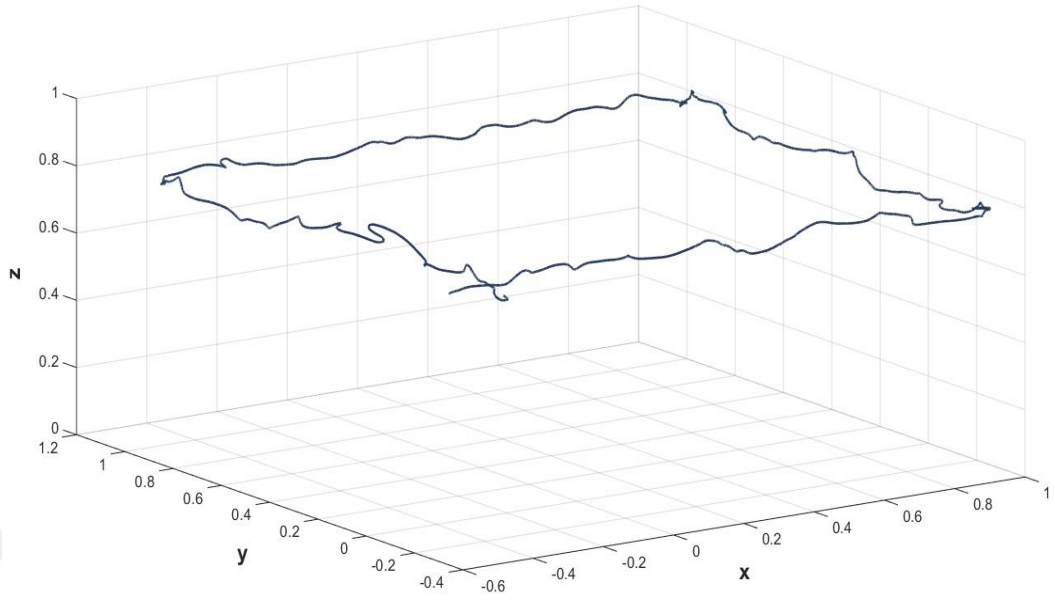
Çalışmanın bu kısmında laboratuvar ortamında çalışan Q-ball dört rotorlu hava aracı deney seti üzerinde daha önce benzetim ortamında yapılan çalışmanın gerçek hayat sistemi üzerinde test edilmesi amaçlanmıştır. Q-ball sistemi iç ortamda çalışan bir deney düzeneğidir. GPS sinyallerinin düşük güçlü sinyaller olmasından ötürü iç ortama bu sinyallerin sağlıklı ulaşabilmesi mümkün değildir. Bu sebepten

ötürü Q-ball deney düzeneği iç ortamda kendi konumlandırmasını ortama yerleştirilen sabit altı adet kamera verisini kullanarak yapmaktadır. Kamera sisteminden elde edilen veri GPS sinyalinden elde edilecek bilginin karakteristiğine benzerdir.

Bilgisayar bağlantılı olan Q-ball sistemi görev kontrol istasyonu kullanılarak uzaktan kumanda vasıtası ile rastgele bir şablonda rota eğrisi oluşturacak şekilde uçurulup elde edilen IMU verileri ve kamera sisteminden elde edilen veriler kullanılarak tasarlanan parçacık filtresi tabanlı seyrüsefer algoritması ile istenen durumlar kestirilmiştir.

5.2.1. Uçuş Testi

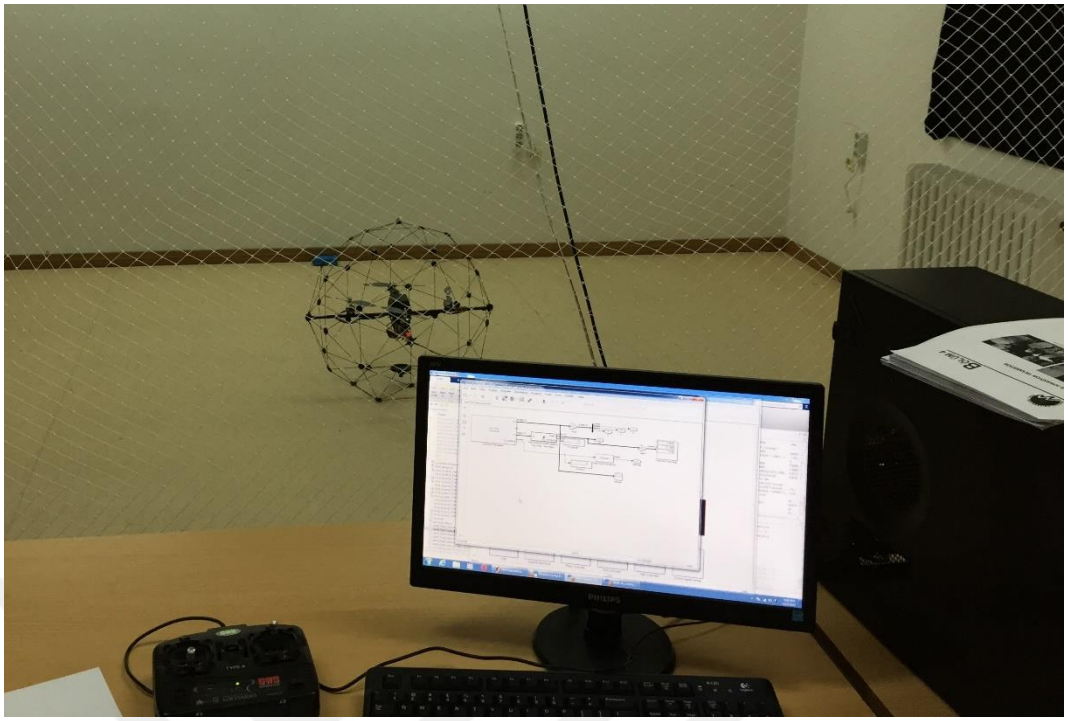
Tasarlanan seyrüsefer sisteminin başarımının test edilmesi için Bölüm 5.1'de detaylı şekilde anlatılan QBall-X4 sistemi seyrüsefer deney düzeneği olarak kullanılacaktır. Dört rotorlu hava aracının üç eksendeki konumları ve hızlarının yanı sıra sapma açısı da seyrüsefer sistemi tarafından kestirilecektir. Hava aracı üzerinde bulunan IMU'dan ve laboratuvar ortamında sabitlenmiş olarak bulunan kamera sisteminden gelecek veri (daha önce belirtildiği üzere bu veriye yazılımsal olarak bir gürültü de eklenmiştir) seyrüsefer sisteminin girdilerini oluşturmaktadır. QBall-X4 sistemi görev kontrol istasyonu vasıtası ile bilgisayar bağlantılı olan kumanda kullanılarak havada karesel bir hareket yapacak şekilde uçurulmuştur. Şekil 5.5'de hava aracının takip ettiği rota planı gösterilmiştir.



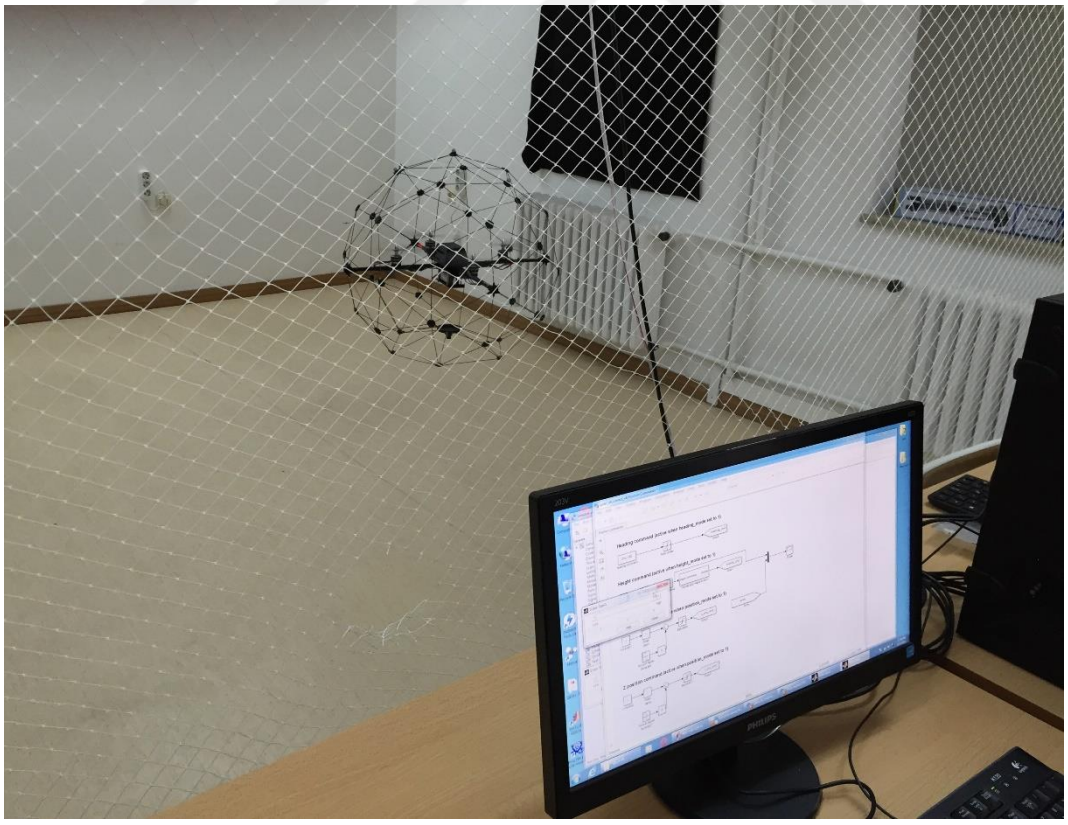
Şekil 5.5 Uçuş Testi Rotası

Şekil 5.5'de çizilen grafikte eksen büyüklükleri metre cinsindendir ve birebir ölçekli olarak laboratuvarda yapılan uçuş hareketini göstermektedir. Yaklaşık olarak yapılan uçuş hareketinin yatay düzlemdeki izdüşümü 1.5m×1.5m bir alan kaplamaktadır. Hava aracının irtifası ise yaklaşık olarak 0.8 metre dolaylarında seyretmiştir.

İcra edilen bu uçuş testinde laboratuvarda yapılan çalışma Şekil 5.6-7'de resmedilmiştir.

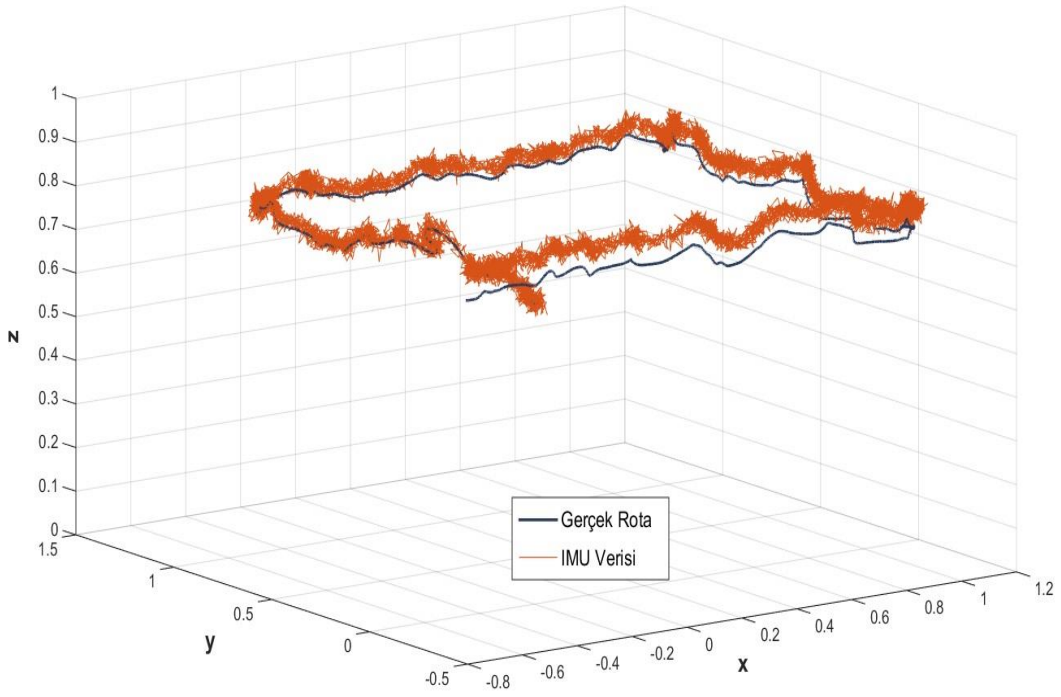


Şekil 5.6 Uçuş Öncesi Hazırlık



Şekil 5.7 Test Uçuşu

Hava aracının bu uçuşu sırasında seyrüsefer sisteminin girdilerini teşkil eden sensör verileri ayrıca bağımsız olarak kaydedilmiştir. Hava aracının sadece IMU'dan gelen veri ile uçması varsayımı altında elde edilecek bilgiyi anlamak için yapılan uçuş testi için ataletsel seyrüsefer çözümü hesaplanmıştır. Burada bölüm 2.5'de detaylı şekilde tanımlanan ataletsel seyrüsefer denklemleri kullanılarak hava aracının konum, hız ve yönelim durumları hesaplanmıştır. Şekil 5.8'de yapılan uçuş testi için elde edilen ataletsel seyrüsefer çözümü gerçek rota planı ile birlikte gösterilmiştir. Bu grafikte açıkça görülmektedir ki ataletsel seyrüsefer çözümü rastgele yürüme hatasından dolayı zaman geçtikçe gerçek rotadan ıraksamaktadır. Ayrıca yumuşak (smooth) grafikli bir çözüm değildir.

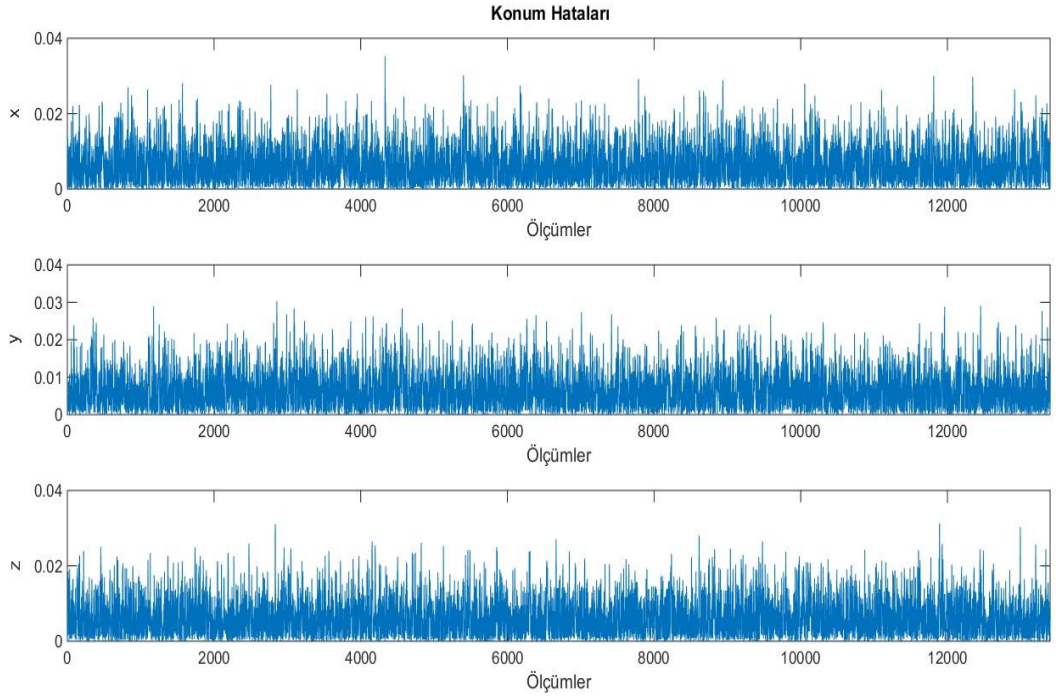


Şekil 5.8 Ataletsel Seyrüsefer Çözümü

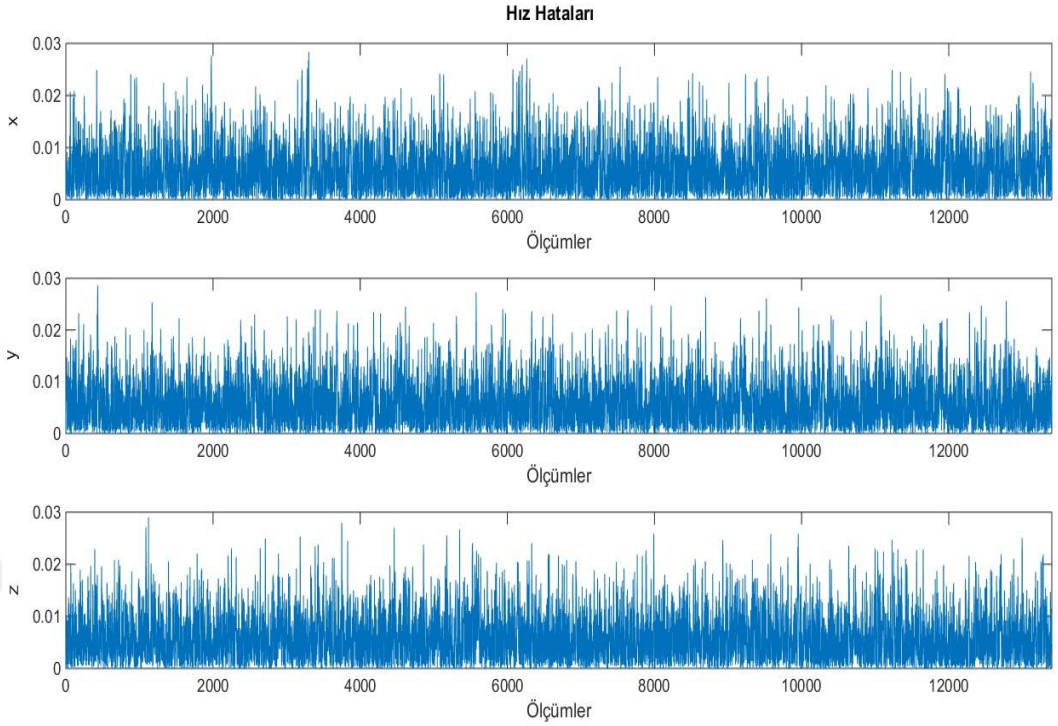
Bu bölümde Şekil 5.8'de gösterilen IMU verisi ve diğer bir seyrüsefer yardımcısı olan kameralardan gelen verilerinin girdi olarak kullanıldığı parçacık filtre tabanlı seyrüsefer algoritması kullanılarak oluşturulan yazılımın çıktıları incelenecektir.

Bahsedilen sensör verileri kullanılarak 2000 parçacık ile çalıştırılan parçacık filtre üç eksande konumlar, üç eksende hızlar ve sapma açısı kestirimi yapmıştır. Elde edilen sonuçlar Şekil 5.9-11'de gösterilmiştir. Şekil 5.9'de sırası ile x, y ve z olmak üzere, üç eksende konumlarda yapılan kestirim hatalarını; Şekil 5.10'da ise sırası ile x, y ve z olmak üzere üç eksende hızlarda yapılan kestirim hatalarını göstermektedir. Şekil 5.11'de ise sapma açısında yapılan kestirim hatası grafiği gösterilmiştir. Kestirim hataları Denklem 4.1'de gösterildiği gibi gerçek değerle kestirilmiş değer arasındaki farkın mutlak değeri olarak hesaplanmıştır.

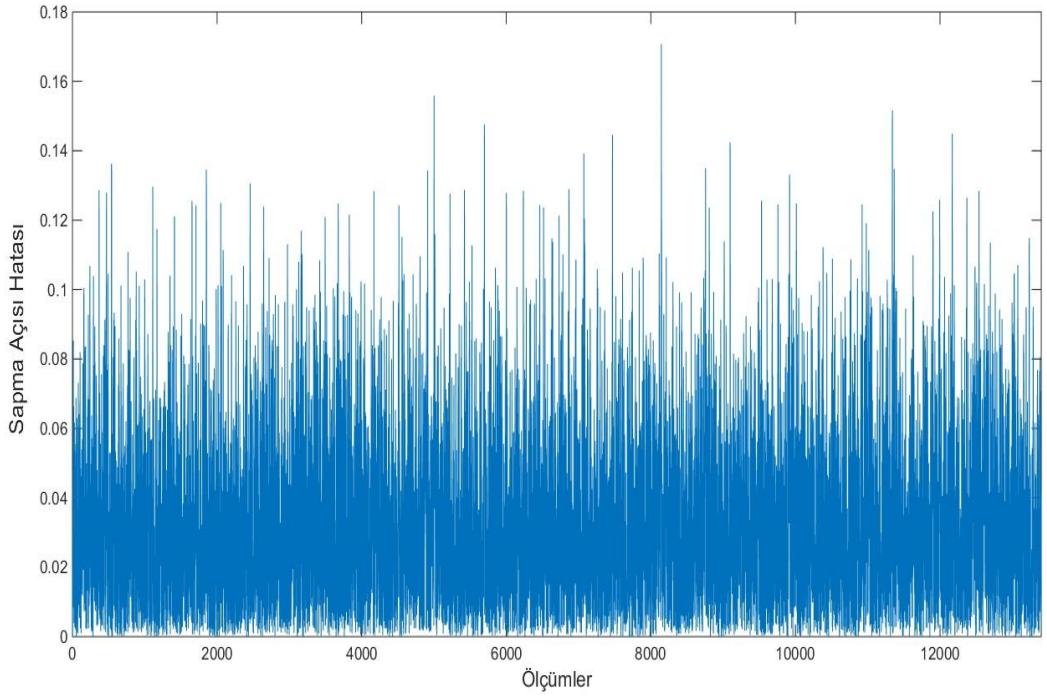
Kestirilen durumların birimleri konumlar, hızlar ve sapma açısı için sırası ile metre, metre/saniye ve radyandır.



Şekil 5.9 Gerçek Uçuş Testi için Konum Hataları



Şekil 5.10 Gerçek Uçuş Testi için Hız Hataları



Şekil 5.11 Gerçek Uçuş Testi için Sapma Açısı Kestirim Hatası

Şekil 5.9 ve Şekil 5.10'da gösterilen üç eksendeki konumlarda ve hızlarda yapılan hatalar Denklem 4.1'de tanımlanan hata metriği yorumu ile incelendiğinde açıkça görülmektedir ki gerçek durumların takip edilmesinde tasarlanan algoritma ile çok başarılı sonuçlar edilmiştir. Şekil 5.5'deki uçuş rota planına uygun şekilde uçan bir hava aracı tasarlanan parçacık filtre tabanlı seyrüsefer algoritması ile konumlar ve hızlar parametrelerinde çok düşük bir hata payı ile gerçek durumunu takip edebilecektir.

Şekil 5.11'de incelenen sapma açısı hatası Denklem 4.1'de tanımlanan hata metriği yorumu ile incelendiğinde gerçek sapma açısını efektif bir şekilde takip etmiştir. Bu grafikte düşey eksen bilgisi radyan cinsinden verilmiştir.

6. SONUÇ VE ÖNERİLER

Seyrüsefer sistemleri, giriş bölümünde de detaylı şekilde anlatıldığı üzere, stratejik öneme sahip ve sürekli gelişim gösteren aviyonik sistemlerin önemli bir bileşenidir. Bu bakış açısı ile bu alanda yapılacak akademik çalışmalar bu teknolojilerin milli imkânlarla üretilmesi konusunda faydalı birikimler oluşturacaktır. Özellikle bu bilgi birikiminin gerçek hava araçları üzerinde uygulanabiliyor olması bu açıdan ciddi bir öneme sahiptir. Yeni teknolojilerin üretilmesi de ancak gerçek sistemlerle yapılacak uygulamalar ile mümkün olacaktır.

Bu tez kapsamında tasarlanan seyrüsefer sisteminin başarımı hem salt benzetim ortamında hem de gerçek sistem üzerinde test edilmiştir. Yapılan bu iki uygulama çalışmasında da başarılı sonuçların elde edildiği görülmüştür. Tasarlanan sistemin sadece benzetim ortamında test edilmeyip gerçek sistem uygulaması da yapılmış ve başarılı sonuçların elde edilmiş olması yapılan bu çalışmanın en önemli çıktısıdır.

Anadolu Üniversitesi Havacılık ve Uzay Bilimleri Fakültesi bünyesinde kurulan Kontrol ve Aviyonik Laboratuvarı dahilinde bu tez kapsamında yapılan gerçek sistem testleri için kurulan QBall-X4 sistemi, seyrüsefer, kontrol ve güdüm konularında ciddi bir çalışma altyapısı oluşturmuştur. Yapılan bu tez ile elde edilen bu alt yapı, bu ve gelecek çalışmalar için çok önemli bir kazanım olmuştur. Ayrıca bu laboratuvar bünyesinde yapılacak diğer tüm çalışmalar için çalışmaların sadece benzetim ortamı ile sınırlı kalmayıp gerçek sistem uygulamalarının yapılması hususunda önemli bir motivasyon kaynağı olacaktır.

Bu tez kapsamında yapılan çalışma diğer bazı çalışmalar için fikir kaynağı olmuştur. Bu kapsamda gelecekte yapılabilecek çalışmalar şu şekilde planlanmıştır.

- Tasarlanan bu seyrüsefer algoritmasının diğer bazı kestirim yöntemleri ile de yapılacak gerçek sistem uygulama çıktılarının karşılaştırılması planlamaktadır. Sistem modelinin doğrusal olmayan doğasının farkı kestirim yöntemlerinde ne tür sonuçlar üreteceği incelenecektir.

- Gerçek sistem üzerinde farklı uçuş manevraları için, özellikle keskin uçuş manevraları denenerek tasarlanan seyrüsefer sisteminin başarımının test edilmesi planlanmaktadır. Tasarlanan algoritmanın temelini oluşturan parçacık filtrenin keskin uçuş manevralarında gerçek rotayı takip etme başarımı incelenecektir.
- Laboratuvar ortamında kurulan deney düzeneğine yatay ve düşey konum bilgisi için fazladan sonar algılayıcıları takılarak sisteme girdi olarak bilgilerin çeşitlendirilmesi planlanmaktadır. Özellikle tüm bilgi kaynaklarının girdi oluşturacağı çoklu veri birleştirme sisteminin tasarlanması hedeflenmektedir.

KAYNAKLAR

[1] John, A. Volpe National Transportation Systems Center, "Vulnerability Assesment of the Transportation Infrastructure Relying on the Global Positioning System", 2001.

[2] Siouris, G. M., "Aerospace Avionics Systems", New York : Academic Press, 1993.

[3] Groves, P. D., "Principles of GNSS, Inertial, and Multisensor Integrated Navigation Systems", Artech House, Boston, 2008.

[4] Gustafsson, F., "Particle Filter Theory and Practice with Positioning Applications", IEEE A&E Systems Magazine Vol. 25, No. 7, 2010.

[5] Ren, Y., Ke, X., "Particle Filter Data Fusion Enhancements for MEMS-IMU/GPS", Intelligent Information Management, 2, 417-421, 2010.

[6] Ma, L., Guan, B., "SINS/GPS Integrated Navigation System using an Improved Particle Filter based on State Reconstruction", Control Engineering and Applied Informatics, Vol. 13, No. 3, pp. 58-64, 2011.

[7] Gustafsson, F., Gunnarsson, F., Bergman, N., Forssell, U., Jansson, J., Kalsson, R., Nordlund, P., "Patricle Filters for Positioning, Navigation and Tracking", IEEE Transactions on Signal Processing, Special issue on Monte Carlo methods for statistical signal processing, 2002.

[8] Nordlund, P., Gustafsson, F., "Sequential Monte Carlo Filtering Techniques Applied to Integrated Navigation System", In Proc. of the American Control Conference, Arlington, Virginia, U.S.A, 2001.

[9] Hernaez, F., Giribet, J. I., "Comparison Between Linearized Kalman Filters and Particle Filters Applied to Integrated Navigation Systems", 6th International ESA Conference on Guidance, Navigation and Control Systems, Greece, 2006.

[10] Bistrovs,V., Kluga, A., "MEMS INS/GPS Data Fusion using Particle Filter", Electronics and Electrical Engineering, Automation, Robotics, ISSN 1392-1215, No. 6(112), 2011.

[11] Melo, J., Matos, A., “On the Use of Patricle Filters for Terrain Based Navigation of sensor-limited UAVs”, IEEE, ISBN 978-1-4799-0000-8, pp. 1-8, 2013.

[12] Giremus, A., Doucent, A., Calmettes, V., Tourneret J., “A Rao-Blackwellized Particle Filter for INS/GPS Integration”, IEEE International Conference on Acoustics, Speech, and Signal Processing, ICASSP’04, 2004.

[13] Sakka, A., Vehtari, A., Lampinen, J., “Rao-Blackwellized Particle Filter for Multiple Target Tracking”, Elsevier, DOI 10.1016, Vol. 8, pp. 2-15, 2005.

[14] Vernaza, P., Lee, D. D., “Rao-Blackwellized Particle Filtering for 6-DOF Estimation of Attitude and Position via GPS and Inertial Sensors”, IEEE International Conference on Robotics and Automation (ICRO), ISSN 1050-4729, pp. 1571-1578, 2006.

[15] Nordlund, P., Gustafsson, F., “Marginalized Particle Filter for Accurate and Reliable Terrain-Aided Navigation”, IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, Vol. 45, No. 4, 2009.

[16] Cai, G., Chen, B. M., Lee, T. H., “Unmanned Rotorcraft Systems”, Springer, 2011.

[17] Weston, J.L., Titterton, D.H., “Strapdown Inertial Navigation Technology”, 2004.

[18] Mohinder, S. G., Lawrence, R. W., Angus, P, “Global positioning systems, inertial navigation”, Hoboken, N.J., 2007.

[19] Quanser Innovative Educate, "Quanser QBall-X4 User Manual”, Doküman Numarası 888.

[20] Wikipedia, “Euler Angles”, http://en.wikipedia.org/wiki/Euler_angles, (erişim tarihi: 20.05.2015)