T.C.
MİLLÎ SAVUNMA ÜNİVERSİTESİ
HEZÂRFEN HAVACILIK VE UZAY TEKNOLOJİLERİ ENSTİTÜSÜ
UZAY BİLİMLERİ ANABİLİM DALI
UZAY BİLİMLERİ DOKTORA PROGRAMI

TAKIM UYDULARIN KALMAN SÜZGECİ VE KÜRESEL KONUMLANDIRMA SİSTEMİ KULLANIMI İLE BAĞIL NAVİGASYONU

DOKTORA TEZİ

TUNCAY YUNUS ERKEÇ
1171202

TEZ DANIŞMANI: PROF.DR.CENGİZ HACIZADE

İSTANBUL
NİSAN 2021

T.C.
MİLLÎ SAVUNMA ÜNİVERSİTESİ
HEZÂRFEN HAVACILIK VE UZAY TEKNOLOJİLERİ ENSTİTÜSÜ
UZAY BİLİMLERİ ANABİLİM DALI
UZAY BİLİMLERİ DOKTORA PROGRAMI

TAKIM UYDULARIN KALMAN SÜZGECİ VE KÜRESEL KONUMLANDIRMA SİSTEMİ KULLANIMI İLE BAĞIL NAVİGASYONU

DOKTORA TEZİ

TUNCAY YUNUS ERKEÇ
1171202

Tezin Enstitüye Verildiği Tarih: .....
Tezin Savunulduğu Tarih: 20.04.2021
Tez Oy birliği / Oy çokluğu ile başarılı bulunmuştur.

	Unvan Ad Soyad	İmza
Tez Danışmanı	Prof.Dr.Cengiz HACIZADE	
Jüri Üyeleri	Prof.Dr.Alim Rüstem ASLAN	
	Dr.Öğr.Üyesi Nazım Kemal ÜRE	
	Dr.Öğr.Üyesi Serhat YILMAZ	
	Dr.Öğr.Üyesi İsmail BAYEZİT	

İSTANBUL
NİSAN 2021

ÖZGÜNLÜK RAPORU

Tez çalışmamın a) Kapak sayfası, b) Giriş, c) Ana bölümler ve ç) Sonuç kısımlarından oluşan toplam 98 sayfalık kısmına ilişkin, 29/03/2021 tarihinde şahsım tarafından Turnitin adlı intihal tespit programından aşağıda belirtilen filtrelemeler uygulanarak alınmış olan özgünlük raporuna göre, tezimin benzerlik oranı % 3'tür.

Uygulanan filtrelemeler:

1-Kaynakça hariç

2-Alıntılar hariç/dâhil

3-5 kelimeden daha az örtüşme içeren metin kısımları hariç

Millî Savunma Üniversitesi Hezârfen Havacılık ve Uzay Teknolojileri Enstitüsü Lisansüstü Tez Çalışması Özgünlük Raporu Alınması ve Kullanılması Uygulama Usul ve Esasları'nı inceledim ve bu Uygulama Esasları'nda belirtilen azami benzerlik oranlarına göre tez çalışmamın herhangi bir intihal içermediğini; aksinin tespit edileceği muhtemel durumda doğabilecek her türlü hukuki sorumluluğu kabul ettiğimi ve yukarıda vermiş olduğum bilgilerin doğru olduğunu beyan ederim.

Tuncay Yunus ERKEÇ

27/04/2021

ETİK BEYAN

Millî Savunma Üniversitesi Enstitüleri Lisansüstü Tez Hazırlama Kılavuzu'nda yer alan kurallarına uygun olarak hazırladığım bu tez çalışmasında; tez içinde sunduğum verileri, bilgileri ve dokümanları akademik ve etik kurallar çerçevesinde elde ettiğimi, tüm bilgi, belge, değerlendirme ve sonuçları bilimsel etik ve ahlak kurallarına uygun olarak sunduğumu, tez çalışmasında yararlandığım eserlerin tümüne uygun atıfta bulunarak kaynak gösterdiğimi, kullanılan verilerde herhangi bir değişiklik yapmadığımı, bu tezde sunduğum çalışmanın özgün olduğunu, bildirir; aksi bir durumda aleyhime doğabilecek tüm hak kayıplarını kabullendiğimi beyan ederim.

Bu tezdeki düşünce, görüş, varsayım, sav veya tezler bana aittir; Millî Savunma Bakanlığı, Türk Silahlı Kuvvetleri, Hava Kuvvetleri Komutanlığı, Millî Savunma Üniversitesi ve Hezârfen Havacılık ve Uzay Teknolojileri Enstitüsü sorumlu tutulamaz.

Tuncay Yunus ERKEÇ

27/04/2021

Sevgili eşime ve aileme

TEŞEKKÜR ve ÖNSÖZ

Öncelikli olarak bu tezin ortaya çıkmasında bilgi ve tecrübesi ile büyük pay sahibi olan tez danışmanım Prof.Dr. Cengiz HACIZADE'ye, tavsiyeleri ile çalışmamın doğru yolda ilerlemesini sağlayan tez izleme juri üyeleri Prof.Dr.Alim Rüstem ASLAN ile Dr.Öğr.Üyesi Nazım Kemal ÜRE'ye, bana değerli zamanlarını ayırdıkları için tez savunma juri üyeleri Dr.Öğr.Üyesi Serhat YILMAZ ile Dr.Öğr.Üyesi İsmail BAYEZİT'e sonsuz şükran ve teşekkürlerimi sunarım.

İstanbul; Nisan 2021 Tuncay Yunus ERKEÇ

İÇİNDEKİLER

ÖZGÜNLÜK RAPORU **Sayfa**
ETİK BEYANI
İTHAF
ÖNSÖZ
İÇİNDEKİLER ..... **vii**
TABLO LİSTESİ ..... **ix**
ŞEKİL LİSTESİ ..... **x**
SEMBOL LİSTESİ ..... **xiii**
KISALTMALAR ..... **xiv**
TÜRKÇE ÖZ ..... **xv**
İNGİLİZCE ÖZ (*ABSTRACT*) ..... **xvi**
1. GİRİŞ **1**
2. UYDULARDA BAĞIL SEYRÜSEFER KONSEPTİ **6**
2.1. Takım Uydu Mimari Karakteristikleri 7
2.2. Uydularda Bağıl Seyrüseferin Avantajları 8
2.3. Takım Uydu Görev Örnekleri 9
2.3.1. ST5 Takım Uydu Görevi 9
2.3.2. LISA Takım Uydu Görevi 9
2.3.3. TERRA-X&TANDEM-X Takım Uydu Görevi 9
2.3.4. PRISMA Takım Uydu Görevi 11
3. UYDU FORMASYON UÇUŞ METODLARI VE SENSÖR SEÇİM YAKLAŞIMLARI **13**
3.1. Uydu Bağıl Seyrüsefer Mimarisinde Sensör, Aktüatör, Yazılım Seçimi 14
3.1.1. GNSS&INS Tabanlı Uydu Bağıl Seyrüsefer Metodu 15
3.1.2. INS&Görsel Sensör Tabanlı Uydu Bağıl Seyrüsefer Metodu..... 19
3.1.3. Görsel Sensör Tabanlı Uydu Bağıl Seyrüsefer Metodu..... 21
3.1.3.1. Işın Tabanlı Uydu Bağıl Seyrüsefer Metodu..... 24
3.1.3.2. SLAM Tabanlı Uydu Bağıl Seyrüsefer Metodu 28
3.1.3.3. Uydu Bağıl Seyrüseferinde PMD Kamera Kullanım Metodu 28
3.1.3.4. Görsel Bağıl Uydu Metod Esnasında Görüntü İşleme 29
3.1.4. LAZER&LIDAR Tabanlı Uydu Bağıl Seyrüsefer Metodu 30
3.2. Uydu Bağıl Seyrüsefer Algoritmaları..... 32
3.3. Görev İşlemcisinin Uydu Bağıl Seyrüsefer Mimarisine Etkisi 34
4. BAĞIL UYDU SEYRÜSEFER MİMARİSİ TASARIMI..... **36**
4.1. Hedef ve Takipçi Uyduların Konumlandırılması..... 38
4.2. Hedef ve Takipçi Uydu Durum Vektörleri için Newton-Raphson

Modeli Kullanımı 41
4.3. Hill-Clohessy-Wiltshire Denklemlerini Kullanarak Uydu Bağıl Seyrüsefer Tanımlaması 42
4.4. Uydu Bağıl Durum Tahminileri için Uyarlamalı Genişletilmiş Kalman Süzgeci Kullanımı 45
4.5. Uydu Bağıl Durum Kestirimleri için Kalman Süzgeç Yapısı 47
4.6. Çoklu Ölçüm Gürültü Ölçeği Faktörlü Uyarlamalı EKF..... 48
4.7. Uydu Bağıl Durum Tahminileri için Genişletilmiş Kalman Süzgeç Kullanımı 50
4.8. Arıza Toleranslı Kalman Süzgeç Modeli 51
4.8.1. Rekonfigüre Arıza Toleranslı Uydu Bağıl Seyrüsefer Mimarisi.. 52
4.8.2. Arıza Toleranslı Uyarlamalı Kalman Süzgeci ile Uydu Bağıl Seyrüsefer Mimarisi 52
4.8.3. Arıza Tespit Sürecinde İstatistiksel Değerlendirme 53
5. UYDU FORMASYON MİMARİSİ BENZETİM ANALİZLERİ..... 56
5.1. Benzetim Yolu ile Oluşturulan Referans Veriler ve İlk Koşullar 56
5.2. Genişletilmiş Kalman Süzgeci BenzetimAnaliz Sonuçları 59
5.3. Newton Raphson Modeli Analiz Sonuçları 63
5.4. Uyarlamalı Kalman Süzgeci Benzetim Analiz Sonuçları 63
5.5. Arıza Toleranslı Kalman Süzgeç Analizleri 67
5.5.1. Rekonfigüre FTKF Benzetim Sonuçları ve Analizi 67
5.5.1.1. Kayıklık Arızası Varlığında Rekonfigüre FTKF Benzetim Sonuçları..... 68
5.5.1.2. Gürültü Artışı Arızası Varlığında Rekonfigüre FTKF Benzetim Sonuçları..... 70
5.5.2. Uyarlamalı FTKF Benzetim Sonuçları ve Analizi 73
5.5.2.1. Kayıklık Arızası Varlığında Uyarlanabilir FTKF Benzetim Sonuçları..... 74
5.5.2.2. Gürültü Artışı Arızası Varlığında Uyarlamalı FTKF Benzetim Sonuçları..... 76
5.6. Benzetim Sonuç Yorumları 79
6. UYDU BAĞIL SEYRÜSEFER KONTROLÜ 80
6.1. Uydu Formasyon Uçuş Kontrol Konsepti ve Metodları 81
6.1.1. Doğrusal Hareket Kontrolü 83
6.1.2. Analitik Doğrusal Olmayan Kontrol 84
6.1.3. Uydu Seyrüsefer ve Kontrol Ölçekleme Kanunları..... 85
6.2. Uydu Formasyon Mimarisinde Kullanılan Sensör ve Eyleyiciler 86
6.2.1. PRISMA Görevi İtki Sistemi 87
6.3. Uydu Formasyon Mimarisinde Tasarlanan PID Kontrol Algoritması .. 89
7. SONUÇ 96
KAYNAKÇA 95
ÖZGEÇMİŞ 105

TABLOLAR LİSTESİ

Sayfa

Tablo 1.1: Kütlelerine Göre Uydu Örnekleri Sınıflandırması 2
Tablo 2.1: PRISMA Görevi Deney Seti Değerleri..... 11
Tablo 3.1: Lazer Tabanlı Uygulamalar ve Ölçüm Teknikleri..... 30
Tablo 3.2: Lazer Tiplerine Göre Dalga Boyları..... 31
Tablo 4.1: Hassas Yörünge Hesaplamasında Metod ve Karakteristikler..... 37
Tablo 4.2: Uydu Bağıl Seyrüsefer Hesaplama Metodları..... 37
Tablo 5.1: Hedef ve Takipçi Uydu Yörünge Parametreleri 57
Tablo 5.2: Hedef ve Takipçi Uydu İlk Koşul Değerleri..... 58
Tablo 5.3: Benzetilmiş GPS Uydularına Ait İlk Koşul Bilgileri..... 58
Tablo 6.1: Uydu Formasyon Uçuşunda Seyrüsefer ve Kontrol Parametreleri İlişkisi 85
Tablo 6.2: Uydu 3 Eksen Bağıl Hız Kestrim Modellerine Göre İtici Değerleri 93
Tablo 6.3: Tasarlanan Uydu Bağıl Seyrüsefer Durum Kestrim Yaklaşımlarının Hesap Yükü Karşılaştırması..... 94

ŞEKİLLER LİSTESİ

Sayfa

Şekil 2.1: Uydulararası Bağıl Mesafe ve Kontrol Hassasiyet İlişkisine Göre Çoklu Uzay Sistemleri 6
Şekil 2.2: Helix-Formasyon Yörüngesi 10
Şekil 3.1: Uydu Bağıl Seyrüsefer Sensör Seçimi Dizayn Seçenek Ağacı 15
Şekil 3.2: Uydu Bağıl Seyrüsefer Diferansiyel Model Alıcı ve Vericisi 18
Şekil 3.3: GNSS&INS Tabanlı Uydu Bağıl Seyrüsefer Mimarisi 19
Şekil 3.4: GNSS&INS&Görsel Sensör Tabanlı Uydu Bağıl Seyrüsefer Mimarisi 20
Şekil 3.5: Görsel Sensör Tabanlı Uydu Bağıl Seyrüsefer Akış Şeması 21
Şekil 3.6: Kenetlenme Görevi Bağıl Seyrüsefer Şeması 23
Şekil 3.7: Uydu Yüzeyi LED Aydınlatma Örnekleri 25
Şekil 3.8: Tek Işık Kaynağı İçin Odak Düzlem Ölçümü 25
Şekil 3.9: Uydu Bağıl Seyrüseferinde Kulanılan Lazer Sensörü ile Diğer Sensörlerin Entegrasyonu 31
Şekil 4.1: Tasarlanan Bağıl Uydu Konumlandırılması Gösterimi 39
Şekil 4.2: Formasyon Uçuşdaki Hedef ve Takipci Uydunun Hill Referans Düzlemi 43
Şekil 4.3: Uyarlamalı Kalman Süzgecisi ile Uydu Bağıl Durum Vektör Kestirim Şeması 46
Şekil 4.4: Genişletilmiş Kalman Süzgecisi ile Uydu Bağıl Durum Vektör Kestirim Şeması 50
Şekil 4.5: 3 GPS uydu verileri ile 3 EKF' li Rekonfigüre Arıza Toleransı Şeması 52
Şekil 4.6: 4 GPS uydu verileri ile 3 AKF' li Rekonfigüre Arıza Toleransı Şeması 53
Şekil 5.1: Çalışmada Kullanılacak Farazi Uydu için Temsili Gösterim 57
Şekil 5.2: X- Ekseninde EKF Uydu Bağıl Konum Kestirim Sonuçları. 60
Şekil 5.3: Y- Ekseninde EKF Uydu Bağıl Konum Kestirim Sonuçları 60
Şekil 5.4: Z- Ekseninde EKF Uydu Bağıl Konum Kestirim Sonuçları 60
Şekil 5.5: X- Ekseninde EKF Uydu Bağıl Hız Kestirim Sonuçları 61
Şekil 5.6: Y- Ekseninde EKF Uydu Bağıl Hız Kestirim Sonuçları 61
Şekil 5.7: Y- Ekseninde EKF Uydu Bağıl Hız Kestirim Sonuçları 62
Şekil 5.8: EKF Uydu Bağıl Konum ve Hız Normalize İnovasyon Süreçleri 62
Şekil 5.9: NRM Tabanlı Uydu Bağıl Konum Kestirim Sonuçları 63
Şekil 5.10: NRM Tabanlı Uydu Bağıl Konum Kestirim Hataları 63

Şekil 5.11: X- Ekseninde NRM&AKF Uydu Bağıl Konum Kestirimi 64
Şekil 5.12: Y- Ekseninde NRM&AKF Uydu Bağıl Konum Kestirimi 64
Şekil 5.13: Z- Ekseninde NRM&AKF Uydu Bağıl Konum Kestirimi 64
Şekil 5.14: X- Ekseninde NRM&AKF Uydu Bağıl Hız Kestirimi 65
Şekil 5.15: Y- Ekseninde NRM&AKF Uydu Bağıl Hız Kestirimi 66
Şekil 5.16: Z- Ekseninde NRM&AKF Uydu Bağıl Hız Kestirimi 65
Şekil 5.17: NRM&AKF Uydu Bağıl Konum Normalize İnovasyon Süreçleri. 66
Şekil 5.18: S-Matrisinin Diagonal Elemanları. 67
Şekil 5.19: Uyarlamalı Kalman Süzgeç R-Matrisinin Diagonal Elemanları. 67
Şekil 5.20: Kayıklık Arızası Varlığında X-Koordinatı için Rekonfigüre FTKF Kestirim Sonuçları 68
Şekil 5.21: Kayıklık Arızası Varlığında Y-Koordinatı için Rekonfigüre FTKF Kestirim Sonuçları 68
Şekil 5.22: Kayıklık Arızası Varlığında Z-Koordinatı için Rekonfigüre FTKF Kestirim Sonuçları 69
Şekil 5.23: Kayıklık Arızası Varlığında Vx-Koordinatı için Rekonfigüre FTKF Kestirim Sonuçları 69
Şekil 5.24: Kayıklık Arızası Varlığında Vy-Koordinatı için Rekonfigüre FTKF Kestirim Sonuçları 69
Şekil 5.25: Kayıklık Arızası Varlığında Vz-Koordinatı için Rekonfigüre FTKF Kestirim Sonuçları 70
Şekil 5.26: Kayıklık Arızası Varlığında Rekonfigüre FTKF Normalize İnovasyon Süreçleri 70
Şekil 5.27: Gürültü Artışı Arızası Varlığında X-Koordinatı için Rekonfigüre FTKF Kestirim Sonuçları..... 71
Şekil 5.28: Gürültü Artışı Arızası Varlığında Y-Koordinatı için Rekonfigüre FTKF Kestirim Sonuçları..... 71
Şekil 5.29: Gürültü Artışı Arızası Varlığında Z-Koordinatı için Rekonfigüre FTKF Kestirim Sonuçları..... 72
Şekil 5.30: Gürültü Artışı Arızası Varlığında Vx-Hızı için Rekonfigüre FTKF Kestirim Sonuçları 72
Şekil 5.31: Gürültü Artışı Arızası Varlığında Vy-Hızı için Rekonfigüre FTKF Kestirim Sonuçları 72
Şekil 5.32: Gürültü Artışı Arızası Varlığında Vz-Hızı için Rekonfigüre FTKF Kestirim Sonuçları 73
Şekil 5.33: Gürültü Artışı Arızası Varlığında Rekonfigüre FTKF Normalize İnovasyon Süreçleri 73
Şekil 5.34: Kayıklık Arızası Varlığında X-Koordinatı için Uyarlanabilir FTKF Kestirim Sonuçları..... 74
Şekil 5.35: Kayıklık Arızası Varlığında Y-Koordinatı için Uyarlanabilir FTKF Kestirim Sonuçları..... 74
Şekil 5.36: Kayıklık Arızası Varlığında Z-Koordinatı için Uyarlanabilir FTKF Kestirim Sonuçları..... 75

Şekil 5.37: Kayıklık Arızası Varlığında Vx-Hızı için Uyarlanabilir FTKF Kestirim Sonuçları 75
Şekil 5.38: Kayıklık Arızası Varlığında Vy-Hızı için Uyarlanabilir FTKF Kestirim Sonuçları 75
Şekil 5.39: Kayıklık Arızası Varlığında Vz-Hızı için Uyarlanabilir FTKF Kestirim Sonuçları 76
Şekil 5.40: Kayıklık Arızası Varlığında Uyarlanabilir FTKF Normalize İnovasyon Süreçleri 76
Şekil 5.41: Gürültü Artışı Arızası Varlığında X-Koordinatı için Uyarlamalı FTKF Kestirim Sonuçları 77
Şekil 5.42: Gürültü Artışı Arızası Varlığında Y-Koordinatı için Uyarlamalı FTKF Kestirim Sonuçları 77
Şekil 5.43: Gürültü Artışı Arızası Varlığında Z-Koordinatı için Uyarlamalı FTKF Kestirim Sonuçları 77
Şekil 5.44: Gürültü Artışı Arızası Varlığında Vx-Hızı için Uyarlamalı FTKF Kestirim Sonuçları 78
Şekil 5.45: Gürültü Artışı Arızası Varlığında Vx-Hızı için Uyarlamalı FTKF Kestirim Sonuçları 78
Şekil 5.46: Gürültü Artışı Arızası Varlığında Vx-Hızı için Uyarlamalı FTKF Kestirim Sonuçları 78
Şekil 5.47: Gürültü Artışı Arızası Varlığında Uyarlamalı FTKF Normalize İnovasyon Süreçleri 79
Şekil 6.1: Uydu Formasyon Uçuş İçin Kontrol ve Seyrüsefer Mimarisi 81
Şekil 6.2: Prisma görevi Otonom GPS Tabanlı Bağıl Uydu Seyrüsefer Kontrol Şeması 87
Şekil 6.3: PRISMA Görevi İtici Yerleşimi 87
Şekil 6.4: PRISMA Görevi HPGP İticisi 88
Şekil 6.5: PID Kontrolörün Blok Diyagramı 89
Şekil 6.6: PID Kontrolörlü Sistemin Blok Diyagramı 90
Şekil 6.7: Tasarlanan Bağıl Uydu Kontrol Algoritması Blok Diyagramı 90
Şekil 6.6: Tasarlanan Takipçi Uydu İtici Yerleşimi 91
Şekil 6.7: AKF Kestrim Algoritması Kullanıldığı Durumda 1'N luk İtici Değerleri 91
Şekil 6.8: EKF Kestrim Algoritması Kullanıldığı Durumda 1'N luk İtici Değerleri 92
Şekil 6.9: AKF Kestrim Algoritması Kullanıldığı Durumda 10'N luk İtici Değerleri 92
Şekil 6.10: EKF Kestrim Algoritması Kullanıldığı Durumda 10'N luk İtici Değerleri 92

SEMBOL LİSTESİ

ω : Uydu Yörünge Açısal Hızı
$\mu_{\oplus}$: Dünyanın Yerçekim Standart Sabiti
$M_{\oplus}$: Dünya Kütlesi
G : Evrensel Çekim Sabiti
$R_{\oplus}$: Dünya Ekvatoryal Yarıçapı
J_2 : Geopotansiyel Modelin İlk Bileşeni
a : Yörünge Ana Eksen Yarıçapı
e : Elips Dış Merkezlik Parametresi
i : Yörünge Eğim Açısı
w : Yörünge Yerberi Açısı
Ω : Yörünge Yükselme Düğüm Açısı
$\measuredangle_T = \theta$: Yörünge Gerçek Anomali Açısı
JD : Julyen Günü
$\delta_{\sum}$: Toplam Ölçüm Hatası
Φ : Durum Dönüşüm Matrisi
$\tilde{\Delta}(j)$: Normalize İnovasyon Değeri
ξ : Hareketli Pencere Genişliği

KISALTMALAR

GPS : Küresel Konumlama Sistemi (Global Positioning System)
EKF : Genişletilmiş Kalman Süzgeçi (Extented Kalman Filter)
AKF : Uyarlamalı Kalman Süzgeçi (Adaptive Kalman Filter)
PID : Oransal-Integral-Türevsel (Proportional-Integral-Derivative)
MEMS : Mikro-Elektro Mekanik Sistem
DLR : Alman Uzay Merkezi
LEO : Alçak Dünya Yörüngesi (Low Earth Orbit)
HCW : Hill-Clohessy-Wiltshire
FTKF : Arıza Toleranslı Kalman Süzgeçi (Fault Tolerant Kalman Filter)
NASA : National Aeronautics and Space Administration
İHA : İnsansız Hava Aracı
SAR : Sentetik Açıklıklı Radar (Synthetic Aparture Radar)
TDX : TanDEM-X
TSX : TerraAR-X
GNC : Güdüm, Seyrüsefer ve Kontrol (Guidance, Navigation and Control)
ESA : Avrupa Uzay Ajansı (European Space Agency)
IsP : Özgül İtki Değeri (Specific impulse)
INS : Dahili Seyrüsefer Sistemi (Inertial Navigation System)
IMU : Dahili Ölçüm Birimi (Inertial Measurement Unit)
CCD : Charge Couple Device
GNSS : Global Navigation Satellite System
SLAM : Simultaneous Localization and Mapping
PMD : Photonic-Mixer-Device
LED : Işık Yayan Diyot (Light Emiting Diode)
LIDAR : Light Detection and Ranging
LCS : Laser Communication System
CKF : Cubature Kalman Süzgeçi
AFKF : Adaptive Fading Kalman Süzgeçi
LVLH : Yerel Dikey Yerel Yatay
NRM : Newton-Raphson Metodu
ACS : Attitude Control System
HPGP : High Performance Green Propulsion
NC : Seyrüefer ve Kontrol (Navigation and Control)

ÖZ

Takım Uyduların Kalman Süzgeci ve Küresel Konumlandırma Sistemi Kullanımı ile Bağıl Navigasyonu

Tuncay Yunus ERKEÇ

Millî Savunma Üniversitesi, Hezârfen Havacılık ve Uzay Teknolojileri Enstitüsü

İstanbul, Nisan, 2021

Çalışmamızda, takım uyduların, Kalman süzmesine ve küresel konumlandırma sistemi kullanımına dayalı bağıl navigasyon yapıları tasarlanmıştır. Uçan araç olarak uydu platformları ele anınmış olup referans uydu verileri benzetim metodu kullanılarak oluşturulmuştur. Uydu bağıl navigasyon mimarileri geliştirme çalışması kapsamında, özgün üç adet hassas bağıl uydu vektör kestirimlerini elde eden Küresel Konumlama Sistemi (Global Positioning System (GPS)) tabanlı Kalman süzme algoritması oluşturulmuştur. Genişletilmiş Kalman süzgeci (Extented Kalman Filter (EKF)) tabanlı birinci kestirim algoritmamız, GPS-Uydu arasında ki sözde uzaklık (Pseudo-ranging) modeli ile elde edilen hedef/takipçi uydu bağıl vektörlerinin hassas şekilde kestirimini yapılmıştır. İkinci kestirim algoritmamız sayesinde Newton-Raphson model ile kaba şekilde elde edilen hedef/takipçi uydu bağıl konum bilgileri, Uyarlamalı Kalman süzgeçi (Adaptive Kalman Filter (AKF)) ile hassaslaştırılmıştır. Üçüncü kestirim algoritmamız olan arıza toleransı Kalman süzgeci (Fault Tolerant Kalman Filter (FTKF)) ile hatalara dayanıklı uydu bağıl vektör kestirimleri elde edilmiştir. 3 eksen uydu bağıl navigasyon kontrol algoritması, Proportional-Integral-Derivative (PID) tabanlı şeklinde oluşturulmuştur. Kontrol algoritması sonucu, uydu bağıl navigasyonu için gerekli uydu itici sistemi seçimi yapılmış, yanma süresi ve yakıt kütlesi hesaplanmıştır. Sistem hassasiyeti, tepki süresi ve mimari hızı hesaplanmış ve gerçek uydu formasyon mimari ile değerler uyumlu çıktığı gösterilmiştir. Önerilen yapılar, uydu bağıl navigasyon mimarisinde tüm eksenlerde kontrol sağlayabilmesi, yörünge J2 bozuntusunun uydu bağıl vektör kestirimlerine dahil edilmesi, Arıza toleranslı olması gibi özellikleri nedeniyle literatürdeki diğer çalışmaların önüne geçmektedir.

Anahtar Sözcükler: Kalman süzgeci, Uydu formasyonu, Bağıl navigasyon, GPS, Takım uydu.

Bilim Kodu : 93106

Sayfa Sayısı : 123

Tez Danışmanı : Prof.Dr. Cengiz HACIZADE

ABSTRACT

Relative Navigation of Cluster Satellites Using Kalman Filters and Global Positioning System

Tuncay Yunus ERKEÇ

National Defense University, Hezârfen Aeronautics and Space Technologies Institute

İstanbul, April, 2021

In our study, relative navigation structures of cluster satellites based on Kalman filtering and using global positioning system were designed. Satellite platforms were mentioned as flying vehicles and reference satellite data were created by using simulation method.Within the scope of the development of satellite relative navigation architectures, Global Positioning System (GPS) based Kalman filtering algorithm was created, which obtains unique three precise relative satellite vector estimates. Our first estimation algorithm based on the Extended Kalman Filter (EKF) has precisely estimated the target / follower satellite relative vectors obtained by the supposed distance (Pseudo-ranging) model between two GPS-Satellites. With our second estimation algorithm, target / follower satellite relative position information, which is obtained roughly with the Newton-Raphson model, was refined with the adaptive Kalman filter (AKF). Fault-tolerant satellite relative vector estimations were obtained with our third prediction algorithm which is Fault Tolerant Kalman Filter (FTKF). The 3-axis satellite relative navigation control algorithm was created as Proportional-Integral-Derivative (PID) based. As a result of the control algorithm, the satellite propulsion system required for satellite relative navigation was selected, then burning time and fuel mass were calculated. System sensitivity, response time and architectural speed were calculated Therefore is stated that the values were compatible with the real satellite formation architecture. The proposed structures preclude other studies in the literature due to their ability to control all axes in satellite relative navigation architecture, the inclusion of orbit J2 distortion in satellite relative vector estimations and their fault tolerance.

Keywords: Kalman filter, Satellite formation, Relative navigation, GPS, Cluster satellite.

Science Code : 93106

Pages : 123

Supervisor : Prof.Dr.Cengiz HACIZADE

1. GİRİŞ

Bağıl seyrüsefer, hava, kara, deniz, uzay araçları gibi birçok platform ile kenetlenme (Ma ve diğ., 2012; Murtazin ve Budylov, 2010), formasyon uçuş, stereo görüntü elde edinimi gibi alanlarda kullanılan bir yöntemdir (Guelman ve Ortenberg, 2009; Erkeç ve Hajiyev, 2020). Bağıl seyrüsefer probleminde, hangi yaklaşım kullanılırsa kullanılsın, temel amaç hedef platformun pozisyon durum bilgilerini en hassas şekilde tespit etmek ve takipçi platformun kontrol kısmına doğru bilgi akışını sağlamaktır. Bağıl seyrüsefer esnasında, ortam ve kullanılan platformun özelliği, metod seçimi üzerinde etkili olmaktadır.

Kara, hava ve deniz platformlarının göreceli seyrüsefer kullanımının dışında, uzay platformlarında, güç, kütle kısıtlamaları göz önüne alındığında daha verimli bağıl seyrüsefer sistemleri kullanılması ortaya çıkmaktadır (Erkeç ve Hajiyev, 2021a).

Geleneksel bir uzay aracı kullanılan uzay görevleri, kapsamları, yüklerinin işlevselliği ve boyutu gibi sınırlamalara sahiptir. Tipik olarak, bir LEO uydusu, orta ve düşük enlem derecelerini günde yaklaşık 75 dakika boyunca kapsayabilir ki bu dasadece yüzde 5'lik bir kullanılabilirliğe karşılık gelir. Kullanıcılarının artan taleplerinin yanında, alınan verinin işlevselliği ve boyutu göz önüne alındığında, birçok uzay görevinin artık tek bir uzay aracı tarafından yapılamayacağı öngörülmektedir.

Uzay görevlerinde, hem kapsama alanı, hem de işlevsellik sınırlamaları, takım uydu mimarisi tarafından aşılabilir. Uyduların takım olarak kullanımı, ortak bir hedefe ulaşmak için birkaç uzay aracının koordineli hareketi anlamına gelir. Tipik olarak, uydu formasyonu, uydular arası 10 m ile 10 km olabildiği gibi, birkaç özdeş uydu ile tüm Dünya'yı kapsayarak, kapsama alan limitlerinden kurtulunabilir. Bu kavrama, sensör ağı denir. Dahası, formasyon uçuş, görev amaçlarına bağlı olan, iki uzay aracındaki görev yükünü dağıtmak için de kullanılabilir (Erkeç ve Hajiyev, 2021b).

Takım uzay sistemleri çeşitli önemli avantajlar sunar, bunlar;

- Görev esnasında değiştirilebilen esnek geometri,
- Formasyonun ölçeklenebilirliği ve genişletilebilirliği,

- Tek bir uzay aracının arızalanmasından dolayı görev iptal edilmediği için yedeklenebilirlik ve güvenirlilik,
- Uzun görev süresi,
- Farklı uzay araçları arasında otonom kaynak paylaşımıdır.

Bunun yanında ise takım uydu mimarisinde bazı zorluklar mevcuttur;

- Operasyonel çevre karmaşıklıkları,
- Görevin icrasındaki karmaşıklıklar,
- Farklı otonom sistem ve sensörlerin beraber çalışması ile ilgili karmaşıklıklardır.

Literatürde, uzay araçları bağıl seyrüsefer problemi için önerilen yöntemler kavramsal veya uygulanmış olarak farklılıklar gösterselerde, yoğun hesaplama yükü, line-of sight vektör ayrımı, koordinat sistem dönüşümleri ve sensör gürültüsü gibi kısıtlamalar açısından benzerlik göstermektedir (Erkeç ve Hajiyev, 2019).

Bağıl seyrüsefer uydu uçuş oluşumu prensip olarak sadece küçük uydular ile sınırlı değildir. TerraSAR-X&TanDEM-X görevi, küçük uzay aracı olarak kabul edilmeyen yaklaşık 1300 kg'lık iki uzay aracı ile uygulanmıştır. Ancak, uydu formasyon uçuşundaki maliyet kısıtlamaları, bireysel uzay araçlarının minyatürleştirilmesini gerektirir. Sistem mühendisliği açısından, eş zamanlı mühendislik, standartların kullanımı, seri üretime kadar tekrarlanan faaliyetler, ileri teknolojinin kullanımı (Mikro-Elektro Mekanik Sistem (MEMS)), formasyon uçuşunda dikkate alınması gereken önemli unsurlardır.Uyduların kütlelerine göre sınıflandırması Tablo 1'de gösterilmiştir. Küçük uydular, kütleleri 500 kg'dan az olan uydular olarak tanımlanmıştır.

Tablo 1.1: Kütlelerine Göre Uydu Örnekleri Sınıflandırması.

Sınıf	**Kütle (kg)**	**Örnek Uydu**
Büyük Uydu	>1000	TanDEM-X (Astrium)
Orta Boyut Uydu	500-1000	Iridium (Iridium LLC)
Mini Uydu	100-500	GRACE (Astrium)
Micro Uydu	10-100	BIRD (DLR)
Nano Uydu	1-10	Delfi-C3 (TU Berlin)
Pico Uydu	0.1-1	BEESAT (TU Berlin)

Tekil uzay araçlarının işlevselliği, azalan kütle ile azalırken, görevde takım uydu mimarisi yaklaşımına uygun olarak birden fazla uzay aracı kullanılıyorsa, tüm görevin işlevselliği, uzay araçlarının kütlesinin azalması ile artar. Spesifik fonksiyonlar, ancak yüksek oranda minyatürleştirilmiş uydular ile birlikte takım uzay sistemlerinde kullanıldığında elde edilebilir ve gerçekleştirilebilir.

Küçük uydular, hafif, görece ucuz ve hızlı üretim gibi farklı özelliklere sahiplerdir. Son yıllarda iletişim, uzaktan algılama gibi farklı görev alanlarında küçük uyduların kullanımı artmıştır (Guelman ve Ortenberg, 2009). Küçük uyduların, kullanım alanlarının artmasının yanında, kısıtlı hacim, güç, işlemci kapasitesi gibi nedenlerden dolayı, seyrüsefer ve yönelim kontrol gibi alt sistemlerin etkin çalışması için yeni yöntemlere ihtiyaç duyulmaktadır. Diğer yandan, küçük uydular kontrol mekanizmasının ihtiyaç duyduğu itici sistemleri açısından farklılık göstermektedir (Burges ve diğ., 2012; Bevilacqua ve Lovell, 2014). Bu iticiler sınırlı hesaplama kabiliyetinin yanında, sınırlı sayıda ve miktarda itki kabiliyetlerine sahiptir (Nebylov ve diğ., 2017). Görüldüğü üzere, küçük uydularda birçok zorluk ve mücadele "sınırlı" tabiri ile başlamaktadır.

Çoklu uydu formasyonlarda, tekil uydular arasında, birbirini etkileyen bir çok problem ile karşılaşılabilirken, aynı zamanda uzay ortamındaki, uzay çöplerinden de çarpışma kaçınımı yapması gerekmektedir (Schilling ve diğ., 2014; Nebylov ve Medina, 2015; Nebylov ve diğ., 2016; Nebylov ve diğ., 2018). Formasyon uçuşundaki bazı küçük uydular ve yörüngeleri, farklı bağıl seyrüsefer metodlarına sahiptirler. Yeryüzünden gelen sinyal tabanlı yöntemler klasik yöntemler olduğu gibi dahili kamera sensörleri kullanılarak, daha kendine yetebilen otonom yöntemlerde son zamanlarda geliştirilmeye devam etmektedir. Betto ve diğ. (2006) yaptıkları çalışma ile formasyon uzay araç mimarisi kapsamında görsel sensörlerin derin uzay görevlerinde kullanımı konularını incelemiştir (Betto ve diğ., 2006). Görece daha büyük uydularda, uzay sistemleri dışındaki platformlarda, yine klasik metod olan GNSS & INS tümleştirilmesi de kullanılmaya devam etmektedir (Buist ve diğ., 2010; Brent ve diğ., 2014; Erkeç ve Hajiyev, 2019).

Tez çalışmasında, alçak Dünya yörüngesinde (LEO), 2 özdeş 3U mikro uydu ile 120m bağıl mesafe olacak şekilde formasyon uydu mimarisi oluşturulmuştur. Hedef ve takipçi uydunun, GPS tabanlı süzgeçler ile hem yörüngede, hem de birbirlerine

göre bağıl pozisyonlarının kestirimleri yapılmıştır. Uydu bağıl hareketi için vektör kestirimleri, hedef ve takipçi uydu algoritmalarından elde edilen durum vektörlerinin farkının, bağıl uydu denklemlerine ölçüm olarak alınarak oluşturulan Kalman süzgeçleri sayesinde daha yüksek hassasiyet ile tespit edilmiştir. Hedef ve takipçi uydu arasında, link olduğu, birbirleri ile haberleşebildikleri böylelikle de belirlenen yörünge ve bağıl durum kestirimlerine göre kontrollünü yapacak sistemlerinin olduğu varsayımı yapılmıştır.

LEO yörüngede, GPS tabanlı ve sözde uzaklık modeli (Pseudo-ranging model) üzerine 2 uyduluk formasyon mimarisi kurulmuştur. Yeni yaklaşım olarak, hedef ve takipçi uydu durum kestirimleri, Kepler yörünge modeli kullanılarak extented Kalman süzgeçi (EKF) ile elde edilirken, bu elde edilen durum vektörleri, uydular arası bağıl hareket kestrimleri için, Hill-Clohessy-Wiltshire (HCW) bağıl modeli ile oluşturulan EKF'ye ölçüm olarak girer. Böylelikle 3 EKF'li özgün bir uydu bağıl hareket kestrimleri yapabilen sistem elde edilir. Her bir uydu için 2 EKF yardımı ile ayrı ayrı elde edilen hassas yörünge kestirimleri ile elde edilen bağıl durum kestrimleri, 3 EKF'li model ile daha hassaslaştırılmıştır.

GPS tabanlı mimari ile, hedef ve takipçi uydularının 3 eksen durum kestirimleri, formasyon kontrol kısmına girdi olur. Eksenlerdeki kayıklıklar, kontrol algoritmaları ile, uydu itki sistemlerine komut göndererek, istenilen formasyon limitlerinde uydu bağıl seyrüseferin muhafazası yapılır. Tez çalışmasının bu kısmında, EKF tabanlı temel algoritma, Newton-Raphson modeli ile belirlenen hedef ve takipçi uydularının kaba konumları ile AKF tabanlı algoritma ve arıza toleranslı Kalman süzgeç mimari ile durum kestirimlerinin yapılması özgünlük olarak öne çıkmaktadır.

Tez çalışmasında ayrıca, uydu bağıl formasyon uçuş konsepti kapsamında hedef ve takipçi uydunun konumlandırılması GPS tabanlı yapıldığından, herhangi bir GPS veri bozumuna karşı, arıza toleranslı Kalman süzgeci (Fault Tolerant Kalman Filter (FTKF)) ile yüksek hassasiyete dayalı şekilde belirlenmiştir. Hedef ve takipçi uydu konum ve hız bilgileri ile uydular arası bağıl hareket tanımlanmıştır.

Oluşturulan "arıza toleranslı Kalman süzgeçi" kapsamında, EKF-1 ve EKF-2 süzgeçlerinde hata tespiti yapılmış ve 2 farklı versiyon ile GPS hataları elimine edilmiştir.

- 1’nci versiyon; 4 GPS uydu verilerinin kullanması esnasında, herhangi bir zamanda oluşan 1 GPS uydusundaki veri bozuntusu tespit edilmesi ile, 3 GPS uydulu EKF sistemi ile hedef ve takipçi uydu konumlarının ve bağıl durum vektörlerinin, Rekonfigüre edilen EKF’ler ile kestiriminin yapılması,

- 2 nci versiyon; 4 GPS uydu verilerinin kullanması esnasında, herhangi bir zamanda oluşan 1 GPS uydusundaki veri bozuntusu tespit edilmesi ile yine bozuntulu veri içeren 4’ncü GPS uydusunun verileri dahil, tamamının verileri kullanılarak, AKF’ler ile belirlenen hedef ve takipçi uydu konumlarını ölçüm olarak kullanan bağıl durum vektörlerinin AKF ile kestriminin yapılmasıdır.

- Bu yöntem ile hatalı veya eksik GPS verileri ile uydu konumları kestirilirken, GPS verilerinin hatalı veya eksik olduğunun da tespit edilebildiği gösterilmiştir.

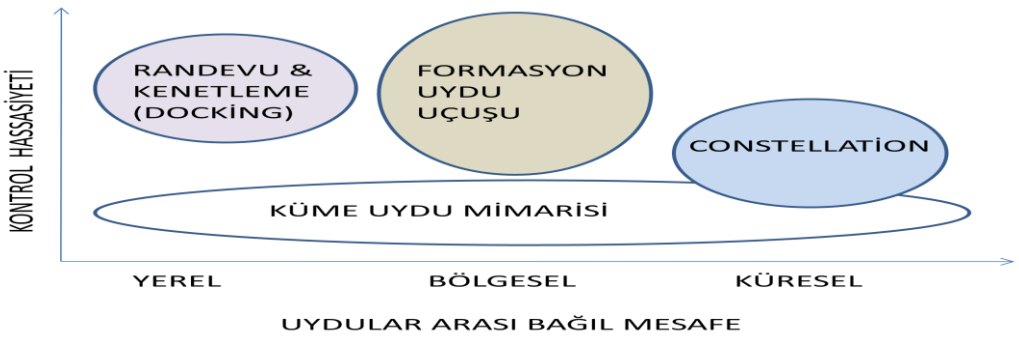
Böylelikle uydu bağıl hareket durum vektörlerinin, her senaryoya uygun şekilde kestirimi yapılmıştır.

Bağıl uydu durum vektörlerinin, istenilen formasyon limitlerine göre düzeltilmesi için gereken PID tabanlı kontrol algoritması oluşturulmuştur. Literatürde ve gerçek formasyon uydu görevlerinde, uydu formasyon kontrolü için kullanılan yöntem ve metodlar incelenmiş ve en uygun GPS tabanlı yöntem belirlenmiştir. Literatürde ve gerçek formasyon uydu görevlerinde, uydu formasyon kontrolü için kullanılan iticiler (thruster) ve eyleyiciler incelenmiştir. Benzetim yolu ile simüle edilmiş LEO yörüngesinde konumlandırılmış hedef ve takipci uydu için, en uygun itki sistemi seçilmiş ve kontrol algoritmasına girdi yapılmıştır.

2. UYDULARDA BAĞIL SEYRÜSEFER KONSEPTİ

Takım uydu yaklaşımı dahilinde, NASA Goddard Uzay Uçuş Merkezinin (Space Flight Centre) "Constellation" tanımlamasına göre; iki veya daha fazla uzay aracının, aynı veya farklı yörünge üzerinde herhangi bir aktif kontrol sistemi olmadan birbirlerine göre bağıl (relative) hareketidir. Uzay araçlarının herbiri, birbirleri ile çarpışma olasılığı olmadan, Dünya üzerinde ki kapsama alanınını değiştirmeyecek, kendi hareket serbesti kutularında bulunması gerekir. Böylelikle, bağıl pozisyon (relative position) veya yönelim için gerçek zamanlı koordinasyona ve çok yüksek seviye otonom kontrole gerek duyulmaz.

Formasyon uydu uçuşu ise takım uydu sistemlerinin belirli bir alt kümesidir. Formasyon uydu mimarisi, uydular arası mesafe yönünden daha minyatürdür ve kapalı çevrim kontrol sistemlerine ihtiyaç duyar. Burada, uydular arasındaki mesafeye ve Şekil 1'de gösterildiği gibi mesafelerinin kontrolü gereksinimine bağlı olarak, farklı kavramların karakterize edilmesi gereklidir. Uyduların aralarında ki uzaklık 10 metre olan yerel uydu formasyon sistemlerinden, binlerce kilometreye varan global takım uydu mimarilerine kadar birçok çeşit takım uydu mimarisi vardır.



Şekil 2.1: Uydulararası Bağıl Mesafe ve Kontrol Hassasiyet İlişkisine Göre Çoklu Uzay Sistemleri.

Gill (2019); Erkeç ve Hajiyev (2020)'den uyarlanmıştır.

Grup uydu tanımlaması gereği (Schilling, 2019; Erkeç ve Hajiyev, 2020);

- **Constellation uydu mimarisi,** Aktif bağıl pozisyonun kontrolü olmaksızın, yer kapsaması için zaman ve konum ayarlaması yapılarak, birçok uydunun

benzer yörüngelerde uçmasıdır. Bu farklı uydular ayrı ayrı, yer kontrol istasyonları tarafından kontrol edilirler.

- **Formasyon uydu mimarisi,** Görev ve gözlem odaklı, birçok uydunun, kapalı çevrim dahili kontrol sistemleri ile hassas bağıl pozisyon kontrolü yapılan çoklu uydu mimarisidir. Genellikle uydu constellation mimarisine göre daha kısa ayrım mesafelerinde kullanılır.
- **Takım uydu mimarisi,** Aynı amaç için, özdeş uzay araçlarının hassas ve bağıl pozisyondan bağımsız, birçok uydudan oluşan mimarisidir. Her uydu kendisinin, diğer uydulara göre bağıl mesafesini de kontrol edebilir.

2.1. Takım Uydu Mimari Karakteristikleri

Takım uydu mimarisinde, farklı uydular için görev gerekliliğini karşılayacak mekansal ve zamansal çözünürlüğü karşılayacak uygun yörüngeler seçilmelidir. Uygun yörüngelere yerleşmek için transfer yörüngeler ve en uygun sayıda uydu belirlenmelidir. Uygun yörüngeye yerleşen uydular, formasyonu sağlamak ve devam ettirmek için uygun kontrol yöntemleri, algoritmaları ve sensörleri kullanarak, dizayn edilmiş algoritmalar ile devamlılık sağlamalıdır. Shestakov ve diğ. (2019) yaptıkları çalışmada, çoklu uyduların yakın formasyonu muhafazasında, farklı yörünge bozunumları altında uydu formasyon geometri değişimleri üzerine odaklanmışlardır (Shestakov ve diğ., 2019).

Takım teknolojisinin diğer ilgi çekici uygulaması da, farklı açılardan aynı anda farklı uydular kullanılarak, alınan görüntü sayesinde, 3 boyutlu (3D) görüntü üretebilme kabiliyetidir. Tandem uydu görevlerindeki gibi geleneksel ERS-1, ERS-2, Landsat-7, EO-1 gibi büyük uydular kullanılmasının yanında, ekonomik avantaj sağlayacak küçük uyduların kullanılmasıyla yeryüzü gözlemi, takım uydular ile gerçekleştirilmesi ve bu alandaki görevler üzerindeki çalışmalar hız kazanmıştır.

Sadece uydular ve uzay araçları değil aynı zamanda İnsansız Hava Aracı (İHA), karasal araçlar, denizsel araçlardaki formasyon mimarisi ve yaklaşımları incelendiğinde, aynı temel bileşenlerin ön plana çıktığı görülmektedir;

Temel Yapılar; Tüm formasyon, tek bir temel yapı altında, merkezi kontrol birimi, yapısı tarafından yönetilmektedir. Tüm yapının istenilen dinamikleri, hareketi oluşturan her bir aracın kendi otonom ve takip kontrolüne dönüştürülür.

Davranışsal Stratejiler; Bu araçlar üzerine tanımlanmış kontrol yaklaşımı, doğada ki kuş, balık gibi hayvanların sürü halindeki hareketlerinden esinlenmiştir (Çarpışmadan kaçınma, hedefe yönlenme, formasyonu muhafaza etme, vb). Her bir bileşenin kontrolü, formasyon içindeki ağırlığına göre değişir.

Hedef-Takipçi; uydular lider ve takipçi olarak ayrılır ve takipçi uydu daha önceden belirlenen mesafe boyutunda, liderin referansına göre pozisyonunu ve yönelimini ayarlar. Bu kapsamda kontrol yapısı aşağıdaki gibi tanımlanır.

- Mutlak Kontrol Mimarisi, merkezi kontrol birimi, her bir diğer araca, formasyon içi kendi pozisyonlarını korumaları için pozisyon ve hız komutları gönderir.
- Bağıl Kontrol Mimarisi, hedef uydunun kesin pozisyon ve hız bilgilerini diğer tüm takipçi uydulara gönderilerek, takipçilerin lidere göre pozisyonu ve yönelimi ayarlanır.

Grup davranışı olarak, lider uydu özellikle hassas yörünge pozisyon takibine sahiptir. Kepler parametreleri gereğince yörüngede hareketlerini sürdüren uydular, Dünya'nın değişik kütlesel dağılımından dolayı, atmosferik sürtünmeden, güneş radyasyon basıncından, Ay'ın Güneşin etkisi ile 3 cisim etkisinden kaynaklı bozuntulardan etkilenir. Yakın uydu formasyon mimarisinde de aynı etkiler, formasyonu bozucu şekilde etki gösterir. Bu uydu formasyon hareketinde ki, bağıl yörünge dinamikleri Euler ve Hill-Clohessy-Wiltshire denklemleri ile ifade edilir.

2.2. Uydularda Bağıl Seyrüseferin Avantajları

Kullanılan teknoloji, "Uzaktan algılama, yer gözlem" gibi bir çok potansiyel uygulamayı geliştirme amaçlıdır. Uydu takımları, tek uydunun sağlayabileceği gözlem açıklığından daha fazla açıklık sağlayabileceği gibi, 3D yer gözlem yapabilme ve interforemetri çalışması yapabilmeyi sağlar. Yüksek açısal ve uzaysal çözünürlük açıklığı sağlar. Bunun yanında, bilimsel aletlere hassasiyet kazandırır.

Her uzay aracı, daha küçük, daha hafif, daha kolay yapılabilir, bundan dolayı takım uydu konsepti, büyük tek uydu kullanımına göre daha az pahalı ve karmaşıktır. Takım uydu konseptinde, tek uydu arızası sistem çalışması için kritik değildir, çünkü kolaylıkla arızalı uydu değiştirilebilir ve takım uydu mimarisi arızaya kolayca adapte

olabilir. Uydu sistemi çalışmaya devam eder. Yörüngeye ulaşmada daha az yakıt tüketimi gerektirir. Aynı zamanda uydu formasyon uçuş kullanılarak, uydular arası mesafe ölçüm ve kontrol sinyallerini değerlendirip, alçak Dünya yörüngesine etken yerçekimi farklılıkları ve bu uydular arası kontrol ve ölçüm değişim farklılıkları baz alınarak, "Dünya yerçekim modeli" ve tektonik ve volkanik hareket bazlı topoğrafik anomaliler tespit edilebilir (Nebylov ve Medina, 2015).

2.3. Takım Uydu Görev Örnekleri

Takım uydu konsepti her ne kadar yeni olsa da, son zamanlarda görev listesi giderek artmaktadır. Bazı takım uydu görevleri Dünya yörünge görevlerini karşılamasının yanında, bazıları ise derin uzay ve gezegen/asteroid keşif görevleri üzerinedir.

2.3.1. ST5 Takım Uydu Görevi

ST5 görevi, Dünya manyetosferi üzerine test ve araştırma yapmak üzere, yeni teknolojilerinin geliştirilmesi amaçlı bir projedir. ST5 tarafından toplanan bilgileri kullanarak bilim insanları, Dünya manyetik alanının yönü ve yoğunluğunun, uzay ortamı ile ilişkisi ve Dünya üzerine etkisi üzerine araştırma yapmayı amaçlamaktadır.

2.3.2. LISA Takım Uydu Görevi

LISA, NASA ve ESA'nın süper kütleli kara delik ve, Einstein'nın "Genel Görecelik Teorisini" araştırmak, yerçekimi ve önceki evren araştırmalarına veri toplamak için oluşturulan ortak projedir. LISA, geniş bir alanı kapsayan takım uydu mimarisi olup eşit kenar üçgen şeklinde ve birbirleri aralarında 5 milyon kilometre bulunan 3 uzay aracından oluşur. Üçgen düzlemi, ekliptik düzleme 60 derece eğim açısı ile yerleştirilmiştir. Bu yerleşim, iletişim alt sistemini etkilememesi amacı ile Ay-Dünya sisteminin yerçekimsel etkisini minimuma indirmek için seçilmiştir.

2.3.3. TERRA-X&TANDEM-X Takım Uydu Görevi

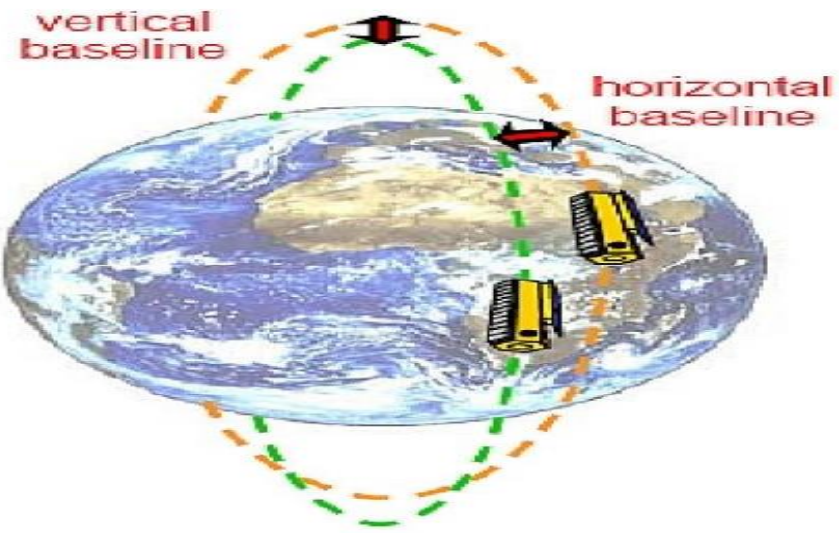
Konsept olarak; Terra-X görevinin neredeyse aynı uzay araçı olan Tandem-X ile, 300-500 m crosstrack açıklığını yakalayacak şekilde, SAR interforemetri konfigürasyonunu yakalamaktır. Her iki uydu da, alıcı ve verici özelliğine sahiptir. Böylelikle "Bistatic ve Monostatic" modlarda kullanım için esneklik kazanılmıştır.

TanDEM-X uzay aracı yaklaşık 1300 kg'lık bir fırlatma kütlesine sahiptir ve beş

yıllık nominal bir görev ömrü için tasarlanmıştır. TanDEM-X uydusu, TerraSAR-X uydusunun yeniden yapılandırılmış halidir. İki uydu arasında S band Link mevcut olup, GPS tabanlı bir kontrol de mevcuttur. Uydular hidrazin iticilerine sahiptir.

TerraSAR-X uydusu 515 km ortalama irtifa ve 97.44º eğim açısı ile güneş senkron yörüngede 11 günlük tekrar ziyaret değeri ile hareket ederken, TandemSAR-X uydusunun yörünge elemanlarında, RAAN (right ascension of the ascending node) farklılık yaratılarak, farklı enlemlerdeki SAR Sayısal Yükseklik Modeli (Digital Elevation Model (DEM)) açıklığını yakalamak için 200m ile 3000m'lik aralık ile formasyon uçuşunda kalması sağlanmıştır. Bu özel yörünge, çarpışma riski taşımayan yakın formasyon yörünge ayarlamasına "Helix–formation" ismi verilmiştir. Şekil 4'de görüldüğü gibi, Helix-formasyon özel yörünge açıklığı kutuplarda, yakın mesafeye inse de, çarpışma riski minimumdadır (Krieger ve diğ., 2010).

TerraSAR-X ve TanDEM-X yer gözlem görevi, yakın bir formasyonda uçan iki veya daha fazla uydu kullanan tek geçişli interferometrik Sentetik Açıklıklı Radar (SAR) görevi, dağınık radar ekolarının farklı uzaysal olarak dağıtılmış antenler tarafından farklı görüntüleme yönlerinden aynı anda alınmasına izin verir. Bu, çevre ve iklim izleme için benzersiz Dünya gözlem sonuçlarının elde edilmesini sağlar (Krieger ve diğ., 2010).



Şekil 2.2: Helix-Formasyon Yörüngesi.

Krieger (2010)'dan uyarlanmıştır.

TDX'in görevi, formasyonun lideri olan TSX'e göre nispi hareketini aktif olarak kontrol ederek yakın formasyon konfigürasyonunu korumaktır. Aslında formasyonun nispi yörünge elemanları, her iki uyduya etki eden bozuntular nedeniyle sürüklenme eğilimindedir. Kontrol segmentinin amacı, TDX üzerinde küçük yörünge düzeltme manevraları yaparak bu konfigürasyonu sürekli olarak düzeltmektir. Yer istasyonu ile iletişim, istasyonun coğrafi konumu ve temas süresi maliyetleri nedeniyle sınırlıdır. TSX ve TDX, operasyonel işlemleri sırasında sadece Almanya'daki Weilheim yer istasyonunu kullanır. Bu istasyon, nominal yörünge konfigürasyonu için günde iki programlı temasa izin verir, yani uydu parametrelerinin 12 saat aralıklarla kontrol edilebileceği anlamına gelir. Bu sınırlama genellikle tek uydu işlemleri için kritik olmamakla birlikte, görünürlük kısıtlamaları, ulaşılabilir belirsizlikleri, manevra yürütme hataları, bağıl hareketi etkiler.

Yerdeki operasyonları kolaylaştırmak ve mevcut kaynakların maksimum kullanımını sağlamak için TDX uzay aracı, bir TDX Otonom Oluşum Uçma (TSKGV) sistemi ile desteklenmektedir. TSKGV'nin amacı temel olarak, TDX üzerinde formasyonu korumak için sağlam bir kontrol algoritması sağlamak ve yer tabanlı formasyon kontrolünün, uzay kaynaklı bir özerklik fonksiyonu ile desteklemektir.

2.3.4. PRISMA Takım Uydu Görevi

PRISMA görevi, uydu formasyon uçuşuyla ilgili sensör ve eğleyici teknolojilerinin çeşitlerinin yanı sıra, formasyon uçuşu ve randevu görevlerinin test edilmesinin gerçekleşmesini hedeflemektedir**.** PRISMA deney setleri Tablo 2.1'de açıklanmaktadır**.** Anahtar sensör ve eğleyici bileşenleri olarak, bir GPS alıcı sistemi, iki görsel tabanlı sensör, iki radyo frekans sensörü ve bir yüksek performanslı temiz itki sisteminden oluşur. Bu sensörler ve eyleyiciler, otonom uzay aracı oluşumunun uçuş, hedef arama ve buluşma senaryolarının yanı sıra yakın mesafedeki formasyonu göstermeyi destekler ve sağlar.

Tablo 2.1: **PRISMA Görevi Deney Seti Değerleri (Persson ve diğ., 2006).**

Denetsel Düzenek	**Tanımlamalar**	**Uydular arası ayrım (m)**	**Anahtar sensörler**
Otonom formasyon uydu uçuşu	Kapalı çevrim otonom formasyon oluşumu ve değişik kontrol ve takip	5000-20	GPS

	kanunlarına göre muhafaza etme		
Kenetlenme ve randevu	GEO da otonom yaklaşma, yörüngeden çıkış ve örnek dönüş	100000-10	Optik
Hassas 3D operasyonu	Yörünge uygulamaları için teknoloji gösterimi	100-5	GPS &Optik
Son yaklaşma ve uzaklaşma manevrası	Yörünge gösterimi için olabildiğince yaklaşık bir yaklaşım	0-5	Optik

Person ve diğ., (2000)'den uyarlanmıştır.

Tablo 2.1 - devam

PRISMA görevinin uzay bileşenleri, iki uzay aracından oluşur: MAIN (daha sonra MANGO olarak da adlandırılır) ve TARGET (daha sonra TANGO olarak da adlandırılır). Hedef uzay aracı, fırlatma konfigürasyonu olarak 150 kg kütleye ve 80x83x130 cm büyüklüğüne sahiptir. Yüksek manevra kabiliyetine sahip ANA uzay aracının aksine TARGET, 80x80x31 cm boyutunda 40 kg kütleye sahip pasif ve çok daha basit bir uzay aracıdır.MAIN uzay aracı işlemci ve görev yükünün çalışması için gereken elektrik gücü, güneş panelleri tarafından maksimum 300W güç sağlanırken**,** TARGET uydusunun güç gereksinimi, gövdeye monte edilmiş maksimum 90 W güç sağlayan bir güneş paneline dayanır. PRISMA uzay segmenti, PICARD uzay aracıyla birlikte, 15 Haziran 2010'da, Rusya yakınlarındaki Dombarovskiy Cosmodrome'dan, bir Dnepr-1 roketi ile fırlatılmıştır. Hem MAIN hem de TARGET, 725 km yükseklikte, 98.3 derece eğim ile güneşle eşzamanlı bir yörüngeye yerleştirilmiştir.

15 Haziran 2010'da fırlatılan, iki uzay aracı, ilk sistem kontrolünde kenetli bir konfigürasyonda ve daha sonra da sekiz aylık hedeflenmiş görev ömrü içinde formasyon uçuşu ve hedef yörüngelerinde kalmıştır.

Uzay aracı operasyonları, kuzey İsveç'teki Esrange yer istasyonu kullanılarak, Stockholm yakınlarındaki Solna'dan uzaktan gerçekleştirilmiştir**.** MAIN'e giden S-Band yer-uzay bağlantısı, 4 kbps bit hızında komut vermeyi ve 1 Mbps'ye kadar telemetriyi destekler. Aksine, TARGET uzay aracı ile iletişim sadece MAIN üzerinden sağlanır. 19.2 kbps veri hızında UHF bandında MAIN-TARGET uydular arası link ile birbirleri ile iletişim kurmuşlardır.

3. UYDU FORMASYON UÇUŞ METODLARI VE SENSÖR SEÇİM YAKLAŞIMLARI

Uydu formasyon mimarisi kapsamında formasyonu oluşturmak ve muhafaza etmek şeklinde iki aşamaya ihtiyaç duyulur. Uydu formasyonunu oluşturma aşamasında, kaç tane uydu ile istenilen formasyon oluşturulacağı, yörünge seçimi, göreve yönelik uydu formasyonu isterleri ve gereklilikleri ön plana çıkmaktadır. Uydu formasyon geometrisi oluşturulduğunda ise yörünge ve uzay ortamı kaynaklı istenmeyen bozunumlar formasyona etki edeceğinden, başlangıçtaki uydu konfigürasyonunu kademeli olarak bozacaktır. Bu durumda ise, görev için kullanıcıların belirli ihtiyaçlarına bağlı olarak, bağıl geometrisiyi muhafaza etmek için aktif ve hassas bir kapalı döngü kontrol sistemine ihtiyaç duyulur.

Uydu bağıl seyrüsefer görev süreci boyunca, formasyonu oluşturulan uyduların, istenilen pozisyonlarda tutulmasını sağlama adına, Güdüm, Seyrüsefer ve Kontrol (Guidance, Navigation and Control (GNC)) sistemine ihtiyaç duyulmakla birlikte kapalı döngü kontrol yaklaşımı kullanılır. Uydu bağıl hareket için gerekli güdüm bilgisi, yer istasyonlarınıdan sağlanabileceği gibi uydu dahili sistemlerinden de sağlanabilir.

Uydu formasyon kontrol fonksiyonu, aktüatörlerin aktivasyonunu tetikleyen kontrol komutlarınıbelirler. Aktüatörlerin uydu gövdesi üzerinde yanlış hizalanması ve ideal olmayan performansları ile harici yörünge bozunumları, zamanla bağıl yörünge üzerinde nominal olmayan bir pozisyon sapmasına neden olur. Seyrüsefer sensörleri, 6 boyutlu durum vektörlerinin tamamını algılayamayabilir. Bu nedenle müteakip bir uydu bağıl yörünge belirleme fonksiyonu gereklidir. Sonuç olarak, sensörler tarafından ölçülen uydu bağıl konumu, istenilen ve gereken uydu bağıl konumdan farklı olacaktır. Uydu kontrol kısmı ise bu ölçülen ve istenen uydu bağıl durumları arasında ki farklılığı giderici kontrol sinyallerini aktüatörlere iletirler.

Bağıl seyrüsefer, bir platformun diğerine göre konumu ve hızı hakkındaki optimal durum tahminleriyle ilgilidir (Alonso ve diğ., 2000). Bu anlamda, GNSS&INS entegrasyonu veya yer tabanlı uygulamalar olarak bilinen birçok geleneksel durum

tahminileri için kullanılan sensör uygulamaları vardır. Ancak yaklaşımların uygulanması esnasında, formasyonu oluşturan bileşenler ve sensör füzyon bölümleri (Erkec ve Hajiyev, 2019) arasında bilgi iletimini sağlayacak fazladan bir bağlantı gereklidir. Bununla birlikte, uydu bağıl seyrüsefer alanında yeni uygulamalar olarak bilinen ve geleneksel yaklaşımlardaki kısıtlamaları azaltan, görüntü işleme ve hesaplama teknolojilerine dayalı görsel sensörlerin kullanımı modelleri geliştirilmiştir. Yeni görsel tabanlı uydu bağıl seyrüsefer modellerinin amacı hesaplama karmaşıklıktan kaçınmak, fazladan GNSS gibi sistemlere bağımlılığı azaltmak ve uydu bağıl vektör kestirim doğruluğunu artırmaktır.

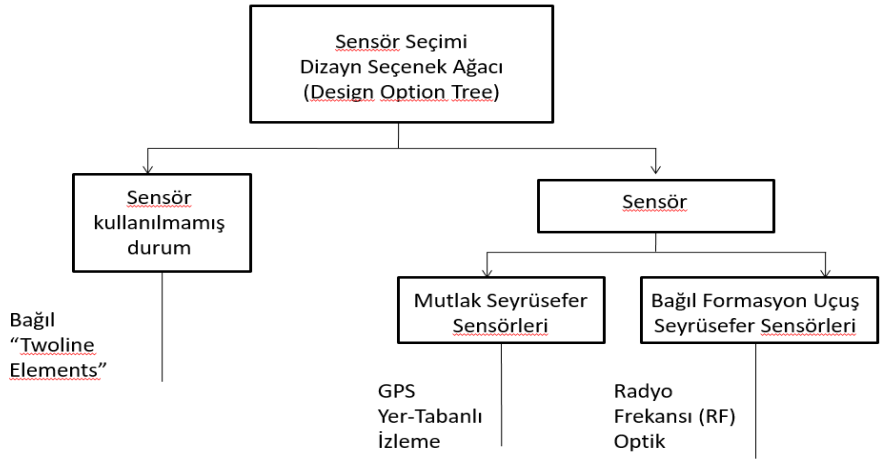
3.1. Uydu Bağıl Seyrüsefer Mimarisinde Sensör, Aktüatör, Yazılım Seçimi

Uydu bağıl seyrüsefer sensörleri ve aktüatörler, doğrudan uydular arası bağlantı kullanımı vasıtasıyla, uydu formasyon uçuşu için anahtar donanım bileşenleridir. Bunun ile birlikte, formasyon uydu uçuşunun görevi tipik olarak hem dahili hem de yer tabanlı yazılım gerektirir. Tüm bu temel unsurlar için gereksinimler, görev için özel kullanıcı ihtiyaçlarına göre belirlenir.

Burada, uyduların bağıl yörüngesini belirlemek adına, uçuş yolu belirleme esnasında veya öncesinde elde edilen formasyon mimari dahilinde gerekli sensör verilerini belirlemek için kullanılan seyrüsefer sensör seçim ağacı Şekil 3.1'de gösterildiği gibi sınıflandırılır (Schiling, 2019; Erkeç ve Hajiyev, 2020). Bu amaçla GPS alıcıları veya geleneksel yer istasyonu tabanlı izleme kullanılır. Alternatif olarak, radyo frekansı (RF) ölçümlerine (Lestarquit ve diğ., 2006) veya optik ölçümlere (Jørgensen ve diğ., 2010) dayanan özel bağıl seyrüsefer sensörleri kullanılır. Özel sensörler genellikle en pahalı seçenektir. Bununla birlikte, RF sensörleri uydulararası iletişim için kullanılmasının yanında özellikle uyduların ihtiyaç duyduğu mesafe algılama görevleri içinde kullanılabilir, bu durum RF sensör kullanımlarını yüksek talepli formasyon uydu görevleri için çekici kılar.

Uydu bağıl navigasyon sürecinde sensör seçimi ve hassasiyeti tüm uydu formasyon mimarisinin tasarımında önemlidir. Sensörlerden gelen bağıl durum bilgileri, formasyonu oluşturan uyduların kontrol kısmına girdi olur. Böylelikle aktüatörler, gelen kontrol sinyalleri yardımıyla uydu formasyon geometrisinini muhafazası için

gerekli uydu manevralarını yapar. Bu süreç kapalı döngü kontrol ile formasyon uydu uçuşu süresince devam eder.



Şekil 3.1: Uydu Bağıl Seyrüsefer Sensör Seçimi Dizayn Seçenek Ağacı.

Schilling (2019);
Erkeç ve Hajiyev (2020)' den uyarlanmıştır.

Uydu formasyon uçuş görevi esnasında, uydu bağıl hareketini istenilen parametrelerde tutmak için aktüatör bileşenli kontrol sistemine gerek vardır. Aktüatörler uydu formasyon mimarisinin yeniden oluşturulması veya yeniden boyutlandırılmasının yanında formasyonu oluşturan her uydunun yörünge düzeltmelerini yapmak içinde kullanılır.

Aktüatörler, en yaygın olarak sürekli veya sürekli olmayan modda hızlanma sağlayan iticiler ve rotorlardır. Uydu bağıl seyrüsefer görevleri için gerekli iticilerin seçilmesinde temel performans parametreleri, itme seviyesi veya maksimum itme süresidir. Tasarım maliyeti belirleme ile risk azaltma stratejileri çerçevesinde olası arıza modları için değişkenler ve çeşitli uydular üzerindeki potansiyel manevra yeteneklerinin dağılımı göz önüne alınmalıdır.

3.1.1.GNSS&INS Tabanlı Uydu Bağıl Seyrüsefer Metodu

Uydu bağıl seyrüsefer teknolojisinin anlaşılması için teorik yaklaşımlar kullanılmaktadır. GPS ve dahili seyrüsefer sistemi (Inertial Navigation System (INS))'den gelen yörünge ve bağıl durum ölçümlerini birbirleri ile entegre etmek ve durum vektörlerini hassaslaştırmak için bağıl genişletilmiş Kalman süzgeci kullanılmıştır (Extented Kalman Filter (EKF)). Bu yöntem, uyduların yörünge ve

bağıl seyrüsefer durum bilgilerini dikkate alarak formasyon mimarisi içindeki diğer ilgili uydulara bilgilendirme yapmak için fazladan uydular arası linke ihtiyaç duyar. hızı ve konum bilgisi dikkate alınarak ilgili uydular arasında ek bir bağlantı gerektirir. Bağıl uzay-zaman konum bilgi (Relative Time Space Positioning Information (R-TSPI)) yaklaşımı ile uçan araçların GPS tabanlı bağıl durum kestirimleri ± 1,0 m Konum, ± 0,1 m / s hız, ± $0{,}50^0$ açısal hassasiyetine kadar iyileştirilmiştir (Moafipoor ve diğ., 2014).

$$\Delta X_{ps}^{p} = X_{p}^{p} - X_{s}^{p} \quad \textbf{(3.1)}$$

Genel uydulararası vektör farkı denklem **(3.1)**'de gösterilmiş olup, X_p^p birincil uydu düzleminde bulunan birincil uydu koordinatlarını, X_s^p birincil uydu düzlemindeki ikincil uydu koordinatlarını, ΔX_{ps}^{p} ise birincil uydu düzleminde, birincil ve ikincil uydu konumları arasındaki farkı ifade eder. Bu vektörler, referans (eksantrik) noktaya aktarıldıktan sonra birincil&ikincil uyduların INS'lerinden elde edilen atalet seyrüsefer çözümlerinden de elde edilebilir. Bu vektörler, aşağıdaki denklem **(3.2)** kullanılarak ataletsel düzlem olan i-düzlemine (i-frame) dönüştürülür.

$$\Delta \mathrm{X}_{\mathrm{ps}}^{\mathrm{p}} = \mathrm{R}_{\mathrm{i}}^{\mathrm{p}} (\mathrm{X}_{\mathrm{p}}^{\mathrm{i}} - \mathrm{X}_{\mathrm{s}}^{\mathrm{i}}) \quad \textbf{(3.2)}$$

i-düzleminden, p-düzlemine dönüşüm matrisi R_i^p olarak tanımlanmıştır. Temel denklem olan **(3.2)** bağıl seyrüsefer denklemlerinden türetilmiş birincil yönelim matrisidir. Bu süreç, i-düzlemine göre dönen tamamen rastgele bir düzlem olan a-düzlemi adı verilen bir ara yüz çerçevesi tanımlanarak başlatılır. Bu durumda tüm hareket vektörlerinin birincil uydunun gövde düzleminde temsil edildiğine dikkat edilmelidir, yani a=p dir. a-düzlemindeki uydu bağıl konum vektörleri, aşağıdaki **(3.3)** ve **(3.4)** denklemlerinde verilen şekilde i-düzlem koordinatlarına sahiptir.

$$(X_p^i - X_s^i) = R_a^i (X_p^a - X_s^a) \quad \textbf{(3.3)}$$

$$(X_p^i - X_s^i) = R_a^i X_{ps}^a \quad \textbf{(3.4)}$$

Denklem **(3.3)** ve **(3.4)** denklemlerinin türevini alarak denklem **(3.5)**'de gösterildiği gibi bağıl hız dinamik modeli elde edilir. a-düzlemi arayüz olarak keyfi belirlenir, aynı zamanda i-düzlemine dönüştürülebilir. Uydu bağıl seyrüsefer problemini çözerken, tüm koordinatlar, birincil uydu koordinat sistemine dönüştürülmüş olmalıdır.

$$\Delta \overrightarrow{x_{ps}^{i}} = \dot{R}_a^i \Delta \overrightarrow{x_{ps}^{a}} + R_a^i \Delta \overrightarrow{\dot{x}_{ps}^{a}} \quad \textbf{(3.5)}$$

Denklem **(3.5)**'de belirtilen dönüşüm matrislerinin, zamana göre türev hali denklem **(3.6)**'da gösterildiği gibi yazılabilir.

$$\dot{R}_a^i = R_a^i \Omega_{ia}^a \tag{3.6}$$

Burada, $\omega_{ia}^a, \Omega_{ia}^a = [\omega_{ia}^a x]$ bileşeninden gelen Ω_{ia}^a skew-symetric matrisi ifade eder. Böylelikle denklem **(3.5)**, denklem **(3.7)** haline dönüşür.

$$\Delta\dot{\vec{X}}_{PS}^i = R_a^i \Omega_{ia}^a \Delta\vec{X}_{PS}^a + R_a^i \Delta\dot{\vec{X}}_{PS}^a \tag{3.7}$$

Denklem **(3.7)**, ikinci dereceden türevini aldığımızda denklem **(3.8)**'de gösterildiği gibi bağıl ivme dinamik model elde edilir. a-düzleminde ifade edilen bağıl ivme denklemleri **(3.8)'**de ifade edilmiştir.

$$\Delta\ddot{\vec{X}}_{PS}^a = R_i^a \Delta\ddot{\vec{X}}_{PS}^i - 2\Omega_{ia}^a \Delta\dot{\vec{X}}_{PS}^a - (\dot{\Omega}_{ia}^a + \Omega_{ia}^a \Omega_{ia}^a)\Delta\vec{X}_{PS}^a \tag{3.8}$$

Denklem **(3.8)**'de ifade edilen $\Delta\ddot{\vec{X}}_{PS}^a$ birincil ve ikincil uydu ivmeleri, denklem **(3.9)**' da ifade edilen $\vec{a}_P^p, \vec{a}_S^s$ uydu ivme ölçerleri ile ölçülür.

$$\Delta\ddot{\vec{X}}_{PS}^i = \ddot{\vec{X}}_P^i - \ddot{\vec{X}}_S^i = \vec{a}_S^i + \vec{g}_S^i - (\vec{a}_P^i + g_P^i) \tag{3.9}$$

Burada,$\vec{a}_P^i, \vec{a}_S^i$ özel kuvvetlerdir ve uyduların ivme ölçerleri tarafından ölçülür. Birincil ve ikincil uydunun i-düzleminde ki yerçekim ve konum vektörü üzerinde ki fonksiyonuna etkisi denklem**(3.8)** ve **(3.9)** kullanılarak **(3.10)**'da gösterildiği gibi $\vec{g}_P^i(\vec{X}_P^i), \vec{g}_S^i(\vec{X}_S^i)$ ile ifade edilir.

$$\Delta\ddot{\vec{X}}_{PS}^a = R_p^a \vec{a}_P^p - R_s^a \vec{a}_S^s + R_e^a(\vec{g}_P^e - \vec{g}_S^e) - 2\Omega_{ia}^a \Delta\vec{X}_{PS}^a - (\dot{\Omega}_{ia}^a + \Omega_{ia}^a \Omega_{ia}^a)\Delta\vec{X}_{PS}^a \tag{3.10}$$

İntegrasyonların sabit bir koordinat sisteminde olması gerektiğinden dolayı, p-düzleminde ki uydu bağıl denklemleri a-düzlemine çevrilir. Denklem **(3.11)**'de ifade edilen e-düzleminde ki istenilen hız p-düzlemine paraleldir ve $\vec{V}_{ps}^p$ şeklinde ifade edilir.

$$\vec{V}_{PS}^p = R_e^p \Delta\dot{\vec{X}}_{PS}^e \tag{3.11}$$

Denklem **(3.12)**, denklem **(3.11)**'den zamana bağımlı şekilde türetilmiştir.

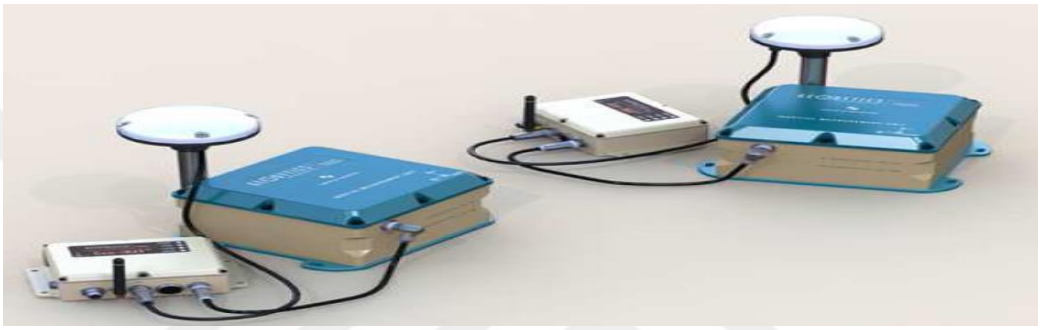
$$\frac{d}{dt}\vec{V}_{PS}^p = \dot{R}_e^p \Delta\dot{\vec{X}}_{PS}^e + R_e^p \Delta\ddot{\vec{X}}_{PS}^e \tag{3,12}$$

Denklem **(3.13)**'de ifade edilen $\Delta\ddot{\vec{X}}_{ps}^e$, denklem **(3.9)**'in $a \cong e$ özel durumu için elde edilmiştir.

$$\Delta\ddot{\vec{X}}_{PS}^e = R_P^e \vec{a}_P^p - R_s^a \vec{a}_S^s + \vec{g}_P^e - \vec{g}_S^e - 2\Omega_{ie}^e \Delta\dot{\vec{X}}_{PS}^e - \Omega_{ie}^e \Omega_{ie}^e \Delta\vec{X}_{PS}^e \tag{3.13}$$

Denklem **(3.11)** ve **(3.12)** kullanılarak p-düzlemindeki uydu bağıl seyrüsefer denklemi, denklem **(3.13)** halini almıştır. Referans istasyonu sabit değildir, bu nedenle hareketli platform olarak adlandırılabilir ve ana hareket problemidir.

EBE (Epoch by Epoch) diferansiyel modeli; EKF üzerinden 100 Hz GPS alıcısı ile dikey doğruluğu yaklaşık 1cm ve yatay doğruluğu ise yaklaşık 3cm kadar hassaslaştırır. Gerçek zamanlı bağıl konum tahminleri birincil uyduda kaydedilir ve ikinci uyduya, hareketli bir referans istasyonu olarak aktarılır (Maofipoor ve diğ., 2014).



Şekil 3.2: Uydu Bağıl Seyrüsefer Diferansiyel Model Alıcı ve Vericisi.

Moafipoor (2014)' den uyarlanmıştır.

Uyduların önceki bağıl konum bilgisi mevcut konumdan çıkarılır. Ancak, uydular arasındaki bağlantı, bağıl seyrüseferi sürdürmek için hayati önem taşır. Bağlantı veya GNSS bilgisindeki hatalar neticesinde, bağıl seyrüsefer mimarisindeki hataları aniden artacaktır.

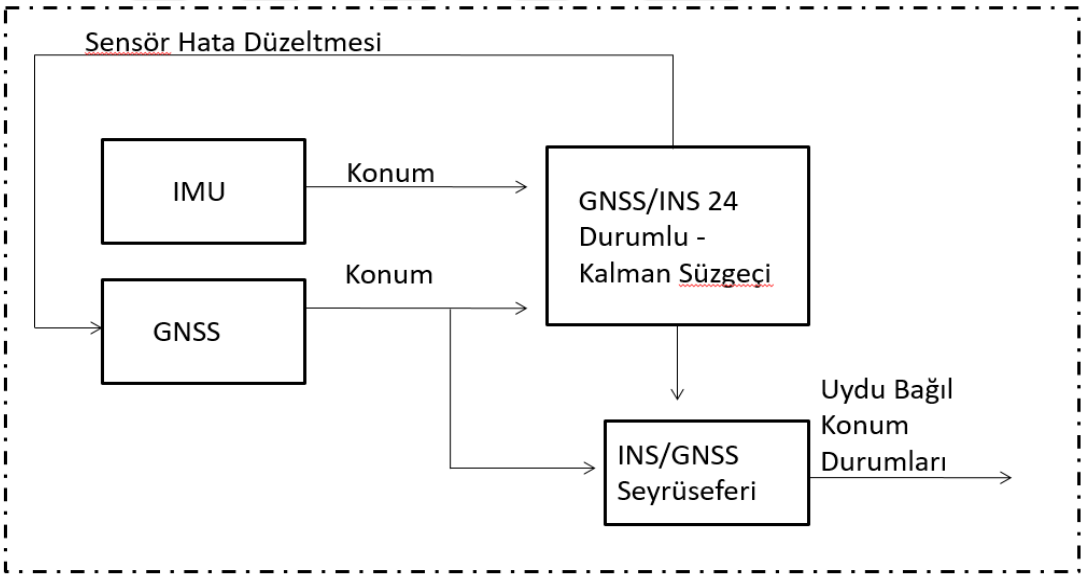
Uydulardaki GPS ve INS ölçüm farkları denklem **(3.14)**'de ifade edilmiştir.

$$\vec{Y}(t_k) = [(\Delta\vec{x}^{p}_{ps})_{GPS} - (\Delta\vec{x})_{INS}]_{(tk)} \qquad \textbf{(3.14)}$$

Hesaplama için GPS alıcısı ile Atalet Ölçüm Birimi (Inertial Measurement Unit (IMU)) arasındaki mesafenin hesaba katılması önemlidir. Uydu bağıl GPS tabanlı yörünge fonksiyonu, konum belirleme fonksiyonu tarafından sağlanan yörüngeyi 1Hz hızında değerlendirir ve hedef uydu tarafından son 30 saniyede gerçekleştirilmiş olabilecek yörünge manevralarını hesaba katar. Ayrıca, diğer yerleşik GNC fonksiyonları tarafından kullanılan hedef ve takipçi uydu yörünge durumlarının

yanısıra sonraki bölümlerde açıklanan spesifik güdüm ve kontrol algoritmalarını uygulayan otonom formasyon kontrol fonksiyonu tarafından da çıktı olarak verir.

Formasyon uydu konsepti GPS / INS entegrasyonu ile başarıyla gerçekleştirilmiştir. Ayrıca, uydular arasındaki bağıl durum hassasiyeti GPS sinyal devamlılığına ve gücüne bağlıdır. Çevresel faktörlerden kaynaklanan sinyal kesintisi, GPS / INS ile ilgili navigasyon çözümlerinde hatalara neden olabilir. Alınan GPS sinyallerindeki düşük güç durumunda, parazitin gelen GPS sinyaline hakim olmasına neden olabilir. Literatürde, formasyon mimarisini korumak, GPS sinyal kesintileri sırasında çarpışmayı önlemek ve hataya dayanıklı GPS tabanlı uçuş problemini çözmek için bazı çalışmalar ve yöntemler geliştirilmiştir (Chen ve diğ., 2010). GPS sinyalleri kullanılarak, Şekil 3.3'de gösterildiği gibi uydular arasındaki bağıl durum vektörlerinin en iyi tahmini ve 24 durumlu Kalman süzgecisi ile hataların en aza indirilmesi elde edilir.



Şekil 3.3: GNSS&INS Tabanlı Uydu Bağıl Seyrüsefer Mimarisi.

Wang ve diğ., (2008); Erkeç ve Hacızade (2020)'den uyarlanmıştır.

3.1.2. INS&Görsel Sensör Tabanlı Uydu Bağıl Seyrüsefer Metodu

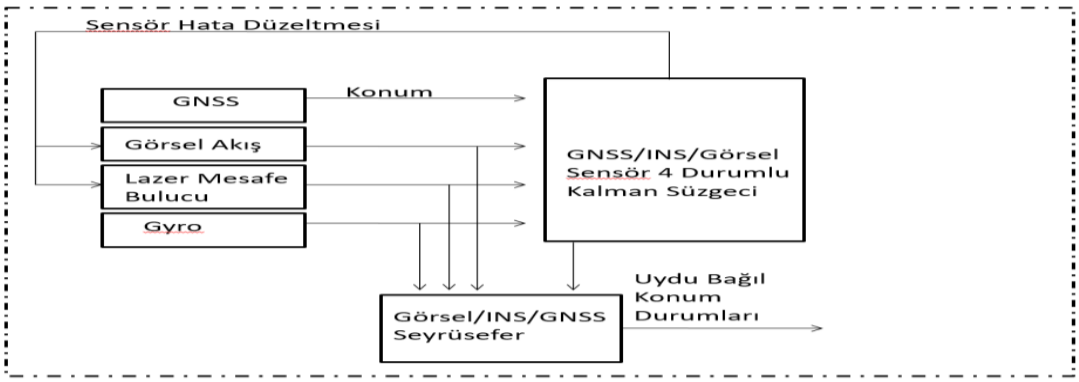
Uydu bağıl seyrüseferi için kullanılan görsel tabanlı sensörler ve INS füzyon teknikleri, gelişen teknolojiye paralel olarak hem INS hem de görsel tabanlı sensörlerin daha küçük, daha hafif ve daha ucuz hale gelmesinden dolayı bazı araştırmacıların ilgisini uyandırmıştır. Bu tekniklerin bazılarında, ölçümler yığın

yerine ardışık sırayla işlenir. Bu nedenle, yeni bir ölçüm mevcut olduğunda ne tam veri setinin saklanmasına ne de mevcut durum verilerinin yeniden işlenmesine gerek duyulur (Ristic ve diğ., 2004)

INS&Görsel sensör tabanlı entegrasyon içinde tekli ve gürültülü kamera kullanıldığında, INS'nin kendisi, Atalet Ölçüm Birimi (Inertial Measurement Unit (IMU)) aracılığıyla konum, yönelim ve hız parametrelerini tahmin ve tespit edebilir. Bu tahmin yoluyla, INS parametrelerinin (konum, hız ve yönelim) tamamen güncellenmesi birincil amacı temsil etmektedir (Sazdovski ve diğ., 2015).

Çoklu sensör entegrasyonu, uydu bağıl seyrüseferi düşük maliyetli ve hassas çözümler elde etmek için takım uydu uygulamalarında giderek daha fazla kullanılmaktadır. Son yıllarda görsel tabanlı navigasyon sensörleri ve GPS/INS tabanlı sensörlerin entegrasyonu sayesinde daha doğru ve hassas çözümler elde edilmiştir. Formasyondaki diğer uyduların hareketleri ve durum vektörleri, CCD kamera ile nispeten tespit edilir (Winkler ve diğ., 2004). Uydu yörünge seyrüsefer ve oluşumu içinde birbirine göre konumları belirlemek için stereo görüntü işleme uygulanır ve bu işlenmiş görüntüden elde edilen konum bilgisi GPS/INS tabanlı uydu bağıl seyrüseferine (Tao ve diğ., 2001) ekstra seyrüsefer bilgisi sağlar.

Literatürde GPS/INS/Görsel tabanlı sensörlerin bir arada kullanılmasıyla uydu formasyon mimarisi ile ilgili çalışmalar gün geçtikçe artmaktadır. Yüksek çözünürlüklü CCD kamera ve tamamlayıcı lazer mesafe bulucu (Laser Range Finder (LRF)) uydular arasındaki bağıl hareketi algılayarak Şekil 3.4'de gösterildiği gibi 3 eksende durum vektörlerinin kesin tahminlerini yapmak için kullanılabilir.



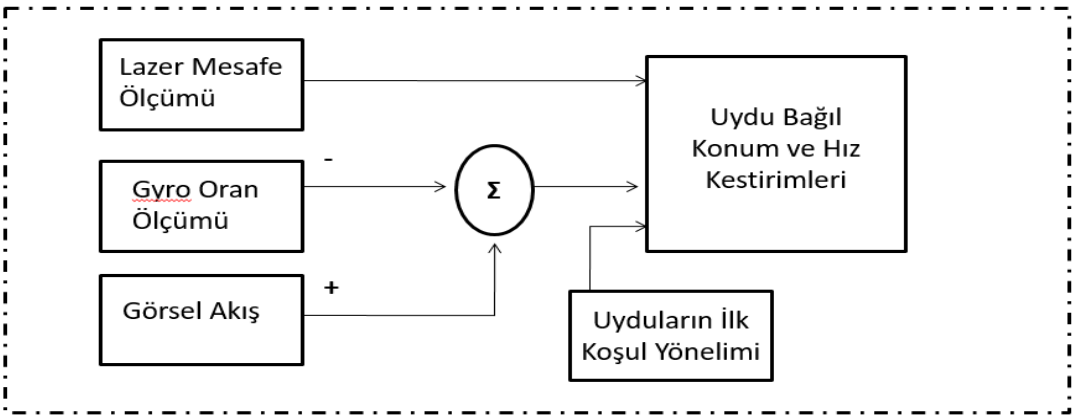
Şekil 3.4: GNSS&INS&Görsel Sensör Tabanlı Uydu Bağıl Seyrüsefer Mimarisi.

Wang ve diğ., (2008); Erkeç ve Hacızade (2020)' den uyarlanmıştır.

3.1.3. Görsel Sensör Tabanlı Uydu Bağıl Seyrüsefer Metodu

Genel olarak, uydu bağıl seyrüsefer görevleri sırasında GNSS gibi harici sistemlere bağımlılığı azaltmak için görsel sensör tabanlı seyrüsefer sistemleri uygulanmaktadır (Driessen ve diğ., 2018). GNSS sistemleri alçak ve orta dünya yörüngesinde bulunan küçük uydular için kullanılabilmesinin yanında, derin uzay görevlerinde kapsama alan probleminden dolayı kullanılamaz. Bunun ile birlikte uydu tasarımlarında, yeni sensör teknolojilerinin gelişmesi ile maliyetlerin düşmesi, kütle ve hacimlerin azalması ile sensör/işlemci performanslarının artması, GNSS teknolojisini kullanma bağımlılığı yerine, görsel tabanlı dahili otonom uydu seyrüsefer sitemlerinin kullanımını arttırılmıştır (Winkler ve diğ., 2004).

Görsel sensör tabanlı uydu bağıl seyrüsefer sistemleri, kenetlenme, uydu randevu ve formasyon manevraları olarak, yakın uydu formasyonu hareketleri için tasarlanmıştır (Zhu ve diğ., 2018). Yakın mesafedeki hedefin bilinen konumu 2D, 3D veya stereo görüntüleme sensörleri tarafından Şekil 3.5 de gösterilen mimaride ki gibi belirlenir. Uyduların bağıl konum vektör kestirimleri ve çarpışma gözlemleri aynı anda hesaplanır. Kestirilen konum durumları ile kenetlenme, uydu formasyon uçuşu ve çarpışma önleme gibi görevler için gerekli hız arttırımı veya azaltımı (ΔV) düzeltmelerini gerçekleştirmeyi belirleyen uydu bağıl kontrol sistemleri için kullanılır (Scharnagl ve diğ., 2015). Araştırmacılar tarafından, görsel tabanlı sensörlerin sağladığı avantajlar nedeniyle, diğer sistemler ile birlikte kullanımı konularında çalışmalar artmaktadır (Hun ve diğ., 2002; Kim ve Sukkarieh, 2004).



Şekil 3.5: Görsel Sensör Tabanlı Uydu Bağıl Seyrüsefer Akış Şeması.

Wang ve diğ., (2008); Erkeç ve Hacızade (2020)' den uyarlanmıştır.

Kamera (Optik) iki yön hatasına sahiptir. Bunun yanında ise görsel sensör tabanlı uydu seyrüsefer durum tahminleri sırasıyla üçüncü yönden lazer mesafe bulucu (Laser Range Finder (LRF)) ve görsel akış (Optical Flow (OF)) olarak belirtilir. Dolayısıyla, EKF bu hataları 4 durumla tahmin etmek için oluşturulmuştur (Wang ve diğ., 2008).

$$x_{LOF} = [\delta\eta_b, \delta\eta_f, \delta\omega_{fx}, \delta\omega_{fy}] \quad \textbf{(3.15)}$$

Denklem **(3.15)**'de belirtilen, $\delta\eta_b$ ve $\delta\eta_f$ LRF'nin sırasıyla kayıklık ve ölçüm hatalarıdır. Kameranın x ve y eksenine göre ölçüm hataları sırasıyla $\delta\omega_{fx}$ve $\delta\omega_{fy}$dir. Bağıl dinamik modelin dört hata durumunda Gaussian beyaz gürültü kullanılmaktadır. z-eksenindeki ölçüm vektör hataları denklem **(3.16)**'da ifade edilmektedir.

$$z_{LOF}(t) = [V_{LOF}^H - V_{GPS}^H]^T = [H_{2x4}]x_{LOF}(t) + v_{2x1}(t) \quad \textbf{(3.16)}$$

Burada, V_{LOF}^Hve V_{GPS}^H sırasıyla görsel sensör ve GPS hız ölçümleridir. Uydu cisim düzleminde kamera, LRF ve gyro sensörlerinden elde edilen yatay hız vektör ölçümleri denklem **(3.17)**'de ifade edilmiştir.

$$v_{bxy} = (\Omega_{xy} - \varphi_{xy}) \times r_{gz} \quad \textbf{(3.17)}$$

v_{bxy} geçiş hızlarını, Ω_{xy} kamera (optik) ölçümlerin açısal hızlarını, φ_{xy} yatay iki eksenin dönüşüm oranını, r_{gz} ise LRF den gelen yükseklik ölçümünü ifade eder. Kamera ve LRF seyrüsefer hata modeli denklem **(3.18)**'de gösterildiği gibi türetilmiştir.

$$v_{gxy} = [\Omega_{xy} \times (1 - \omega_{fxy}) - \varphi_{xy}] \times (r_{gz} - \eta_b) \times (1 - \eta_f) + \varepsilon \quad \textbf{(3.18)}$$

ε Dünya kanıklığından kaynaklanan kayıklık ve hataları ifade eder. EKF hataları denklem **(3.19)**'da türetildiği şekildedir.

$$\delta v_{gxy} = (r_{gz} - \eta_b) \times (1 - \eta_f)\delta\omega_{fxy} + [\Omega_{xy} \times (1 - \omega_{fxy}) - \varphi_{xy}][(1 - \eta_f)\delta\eta_b + (r_{gz} - \eta_b)\delta\eta_f] \quad \textbf{(3.19)}$$

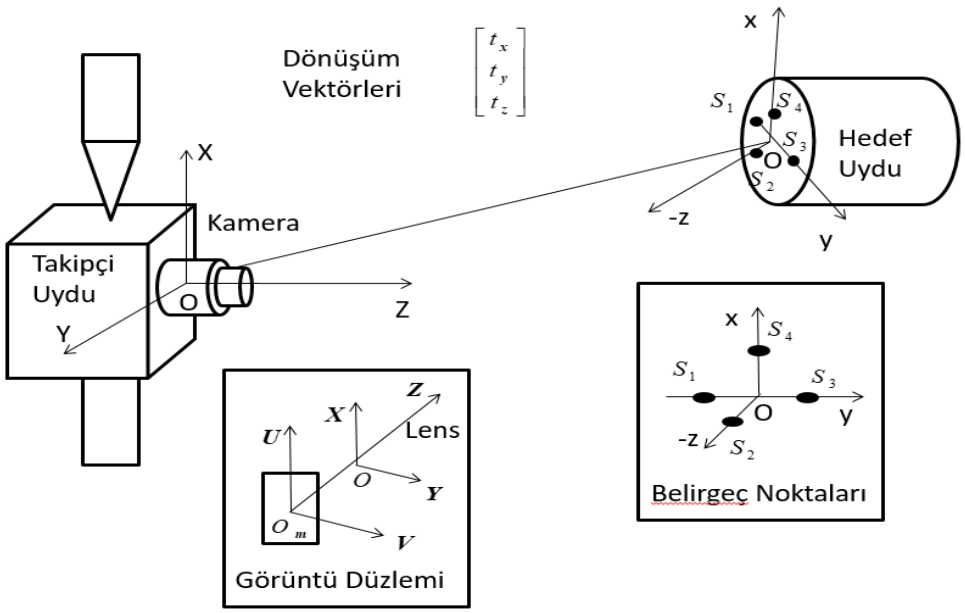
Böylelikle, denklem **(3.16)**'daki H_{2x4} matrisi denklem **(3.20)** de belirtildiği gibi oluşur.

$$H_{2x4} = \begin{bmatrix} [\Omega_x \times (1 - \omega_{fx}) - \varphi_x](1 - \eta_f) & [\Omega_y \times (1 - \omega_{fy}) - \varphi_y](1 - \eta_f) \\ [\Omega_x \times (1 - \omega_{fx}) - \varphi_x](r_{gz} - \eta_b) & [\Omega_y \times (1 - \omega_{fy}) - \varphi_y](r_{gz} - \eta_b) \\ (r_{gz} - \eta_b) \times (1 - \eta_f) & 0 \\ 0 & (r_{gz} - \eta_b) \times (1 - \eta_f) \end{bmatrix} \quad \textbf{(3.20)}$$

EKF'nin stokastik modeli ve parametreleri sensörlerin özelliklerine göre tasarlanmalıdır.

VISNAV, beacon ve optik hareket sensörleri ile, uydu hareketini yakalamak için geliştirilmiş yeni bir sistemdir. Sensör, geniş açılı lens ve odak eksenli pozisyon hissedici diyotdan (Position Sensing Diode, (PSD)) oluşur. Görüş alanındaki enerji tahminisi, elektrik akımının dört yönde değişimi sayesinde tahmin edilir. PSD, gelen ışığın sensör üzerine düştüğü yere göre, konuma bağlı olarak akım yoğunluğundaki değişim sayesinde konum bilgileri tespit edilir. Akıllı ışık konsepti olarak ortaya konulan yaklaşım, hedeften belli frekansta ve modülasyonda yayılan ışık enerjisinin alınmasına dayanır (Alonso ve diğ., 2000).

Hedefin hareketini belirlerken hedef köşe tespiti, Slam, Edge detection, gibi görüntü işleme tekniklerinin yanında Beacon/led gibi belirleyicilerin kullanılması da tercih edilir. Küçük uydulardaki hacim, kütle, güç kısıtlamaları, en basit ve doğru yöntem seçimi için zorlayıcıdır.



Şekil 3.6: Kenetlenme Görevi Bağıl Seyrüsefer Şeması.

Shijieve diğ., (2010); Erkeç ve Hacızade (2021a)' den uyarlanmıştır.

Şekil 3.6 'da gösterildiği gibi, kamera sensörlü uydu bağıl seyrüsefer mimarisinde, hedef uydu temelli koordinat sistemi oxyz ve görüntü temelli koordinat sistemi de OXYZ olarak ifade edilmiştir. Görüntü düzlem koordinat sistemi ise O_{im}U V olarak ifade edilmiştir.

Görüntü izdüşüm merkezinde, OXYZ düzleminin merkezi vardır. Z-ekseni, görüntü ekseni ile aynı doğrultuda olan hedef uzay aracını gösterir. Görüntü düzlem koordinat sistem eksenleri V ve U, sırasıyla X ve Y eksenlerine paraleldir. Odak uzaklığı olarak bilinen F, görüntü düzlemi ve OXY düzlemi arasındaki uzaklıktır (Shijie ve diğ., 2010; Erkeç ve Hajiyev, 2021a).

Hedef uydu durum vektör ölçümleri, N belirlenmiş nokta içeren, nokta modeli ile basitleştirilebilir. Hedef uydu koordinat sisteminde, belirtilen hedef uydu noktaların koordinatları $\{\boldsymbol{si} = [x_i\ y_i z_i]^{\mathrm{T}},\ i = 1,2,\ldots,N\}$, dönüşüm serileri ile hedef görüntü noktaları, resim düzlemindeki koordinatlara $\{\boldsymbol{S}_i' = [X_i'\ Y_i'\ Z_i']^{\mathrm{T}},\ i = 1,2,..,N\}$ şeklinde dönüştürülür.

Görüntü modeli üzerinde hedef uydunun genel hareketi denklem **(3.21)**'de gösterilmiştir.

$$S_i' = Ms_i + ti = 1,2,\ldots,N \qquad \textbf{(3.21)}$$

"$\boldsymbol{t} = [t_x\ t_y\ t_z]^{\mathrm{T}}$" hedef uydu konum vektörlerinin kamera merkezli koordinat sistemine göre dönüşüm vektörü ve "M " ise yine hedef uydunun kamera merkezli koordinat sistemine göre dönüşüm matrisi denklem **(3.22)**'de ifade edilmiştir. Burada φ Euler yuvarlama açısını, θ Euler yunuslama açısını, γ Euler kayış açısını ifade eder.

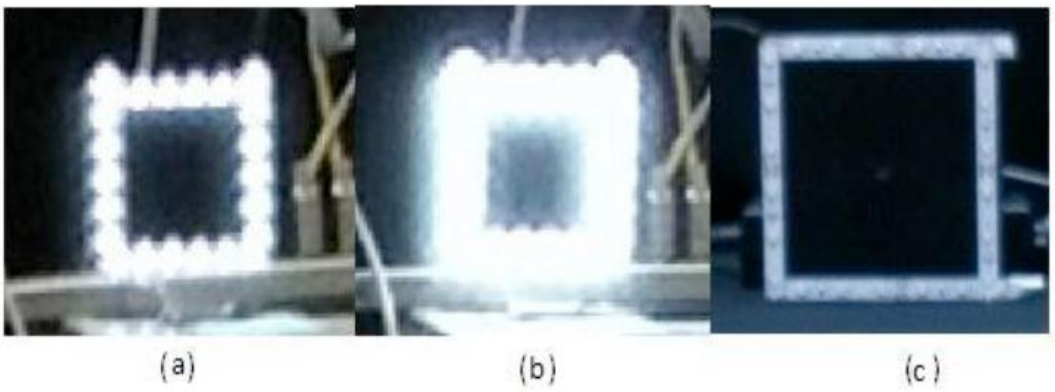
$$M = \begin{bmatrix} \cos\theta\cos\gamma & \cos\theta\sin\gamma & -\sin\theta \\ -\cos\varphi\sin\gamma + \sin\varphi\sin\theta\cos\gamma & \cos\varphi\cos\gamma + \sin\varphi\sin\theta\sin\gamma & \sin\varphi\cos\theta \\ \sin\varphi\sin\gamma + \cos\varphi\sin\theta\cos\gamma & -\sin\varphi\cos\gamma + \cos\varphi\sin\theta\sin\gamma & \cos\varphi\cos\theta \end{bmatrix} \qquad \textbf{(3.22)}$$

Kamera modeli görüntü deliğine göre, görüntü noktaları $\boldsymbol{S}_i = [X_i\ Y_i]^{\mathrm{T}}$ ile uydu belirleyici noktaları $\boldsymbol{S}_i' = [X_i'\ \ Y_i'\ Z_i']^{\mathrm{T}}$ arası ilişki denklem **(3.23)** de gösterildiği şekilde ifade edilir.

$$X_i = f\frac{X_i'}{Z_i'}, Y_i = f\frac{Y_i'}{Z_i'}i = 1,2,\ldots,N \qquad \textbf{(3.23)}$$

3.1.3.1. Işın Tabanlı Uydu Bağıl Seyrüsefer Metodu

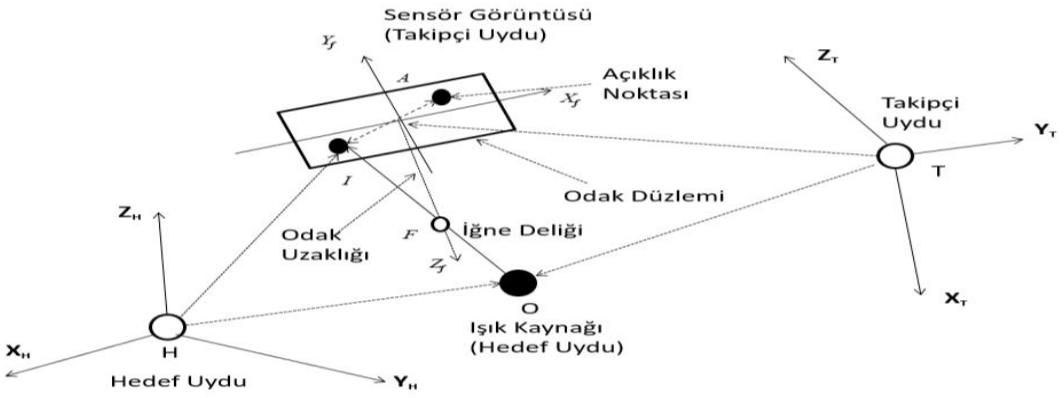
Literatürde, uydu bağıl seyrüsefer sistemlerinde ve uydu bağıl konum vektör tespiti amaçı ile Şekil 3.7'de gösterildiği şekilde Beacon/Led kullanımı hakkında birçok yöntem taraması mevcuttur (Nebylov ve diğ., 2018).



Şekil 3.7: Uydu Yüzeyi LED Aydınlatma Örnekleri.

Nebylov ve diğ., (2018)' den uyarlanmıştır.

Ölçümler, Şekil 3.8'de gösterildiği şekilde Beacon/Led ışınlarının gözlemleri ile oluşan görüş hattı vektörü ve görüntü düzleminde pozisyon belirleme teknikleri kullanılarak elde edilir (Alonso ve diğ., 2000). Bu metod, uzay araçları için formasyon uçuşlarında, bağıl seyrüsefer ve pozisyon tahminlerinde etkili bir yoldur.



Şekil 3.8: Tek Işık Kaynağı İçin Odak Düzlem Ölçümü.

Alonso ve diğ., (2000); Erkeç ve Hacızade (2021a)' den uyarlanmıştır.

Yeni görüntü tabanlı sensörler ile hedef uydudan takipçi uyduya, line-of sight vektörü sağlanır. Durum tahminileri, derecelendirilmiş harita metodu üzerinde dizayn edilmiş optimum gözlem sistemi ile bulunur (Felicetti ve diğ., 2018; Zhuang ve diğ., 2018; Nebylov ve diğ., 2016). Şekil 3.8'de gösterildiği gibi, uydular arası bağıl pozisyon ve yönelim için, led/beacon ışık kaynağı ve 3 düzlem kullanılmaktadır.

(X_H, Y_H, Z_H), hedef uydu düzlemi, iyi bilinen hedef uydu cisim koordinatları, beaconlar, hedef uydu sabit koordinat sistemi içeren hedef uydu üzerine yerleştirilir. Bu referans sisteminin merkezi, uydu konumsal problemi için uydu kütle merkezi olarak kabul edilir (H olarak ifade edilir) (Alonso ve diğ., 2000).

($X_{f,}Y_f,,Z_f$) ikinci düzlem, takipçi uydu için sabit düzlemdir. Bu düzlem, görüntü algılayıcı sisteminin, odak düzlemidir. X_f, Y_f eksenleri, dönen görsel sensöre (kamera) göre sabittir. Z_f ekseni odak deliğinden geçer. Takipçi uydu merkezine göre $Z_f = +f$ gibi bir şekilde konumlandırılmıştır (f olarak ifade edilir) (Alonso ve diğ., 2000).

(X_T,Y_T,Z_T), üçüncül düzlem; takipçi uydu kütle merkezine göre seçilir. Pozisyonu ve konumu f düzlemine göre belirlenir (T olarak ifade edilir) (Alonso ve diğ., 2000).

$H_{x,y,z}$ noktası, H-düzleminin merkez noktasıdır. $O_{x,y,z}$ noktası beaconların konum yerlerini gösterir. Birçok beacon ışığı olabilmesinin yanında, literatürde bazı araştırmacılar , beacon/led kullanılan görsel tabanlı bağıl seyrüsefer problemini en az sayıda beacon ışık kaynağı ile çözmeye çalışmıştır (Hua Bing ve diğ., 2016). $I_{x,y,z}$ noktası görüntü merkezidir (Alonso ve diğ., 2000).

Hedef uydu düzlemi ile takipçi uydu düzlemi arasındaki ilişkiyi düzenleyen dönüşüm matrisi C_H^T'dir ve hedef uydu düzleminde bulunan vektörleri, takipçi uydu düzlemine çevirir. Takipçi uydu düzlemi ile görüntü düzlemi arasındaki dönüşümü belirleyen ise C_f^T matrisi olup yerdeki kalibrasyon esnasında belirlenir. Düzlemlerde denklem **(3.24)**'de belirtilen **HO** vektörü H-düzlemi ile beaconlar arası, **HI** vektörü görüntü merkezi ile H-düzlemi arası, **OI** vektörü ise beaconlar ile görüntü merkezi arasında ki vektörleri ifade eder (Alonso ve diğ., 2000).

$$\overrightarrow{OI} = \overrightarrow{HI} - \overrightarrow{OI} \qquad \textbf{(3.24)}$$

Dönüşüm matrisleri ile hedef uydu düzlemindeki vektörler arasındaki ilişki denklem **(3.25)**'de belirtilmiştir.

$$C_H^m(\overrightarrow{HI} - \overrightarrow{HO})^s = C_H^m V^H = V^T \equiv (\overrightarrow{OI})^T \qquad \textbf{(3.25)}$$

Burada, takipçi uydu bağıl hız vektörü denklem **(3.26a) ve (3.26b)**'de belirtilmiştir.

$$V^T = \frac{1}{\sqrt{\xi}}\begin{bmatrix} X_1 - x_0 \\ Y_1 - y_0 \\ Z_1 - z_0 \end{bmatrix} \qquad \textbf{(3.26a)}$$

$$\xi = (X_1 - x_0)^2 + (Y_1 - y_0)^2 + (Z_1 - z_0)^2 \quad \textbf{(3.26b)}$$

Hedef uyduya göre, bilinen beacon/led koordinatları "X_0,Y_0,Z_0" ve bilinmeyen noktalar ise "X_1,Y_1,Z_1" dir. Denklem **(3.27)**'da belirtilen $x_ı$ ve $y_ı$ odak düzlemi üzerindeki ölçümler olup vektörel formda tanımlanmıştır.

$$v^f = \frac{1}{\sqrt{x_ı^2 + y_ı^2 + f^2}} \begin{bmatrix} x_ı \\ y_ı \\ -f \end{bmatrix} \quad \textbf{(3.27)}$$

f=focal uzunluğudur.Takipçi uydu düzlemi üzerindeki bu birim vektör $\mathbf{V^T = C_f^T v^f}$, takipçi düzlem ile sensör düzlemi arasındaki dönüşümü belirlemek için kullanılır. Ölçümlerde, kayma hatası model dizaynında göz önüne alınmalıdır.

Kayıklık hatası, dengesiz durumlardan kaynaklı ve sabit hata gibi tanımlı, kalibrasyon sürecinde belirlenen vektör olup "$\mathbf{v_a}$"denklem **(3.28)**'de belirtildiği şeklinde ifade edilir ve odak düzleminde tanımlanır.

$$v_a^T = C_f^T v_a^f = C_f^m \begin{bmatrix} x_a \\ y_a \\ 0 \end{bmatrix}^f \quad \textbf{(3.28)}$$

Sonuçta; hedef uydu üzerine yerleştirilmiş her beacon/led ışık kaynağı için ölçüm denklemleri **(3.29)**'e göre belirtilir.

$$v_j^T = C_s^T V_j^H + v_a^T \text{j=1,….N} \quad \textbf{(3.29)}$$

N, ışık kaynağı (beaconların sayısı) sayısıdır.

Eğer iki uydu arasındaki bağıl pozisyon tanımlanırsa, iki doğrultaş "line of sight" vektörü ile uydu konumu için çözüm bulunabilir. Bu durumda bağıl seyrüsefer vektörleri bilinmelidir. Eğer uydu ağırlık merkezleri biliniyorsa, "line of sight" vektörleri gereklidir. Kovaryans analizler göstermiştir ki, eğer bağıl seyrüsefer ve yönelim bilinmiyorsa, sadece 2 line of sight vektörü ile yönelimin 1 eksenini ve pozisyonun da 1 eksenini belirlenebilir. Ayrıca, iki "line of sight" vektörü kullanılan gözlem analizleride göstermiştir. Beacon/led ışık kaynakları hedef uyduya en yakın durumda yönelim tespiti iyi, pozisyon durum vektör tespiti ise kötüdür. Bununla birlikte beacon/led ışık kaynakları hedef uyduya en uzak durumda yönelim tespiti kötü, pozisyon durum vektör tespiti ise iyidir. Deterministik çözüme göre, hız ve pozisyon tahminisi için en az 4 line-of sight vektörü gereklidir (Alonso ve diğ., 2000).

3.1.3.2. SLAM Tabanlı Uydu Bağıl Seyrüsefer Metodu

Uyduların bağıl yörünge uçuşları esnasında, tahmin edilemeyen bir ortam için Eşzamanlı Yerelleştirme ve Haritalama (Simultaneous Localization and Mapping (SLAM)) algoritması kullanılabilir (Smith ve Cheeseman 1987). Dahili görsel sensörler, uyduların bağıl seyrüseferi için diğer platformlardaki ve ortamdaki yer işaretlerini ve köşe belirgeçlerini tespit ettiğinden, SLAM tekniği ile ardışık kenar algılama ve gözlemlerle platform konum vektörlerinin tahminisi yapılır (Kim ve Sukkarieh 2004; Dissanayake ve diğ., 2001). Bundan dolayı, tek uydu veya uydu formasyon mimarisi ile gerçekleşen asteroid keşif ve gezegenlerarası görevlerde SLAM tekniği kullanılmaktadır.

Odometreler, radar, GPS, sonar, lazer ve kızılötesi destekli sensörler gibi çeşitli menzil bulucular SLAM tekniklerinde yaygın olarak kullanılmaktadır (Teslic ve diğ. 2010; Vázquez-Martín ve diğ., 2009). Araştırmacılar SLAM teknikleri üzerine bir dizi çalışma ve gelişmelerde bulunmuşlardır (Chowdhary ve diğ. 2013; Engel ve diğ., 2012a; Engel ve diğ., 2012b; Weiss ve diğ., 2012).

SLAM teknikleri, uzay ortamı, güdüm, seyrüsefer ve kontrol (GNC) kısmı için önemli bir araştırma alanını oluşturur. SLAM video görüntülerindeki özelliklerin kaybına yönelik çözümlerin sağlamlığı, iletişim süreçlerinde geç kalınması, bağıl yörüngedeki yavaş kaymayı tespit etme zorluklarının ortadan kaldırılmasının yolları, araştırmacılar tarafından incelenmektedir (Sazdovski ve diğ., 2015).

3.1.3.3. Uydu Bağıl Seyrüseferinde PMD Kamera Kullanım Metodu

Photonic-Mixer-Device (PMD)-kameralar, lazer tabanlı sistemler gibi sinyal göndermezler. Boyutları görece küçük olan, küçük uydular, kameralar ile tespitleri için yeteri kadar sinyali yansıtamayabilirler. Bundan dolayı en uygun sistemi tasarlamak önemlidir. Her uydunun yüzeyine, diğer uyduyu doğrudan görecek şekilde kamera yerleştirilir. Bağıl mesafe ve açısal eksen ve uyduların merkezini birleştiren doğruyu hesaplama, görüntü kullanma üzerinden olur. Sonrasında mesafe ölçüm hassasiyeti belirleme gereklidir. En uygun algoritmayı tasarlamak gereklidir.

Aktif açısal stabilizasyon sistemi, kameranın optik ekseni, daha iyi bir görüntü elde etmek için diğer uydunun merkezine yönelmesi yöntemi tarafından, oryantasyonu

kontrol eder. Eğer görüntü, Güneş tarafından fazla ışıklandırılırsa, kablosuz link ile bağlı olan diğer uydunun kamerasından gelen görüntü kullanılabilir.

Aktif açısal stabilizasyon sisteminin kullanımının başarısı, lazer sistemindeki, alıcıya yansıtılan ışından daha fazladır. Çünkü faz karmaşıklığı, optik seyrüsefer sisteminden gelen bilgileri kullanılarak çözülebilir. Uydu bağıl seyrüsefer probleminde, lazer sistemi ile kamera sistemi beraber kullanılıp, başarılı şekilde hedef uydudan yansıtılırsa, yüksek hassasiyetli açısal ve mesafe ölçümü yapılabilir. Eğer bağıl hareket modeli iyi bilinirse, uydu kontrol sistemi için, optik seyrüsefer sistemi ve Kalman süzgecinin beraber kullanımı ile yapılan mimariyle gerekli hassasiyetli ölçümler yapılabilir. Kamera ile uydu bağıl mesafe ölçümü için iki görüntü işleme metodu göz önüne alınır (Nebylov ve diğ., 2018; Tweddle, 2010).

- Bir kamera ile görüntü işleme,
- Birçok kamera ile görüntü işleme (Stereo görüntü)

3.1.3.4. Görsel Bağıl Uydu Metod Esnasında Görüntü İşleme

LED ışıkları, uyduların köşelerini belirlemeye yarayan parametreler olarak kullanılır. LED ışıkları, mesafe ölçüm hassasiyetini arttıran maksimum görüntüyü verir. Özellikle küçük uydular için kullanılan, hem basit hem de diğer SLAM gibi fazla işlemci yükü gerektirmeyen bir yöntemdir.

LED ışıkları, eğer doğal aydınlatma varsa, kapatılabilir. Beyaz LED ışıkları, Siyah uydu ve uzay ortamı içinde iyi belirgeç olur. Aksi takdirde uydu geometrisini belirlemede zorluk yaşanabilir. Uydular arası ekstra link olması, mesafe ölçümlerinin hassasiyetinin arttırılması ve geri dönüşleri için faydalı olur. Görüntüler, video şeklinde olması işlem yükü açısından, genel bağıl uydu seyrüsefer mimarisine fazla yük bindireceğinden, görüntü işleme sürecinde resim kareleri kullanılması daha uygundur (Nebylov ve diğ., 2018; Tweddle, 2010).

Görüntü İşleme Süreci hata belirlemesinde anahtar faktörler;

- Pixel boyutu: Görüntü sensöründeki bir noktanın tespiti, pixel boyut hassasiyeti içindedir,
- Uydu kenarlarının tespitindeki karmaşıklıklar: Görüntüyü tanımlarken, aydınlatma hassasiyetine de bağlıdır,

- Ön işlem aşamasında, Hough-Transform parametrelerinin ve Canny dedektör kullanımı,
- Uydu tarafındaki doğrularının çift tespit ve izlemesinin sürdürülmesinde görüntü uzayı yerine, Hough uzayında Kalman süzgecisi kullanımıdır.

3.1.4. LAZER&LIDAR Tabanlı Uydu Bağıl Seyrüsefer Metodu

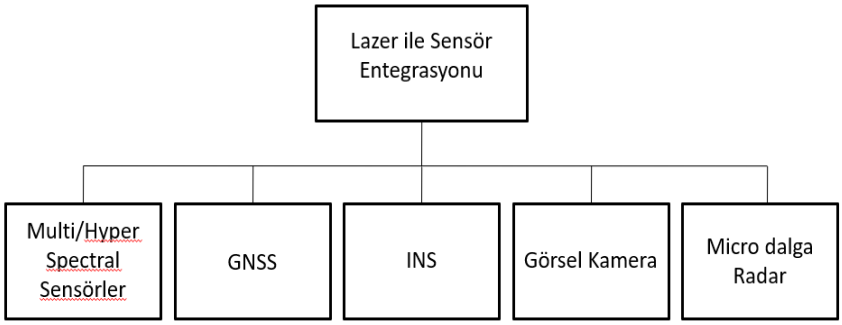
Lazer sistemleri, uzay platformlarında, lazer mesafe bulucuları (Laser Range Finders (LRF)), lazer hedef belirleyicileri (Laser Target Designators (LTD)), lazer radarları(Laser Radars (Işık Algılama ve Aralıklı-LIDAR)), lazer iletişim sistemleri (Laser Communication Systems (LCS)) ve yönlendirilmiş enerji silahları (Directed Energy Weapon (DEW)) gibi farklı türden uygulamalar için kullanılır. Lazer tabanlı ölçüm teknikleri Tablo 3.1'de gösterilmiştir. Bunun yanında Lazer&Lidar sensörleri ile uydu bağıl seyrüsefer, kenetlenme, 3D haritalama, uzaktan algılama, çarpışma uyarısı gibi uygulamalar için de sıklıkla kullanılmaktadır (Ramasamy ve diğ., 2016; Wang ve diğ., 2008).

Tablo 3.1: Lazer Tabanlı Uygulamlar ve Ölçüm Teknikleri.

Uygulamalar	Ölçüm Teknikleri
Güdüm, Seyrüsefer, Kontrol	Genlik (Yansıtım)
Hareketli Hedef Takibi	Mesafe (Gecikme)
Makine Ön Görüntüsü	Hız (Dopler Kayması ve Bağıl Mesafe)
Hız Ölçümü	Açısal Konum
Tespit ve Teşhis	Titreşim Seviyesi

Sabatini ve diğ., 2015'den uyarlandı.

Lazer&Lidar sistemleri, uydu bağıl durum kestirimlerinin doğruluğunun artması nedeniyle şekil 3.6 'da gösterildiği gibi sensör füzyonu ile diğer sistemlere entegre olmasının yanı sıra tek başına da kullanılabilir. Lazer sistemleri, sis ve bulut gibi atmosfer etkilerinden kaynaklanan kullanım kısıtlamalarından dolayı diğer sensörler ile beraber entegrasyonlu şekilde kullanımı daha yaygındır. Uzay platformlarında ise güç kısıtları tek olarak lazer sensörü kullanımını limitlendirmektedir.



Şekil 3.9: Uydu Bağıl Seyrüseferinde Kulanılan Lazer Sensörü ile Diğer Sensörlerin Entegrasyonu.

Sabatini ve diğ., 2015;Erkeç ve Hacızade (2021a)' den uyarlanmıştır.

Çoğu lazer sistemi, elektromanyetik dalga radarlarına benzer şekilde ancak çok daha yüksek frekanslarda çalışan aktif cihazlardır. Tablo 3.2'de gösterldiği gibi lazer tipleri farklı dalga boyunda çalışmaktadır (Erkeç ve Hajiyev, 2019; Sabatini ve diğ., 2015).

Tablo 3.2: Lazer Tiplerine Göre Dalga Boyları.

LazerTipleri	**Dalgaboyu**
CO_2	9.2-11.2 μm
Er:YAG	2 μm
Nd:YAG	1.06 μm
GaAIAs	0.8-0.904 μm
HeHe	0.63 μm
Çiftleştirilmiş Frekans Nd:YAG	0.53 μm

Sabatini ve diğ., (2015)'den uyarlandı.

Daha küçük bileşen ve doğru açısal çözünürlüğe sahip olmasından dolayı lazer sistemlerinin yararlı etkileri birçok uçan platformlarda kullanılması ile sonuçlanmıştır (Wang ve diğ., 2008). Bununla birlikte, lazer sensörleri toz, sis ve atmosfer bulutuna karşı o kadar savunmasızdır ki yakın mesafelerde, mikrodalga tabanlı sistemlere göre kullanımı çok daha sınırlıdır. Bu nedenle, çeşitli hava ve çevre koşullarında lazer sensor performansının analiz edilmesi önemlidir. Lazer tabanlı teknolojiler doğru konum belirleme ve açısal ölçüm yetenekleri sayesinde uzay platformlarında kullanabilir. Güç tüketimi ve ağırlık, uydular için her zaman zorlayıcı bir kısıttır, bu nedenle son yıllarda uzay platformları için güç ve kütle açısından uygun maliyetli Lazer&Lidar sensörleri geliştirilmeye çalışılmıştır (Sabatini ve diğ., 2015).

Mikrodalga radar menzil denklemi lazer sistemlerine de uygulanır ve dedektör tarafından alınan güç P_R denklem **(3.30)**'da gösterilmiştir.

$$P_R = \frac{P_T G_T}{4\pi R^2} \frac{\sigma}{4\pi R^2} \frac{\pi D^2}{4} \tau_{atm} \tau_{sys} \quad \textbf{(3.30)}$$

Burada P_T verici gücünü, G_T denklem **(3.31)**'da gösterilen verici anten kazancını, R menzili (m), D hüzme yarıçapını (m), τ_{atm} atmosferik geçirgenliği ve τ_{sys} sstem verici faktörünü temsil eder. Lazer sistemlerinde, verici anten kazancı, verici hüzme genişliği ile ifade edilir. Verici yayınımının genişliği, solid açısı α^2 olan kürenin alanı ile orantılıdır.

$$G_T = \frac{4\pi}{\alpha^2} \quad \textbf{(3.31)}$$

3.2. Uydu Bağıl Seyrüsefer Algoritmaları

Bu bölümde, sadece sensör füzyonu için değil aynı zamanda hedef uydu kontrol kısmı için uydu bağıl hareketlerini, Kalman süzgeci, partikül filtreleri gibi süzgeçler sayesinde kestirimlerini yapan algoritmalardan bahsedilmektedir. Doğrusal olmayan hareket karakteristiğinden, bölünmüş bir zaman diliminde doğrusala dönüştürülen durum vektörlerinin kestirimini yapmak bağıl uydu hareketini doğrullaştırma ve tanımlamada önemlidir. Bunun yanında, uydu bağıl vektör kestirimlerin yapılmasında, sistemin matematiksel ve fiziksel modelleri iyi tanımlanmalıdır (Erkeç ve Hajiyev, 2019).

Doğrusal rastgele sistemler için, Kalman süzgeçleri sistem durum vektör kestirimi ve optimizasyon teknikleri olarak bilinir (Auger ve diğ., 2013). Kalman süzgecleri için hassas bir sistem modeli ve doğru gürültü istatistik verileri gerekmektedir. Sistem modellemesindeki bilgi eksikliği, süzgeç doğruluğunun yanı sıra büyük kestirim hatalarına neden olur.

Strelow ve diğ., (2003) tarafından, ekstra sensörlere dayanan monoküler SLAM üzerine ilgili yapılan çalışmalarda, uçan platformun konum ve hız vektörlerinin kestirimi için düşük maliyetli sensörlerin beraber kullanımı ile oluşturulan bileştirilmiş sensör mimarisi, Genişletilmiş Kalman süzgeci (EKF) kullanılarak geliştirilmiştir (Strelow ve diğ., 2003). Driessen ve diğ., (2018) tarafında yapılan çalışmalarda ise bir IMU, bir lazer modülü ve ekstra bir jiroskop içeren bir optik akış

sensörleri kullanılmış ve atalet sensörlerinin kamera ile birleştirilmesinde yinelenen bir EKF'de önerilmiştir (Driessen ve diğ., 2018).

Genişletilmiş Kalman süzgeci (EKF), şimdiye kadar doğrusal olmayan filtreleme problemleri için en kapsamlı olarak kullanılan uygulama olmuştur. Bununla birlikte, EKF doğrusal olmayan dinamik sistemlerin, doğrusallaştırılarak ve geçerli bir gözlem modeli olduğunda doğru sonuçlar vermesi beklenir (Zhang ve diğ., 2014). Bundan dolayı, üçüncü derece küresel-radyal kübik kuralına dayalı Cubature Kalman süzgeci (CKF) (Arasaratnam ve Haykin, 2009) önerilmiş ve konumlandırma (Personen ve Piche, 2010), sensör füzyonu (Fernandez-Prades ve Vila-Valls, 2010) ve durum kestirimi (Tang ve diğ., 2012) gibi çeşitli uygulamalarda kullanılmıştır. Türevden arındırılmış ve ölçeklenen küp noktalarının sayısı durum vektörü boyutuyla doğrusaldır bu da CKF'nin yüksek boyutlu, doğrusal olmayan filtreleme problemlerinde uygulanabilmesini sağlar. EKF ile karşılaştırıldığında, AKF ve CKF, doğrusal olmayan sistemler için daha iyi yakınsama özelliklerine ve daha yüksek doğruluğa sahiptir (Arasaratnam ve Haykin, 2009).

Bazı araştırmacılar, Monte Carlo BenzetimMetodu (Melczer ve diğ., 2017; Song ve Xu, 2017), Lyapunov Metodu (Felicetti ve Emami, 2018; Alonso ve diğ., 2010) gibi farklı algoritma sistemleri veya Uyarlamalı Kalman süzgeci (Adaptive Fading Kalman Filters (AFKF)) gibi Kalman süzgeçlerinin yeni versiyonlarını kullanırlar (Xia ve diğ., 1998; Ozbek ve Aliev, 1998). Kalman süzgeçleri, sadece uçan araçlarda değil, aynı zamanda otonom kontrol, yanaşma, göreceli navigasyon amaçları için tüm platformların hareketlerinin doğrusallaştırması, durum vektörlerinin kestirimi ve optimizasyonlarının doğruluğunu artırmak için (Chen ve diğ., 2010) kullanılır. Bazı araştırmacılar, Sum of Gaussians (Kwok ve Dissanayake, 2004), parçacık filtreleri (Particle Filters) (Kwok ve Dissanayake, 2003) gibi farklı birçok durum vektör tahminisini yapmayı amaçlayan süzgeç teknikleri üzerinde çalışmıştır.

Bu çalışmaların en tutarlıları, hala iyi bilinen genişletilmiş Kalman süzgecine (Guerra ve diğ., 2013; Simon, 2006) dayanmaktadır. Kalman süzgeçleri sadece teoride değil, gerçek sistemlerin pratik kullanımında da kendilerini kanıtlamışlardır. Bununla birlikte, AKF ve UKF'ler gürültü dağılımı ile birlikte düşük performans ve iticiliğe maruz kalan lineer olmayan stokastik sistemlerin durum kestirimlerini yapmak için kullanılır (Li ve diğ., 2016).

3.3. Görev İşlemcisinin Uydu Bağıl Seyrüsefer Mimarisine Etkisi

Başarılı bir uydu bağıl seyrüsefer görevinin tasarlanması, uygulanması ve işletilmesi safhaları için görev bileşenlerinin tüm unsurlarının, uydu formasyonuna etkisi dikkate almalıdır.

- Yörünge ve formasyon (bağıl formasyon geometri dizaynı),
- Görev yükü (Kamera, askeri görev yükü),
- Platform (uydu gövde tipi),
- Yer istasyon gereksinimleri,
- Görev isterleri,
- Komuta&Kontrol mimarisi (uydular arası link).

Mühendislik açısından bakıldığında, formasyon uydu mimarisinde, görev işlemcisinin etkisi en önemli olanıdır. Hem kullanıcı ihtiyaçları tarafından tasarlanmalıdır hem de platform gerçeklikleri ile uyumlu olmalıdır. Uydu veriyolu formasyon mimarisinde sadece yukarıda açıklandığı gibi seyrüsefer sensörlerini ve kontrol aktüatörlerini etkilemekle kalmaz, aynı zamanda çeşitli diğer uydu alt sistemleri de etkiler.

- Yönelim Kontrol Sistemi (Attitude Control System (ACS)) (Formasyon uydu mimarisinde görev yükü açısından doğru yönelimi sağlar.),
- Güdüm, Seyrüsefer, Kontrol (Guidance, Navigation, Control (GNC)) (Bağıl uydu GNC fonksiyonlarını sağlar.),
- İtki (Propulsion (Prop.)) (Uydu bağıl formasyon geometrisi ve yörünge kontrolünü sağlar.),
- Yapısal mekanizma,
- Elektirik Güç Sistemi (Electrical Power System (EPS)),
- Isıl Kontrol Sistemi (Thermal Control Systems (TCS)),
- Dahili Bilgi İşleme Sistemi (On board Data Handling System (OBDH)),
- Telemetry, Takip, Kontrol (Telemetry, Tracking and Command (TTC)) (Görev yükü ve uydu formasyonu için gerekli bilgiyi sağlar.

Uydu bağıl seyrüsefer görevleri esnasında görev işlemcisi, gerek formasyon geometrisi için sensörlerden gelen yörünge ve bağıl konum durum vektör bilgilerini işlerken aynı zamanda uydu kontrol sistemine, görev isterleri ve manevra gereklilikleri göz önüne alınarak kontrol sinyaller iletir. Bu anlamda görev başarısı ve formasyon mimarisi muhafazasında kritik önem taşır.

4. BAĞIL UYDU SEYRÜSEFER MİMARİSİ TASARIMI

Uydu formasyon uçuşu, uzay aracının görev ihtiyaçlarına göre koordineli bir bağıl hareketini belirtir. Bu ihtiyaçları en iyi şekilde karşılamak için, mutlak ve bağıl yörüngeler, tasarım sürecinin erken bir aşamasında, görev tasarımı ve analizinin bir parçası olarak tasarlanır ve analiz edilir. Görev sırasında, bilgi araçta gerekli olabilir, ör. uzay aracı otonom işlevlerini ve aynı zamanda yerdeki (örn: yer istasyonları üzerinden) gelen bilgiler ile gelecekteki geçişleri planlar veya işler.

Bir uzay aracının mutlak hareketi, üç boyutlu olan konum vektörleri r ve hız vektörleri v olan 6 boyutlu durum vektörü y ile tarif edilir. Alternatif olarak, yörünge hareketi tanımlamak için altı yörünge eleman, genellikle Kepler elemanları olarak kullanılabilir. Herhangi bir t zamanında, uydusunun y (t) durum vektörü, eğer başlangıç koşulları y (t_0) ve değişkenler, yani hızlanma vektörü a(t) biliniyorsa, hareket denklemleri ile belirlenebilir. Dış kaynaklı ivme değişiklikleri, Dünya'nın karmaşık yerçekimi alanı, Güneş ve Ay'dan kaynaklı üçüncü cisim ivmelerinin yanı sıra, atmosferik sürtünme, ve güneş radyasyon basıncı gibi dış kaynaklardan kaynaklanmaktadır. Ayrıca, kasıtlı veya kasıtsız itici faaliyetleri gibi uzay aracı iç değişimleri, toplam ivmelenmeye katkıda bulunabilir.

Mutlak yörünge hesaplaması için sayısal veya analitik yöntemler kullanılabilir. Sayısal yöntemler, başlangıç koşullarına ve Newton'un hareket denklemleri kullanılarak, sayısal olarak entegre edilen bir dinamik modele dayanmaktadır. Bu yöntem, tahmin edilen yörüngeye, çok yüksek bir doğruluk sağlayabilir. Dinamik modellerin karmaşıklığı nedeniyle, bu hesaplamalar zaman alıcıdır ve bu nedenle, sınırlı CPU performanslarına sahip uydulardaki kullanımları da sınırlıdır. Buna karşılık, analitik modeller tipik olarak yüksek bir doğruluk sağlamaz, ancak hızlıdır ve uydu hareketinin dinamiklerinde fiziksel kavrayışa izin verir. Mutlak yörünge hesaplama yöntemleri Tablo 4.1'de tanımlanmıştır.

Tablo 4.1: Hassas Yörünge Hesaplamasında Metod ve Karakteristikler.

Metod	**Tip**	**Tipik Uygulama**	**Güçlü Yönü**	**Örnek**
Sayısal	Hareket Denklemlerinin Sayısal Bileşkesi	Yörünge Belirleme	Hassasiyet Genel Kullanım	Runga Kutta (DOPR18) DE çok adımlı Metot
Analitik	Bozuntu Teorisi	Görev Planlama	Düşük Hesaplama Yükü	Lagrange Gezegenler arası

Bağıl uzay aracı hareketi için, temel olarak farklı iki yöntem uygulanabilir. Uydu sayısal mutlak y_i (t) ve y_j (t) yörüngeleri olursa, yörünge farklılıkları ise $\Delta y(t) = y_j(t) - y_i(t)$ olarak tanımlanır. Alternatif olarak ise, uydu formasyon uçuş oluşumunda uçan uzay aracının bağıl hareketini tanımlamak için, özel analitik modeller kullanılabilir. Bağıl hareketin en yaygın modeli olarak, ayrıntılı olarak verilen Hill-Clohessy-Wiltshire (HCW) denklemleri kullanır. Uydu bağıl hareket hesaplama yöntemleri Tablo 4.2'de gösterilmiştir.

Tablo 4.2: Uydu Bağıl Seyrüsefer Hesaplama Metodları.

Metod	**Tip**	**Tipik Uygulama**	**Güçlü Yönü**	**Örnek**
Sayısal	Uyduların Yörünge Sayısal Farkları	Yer Merkezli Yörünge Düzeltmesi	Hassasiyet Genel Kullanım	Yörünge Denklemleri
Analitik	Uydu Bağıl Hareket Analitik Modeli	Görev Planlama	Düşük Hesaplama Yükü	Hill-Clohessy-Wiltshire Denklemleri

Tez çalışmasında, bağıl uydu mimarisine yeni bir yaklaşım olarak, bağıl uydu durum vektörleri 2 aşamada tahmin edilmiştir.

Birinci aşama:

GPS ölçümlerine dayalı "Sözde mesafe ölçüm modeli (**Pseudo-ranging model**)" yaklaşımını kullanarak, hedef ve takipçi uydu konum durum vektörlerinin kestirimi yapılmıştır.

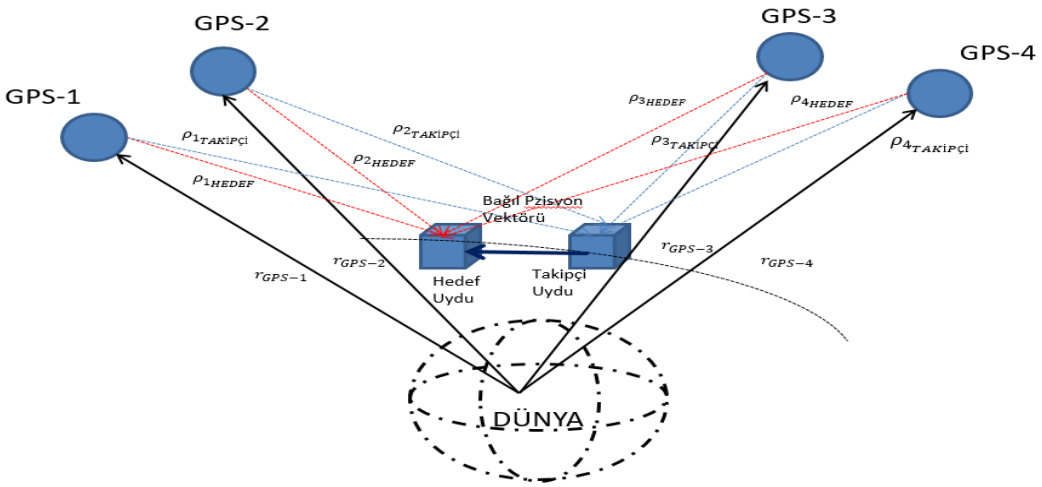
İkinci aşama:

İlk aşamanın sonuçları kullanılarak, uydu bağıl hareket modelinin durum vektörleri tahmin edilir. Bu nedenle, hedef ve takipçi uydularının durum vektörü tahminileri, uydular arasındaki bağıl hareketin konum ve hız vektörlerini kestirmede kullanılan Kalman süzgeçi tahminleri için ölçüm değerleri olarak kullanılmıştır.

4.1. Hedef ve Takipçi Uyduların Konumlandırılması

Hedef ve izleyici uydularının yörünge tahminleri, J2 bozuntusu dikkate alınarak Keplerian yörünge elemanları ile yapılır. Uyduların konum tespiti için belirtilen tüm denklemler hem hedef hem de takipçi uydular için geçerlidir ve ayrı olarak belirtilmemiştir.

Hedef ve takipçi uydularını bulmak için oluşturulan mimari Şekil 4.1'de gösterildiği gibidir. Hedef ve takipçi uydularının Kepler elemanları ile tanımlanan konum vektörleri baz alınarak, 4 GPS uydusundan gelen ölçüm bilgilerinde Kalman süzgeçi vasıtasıyla işlenmesi ile hassas kestirimleri yapılır. Böylece, hedef ve takipçi uydularının konum bilgisi, "GPS tabanlı Pseudo-ranging modele" dayalı olarak elde edilir. Bu modelde GPS uyduları ile hedef ve takipçi uyduların arasındaki doğrusal olmayan uzaklıklar ölçüm bilgileri olarak alınır.



Şekil 4.1: Tasarlanan bağıl uydu konumlandırılması gösterimi.

Erkeç ve Hacızade (2020b)' den uyarlanmıştır.

Hedef ve takipçi uydularının J2 bozuntu içeren yörünge aşağıda verilen denklemde **(4.1)** verildiği gibi gerçekleşir.

$$\ddot{r} = \begin{bmatrix} \ddot{r}_x \\ \ddot{r}_y \\ \ddot{r}_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -\frac{\mu_\oplus}{r^3}x - \left\{\frac{3}{2}J_2\frac{\mu_\oplus}{r^2}\left(\frac{R_\oplus}{r}\right)^2\left(1-5\left(\frac{z}{r}\right)^2\right)\frac{x}{r}\right\} \\ -\frac{\mu_\oplus}{r^3}y - \left\{\frac{3}{2}J_2\frac{\mu_\oplus}{r^2}\left(\frac{R_\oplus}{r}\right)^2\left(1-5\left(\frac{z}{r}\right)^2\right)\frac{y}{r}\right\} \\ -\frac{\mu_\oplus}{r^3}z - \left\{\frac{3}{2}J_2\frac{\mu_\oplus}{r^2}\left(\frac{R_\oplus}{r}\right)^2\left(1-5\left(\frac{z}{r}\right)^2\right)\frac{z}{r}\right\} \end{bmatrix} \quad \textbf{(4.1)}$$

Burada, $r = [x \quad y \quad z]^T$ uydu konum vektörünü, x, y, z konum vektör bileşenlerini, $\|r\| = \sqrt{x^2+y^2+z^2}$ konum vektörünün the euclidean normalini, G evrensel çekim sabitini, $M_\oplus$ Dünya kütlesini, $\mu_\oplus = GM_\oplus$Dünyanın yerçekim standart sabitini, $R_\oplus$ Dünya'nın ekvatoryal yarıçapını ve J_2 ise geopotential modelin ilk bileşenini ifade eder. Hedef ve takipçi uydular için; J_2 bozuntulu yörünge modelinde belirtilen istenmeyen ivmeden türetilen iki cisim yörünge modeli denklem **(4.2)** ile ifade edilir.

$$\begin{bmatrix} \dot{r} \\ \ddot{r} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} dr/dt \\ dV/dt \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \dot{r} \\ \dot{V} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \dot{x} \\ \dot{y} \\ \dot{z} \\ \dot{V}_x \\ \dot{V}_y \\ \dot{V}_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} V_x \\ V_y \\ V_z \\ -\frac{\mu_\oplus}{r^3}x + \left(a_{J_2}\right)_x \\ -\frac{\mu_\oplus}{r^3}y + \left(a_{J_2}\right)_y \\ -\frac{\mu_\oplus}{r^3}z + \left(a_{J_2}\right)_z \end{bmatrix} \quad \textbf{(4.2)}$$

Burada V_x, V_y, V_z uydu hız vektörlerin olan V'nin bileşenlerini, a_{J_2} ise J_2 bozunumundan kaynaklı bozuntulu ivmeyi ifade eder.
$U = [x(t) \quad y(t) \quad z(t) \quad V_x(t) \quad V_y(t) \quad V_z(t)]^T$ve $f(U,t)$ bileşenleri kullanılarak denklem **(4.3)** ile yörüngesel dağılım ifade edilir.

$$\dot{U} = \frac{dU}{dt} = f(U,t) \tag{4.3}$$

Yörünge denklemini ayrıklaştırdığımızda, denklem **(4.2)**'den 6 denklem elde edilir. Denklem **(4.4)** ile uydu pozisyon durum vektör bileşenleri ifade edilmiştir.

$$\begin{aligned} x_{i+1} &= x_i + \Delta t V_{x_i} \\ y_{i+1} &= y_i + \Delta t V_{y_i} \\ z_{i+1} &= z_i + \Delta t V_{z_i} \end{aligned} \tag{4.4}$$

Uydu hız durum vektörleri elde edinimi denklem **(4.5)** ile gösterilmiştir.

$$\begin{aligned} V_{y_{i+1}} &= V_{y_i} - \Delta t \mu_{\oplus} \frac{y_i}{r_i^3} \\ V_{z_{i+1}} &= V_{z_i} - \Delta t \mu_{\oplus} \frac{z_i}{r_i^3} \\ V_{x_{i+1}} &= V_{x_i} - \Delta t \mu_{\oplus} \frac{x_i}{r_i^3} \end{aligned} \tag{4.5}$$

Hedef ve takipçi uydu konum vektörlerine göre ise uyduların irtifasını bulmak için **(4.6)** denklemi kullanılır.

$$\boldsymbol{r_i}^2 = x_i^{\,2} + y_i^{\,2} + z_i^{\,2} \; r_i = \sqrt{x_i{}^2 + y_i{}^2 + z_i{}^2} \tag{4.6}$$

GPS tabanlı uydu formasyon uçuşunun muhafaza edilmesi sırasındaki ilk kısım, belirli bir yörünge altında, hedef ve takipçi uydularının konumunun ve hız vektörlerinin GPS uyduları tarafından kestiriminin yapılmasıdır. Tez çalışmasında, GPS ölçüm modelinde, hata olarak yalnızca GPS uydularının saat sapması ve ölçüm gürültüsü kullanıldığı varsayılmıştır. GPS uyduları ile hedef uydu alıcısı arasında 4 noktalı mesafe modeli kullanılmaktadır. Doğrusal olmayan model, belirli zamanlarda dört GPS uydusundan gelen dört ölçümü kullanır.

$$\rho_i = d_i + \left(\delta_{\sum}\right)_i \; i = 1,2,3,4 \tag{4.7}$$

$$\left(\delta_{\sum}\right)_i = \delta_{Clk} + (\delta_N)_i \tag{4.8}$$

$$d_i = \sqrt{\left(\left(x_{GPS_i} - x\right)^2 + \left(y_{GPS_i} - y\right)^2 + \left(z_{GPS_i} - z\right)^2\right)} \tag{4.9}$$

Hedef ve takipçi uydular ile k[th] GPS uydusu arasında ki uzaklık denklem **(4.7)**'de beirtildiği şekilde d_i olarak tanımlanır. GPS uyduların kartezyen koordinatları $x_{GPS_i}, y_{GPS_i}, z_{GPS_i}$ olarak tanımlanır. Hedef ve takipçi uydu kartezyen koordinatları x, y, z olarak tanımlanır. Denklem **(4.8)**'de gösterildiği gibi toplam hata $\left(\delta_{\sum}\right)_i$, δ_{Clk} metre cinsinden sabit saat kaymasına ve i[nci] gerçek uzaklık ölçümündeki $(\delta_N)_i$ rastgele gürültü ölçümüne göre ifade edilir. Burada ρ hata içeren gerçek uzaklık değerini, denklem **(4.9)**'da belirtildiği gibi d_i ise hata içermeyen uzaklık değerini ifade eder. Böylelikle GPS-kullanıcı sözde uzaklık modeline dayalı (GPS-user pseudo-ranging model) hedef ve takipçi uydunun konumlandırılması, 4 GPS uydusu ile gerçekleştirilir.

4.2. Hedef ve Takipçi Uydu Durum Vektörleri için Newton-Raphson Modeli Kullanımı

GPS uyduları ile hedef ve takipçi uydular arasındaki mesafe farkı fonksiyonunun mimimum değerlerini elde etmek için denklem **(4.10)**'da gösterildiği gibi $\left(x_{GPS_i}, y_{GPS_i}, z_{GPS_i}, \rho_i\right)$ değişkenlerden $U^{NRM} = [x^{NRM} \quad y^{NRM} \quad z^{NRM} \quad \delta_{clk}^{NRM}]$ yeni değerlerin bulunması amaçlanmıştır (Bagcı ve Hajiyev, 2016).

$$F = \begin{bmatrix} F_1 \\ F_2 \\ F_3 \\ F_4 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} (\rho_1 - (\delta_{Clk})_1)^2 - (d_1)^2 \\ (\rho_2 - (\delta_{Clk})_2)^2 - (d_2)^2 \\ (\rho_3 - (\delta_{Clk})_3)^2 - (d_3)^2 \\ (\rho_4 - (\delta_{Clk})_4)^2 - (d_4)^2 \end{bmatrix} \tag{4.10}$$

Klasik Newton-Raphson modelinde, sonraki iterasyon durumlarını tespit etmek için denklem **(4.11)**'de kullanılır (Huang et al., 2017).

$$U_{k+1}^{NRM} = \begin{bmatrix} x_{k+1}^{NRM} \\ y_{k+1}^{NRM} \\ z_{k+1}^{NRM} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} x_k^{NRM} \\ y_k^{NRM} \\ z_k^{NRM} \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} \frac{\partial^2 \sum F_i}{\partial x^2} & \frac{\partial^2 \sum F_i}{\partial x \partial y} & \frac{\partial^2 \sum F_i}{\partial x \partial z} \\ \frac{\partial^2 \sum F_i}{\partial y \partial x} & \frac{\partial^2 \sum F_i}{\partial y^2} & \frac{\partial^2 \sum F_i}{\partial y \partial z} \\ \frac{\partial^2 \sum F_i}{\partial z \partial x} & \frac{\partial^2 \sum F_i}{\partial z \partial y} & \frac{\partial^2 \sum F_i}{\partial z^2} \end{bmatrix}^{-1} \begin{bmatrix} \frac{\partial \sum F_i}{\partial x} \\ \frac{\partial \sum F_i}{\partial y} \\ \frac{\partial \sum F_i}{\partial z} \end{bmatrix} \tag{4.11}$$

Burada k + 1 iterasyon adımı, *i* nci ölçülen GPS uydusunu belirtir. Newton-Raphson kaba ama etkili bir tahmin modeli olmasına rağmen, sistem hatası minimumlarını bulurken dikkat edilmesi gereken bazı hususlar vardır.

- İlk iterasyon için uygun başlangıç koşullarının belirlenmesi,
- Yerel uç noktalardan kaçınma zorluğu,
- Denklem çözümlerinde tekillik oluşumudur.

Böylelikle, bu Newton-Raphson işleminin sonunda, sistem durum vektörü, denklem **(4.12)** yardımıyla elde edilir.

$$U^{NRM} = [x^{NRM} \quad y^{NRM} \quad z^{NRM} \quad \delta_{Clk}^{NRM}]^T \tag{4.12}$$

Newton-Raphson Modeli ile, hedef ve izleyici uydu konumları, GPS verileri kullanılarak kabaca tespit edilir. Bağıl uydu durum vektör ölçümleri U_R^{NRM} denklem **(4.13)**' de gösterildiği gibi hedef ve takipçi uydularının NRM pozisyon durum farkları şeklinde bulunur ve denklem **(4.14)**'de gösterildiği şekilde ifade edilmiştir.

$$U_R^{NRM} = U_{Hedef}^{NRM} - U_{Takipçi}^{NRM} \tag{4.13}$$

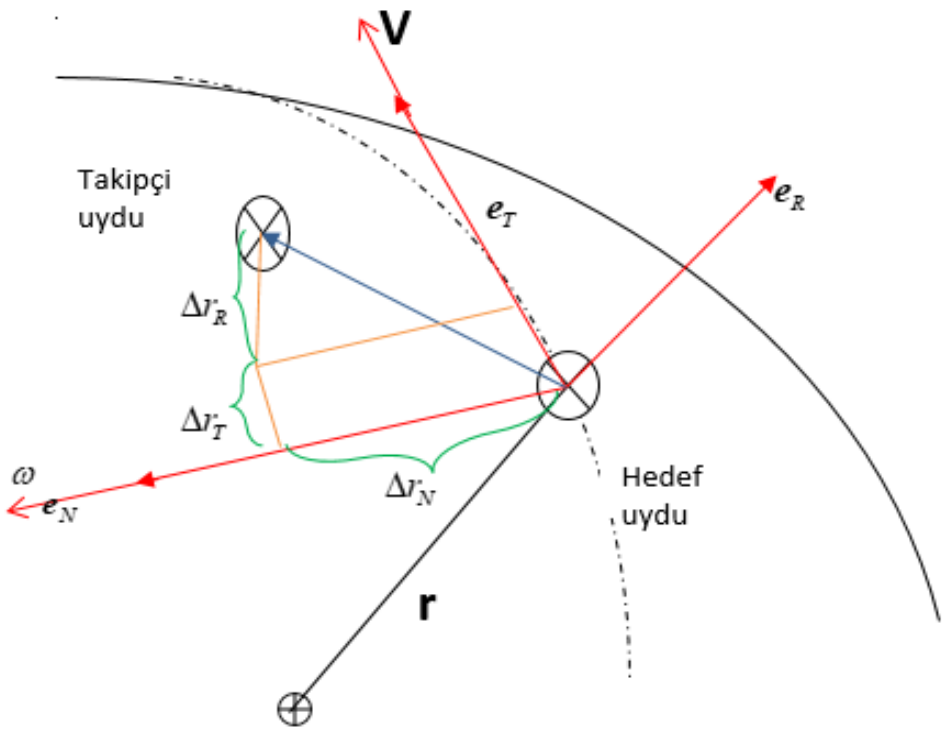
$$\boldsymbol{U}_{\mathrm{R}}^{NRM} = \left[x_{\mathrm{R}}^{NRM} \quad y_{\mathrm{R}}^{NRM} \quad z_{\mathrm{R}}^{NRM} \right]^T \tag{4.14}$$

Konum farklılıkları ölçüm olarak alındığında hedef ve takipçi uydularının saat kayıklıkları birbirini ortadan kaldırır.

4.3. Hill-Clohessy-Wiltshire Denklemlerini Kullanarak Uydu Bağıl Seyrüsefer Tanımlaması

Hill-Clohessy-Wiltshire (HCW) denklemleri, genel anlamda uydu formasyon uçuşu bağıl hareket modelinin analitik çözümü için kullanılmaktadır (Hill, 2020; Clohesy ve Wiltshire, 2012). Yerel dikey yerel yatay (LVLH) düzlem kullanılarak, Dünya'ya bağıl yörüngelerdeki hedef ve takipçi uydu şeklinde iki uzay aracının göreceli hareket modeli, aşağıda açıklanan varsayımlara göre tanımlanır.

Hedef uyduya göre göreceli hareketi görselleştirmek için dönen bir yerel-dikey-yerel-yatay (LVLH) düzlem uygulanır (Lim ve diğ., 2006). x-ekseni radyal yönde, y-ekseni yörünge düzlemine dikeydir ve açısal momentum vektörünün yönünü belirtir. Sonunda z-ekseni, hareket iz yönü ile birlikte kendisini tanımlar.



Şekil 4.2: Formasyon Uçuşdaki Hedef ve Takipci Uydunun Hill Referans Düzlemi.

Erkeç ve Hacızade (2021b)' den uyarlanmıştır.

Hill düzleminde x,y,z koordinatları Şekil 4.2 'de gösterildiği gibidir. Referans pozisyon merkezi ve hedef uydu oriyantasyonu, e_R, e_T, e_N olarak üçlü vektör gösterimi ile ifade edilir. Bu durumda $e_T$birim vektörü pozitif yörünge momentum vektörüne paralel (normal yönünde pozitif yörünge), e_R birim vektörü yörünge radyal yönünde (dışa doğru pozitif yönde), e_N birim vektörü ise koordinat takımını tamamlayan yönde ifade edilir. Böylelikle uydular arası poziston farkı Δr, denklem (4.15)' de gösterildiği gibi, hedef uydu pozisyonu vektörü r_M ile takipçi uydu pozisyon vektörünün r_F farkı olarak ifade edilir.

$$\Delta r = r_F - r_M = \Delta r_R e_R + \Delta r_N e_N + \Delta r_T e_T = x e_R + y e_N + z e_T \quad \textbf{(4.15)}$$

Hedef uydu hareketi, denklem **(4.16)**'da gösterildiği iki cisim problemine uygun şekilde ele alınır.

$$\ddot{\vec{r}}_{Hedef} = -\frac{\mu \vec{r}_{Hedef}}{r_{hedef}^3} \quad \textbf{(4.16)}$$

Takipçi uydunun, denklem **(4.17)**'de gösterildiği gibi itki sisteminin olduğu varsayılmıştır.

$$\ddot{\vec{r}}_{Takipçi} = -\frac{\mu \vec{r}_{Takipçi}}{r^3_{Takipçi}} + \vec{F} \qquad \textbf{(4.17)}$$

Bağıl uydu konum vektörü denklem **(4.18)**'de gösterildiği şekilde elde edilir.

$$\vec{r}_{Bağıl} = \vec{r}_{Takipçi} - \vec{r}_{Hedef} \Rightarrow \ddot{\vec{r}}_{Bağıl} = \ddot{\vec{r}}_{Takipçi} - \ddot{\vec{r}}_{Hedef} \qquad \textbf{(4.18)}$$

Böylelikle denklem **(4.19)** ile bağıl hareket ivmesi tanımlanmış olur.

$$\ddot{\vec{r}}_{Bağıl} = -\frac{\mu \vec{r}_{Takipçi}}{r^3_{Takipçi}} + \vec{F} + \frac{\mu \vec{r}_{Hedef}}{r^3_{Hedef}} \qquad \textbf{(4.19)}$$

Bağıl uydu hareket denklemleri **(4.20a)**, **(4.20b)** , **(4.20c)** ile her eksende tanımlanır.

$$\ddot{x} - 2\omega\dot{z} - 3\omega^2 x = a_x \qquad \textbf{(4.20a)}$$

$$\ddot{y} + \omega^2 y = a_y \qquad \textbf{(4.20b)}$$

$$\ddot{z} + 2\omega\dot{x} = a_z \qquad \textbf{(4.20c)}$$

Uydu açısal hız denklem **(4.21)** şeklinde ifade edilir.

$$\omega = \sqrt{\frac{\mu}{{r_M}^3}} \qquad \textbf{(4.21)}$$

Burada r_MDünya kütle merkezi ile hedef uydu arasında ki bağıl mesafeyi, ω hedef uydu yörünge açısal hızını, LVLH koordinat sisteminde üç eksendeki istenilen formasyon değerleri için gerekli olan a_x, a_y, a_z manevra ivmesi olarak ifade edilmiştir. Hedef ve takipçi uydu arasında LVLH koordinat sistemindeki bağıl posisyon vektörleri x, y, z olarak, ve Dünya yerçekimi bileşenini de μ olarak gösterilmiştir.

Doğrusallaştırılmış denklemlerin 6 boyutlu matris formuna dönüştürülme aşamaları sırasıyla **(4.22), (4.23), (4.24)** denklemlerinde gösterilmiştir.

$$\dot{X} = AX + BU \qquad \textbf{(4.22)}$$

Burada, $X = [x \quad y \quad z \quad \dot{x} \quad \dot{y} \quad \dot{z}]^T$, $U = [a_x \quad a_y \quad a_x]^T$, $A = \begin{bmatrix} 0_{3X3} & I_{3X3} \\ F_1 & F_2 \end{bmatrix}$, $B = \begin{bmatrix} 0_{3X3} \\ I_{3X3} \end{bmatrix}$, $F_1 = \begin{bmatrix} 3\omega^2 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \omega^2 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}$,$F_2 = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 2\omega \\ 0 & -\omega^2 & 0 \\ -2\omega & 0 & 0 \end{bmatrix}$, başlangıç zamanını t_0 olarak varsayarsak, denklem **(4.20)**'nin herhangi bir t anı için kontrol içermeyen uydu bağıl hareketi için genel çözümü aşağıda gösterildiği şekildedir.

$$X(t) = \Phi(\Delta t)X(t_0) \tag{4.23}$$

Durum dönüşüm matrisi olan $\Phi(\Delta t)$denklem **(4.24)**'de 4 parçaya ayrılmıştır.

$$\Phi(\Delta t) = \begin{bmatrix} \Phi_{11} & \Phi_{12} \\ \Phi_{21} & \Phi_{22} \end{bmatrix} = [\Phi_r \quad \Phi_v] \tag{4.24}$$

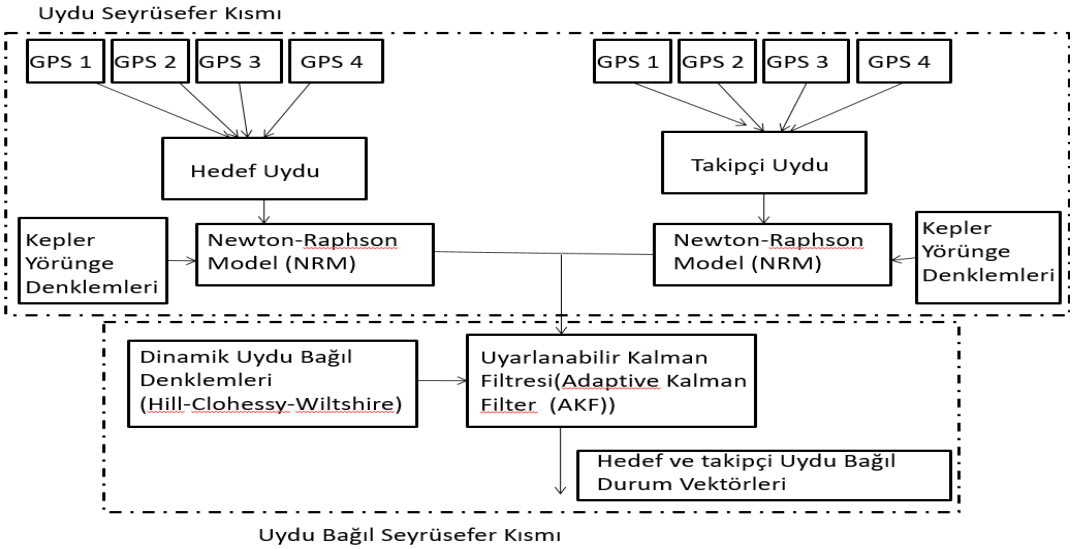
Herhangi bir t zamanı için takipçi uydu pozisyon $r = [x \quad y \quad z]^T$ve hız $v = [\dot{x} \quad \dot{y} \quad \dot{z}]^T$ vektörleri denklem **(4.25)**'de belirlenebilir.

$$\begin{aligned} r(t) &= \Phi_{rr}(\Delta t)r_0 + \Phi_{rv}(\Delta t)v_0 \\ v(t) &= \Phi_{vr}(\Delta t)r_0 + \Phi_{vv}(\Delta t)v_0 \end{aligned} \tag{4.25}$$

Böylelikle, hedef ve takipçi uyduların pozisyon ve hız ilk koşul bileşenleri $x_0, y_0, z_0, \dot{x}_0, \dot{y}_0, \dot{z}_0$ bilindiğinde, gelecekteki bağıl uydu pozisyon ve hız $x, y, z, \dot{x}, \dot{y}, \dot{z}$ bileşenleri bulunabilir.

4.4. Uydu Bağıl Durum Tahminileri için Uyarlamalı Genişletilmiş Kalman Süzgeci Kullanımı

Newton-Raphson yöntemi, hem hedef hem de takipçi uyduların durum vektör kestirimleri için kullanılır. NRM, vektör maliyet fonksiyonu minimizasyon problemlerine iyi bilinen bir yaklaşımdır. Hedef ve takipçi uydularının bağıl konumu ve hız optimizasyonu için kullanılan NRM metodu ile Uyarlamalı. Kalman süzgeç (AKF) tabanlı uydular arasındaki kestirim mimarisi Şekil 4.3'te gösterilmektedir.



Şekil 4.3: Uyarlamalı Kalman Süzgeci ile Uydu Bağıl Durum Vektör Kestirimi Şeması.

Erkeç ve Hacızade (2021b)' den uyarlanmıştır.

Hedef ve takipçi uydularının bağıl konumu NRM yöntemiyle kabaca belirlenir ve genişletilmiş Kalman süzgecine (EKF) bir ölçüm olarak girilir. EKF, "HCW" denklemleri kullanılarak tasarlanmıştır, böylece uydunun göreceli konumu ve hızı bu süzgeç aracılığıyla tahmin edilir. Bu yöntemin avantajı, göreceli navigasyon durumlarını tahmin etmek için EKF girdilerinden ilişkisiz olmasıdır, çünkü hedef ve takipçi uydularının konumları NRM yöntemi ile belirlenir ve aralarında bir korelasyon yoktur. Ayrıca, hedef ve takipçi uydularının konumlarını ve bağıl durumlarını tahmin etmek için J2 bozunumu ve sistem gürültüleri hesaba katılır.

İlk aşamanın sonuçları kullanılarak, uydu bağıl hareket modelinin durum vektörleri tahmin edilir. Bu nedenle, NRM'ye dayalı hedef ve takipçi uydularının durum vektörü kestirimleri, uydular arasındaki bağıl hareketin konum ve hız vektörlerinin AKF tahminleri için ölçüm değerleri olarak kullanılmıştır. Ölçüm gürültüsünün kovaryans matrisi bilinmediğinden, bağıl hareketi tahmin etmek için ölçüm gürültüsü kovaryans tahminine sahip AKF sunulmuştur. Bu nedenle AKF, ölçüm gürültü kovaryanslarının hem durumlarını hem de özelliklerini tahmin etmek için kullanılır.

Bilinmeyen ölçüm gürültü kovaryansları, inovasyon taraflarının istatistiksel analizi ile elde edilmektedir. Ölçüm gürültü kovaryansının uyarlanması, kovaryans ölçeklendirmesi temelinde gerçekleştirilir.

4.5. Uydu Bağıl Durum Kestirimleri için Kalman Süzgeç Yapısı

Hedef ve takipçi uydu bağıl durum vektörleri denklem **(4.26)**' da gösterilmiştir.

$$U^R = \begin{bmatrix} x^R & y^R & z^R & V_x^R & V_y^R & V_z^R \end{bmatrix}^T \quad \textbf{(4.26)}$$

Doğrusal olmayan bağıl sistem modeli denklem **(4.27)**' de gösterilmiştir.

$$U_k^R = \phi_{k-1}(U_{k-1}^R) + w_{k-1}, \quad \textbf{(4.27)}$$

Burada, w sıfır ortalamalı beyaz sistem gürültüsünü ifade eder.
Bağıl ölçüm durumları denklem **(4.28)** için denklem **(4.14)** kullanılması önerilmiştir.

$$z_k = U_k^{NRM_{Bağıl}} = U_k^{NRM_{Hedef}} - U_k^{NRM_{Takipçi}} \quad \textbf{(4.28)}$$

Ölçme duyarlılık matrisinin (H) belirlenmesinde doğrusal yaklaşım olarak (3x6) lık matris ile denklem **(4.29)**'da gösterilmiştir.

$$H = \begin{vmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \end{vmatrix} \quad \textbf{(4.29)}$$

Öngörülen durum vektör tahminileri denklem **(4.30)** ile hesaplanır.

$$\hat{U}_k^{R(-)} = \phi_{k-1}\left(\hat{U}_{k-1}^{R(+)}\right) \quad \textbf{(4.30)}$$

Öngörülen süzgeç kovaryans matrisi denklem **(4.31)** ile hesaplanır.

$$P_k^{R(-)} = F_{U_{k-1}} P_{k-1}^{R(+)} F_{U_{k-1}}^T + G_{k-1} Q_{k-1} G_{k-1}^T, \quad \textbf{(4.31)}$$

Burada Jakobien matris denklem **(4.32)** ile ifade edilir.

$$F_{U_{k-1}} \approx \frac{\partial f(\hat{U}_{k-1}^R)}{\partial \hat{U}_{k-1}^R} \quad \textbf{(4.32)}$$

I birim matris, $P_{k-1}^{R(+)}$ bağıl durum vektörlerinin kestirim hatası kovaryans matrisi ve $P_k^{R(-)}$ ekstraplasyon hatasının kovaryans matrisi olarak ifade edilir. G_{k-1} sistem gürültüsünün dönüşüm matrisi, Q_{k-1} sistem gürültüsünün kovaryans matrisi olarak tanımlanır.
Kalman kazancı denklem **(4.33)**'de gösterilmiştir.

$$K_k = P_k^- H_k^T \left[H_k P_k^{(-)} H_k^T + R_k \right]^{-1} \quad \textbf{(4.33)}$$

Burada, R_k ölçüm gürültüsünün kovaryans matrisidir. İnnovasyon denklem **(4.34)**'de belirtildiği gibidir.

$$\Delta_k = z_k - H_k U_k^{R(-)} \quad \textbf{(4.34)}$$

Güncellenen durum vektörleri kestirimleri denklem **(4.35)**'e göre hesaplanır.

$$\hat{U}_k^{R(+)} = \hat{U}_k^{R(-)} + K_k \Delta_k \quad \textbf{(4.35)}$$

Güncellenmiş süzgeç kovaryans matrisi denklem **(4.36)**'a göre hesaplanır

$$P_k^{(+)} = \{I - K_k H_k\} P_k^{(-)} \quad \textbf{(4.36)}$$

Ölçüm kovaryans matrisi R_k bilinmediğinden, R matrisini uyarlanmış EKF ile kestirimi aşağıdaki bölümde anlatılmıştır.

4.6. Çoklu Ölçüm Gürültü Ölçeği Faktörlü Uyarlamalı EKF

KF'nin bilinmeyen gürültü kovaryansları, inovasyon veya kalıntı serilerinin istatistiksel analizi ile belirlenir. Bu teorem, kovaryans matrislerinin doğrudan bir tahmini olarak veya kovaryans ölçeklendirmesi temelinde uygulanan bir uyarlama olarak düşünülebilir. Uyarlamalı Kalman süzgeç yöntemleri arasında, inovasyona dayalı Uyarlamalı tahmin (Innovation-based Adaptive Estimation (IAE)), esas olarak süzgeç uyarlaması için kullanılan yöntemdir (Hajiyev, 2007; Hajiyev ve Soken, 2012).

Bu yaklaşımın temelleri, inovasyon dizisinin davranışını takip etmek ve gürültünün gerçek özelliklerinin önsel özellikleriyle eşleşip eşleşmediğini kontrol etmektir. Gerçek inovasyon sırası beyaz gürültüden farklı olduğunda, ölçüm gürültüsü kovaryansının (R) uyarlanması gerekir. İnovasyon dizisi, sıfır ortalamalı beklenen değer olup olmadığı ve doğru kovaryansın olup olmadığını kontrol edilir. Uyarlama süreci esasen R için uygun bir çarpan matrisi bulmayı amaçlar, öyle ki yenilik kovaryansının gerçek ve teorik değerleri eşleşir. Bu iki değeri eşleştirerek, esas olarak R matrisinin (hatalı ölçüm ile sensörlere karşılık gelen terimler) gerekli

terimleri güçlendirilir. Yani EKF, o örnekleme zamanında ilgili sensörün ölçümüne güvenmemeye zorlanır. İlk olarak, denklemi **(4.37)**'de belirtildiği gibi ölçüm gürültü kovaryans matrisini gerçek ve teorik yenilik kovaryanslarını kontrol etmek için algoritmaya S_k çoklu ölçek faktörlerinden oluşan bir matris eklenebilir (Söken ve Hajiyev, 2010).

$$\frac{1}{\xi}\sum_{j=k-\xi+1}^{k} \Delta_j \Delta_j^T = H_k P_k^{(-)} H_k^T + S_k R_k. \qquad \textbf{(4.37)}$$

Burada, ξ hareketli pencerenin genişliğidir. Denklemin **(4.37)** sol tarafı gerçek inovasyon kovaryansını temsil ederken, sağ tarafı teorik inovasyon kovaryansını temsil eder. Ardından, denklem **(4.37)** yeniden düzenlersek, ölçek matrisini aşağıdaki denklem **(4.38)** şekilde elde edebileceğimiz açıktır.

$$S_k = \left\{\frac{1}{\xi}\sum_{j=k-\xi+1}^{k} \Delta_j \Delta_j^T - H_k P_k^{(-)} H_k^T\right\} R_k^{-1}. \qquad \textbf{(4.38)}$$

Sensörlerden biri için ölçüm gürültü kovaryansı değişikliği durumunda, ölçek matrisinin karşılık gelen terimi nispeten daha büyük bir terim olacaktır ve R matrisi bu sensörün ölçüm gürültü kovaryansını artıracaktır. Sonunda, bu hatalı ölçüm süzgeç tarafından dikkate alınmayacaktır (veya daha düşük bir kazançla değerlendirilecektir). Öte yandan, ölçek matrisi tahmin prosedürünü yalnızca ölçüm gürültüsü kovaryans değiştiğinde etkiler. Aksi takdirde, normal çalışma durumunda, ölçek matrisi $S_k = I_{nxn}$ bir birim matris olacaktır, burada n yenilik vektörünün boyutudur.

Bununla birlikte, sınırlı sayıda olsada, ölçümlerin sayısı ve bilgisayar ile yapılan hesaplamalar, yaklaşım ve yuvarlama hataları gibi hatalara neden olur. Denklem **(4.38)** kullanılarak hesaplanan S_k matris köşegen olmayabilir, "negatif" veya "bir" den küçük köşegen elemanlara sahip olabilir. S_k matrisi köşegen olmalıdır, çünkü her köşegen terim R ile çarpıldığında, her bir ölçümün gürültü kovaryansına karşılık geldiğinden, sadece köşegen terimler adaptasyonda bir anlama sahiptir. Ayrıca, $S_k$matrisi birden az terime sahip olamaz çünkü bu özel problem için zamanla R matrisinin herhangi bir terimi azalmaz. Yerleşik sensörün performansını artırma imkanı yoktur. Bu nedenle, bu tür durumlardan kaçınmak için aşağıdaki kurallara **(4.39a)**, **(4.39b)** göre ölçek matrisinin oluşturulması önerilmektedir (Soken ve Hajiyev, 2010).

$$S^* = diag(s_1^*, s_2^*, \ldots, s_z^*) \tag{4.39a}$$

$$s_i^* = \max\{1, S_{ii}\} \qquad i = 1, n \tag{4.39b}$$

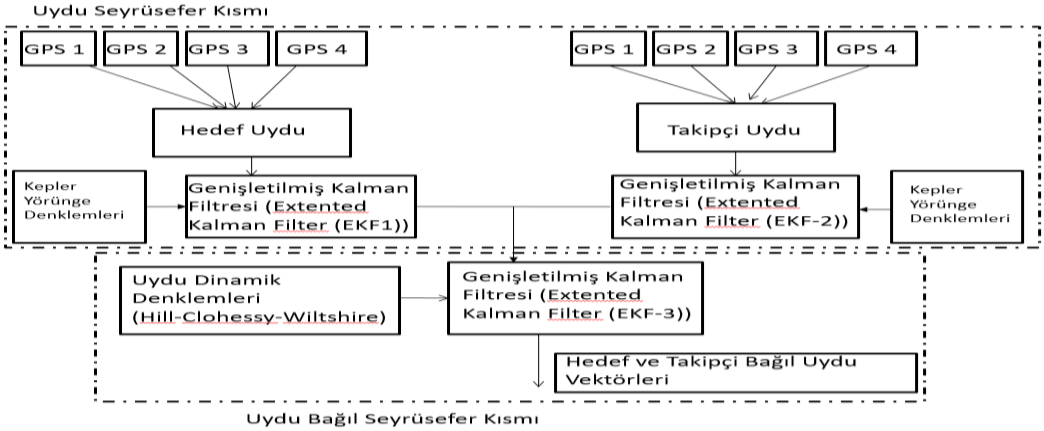
Burada, S_{ii}, S_k matrisinin I 'nci köşegen elemanını ifade eder.Bu noktanın dışında, ölçüm kovaryansı değişirse, $S_k{}^*$değişir ve Kalman kazancını denklem **(4.40)**'a göre etkiler.

$$K_k = P_k^{(-)} H_k^T \left[H_k P_k^{(-)} H_k^T + S_k^* R_k \right]^{-1} \tag{4.40}$$

Olası bir arıza durumunda, inovasyon vektörünün hatalı bileşenlerine karşılık gelen ölçek matrisinin elemanları artar ve buna bağlı olarak Kalman kazancının ilgili sütunlarındaki terimler azalır. Sonuç olarak, hatalı inovasyon teriminin durum güncelleme sürecine etkisi azalmakta, bu sayede olası ölçüm hatalarına rağmen doğru tahmin sonuçları elde edilebilmektedir.

4.7. Uydu Bağıl Durum Tahminileri için Genişletilmiş Kalman Süzgeç Kullanımı

Hedef ve takipçi uydularının J2 bozunumlu yörünge durum vektörleri Şekil 4.4'de gösterildiği gibi, GPS tabanlı sözde uzaklık modeline (Pseudo-ranging model) uygun olarak ayrı ayrı genişlerilmiş Kalman süzgeçleri (EKF) ile kestirimleri yapılır.



Şekil 4.4: Genişletilmiş Kalman Süzgeci ile Uydu Bağıl Durum Vektör Kestirim Şeması.

Erkeç ve Hacızade (2021b)' den uyarlanmıştır.

EKF algoritmaları tarafından yörünge durum vektörlerinin kestirimi yapılan takipçi ve hedef uydu pozisyon farkları, bağıl EKF'ye ölçüm olarak girer. Uydu bağıl dinamik model olarak HCW denklemleri kullanılır. Ölçüm olarak denklem (4.41) kullanılmış olup diğer EKF modeli denklemleri yukardaki **4.5** ve **4.6** ncı bölümlerde açıklanmıştır. Bağıl ölçüm durumları denk. **(4.41)** için denklem **(4.42)** ve **(4.43)**'ün kullanılması önerilmiştir.

$$z_k = U_k^{Bağıl\ EKF\ fark} = U_k^{Hedef\ EKF-1} - U_k^{Takipçi\ EKF-2} \quad \textbf{(4.41)}$$

$$U_R^{Bağıl} = U_{Hedef}^{EKF-1} - U_{Takipçi}^{EKF-2} \quad \textbf{(4.42)}$$

$$U_R^{EKFBağıl} = [x_R^{EKF} \quad y_R^{EKF} \quad z_R^{EKF}]^T \quad \textbf{(4.43)}$$

4.8. Arıza Toleranslı Kalman Süzgeç Modeli

Hedef ve takipçi uyduların, GPS tabanlı yörünge kestirimleri yapılarak, formasyon içi uydu bağıl hareketi belirlenmesi esnasında, GPS uydularından kaynaklı istenmeyen hatalar oluşma durumu için, "Arıza toleranslı Kalman süzgeç (Fault Tolerant Kalman Filter (FTKF)" mimarisi oluşturulmuştur.

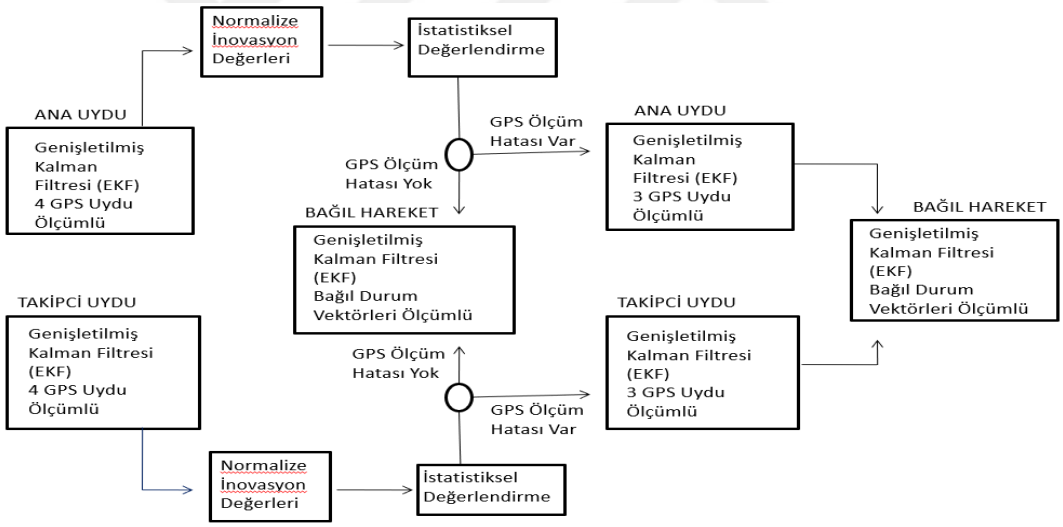
Hedef ve takipçi uyduların, GPS uyduları arası "gerçek uzaklığa bağlı" yöntem ile elde edilen yörünge kestirimleri, bağıl uydu hareket denklemleri yaklaşımı ile oluşturulmuş bağıl süzgecinnin ölçümü olarak alınır. GPS uydularından bir tanesine, algoritmaların 50 saniyesinde, hedef ve takipçi uyduları ile GPS uyduları arasında ki gerçek uzaklığa "rassal ve kayıklık (bias) hataları" uygulanır. Hataların belirlenmesinde, algoritmaların "normalize inovasyon" değerlerine istatistiksel yöntemler uygulanır. Belirlenen eşik değerinin üstünde elde edilen GPS uydusundan gelen ölçüm değerleri için hatanın olduğu belirlenir ve hata düzeltici mimariye geçilir.

GPS uydularından gelen hataların düzeltilmesi için 2 farklı özgün düzeltici mimari tasarlanmıştır. Uydu bağıl vektör kestirim algoritmasının başlangıcından 50 saniye sonra, GPS uydularından birine, bias veya rassal hata eklenmesi ve istatistiksel yöntemler ile tespit edilen GPS hatalarını tolere etmek için tasarlanan mimariler **4.8.1** ve **4.8.2**'nci bölümlerde açıklanmıştır

4.8.1. Rekonfigüre Arıza Toleranslı Uydu Bağıl Seyrüsefer Mimarisi

Hedef ve takipçi uydu yörünge kestrimleri, 4 GPS uydusundan gelen veriler ile, "gerçek uzaklık modeli" yaklaşımı ile yapılır. Tez çalışmasında tasarlanan bu mimaride, GPS uyduları ile hedef ve takipçi uydu arası mesafe sistemsel hatalar göz önüne alınarak kullanılır. Hedef ve takipçi uydu yörünge kestirimleri, uydular arası bağıl hareket kestrimi yapacak üçüncü bir süzgeceye ölçüm olarak girer. Bu mimaride, istenmeyen GPS uydu veri hatalarına karşı oluşturulan FTKF algoritması, hangi GPS uydusundan gelen verilerin hatalı olduğunun tespitini ve düzeltmesini yapar.

Şekil 4.5'de gösterildiği gibi, "3 GPS uydu verisi ile 3 EKF'li Rekonfigüre Arıza Toleransı" modelinde, hatalı GPS uydusundan gelen verinin ölçüm olarak alınması iptal edilir. Böylelikle 3 adet doğru veri veren GPS uydusuyla hedef ve takipçi uydu durum vektörleri EKF ile kestrimi yapılır ve bu durum kestrimleri yine uydu bağıl hareket kestrimleri için farklı bir EKF'ye ölçüm olarak girer.

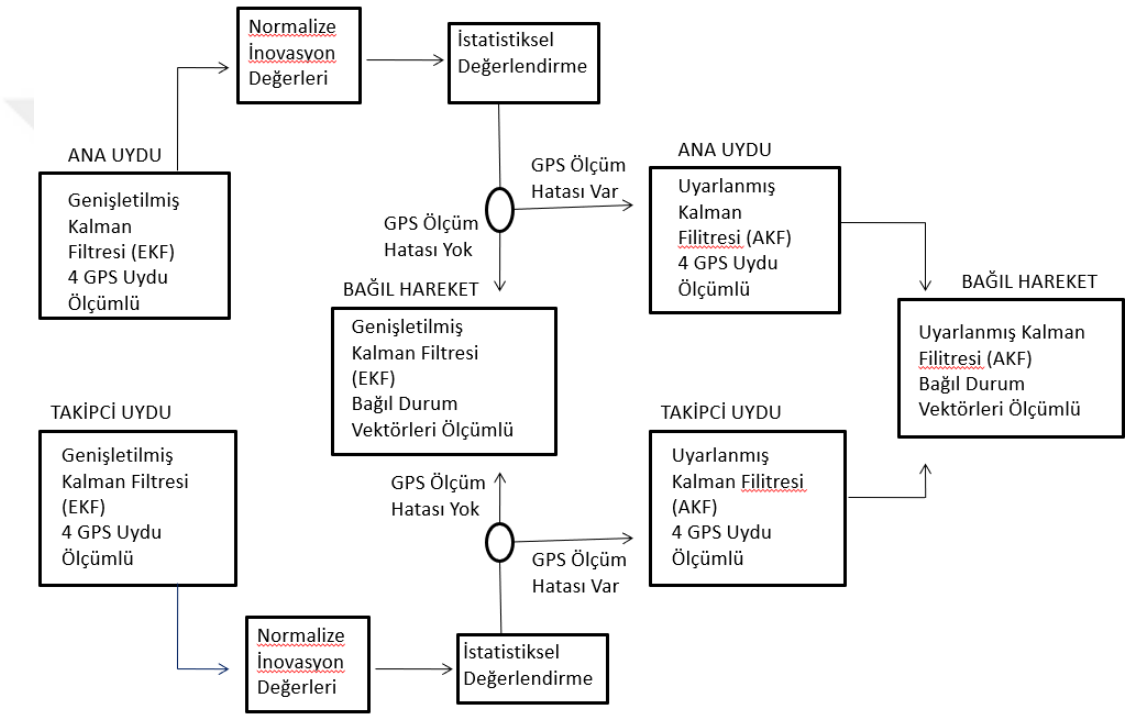


Şekil 4.5: 3 GPS Uydu Verileri ile 3 EKF' li Rekonfigüre Arıza Toleransı Şeması.

4.8.2. Arıza Toleranslı Uyarlamalı Kalman Süzgeci ile Uydu Bağıl Seyrüsefer Mimarisi.

Tez çalışmasında tasarlanan "4 GPS uydu verisi ile 3 AKF'li arıza toleransı" model Şekil 4.6'da gösterildiği gibi olup, hatalı GPS verisi de içeren, tüm GPS verileri, hedef ve takipçi uydu yörünge kestirimi için ölçüm olarak alınır. Hatalı ölçüm değerleri ile işlem yapan hedef ve takipçi uyduları EKF süzgeçlerinin çıktıları,

istatistiksel yöntemler ile değerlendirilir. Normalize inovasyon sonuçları, belirlenen eşik değerinin üstünde ise (Evet), hedef ve takipçi uydunun yörünge kestirimleri, hatalı GPS verisinden oluşabilecek, durum vektör değer sapmalarının düzeltilmesi için "Uyarlamalı Kalman süzgeci (Adaptive Kalman Filter (AKF))" ile düzeltilir. 2 AKF'den çıkan hedef ve takipçi uydu yörünge pozisyon kestirimleri, bağıl uydu hareket denklemleri ile oluşturulmuş, yine bağıl AKF'ye ölçüm olarak girer. Normalize inovasyon sonuçları, belirlenen eşik değerinin altında ise (Hayır) de, tekrar ilk versiyon 3 EKF'li temel algoritma ile uydu yörünge ve bağıl hareket durum vektör kestirimine devam edilir.



Şekil 4.6: 4 GPS Uydu Verileri ile 3 AKF'li Rekonfigüre Arıza Toleransı Şeması.

4.8.3. Arıza Tespit Sürecinde İstatistiksel Değerlendirme

Uydu formasyon mimarisi dahilindeki Kalman süzgeçlerine giren ölçüm bilgilerinin, hata içerip içermediğinin tespiti için, ayrı ayrı süzgeçlerin normalize inovasyon değerlerinden faydalanılmıştır. Normalize İnovasyon; Kalman süzgecinde, ölçümlerin inavasyonunun optimize edilmiş durumudur. Durum vektör kestirimlerinin tutarlığını gösterir. Sonlu sayıdaki ölçüme bağlı hesaplanan kestirim hatası teorik istatistiksel özellikleri ile uyumlu olmalıdır:

- Sıfır ortalamalı olmalıdır (kestirimler yansız),
- Süzgeç tarafından hesaplanan kovaryans matrisine sahip olmalıdır.

Parametre kestiricisinin tutarlılığı asimptotik bir özelliktir. Pratik uygulamalar için süzgecin tutarlılık kıstasları aşağıdaki gibidir.

- Kestirim hatası sıfır ortalamalı kabul edilebilmeli ve büyüklüğü süzgeç tarafından hesaplanan kovaryans ile uyumlu olmalıdır,
- İnovasyonlar da aynı özelliklere sahip olmalıdır,
- İnovasyonlar beyaz olarak kabul edilebilmelidir.

Normalize inovasyon formülü aşağıdaki gibidir:

$$\tilde{\Delta} = (\mathrm{HPH^T} + \mathrm{R})^{-\frac{1}{2}}.\Delta(\text{inovasyon}(\text{ölçme} - \text{tahmin}) \qquad \textbf{(4.44)}$$

Denklem **(4.44)**'de gösterildiği şekilde Eğer durum kestirimi yanlı ve yanlılık belirgin bir seviyede ise kestirim hatası büyüyecek ve $S_i(k)$ istatistiği çok büyük değerler alacaktır. Bu durumda ayrı ayrı yanlılık testi uygulanmalı ve problemin kaynağı tespit edilmelidir. Bu özellikten "Arıza toleranslı Kalman süzgeci (Fault Tolerant Kalman Filter (FTKF))" bölümünde faydalanılmaktadır. İstatistik değerleri (eşik) değerleri "P=0.9" değerine göre bulunmuştur. $\tilde{\Delta}(j)$ normalize inovasyon değerleri, "k" iterasyon sayısı, örnekleme değerleri alınan "M" pencere genişliği değeridir ve "20" olarak alınmışdır (Brown ve diğ., 2012).

İstatistik-1, denklem **(4.45)**'de gösterilmiştir.

$$S_i(k) = \frac{1}{M}\left|\sum_{j=k-M+1}^{k} \tilde{\Delta}(j)\right| \qquad \textbf{(4.45)}$$

- Eşik değeri = 0,288 (Serbesti derecesi: 6)

İstatistik-2, denklem **(4.46)**'de gösterilmiştir.

$$S_i(k) = \tilde{\Delta}(k)^T \tilde{\Delta}(k) \qquad \textbf{(4.46)}$$

- Eşik değeri = 10.57 (Serbesti derecesi: 6)

İstatistik 3, denklem **(4.47)**'da gösterilmiştir.

$$S_i(k) = \sum_{j=k-M+1}^{k}\left(\tilde{\Delta}(j)^T \tilde{\Delta}(j)\right) \qquad \textbf{(4.47)}$$

- Eşik değeri = 139.97 (Serbesti derecesi: 6 X 20)

İstatistik 4, denklem **(4.48)**'de gösterilmiştir (Berntorp ve Di Cairano, 2018).

$$S_i(k) = max\left(eig\left(\sum_{j=k-M+1}^{k} \tilde{\Delta}(j)\tilde{\Delta}(j)^T\right)\right) \quad \textbf{(4.48)}$$

- Eşik değeri = 27.2 (Serbesti derecesi: 6 X 20)

İstatistik 5, denklem **(4.49)**'de gösterilmiştir.;

$$S_i(k) = max\left(eig\left(\sum_{j=k-M+1}^{k}\left(\tilde{\Delta}(j) - \tilde{\Delta}(j)\right)\left(\tilde{\Delta}(j) - \tilde{\Delta}(j)\right)^T\right)\right) \quad \textbf{(4.49)}$$

- Eşik değeri = 28.4 (Serbesti derecesi: 6 X 20)

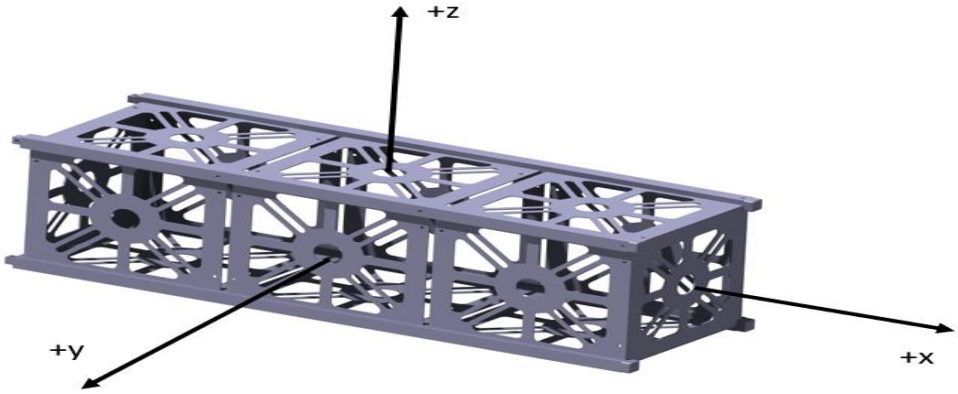
5. UYDU FORMASYON MİMARİSİ BENZETİM ANALİZLERİ

Tez çalışmasında, Mathlab programı ile uydu formasyon hareket analizi simülasyonu yapılmıştır. Benzetilmiş yöntem ile elde edilen 2 özdeş uydunun bağıl uydu seyrüsefer hareket analizi, uyduların gerçek anomali açıları referans alınarak aralarında 120 m mesafe olacak şekilde yapılmıştır.

Benzetilmiş uydu ve yörünge parametrelerine uygun GPS tabanlı formasyon uydu mimarisi analizleri EKF, AKF ve Arıza toleranslı Kalman süzgeci kullanılarak yapılmıştır. Elde edilen uydular arası bağıl durum vektör kestirimlerinin, uydu kontrol kısmına girdi sinyalleri olarak işlem görmesi amaçlanmıştır.

5.1. Benzetim Yolu ile Oluşturulan Referans Veriler ve İlk Koşullar

Yörünge tasarımı yapılan benzetim modeli TYESat1 (hedef) ve TYESat2 (takipçi) uyduları Şekil 5.1'de gösterilmiştir. 3U (3 birim, 1 birim 10 cm kenar uzunluğuna sahip küp olmak üzere) boyutunda özdeş uydular olduğu düşünülmüş ve buna göre simülasyonlara uyarlanmıştır. Özdeş uydularda, her eksende itki sisteminin bulunduğunu ve bu itki sistemi dahilindeki iticilerden elde edilen itki kuvvetlerinin bileşkesi uyduların ağırlık merkezine etki edeceği varsayımı yapılmıştır. Özdeş uyduların kütlelerinin 50kg olduğu varsayımı yapılmış ve uydu itki sisteminin ıslak kütlesininde 10kg olduğu varsayımı yapılmıştır. Tez çalışması kapsamında benzetim modeline göre tasarlama esnasında Küp Uydu Tasarım Standartları dökümanındaki (CubeSat Program, 2014) parametreler göz önüne alınmıştır. Yörünge ve bağıl hareket benzetimine ilişkin simülasyonlarda ((Markley and Crassidis, 2014; Wertz, 1978; Wie, 2008) kaynakları dahilindeki temel yaklaşımlar kullanılmıştır. Benzetimi yapılan özdeş uyduların dahili yönelim alt sisteminin olduğu ve Dünya'ya göre yöneliminin olduğu, analizlerde yönelim probleminin hedef ve takipçi uydu için çözüldüğü varsayımı yapılmıştır.



Şekil 5.1: Çalışmada Kullanılacak Farazi Uydu için Temsili Gösterim.

CubeSat Program (2014); Erkeç ve Hacızade (2021b)' den uyarlanmıştır.

Hedef ve Takipçi uydu ilk koşul verileri Tablo 1 ve Tablo 2' de gösterilmiş olup, ECI koordinat sistemi ile belirlenen uydu konumlarının, kartezyen koordinatlara dönüştürülmüş durum vektörleri, Kalman süzgeçlerine ilk koşul değerleri olarak girer. Hedef ve takipçi uydu yörünge parametreleri Tablo 1'de, ilk koşul verileri ise Tablo 2'de gösterilmiştir.

Tablo 5.1: **Hedef ve Takipçi Uydu Yörünge Parametreleri.**

Yörünge parametrelerinin Tanımlı Olduğu Tarih ve Saat (Orbit Epoch): 20 Mart 2019, 21:59:00 UTC Not: 2019 yılı bahar gündönümü (Spring/Vernal Equinox) tarihi de 20 Mart 2019, 21:59:00 UTC dir. a: Yarı-Büyük Eksen Uzunluğu, e: Elips Dış Merkezlik Parametresi, i: Yörünge Eğim Açısı, w: Yerberi açısı (AoP), Ω: Yükselme Düğüm Açısı (RAAN), $\measuredangle_M$: Ortalama Anomali Açısı, $\measuredangle_E$: Eksantrik Anomali Açısı, $\measuredangle_T = \theta$: Gerçek Anomali Açısı.			
Hedef Uydu		**Takipçi Uydu**	
Klasik Yörünge Elemanları (J2000)	**Değer**	**KlasikYörünge Elemanları (J2000)**	**Değer**
a: Yarı-Büyük Eksen Uzunluğu	6853.45 km	a: Yarı-Büyük Eksen Uzunluğu	6853.45 km
e: Elips Dış Merkezlik Parametresi	0.0025007	e: Elips Dış Merkezlik Parametresi	0.0025007
i: Yörünge Eğim Açısı	98 derece	i: Yörünge Eğim Açısı	98 derece
w: Yerberi açısı	320 derece	w: Yerberi açısı	320 derece
Ω: Yükselme Düğüm Açısı (RAAN)	179.591derede	Ω: Yükselme Düğüm Açısı (RAAN)	179.591derede
$\measuredangle_T = \theta$: Gerçek Anomali Açısı	**219.816 derece**	$\measuredangle_T = \theta$: Gerçek Anomali Açısı	**219.815 derece**

Tablo 5.2: Hedef ve Takipçi Uydu İlk Koşul Değerleri.

J2000 Epoch için JD (01 Ocak 2000 12:00:00)= 2451545 Çalışmada kullanılan tarih için JD (20 Mart 2019 21:59:00)=2458563.415972			
Hedef Uydu		**Takipçi Uydu**	
Kartezyen (IJK)/ ECI (J2000)	**Değer**	**Kartezyen (IJK)/ ECI (J2000)**	**Değer**
x:	6866.41 km	x:	6866.41 km
y:	-45.9525 km	y:	-45.9525 km
z:	21.7974 km	z:	21.7854 km
$\|\vec{r}\|$:	6866.60 km	$\|\vec{r}\|$:	6866.60 km
$\dot{x}$:	0.00462607 km/s	$\dot{x}$:	0.00462607 km/s
$\dot{y}$:	-1.05940139 km/s	$\dot{y}$:	-1.05940139 km/s
$\dot{z}$:	-7.53760558 km/s	$\dot{z}$:	-7.53760558 km/s
$\|\dot{r}\| = \|\vec{v}\|$	7.61169 km/s	$\|\dot{r}\| = \|\vec{v}\|$	7.61169 km/s

Ayrıca, referans verilerinin benzetim yaklaşımı ile oluşturulması yöntemi ile elde edilen, ECI koordinat sisteminden kartezyen koordinat sistemine dönüştürülmüş GPS uydularına ait ilk koşul değerleri Tablo 3' de gösterilmiştir.

Tablo 5.3: Benzetilmiş GPS Uydularına Ait İlk Koşul Bilgileri.

	NAV-1 (GPS) Uydusu	**NAV-2 (GPS) Uydusu**	**NAV-3 (GPS) Uydusu**	**NAV-4 (GPS) Uydusu**
$\boldsymbol{x}$:	2.376563565e+07	2.990490446e+06	-4.663646168e+06	-9.612994345e+06
$\boldsymbol{y}$:	1.148210697e+07	1.522019872e+07	2.588732683e+07	-2.154600473e+07
$\boldsymbol{z}$:	-1.790276053e+05	-2.178002621e+07	-2.163454928e+06	-1.467101703e+07
$\dot{\boldsymbol{x}}$:	-9.994334439e+02	-3.780688503e+03	-2.355421993e+03	2.891979188e+03
$\dot{\boldsymbol{y}}$:	1.954593565e+03	6.940547985e+02	-1.690816268e+02	3.529623269e+02
$\dot{\boldsymbol{z}}$:	-3.217032071e+03	-64.382973803	3.097422686e+03	-2.425426379+03

Tez çalışmasında kullanılacak olan; "G" evrensel çekim sabiti, "$M_{\oplus}$" Dünya kütlesi, "$\mu_{\oplus} = GM_{\oplus}$" Dünya için standart yerçekimi parametresi ($\mu_{\oplus} = 3.986004418 \times 10^{14} m^3 s^{-2}$) ve "$a_{J_2}$" J_2 bozuntusundan kaynaklanan ivme vektörüdür. "$R_{\oplus}$" ortalama Dünya ekvatoryel yarıçapı ($R_{\oplus} = 6.378137 \times 10^6 m$), $J_2 = 0.00108262668355$ Dünya küresel geopotansiyel modelin ilk bileşenidir.

Uydu bağıl seyrüsefer analizlerinde gözlem süresi olarak 1000 sn, adım aralığı olarak da GPS uydularından alınan bilgilerin gerçekçi zaman süresi olan 1 sn göz önüne

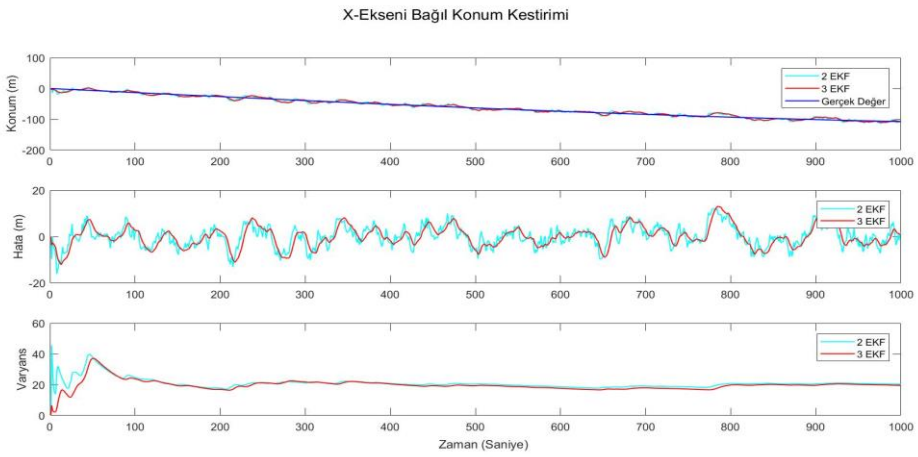
alınmıştır. GPS verilerinde bulunan gürültü için, “sigma kayıklığı” 10 metre olarak, “saat kayıklığı (clock bias)” ise 25 metre olarak varsayılmıştır.

Tez çalışmasında, özgün bir yöntem olarak, 1 Hz’lik GPS verisi ile hedef ve takipçi uydularının konumu, “sözde uzaklık (Pseudo-ranging model) model” yaklaşımı ile gerçekleştirilmiş olup aralarındaki vektör fark alınarak HCW denklemlerine ölçüm değer olarak ele alınmıştır. Hedef uydu-GPS uyduları arası vektör kestirimleri için EKF-1, takipçi uydu-GPS uyduları arası vektör kestirimleri için EKF-2 süzgeci oluşturulmuştur. Bununla birlikte, ana uydu-takipçi uydu arası bağıl durum vektör kestirimleri için ise EKF-3 süzgeci oluşturulmuştur. Literatürdeki farklı modeller ile eksen hata oranlarının teorik değere yakınsaması açısından kıyaslanmıştır. Li ve Zhang, (2019) çalışmalarında yörünge paremetreleri ile bağıl durum vektör hatalarının kestirimlerini yaparken, eksenler üzerine değil de genel hataları belirtmişken, tez çalışmasında hedef ve takipçi uydu arasındaki bağıl vektörlerin ayrı ayrı kestirimleri yapılmıştır, böylelikle formasyon uydu geometrisi muhafazası için her eksende kontrol sinyali üretilebilmektedir (Li ve Zhang, 2019).

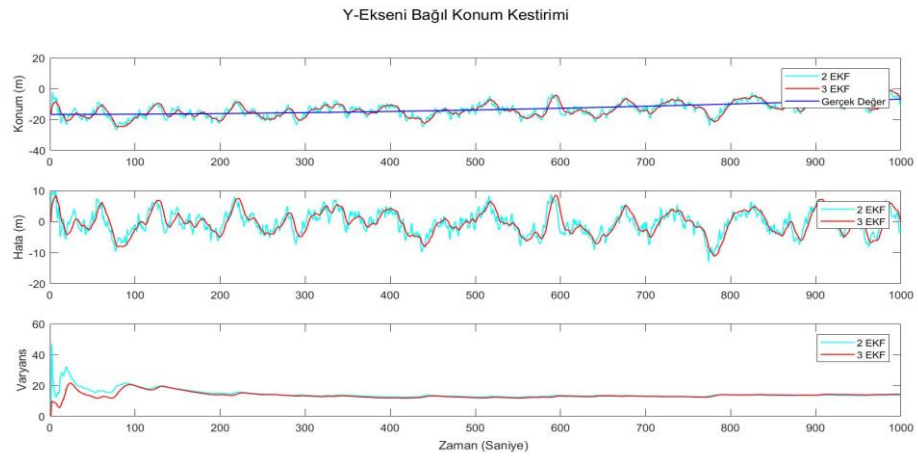
5.2. Genişletilmiş Kalman Süzgeci Benzetim Analiz Sonuçları

Oluşturulan, uydu bağıl seyrüsefer mimarisinin, temel EKF modeli benzetimsonuçları Şekil 5.2-5.8’lerde gösterildiği gibidir.

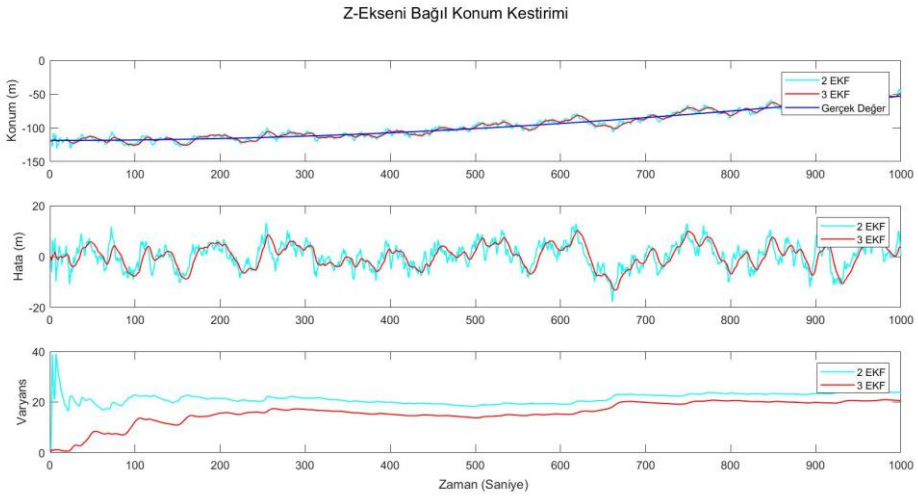
EKF-1 ve EKF-2 süzgeçleri tarafından, hedef ve takipçi uydu konum vektör kestirimleri yüksek doğrulukta yapılmıştır. Uydu konum vektörlerinin farkından oluşan bağıl hareket bilgisi, EKF-3 süzgeçine ölçme değeri olarak girer. Temel EKF modelinde, bağıl konum değerlerinin, 3 eksende daha çok teori değerlerine yakınsadığı Şekil 5.2-5.4’de görülmektedir. Hedef ve takipçi uydu konum vektör kestirimleri için oluşturulan EKF-1 ve EKF-2’de göz önüne alınan, saat kayması ve konum kayıklık gürültüleri, birbirlerini götürmüş ve uydu bağıl hareketine etkisi olmamıştır. Ayrıca 3 EKF’li sistemde, konum vektörleri, daha yumuşak şekilde değişmekte ve konum vektör stabilitesi artmaktadır.



Şekil 5.2: X- Ekseninde EKF Uydu Bağıl Konum Kestirim Sonuçları.

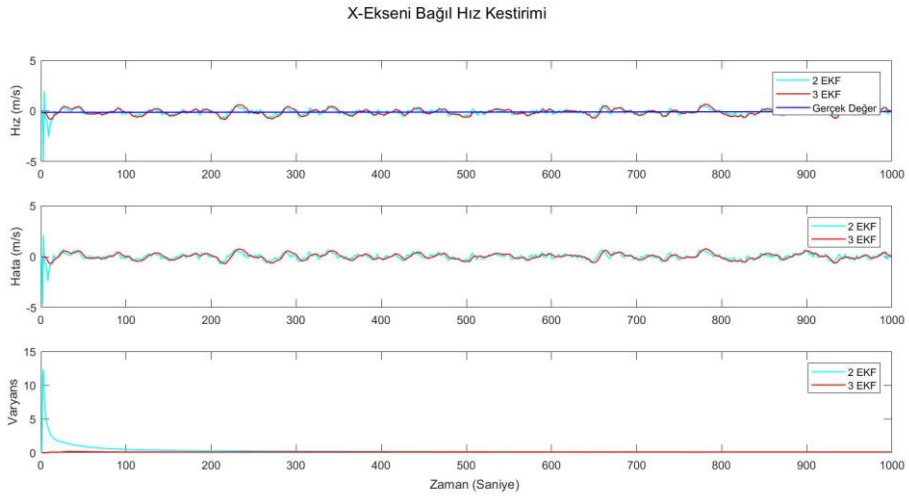


Şekil 5.3: Y- Ekseninde EKF Uydu Bağıl Konum Kestirim Sonuçları.

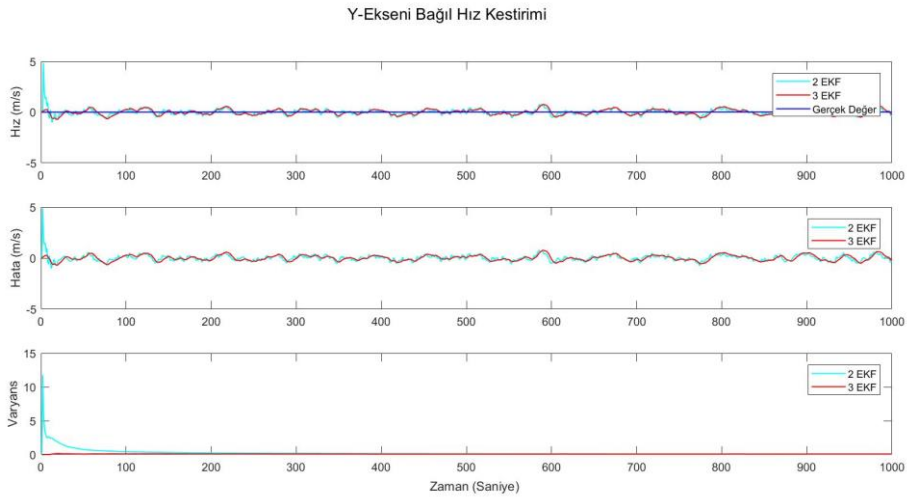


Şekil 5.4: Z- Ekseninde EKF Uydu Bağıl Konum Kestirim Sonuçları.

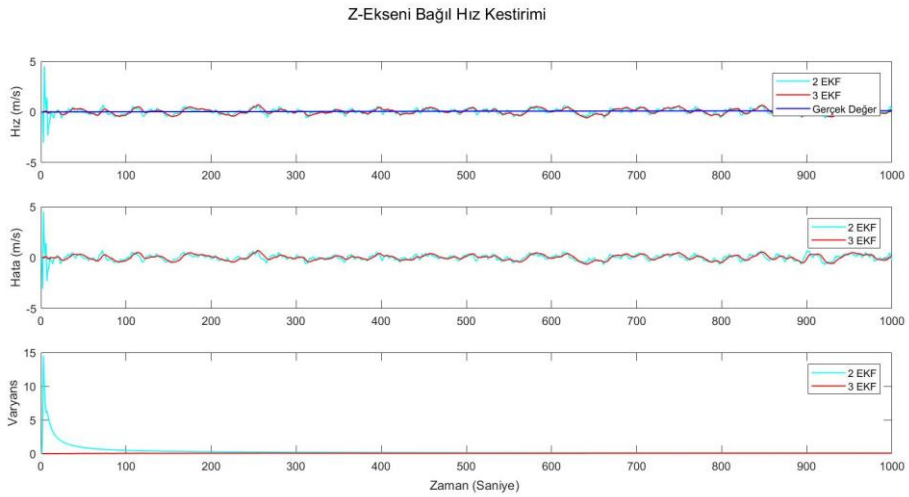
Temel EKF modeli uydu bağıl hız vektör kestrim değerlerinin, 3 eksende daha çok teori değerlerine yakınsadığı Şekil 5.5-5.7'de görülmektedir. Hedef ve takipçi uydu konum vektör kestirimleri için oluşturulan EKF-1 ve EKF-2'de göz önüne alınan, saat kayması ve konum kayıklık gürültüleri, birbirlerini götürmüş ve uydu bağıl hareketine etkisi olmamıştır. Ayrıca 3 EKF'li sistemde, hız vektörleri, daha yumuşak şekilde değişmekte ve hız vektör stabilitesi artmaktadır.



Şekil 5.5: X- Ekseninde EKF Uydu Bağıl Hız Kestirim Sonuçları.

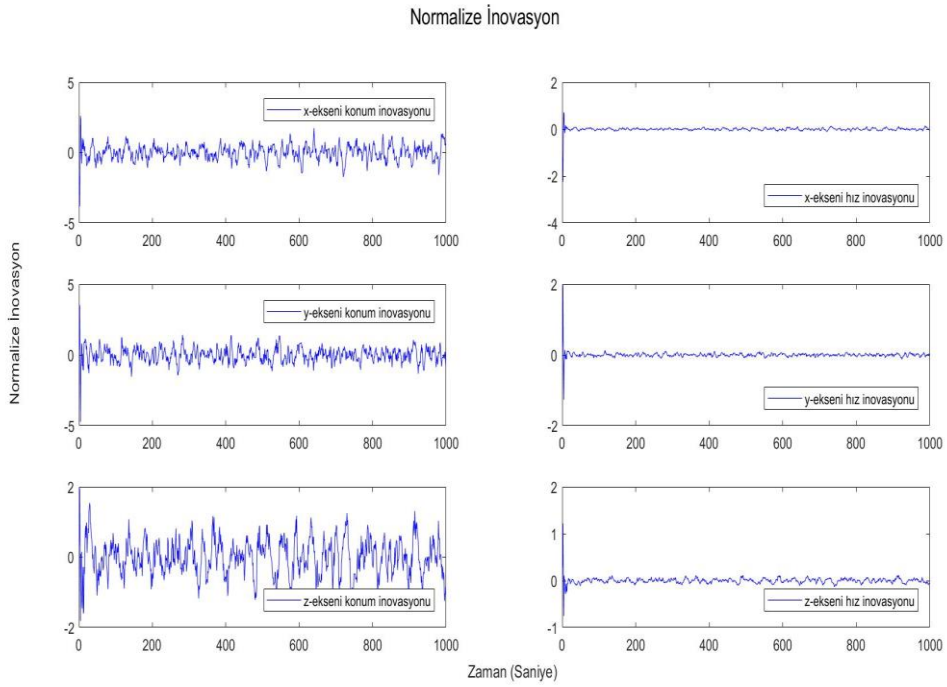


Şekil 5.6: Y- Ekseninde EKF Uydu Bağıl Hız Kestirim Sonuçları.



Şekil 5.7: Z- Ekseninde EKF Uydu Bağıl Hız Kestirim Sonuçları.

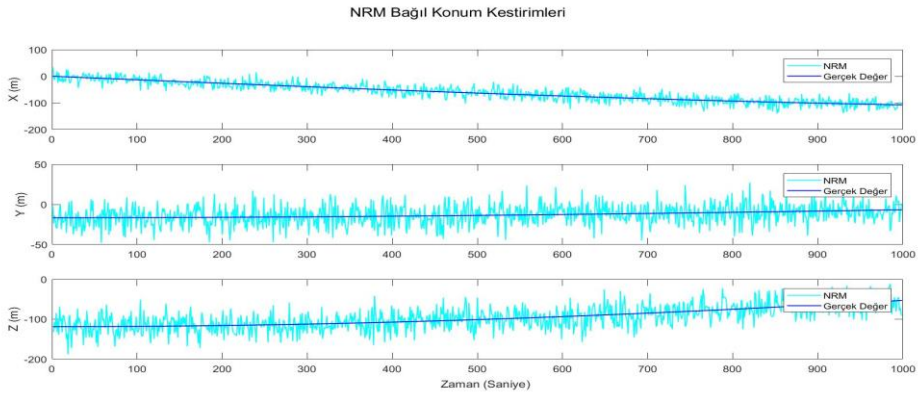
Hedef ve takipçi uydu ve bağıl hareket için oluşturulan EKF'lerin "Normalize İnovasyon" grafikleri Şekil 5.8'de gösterildiği gibidir. Normalize inovasyon değerlerinin sıfır yakınsamalı ve ortalamalı olması ve değerlerinin yüksek olmaması, hedef uydu, takipçi uydu ve bağıl uydu hareketi için ayrı ayrı oluşturulan EKF süzgeclerinin uygun şekilde çalıştığı ve tutarlı kestirim yaptığını görülmektedir.



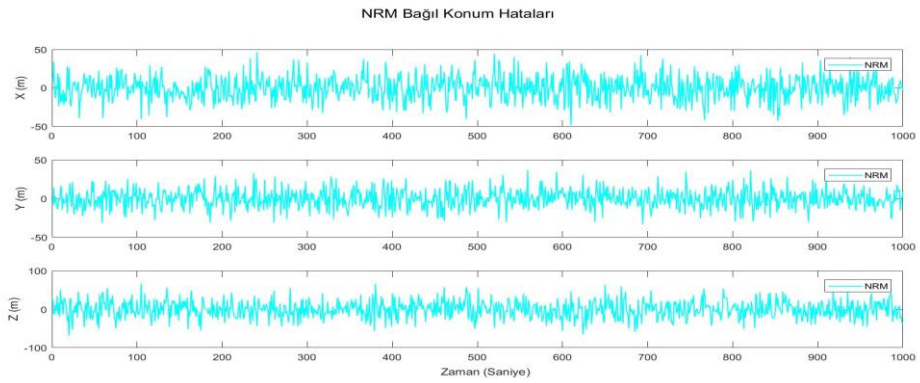
Şekil 5.8: EKF Uydu Bağıl Konum ve Hız Normalize İnovasyon Süreçleri.

5.3. Newton Raphson Modeli Analiz Sonuçları

Newton Raphson Modeli (NRM) yaklaşımı ile hedef ve takipçi uydu konum vektör kestirimlerini grafiği Şekil 5.9'da, hata grafiği Şekil 5.10'da gösterilmiştir. 1 Hz'lik GPS uydularından elde edilen ölçümlerin, Newton-Raphson modeline göre doğrusallaştırılması ve uydular arası bağıl durum vektörlerinin kestiriminin yapılması sağlanmıştır. Şekil 5.9'da anlaşıldığı üzere, Newton-Raphson modeli üzerine, hedef ve takipçi uydu bağıl hareketi için oluşturulan algoritma düzgün çalışmaktadır, bunun ile birlikte 3 eksen uydu bağıl vektör kestirimleri, temel EKF süzgeçine nazaran daha kaba ve daha az hassastır.



Şekil 5.9: **NRM Tabanlı Uydu Bağıl Konum Kestirim Sonuçları.**

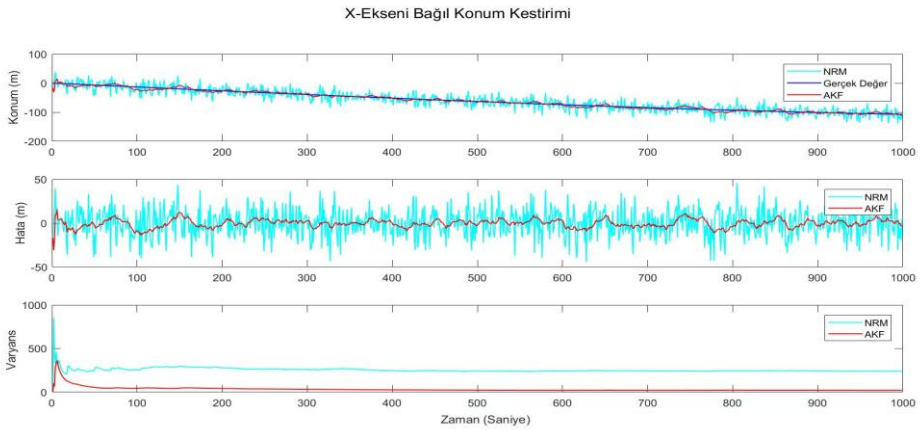


Şekil 5.10: NRM Tabanlı Uydu Bağıl Konum Kestirim Hataları

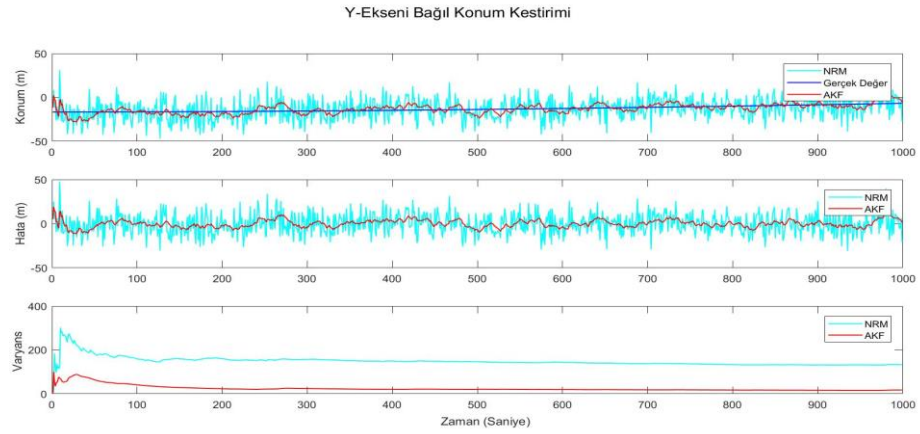
5.4. Uyarlamalı Kalman Süzgeci BenzetimAnaliz Sonuçları

Hedef ve takipçi uydu arası bağıl hareketin 3 eksen bağıl konum vektörlerinin AKF ile kestirim grafikleri Şekil 5.11-19'da gösterilmiştir. NRM yaklaşımı ile kaba olarak belirlenen hedef ve takipçi uydu konum vektörlerinin farkı, bağıl hareket denklemi ile oluşturulan, AKF süzgecine ölçüm olarak girmiştir. Bu durumda ölçümlerin kaba

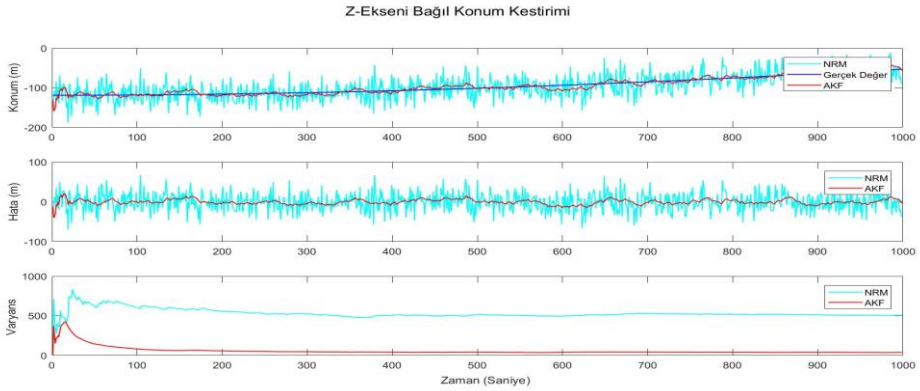
olmasına rağmen, AKF sonunda 3 eksen konum durum kestirimleri Şekil 5.11-5.13'de gösterildiği gibi, teorik değere yakınsamıştır.



Şekil 5.11: X- Ekseninde NRM&AKF Uydu Bağıl Konum Kestirimi.

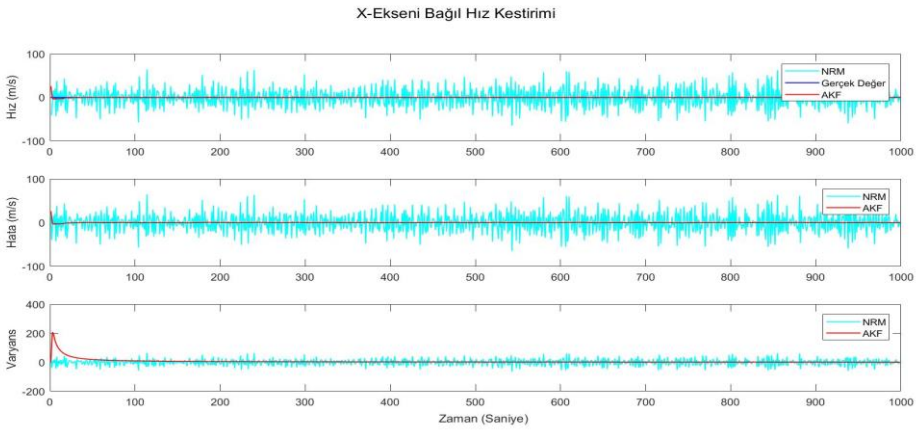


Şekil 5.12: Y- Ekseninde NRM&AKF Uydu Bağıl Konum Kestirimi.

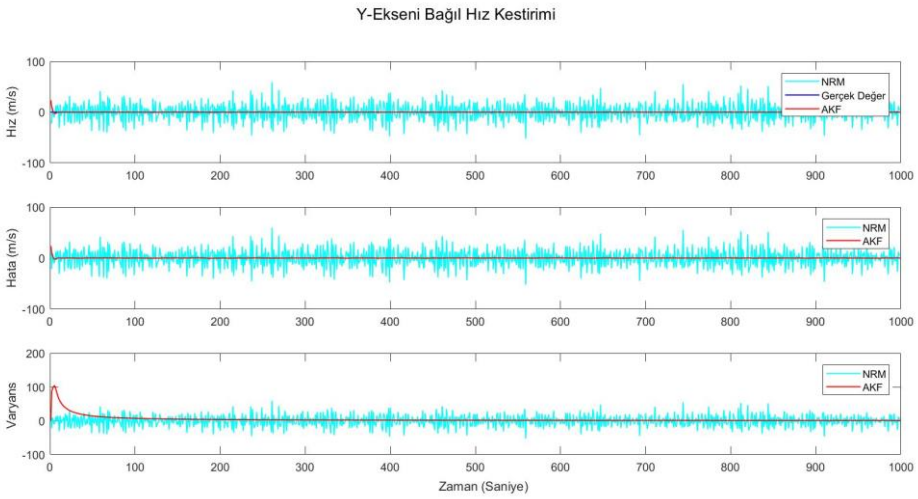


Şekil 5.13: Z- Ekseninde NRM&AKF Uydu Bağıl Konum Kestirimi.

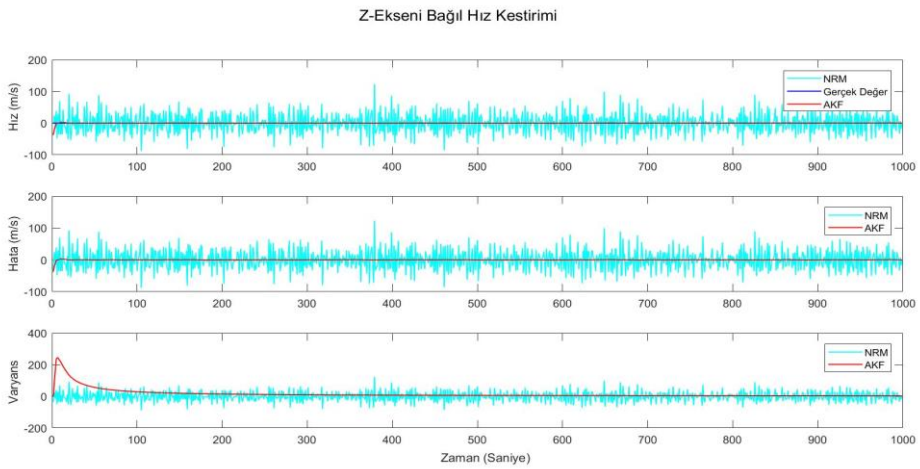
NRM metodu ile kaba olarak belirlenen hedef ve takipçi uydu konum vektörlerinin farkı, bağıl hareket denklemi ile oluşturulan AKF süzgeçine ölçüm olarak girmiştir. Bu durumda ölçümlerin kaba olmasına rağmen, AKF sonunda 3 eksen hız durum kestirimleri Şekil 5.14-5.16'da gösterildiği gibi, teorik değere yakınsamıştır. Uydu bağıl vektör kestirim kısmında AKF metodunun kullanılması ile sensör ve ölçüm belirsizliklerine rağmen uydu bağıl vektör kestirimlerinin hassaslaşması ve gerçek değere yakınlaşmasını sağlamıştır.



Şekil 5.14: X- Ekseninde NRM&AKF Uydu Bağıl Hız Kestirimi.

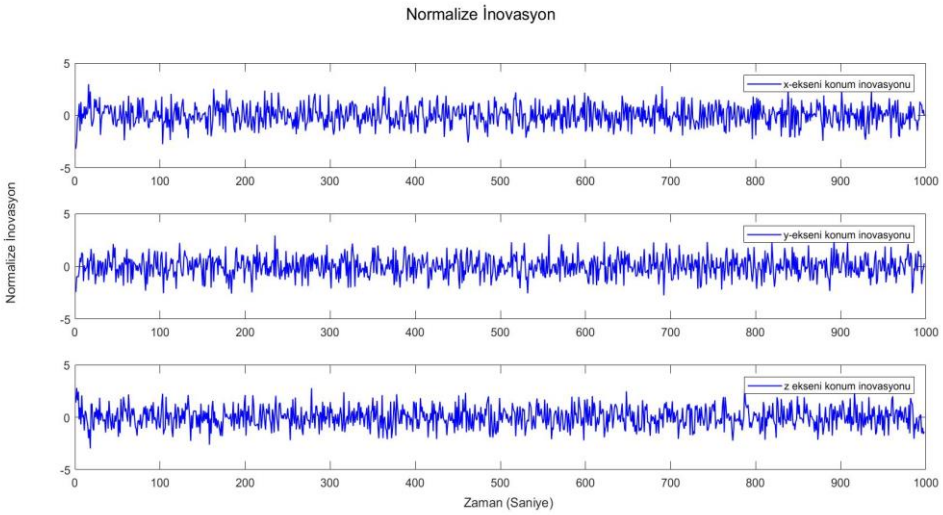


Şekil 5.15: Y- Ekseninde NRM&AKF Uydu Bağıl Hız Kestirimi.



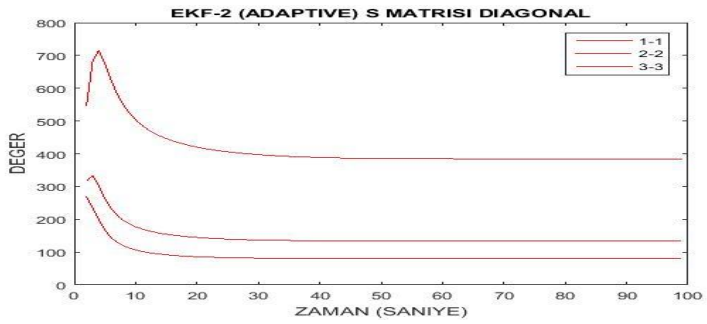
Şekil 5.16: Z- Ekseninde NRM&AKF Uydu Bağıl Hız Kestirimi.

NRM&AKF modeli "Normalize İnovasyon" grafikleri Şekil 5.17'de gösterilmiştir. Normalize inovasyon değerlerinin sıfır yakınsamalı ve ortalamalı olması ve değerlerinin yüksek olmaması, bağıl uydu hareketi için oluşturulan AKF süzgeçinin uygun şekilde çalıştığı ve tutarlı kestirim yaptığını görülmektedir.



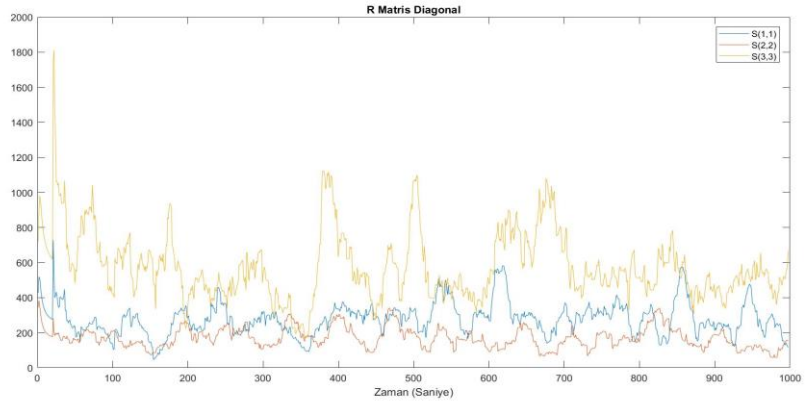
Şekil 5.17: NRM&AKF Uydu Bağıl Konum Normalize İnovasyon Süreçleri.

Çoklu ölçüm gürültü ölçeği faktörleri (Multiple Measurement Noise Scale Factors (MMNSF)) S matrisinin diyagonal elemanlarıdır ve Şekil 5.17'de verilmiştir.



Şekil 5.18: S-Matrisinin Diagonal Elemanları.

S matrisi ile çarpılarak güncellenen, başlangıç koşulu birim matris olan ölçme hatası kovaryans matrisinin (R) dioganal elemanları Şekil 5.18' de gösterilmiştir.



Şekil 5.19: Uyarlamalı Kalman Süzgeç R-Matrisinin Diagonal Elemanları.

5.5. Arıza Toleranslı Kalman Süzgeç Analizleri

Hedef ve takipçi uydu bağıl durum vektör kestirimleri, Kalman süzgeçleri ile elde edilirken, sistemde oluşabilecek hatalar, istatistiksel metotlar ile tespit edilir. Hatalı GPS giriş verilerine rağmen tespit edilen hataları gidermek için sistem kendini yeniden yapılandırarak, uydular arası bağıl vektörler en hassas şekilde kestirim yapılmasına olanak sağlamıştır.

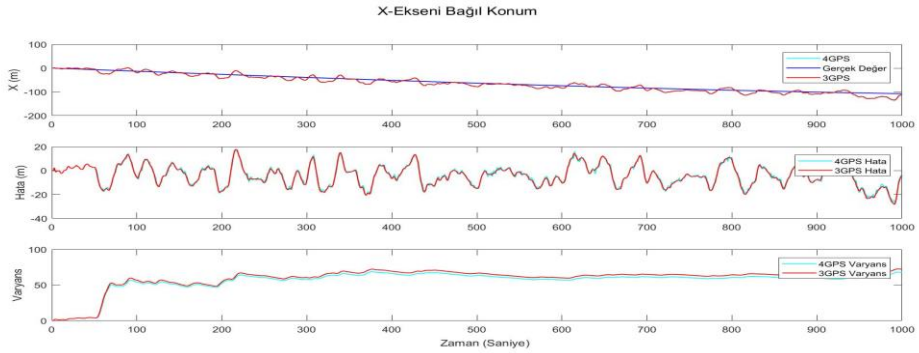
5.5.1. Rekonfigüre FTKF Benzetim Sonuçları ve Analizi

Hedef ve takipçi uydu yörünge kestriminde kullanılan, algoritmanın başlangıcından 50 saniye sonra "+1000 m kayıklık hatası" veya "rassal hatayı 50 kat" artırarak, hatalı GPS verisi oluşturulur. İstatistiksel yaklaşım ile hangi GPS uydusundan gelen

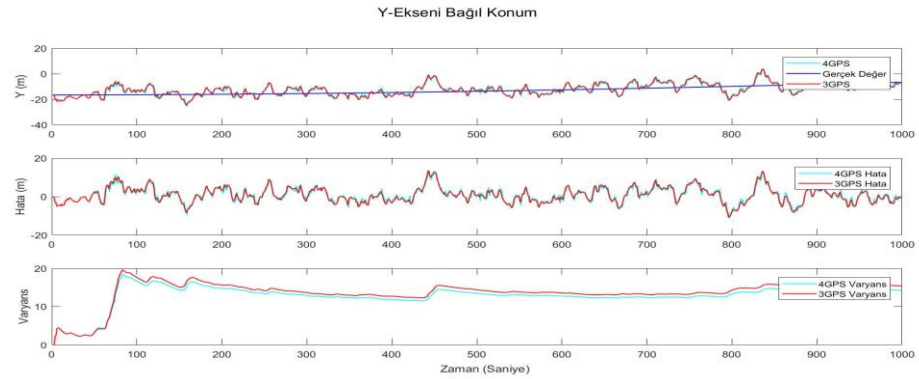
verinin hatalı olduğu tespit edilir. Analizlerde gösterildiği gibi, sonradan bozulmuş kestrimli hedef ve takipçi uydu durum vektörleri ve bağıl durum vektörleri, yeni "reconfigure" mimari ile, tekrar yüksek hassasiyete ulaşmıştır.

5.5.1.1. Kayıklık Arızası Varlığında Rekonfigüre FTKF Benzetim Sonuçları

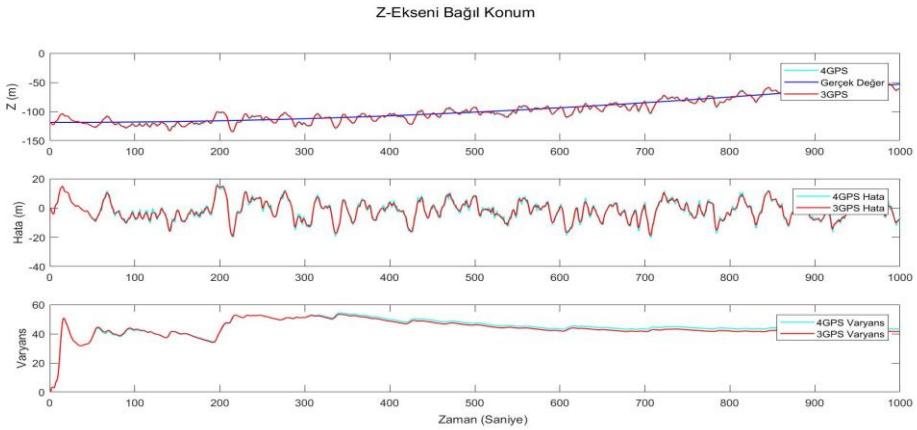
4 GPS uydusu ile "Sözde uzaklık modeline" göre konum kestirimleri yapan hedef ve takipçi uydu konumlandırma algoritmasının 50'nci saniyesinden sonra GPS uydularından 1 tanesinden gelen +1000m kayıklık hatalı veri, istatistiksel yöntemler ile tespit edilmiştir. Şekil 5.18-5.25'de gözüktüğü gibi, hatalı GPS verisi, dikkate alınmayarak 3 GPS uydusundan gelen veriler ile uydu bağıl konum ve hız vektör kestirimleri yapılmıştır. Değerlerin korelasyonlu olduğu ve uydu konumlandırma safhasında kullanılan 4 GPS'den gelen değer hatalar içersede bağıl uydu kestirimlerinde ölçüm değeri olarak kullanıldığı ortaya çıkmıştır.



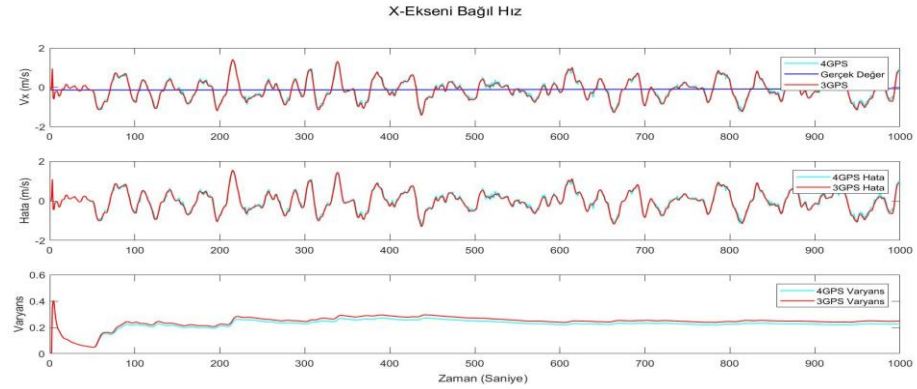
Şekil 5.20: Kayıklık Arızası Varlığında X-Koordinatı için Rekonfigüre FTKF Kestirim Sonuçları.



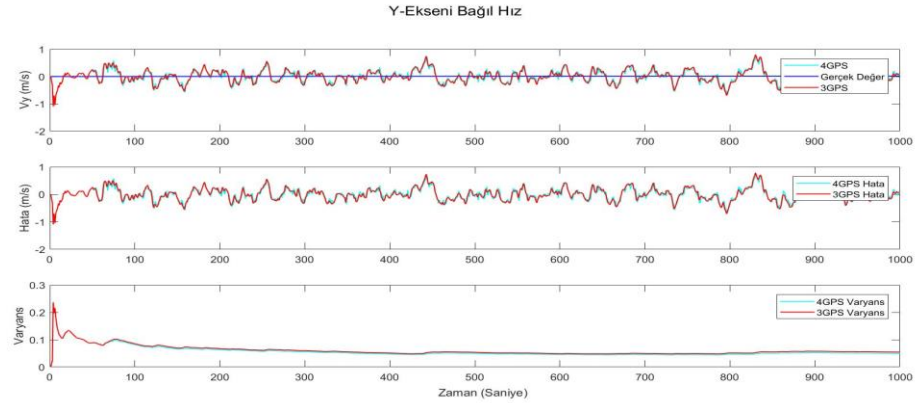
Şekil 5.21: Kayıklık Arızası Varlığında Y-Koordinatı için Rekonfigüre FTKF Kestirim Sonuçları.



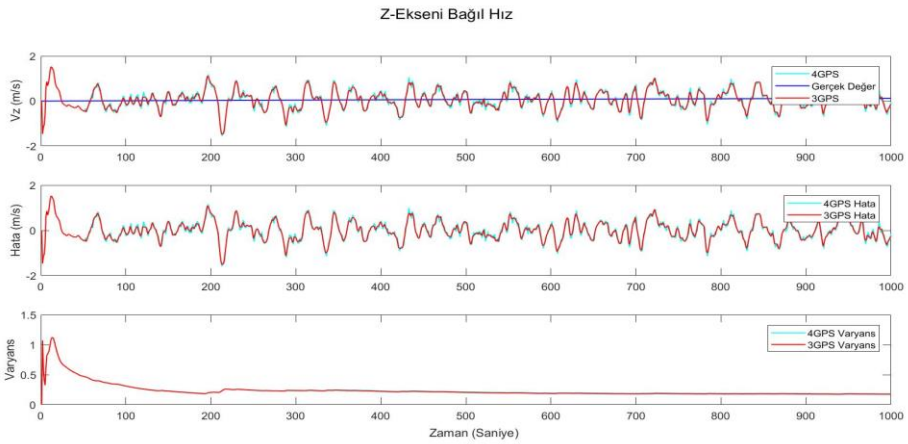
Şekil 5.22: Kayıklık Arızası Varlığında Z-Koordinatı için Rekonfigüre FTKF Kestirim Sonuçları.



Şekil 5.23: Kayıklık Arızası Varlığında Vx-Koordinatı için Rekonfigüre FTKF Kestirim Sonuçları.

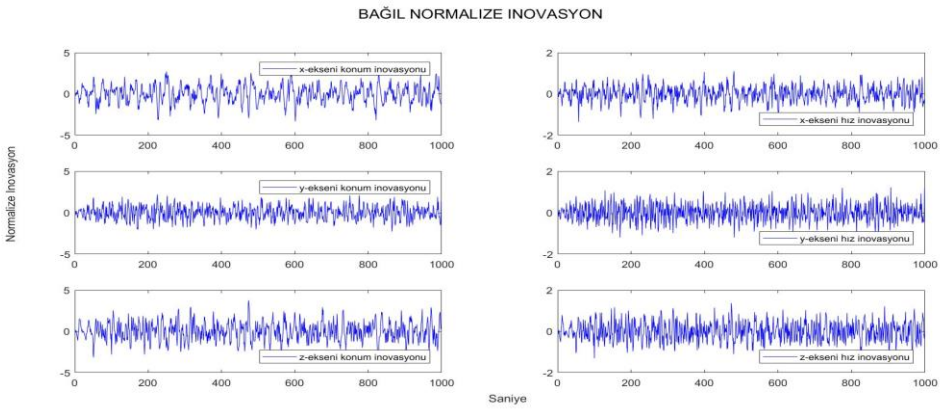


Şekil 5.24: Kayıklık Arızası Varlığında Vy-Koordinatı için Rekonfigüre FTKF Kestirim Sonuçları.



Şekil 5.25: Kayıklık Arızası Varlığında Vz-Koordinatı için Rekonfigüre FTKF Kestirim Sonuçları.

Uydu bağıl durum vektörlerinin, normalize inovasyon değişimleri Şekil 5.26'da gösterilmiştir. 50 sn den sonraki +1000 m kayıklık hatası altında ki normalize inovasyon değerleri, yeniden yapılandırılan mimari sayesinde düzelmiştir. Konum durum vektörleri hatadan daha çok etkilenmiş ve tekrar tasarlanan 3 GPS'li EKF tabanlı sistem ile düzeltilmiştir.

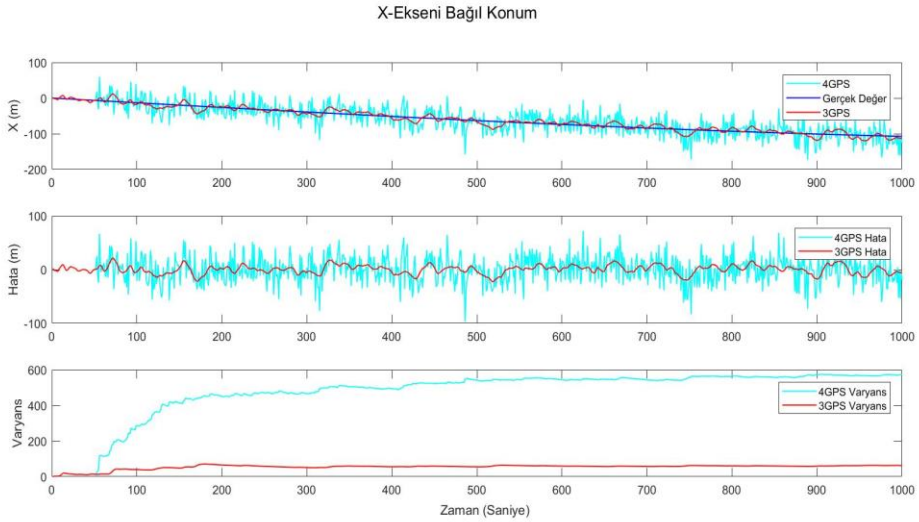


Şekil 5.26: Kayıklık Arızası Varlığında Rekonfigüre FTKF Normalize İnovasyon Süreçleri.

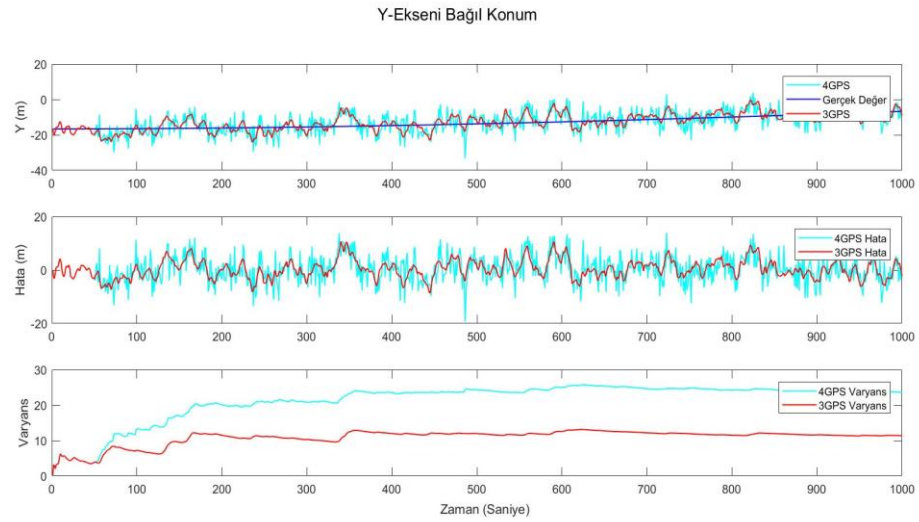
5.5.1.2. Gürültü Artışı Arızası Varlığında Rekonfigüre FTKF Benzetim Sonuçları

4 GPS uydusu ile "Gerçek uzaklık modeline" göre konum kestirimleri yapılan hedef ve takipçi uydu algoritmasının 50'nci saniyesinden sonra, GPS uydularından gelen rassal hatanın 50 kat arttığı varsayımı yapılmıştır. Bu hata istatistiksel yöntemler ile

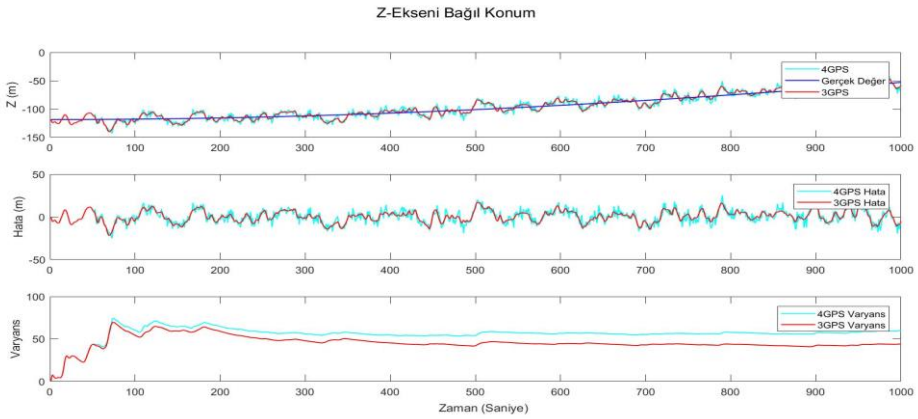
tespit edilmiştir. Şekil 5.27-5.32'da gözüktüğü gibi, hatalı GPS verisi, dikkate alınmayarak 3 GPS uydusundan gelen veriler ile uydu bağıl konum ve hız vektör kestirimleri yapılmıştır. Düzeltilen uydu bağıl konum ve hız kestirimleri teori değere yakınsamıştır.



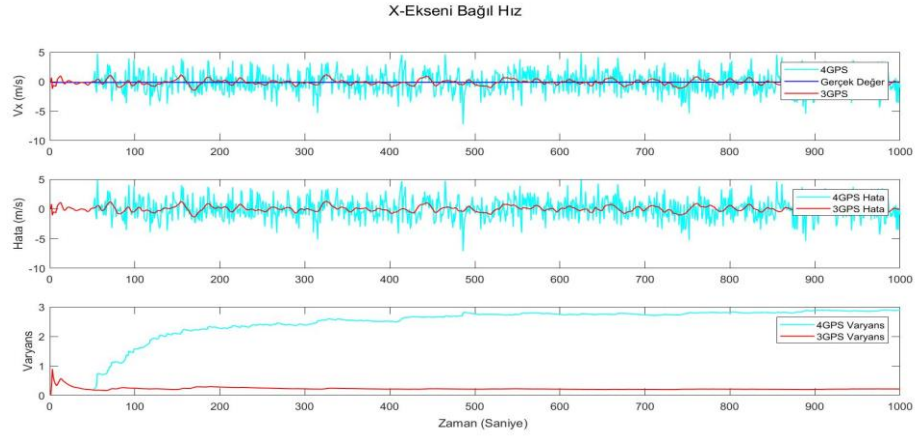
Şekil 5.27: Gürültü Artışı Arızası Varlığında X-Koordinatı için Rekonfigüre FTKF Kestirim Sonuçları.



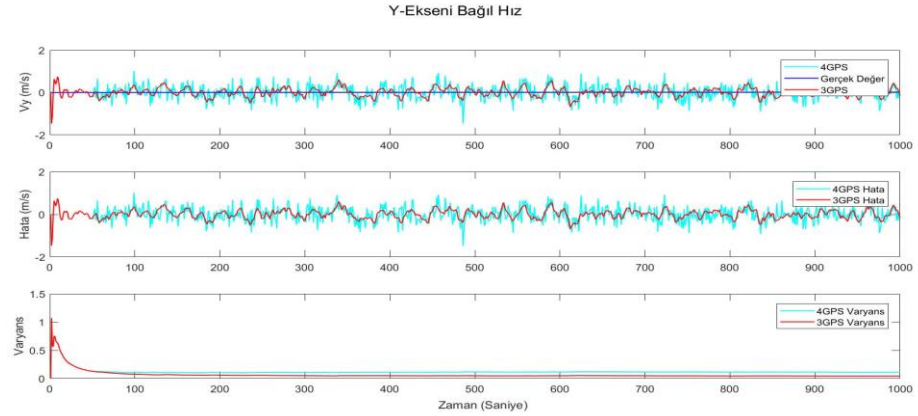
Şekil 5.28: Gürültü Artışı Arızası Varlığında Y-Koordinatı için Rekonfigüre FTKF Kestirim Sonuçları.



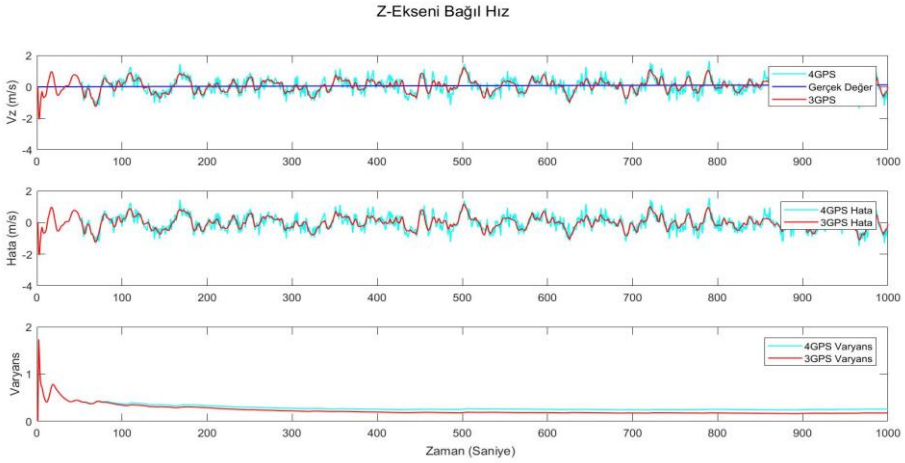
Şekil 5.29: Gürültü Artışı Arızası Varlığında Z-Koordinatı için Rekonfigüre FTKF Kestirim Sonuçları.



Şekil 5.30: Gürültü Artışı Arızası Varlığında Vx-Hızı için Rekonfigüre FTKF Kestirim Sonuçları.

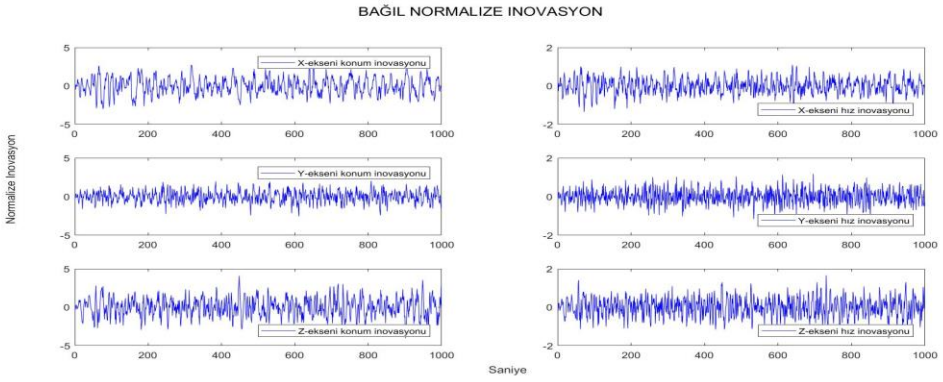


Şekil 5.31: Gürültü Artışı Arızası Varlığında Vy-Hızı için Rekonfigüre FTKF Kestirim Sonuçları.



Şekil 5.32: Gürültü Artışı Arızası Varlığında Vz-Hızı için Rekonfigüre FTKF Kestirim Sonuçları.

Uydu bağıl durum vektörlerinin, normalize inovasyon değişimleri Şekil 5.33'de gösterilmiştir. 50 sn den sonra ki rassal hatanın 50 kat arttırılmış durumu altındaki normalize inovasyon değerleri, yeniden yapılandırılan mimari sayesinde düzelmiştir. Konum durum vektörleri hatadan daha çok etkilenmiş ve tekrar tasarlanan 3 GPS'li EKF tabanlı sistem ile düzeltilmiştir.



Şekil 5.33: Gürültü Artışı Arızası Varlığında Rekonfigüre FTKF Normalize İnovasyon Süreçleri.

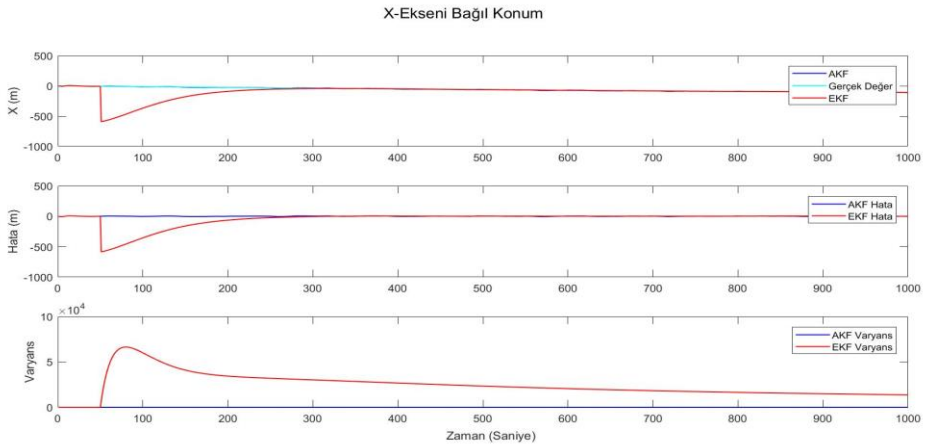
5.5.2. Uyarlamalı FTKF Benzetim Sonuçları ve Analizi

Hedef ve takipçi uydu yörünge kestiriminde kullanılan, algoritmanın başlangıcından 50 saniye sonra "+1000 m kayıklık hatası" veya "rassal hatayı 50 kat" artırarak, hatalı GPS verisi oluşturulur. İstatistiksel yaklaşım ile hangi GPS uydusundan gelen verinin hatalı olduğu tespit edilir. Analizlerde gösterildiği gibi, sonradan bozulmuş

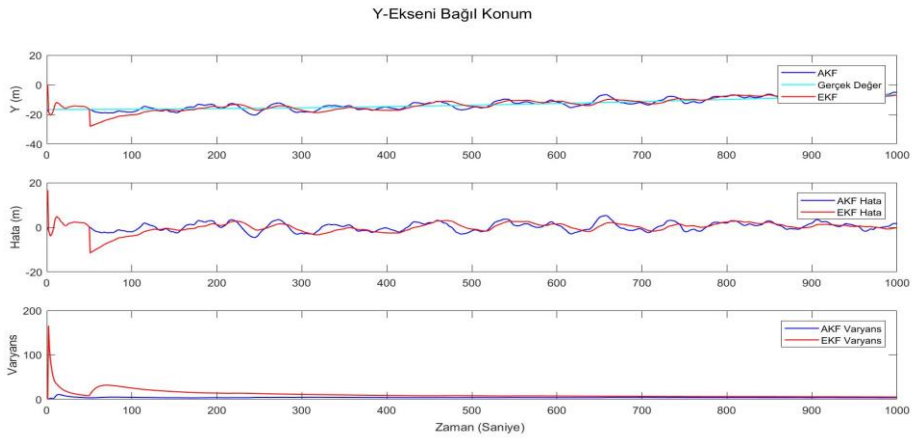
kestirimli hedef ve takipçi uydu bağıl durum vektörleri, Uyarlamalı Kalman süzgeci (Adaptive kalman filter (ADF))" mimarileri ile, tekrar yüksek hassasiyete ulaşmıştır.

5.5.2.1. Kayıklık Arızası Varlığında Uyarlanabilir FTKF Benzetim Sonuçları

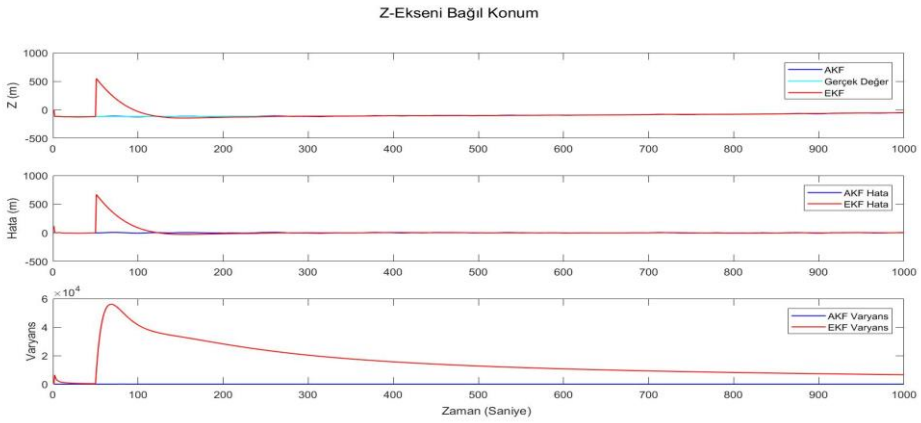
4 GPS uydusu ile "Gerçek uzaklık modeline" göre konum kestirimleri yapan hedef ve takipçi uydu konumlandırma algoritmasının 50'nci saniyesinden sonra GPS uydularından 1 tanesinden gelen +1000m kayıklık hatalı veri, istatistiksel yöntemler ile tespit edilmiştir. Şekil 5.34-5.39'da gösterildiği gibi, hatalı GPS verisi, Uyarlamalı FTKF modeli ile uydu bağıl konum ve hız vektör kestirimleri yapılmıştır. Düzeltilen uydu bağıl konum ve hız kestirimleri teori değere yakınsamıştır.



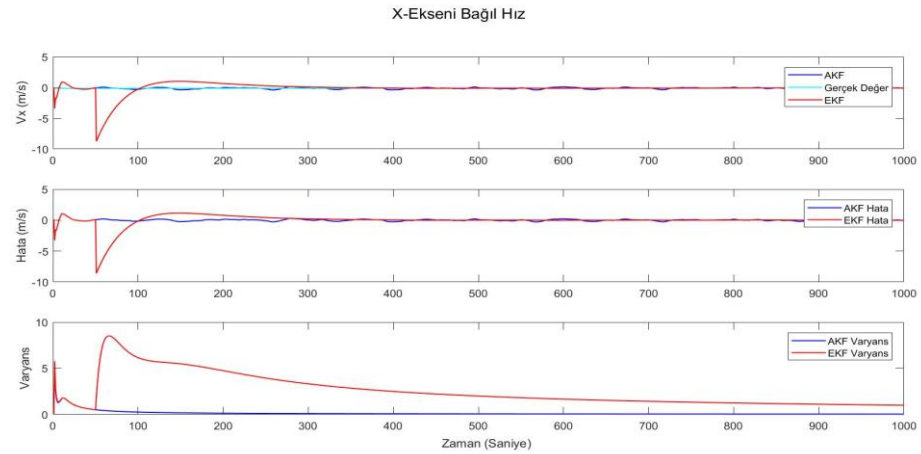
Şekil 5.34: Kayıklık Arızası Varlığında X-Koordinatı için Uyarlanabilir FTKF Kestirim Sonuçları.



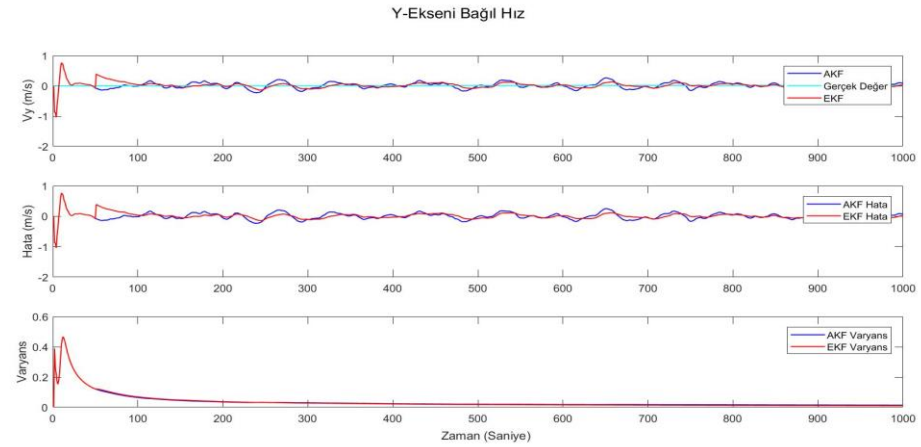
Şekil 5.35: Kayıklık Arızası Varlığında Y-Koordinatı için Uyarlanabilir FTKF Kestirim Sonuçları.



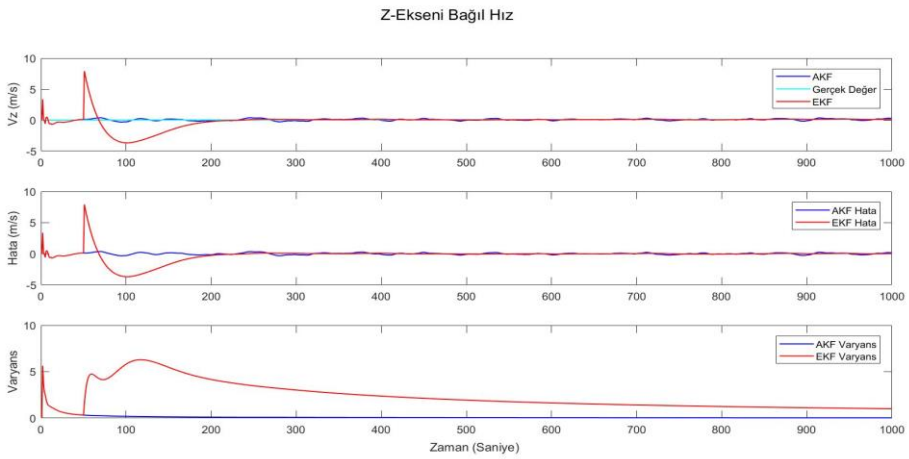
Şekil 5.36: Kayıklık Arızası Varlığında Z-Koordinatı için Uyarlanabilir FTKF Kestirim Sonuçları.



Şekil 5.37: Kayıklık Arızası Varlığında Vx-Hızı için Uyarlanabilir FTKF Kestirim Sonuçları

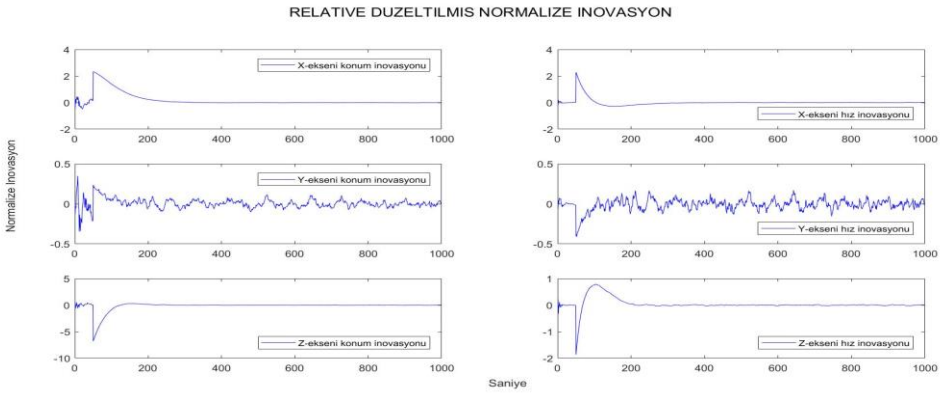


Şekil 5.38: Kayıklık Arızası Varlığında Vy-Hızı için Uyarlanabilir FTKF Kestirim Sonuçları.



Şekil 5.39: Kayıklık Arızası Varlığında Vz-Hızı için Uyarlanabilir FTKF Kestirim Sonuçları

Hedef ve takipçi uydu arası bağıl durum vektörlerinin normalize inovasyon değerleri Şekil 5.40'da gösterilmiştir. Eklenen +1000 m lik kayıklık hatası ve AKF'ler ile giderilmiştir. Normalize inovasyon grafikleri incelendiğinde, konum durum vektörlerinin daha çok bozunuma uğradığı, bunun yanında ise tekrar düzeltildiği görülmektedir.

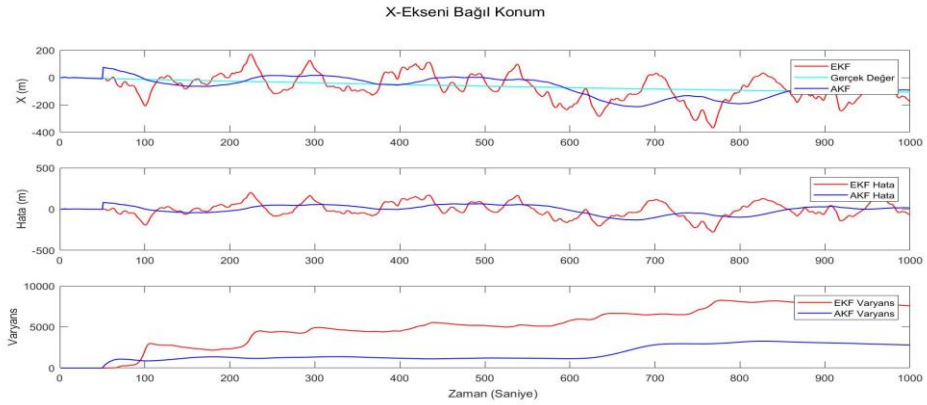


Şekil 5.40: Kayıklık Arızası Varlığında Uyarlanabilir FTKF Normalize İnovasyon Süreçleri.

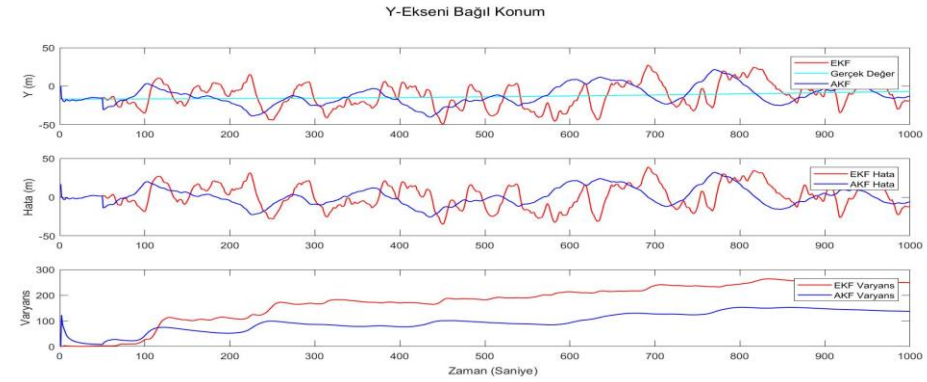
5.5.2.2. Gürültü Artışı Arızası Varlığında Uyarlamalı FTKF Benzetim Sonuçları

4 GPS uydusu ile "Gerçek uzaklık modeline" göre konum kestirimleri yapılan hedef ve takipçi uydu algoritmasının 50'nci saniyesinden sonra, GPS uydularından gelen rassal hatanın 50 kat arttığı varsayımı yapılmıştır. Bu hata istatistiksel yöntemler ile tespit edilmiştir. Şekil 5.41-5.46'da gözüktüğü gibi, bağıl uydu konum ve hız vektör

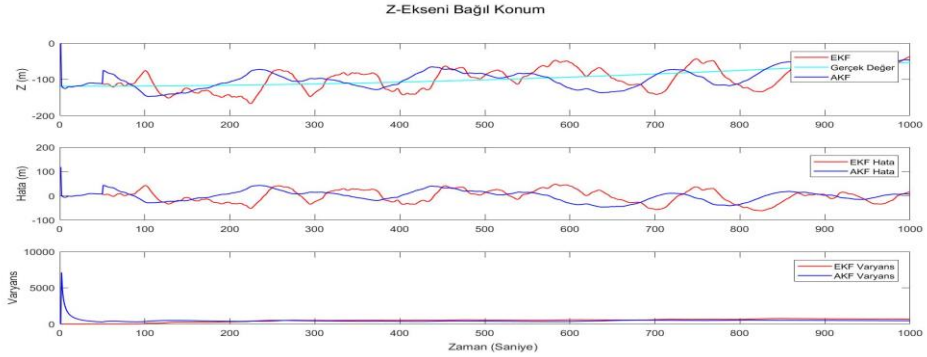
kestirimleri AKF'ler ile yapılmıştır. Düzeltilen uydu bağıl konum ve hız kestirimleri teori değere yakınsamıştır.



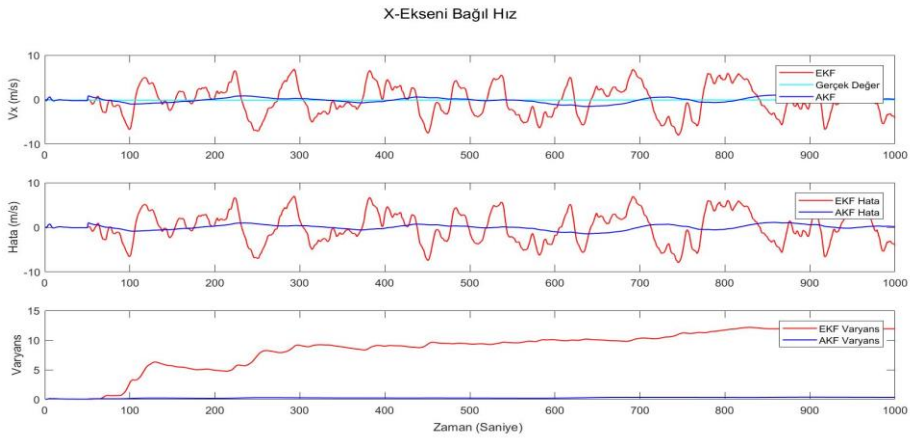
Şekil 5.41: Gürültü Artışı Arızası Varlığında X-Koordinatı için Uyarlamalı FTKF Kestirim Sonuçları.



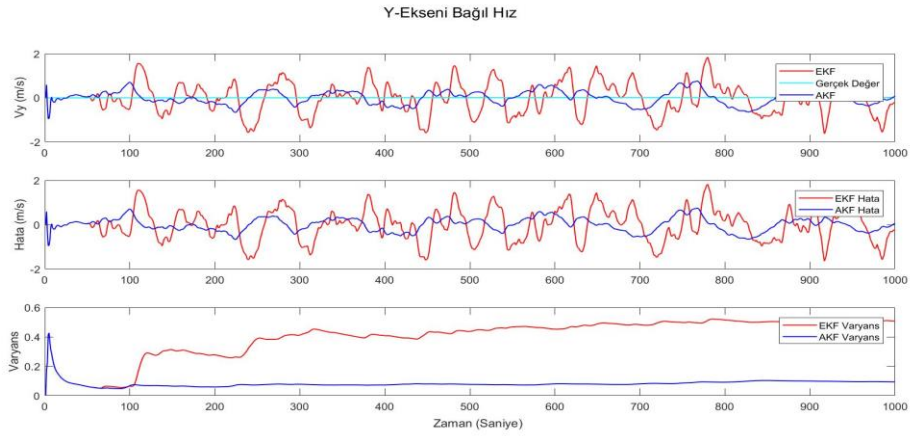
Şekil 5.42: Gürültü Artışı Arızası Varlığında Y-Koordinatı için Uyarlamalı FTKF Kestirim Sonuçları.



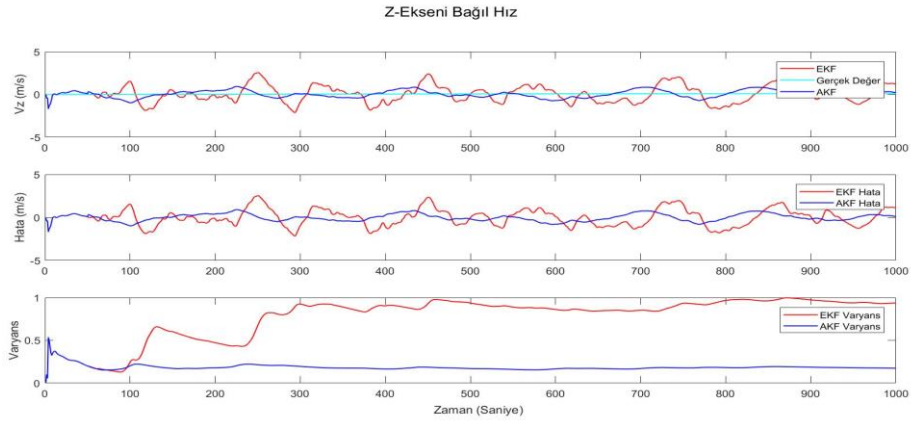
Şekil 5.43: Gürültü Artışı Arızası Varlığında Z-Koordinatı için Uyarlamalı FTKF Kestirim Sonuçları.



Şekil 5.44: Gürültü Artışı Arızası Varlığında Vx-Hızı için Uyarlamalı FTKF Kestirim Sonuçları.

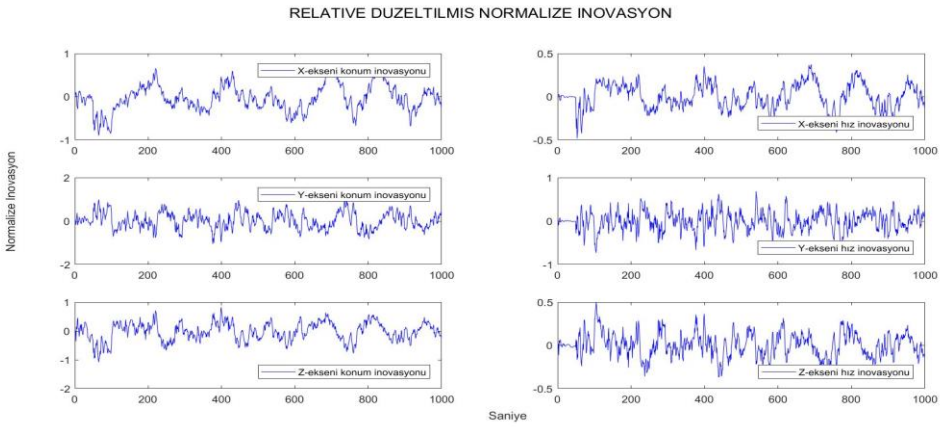


Şekil 5.45: Gürültü Artışı Arızası Varlığında Vy-Hızı için Uyarlamalı FTKF Kestirim Sonuçları.



Şekil 5.46: Gürültü Artışı Arızası Varlığında Vz-Hızı için Uyarlamalı FTKF Kestirim Sonuçları.

Hedef ve takipçi uydu arası bağıl durum vektörlerinin normalize inovasyon değerleri Şekil 5.47'de gösterilmiştir.



Şekil 5.47: Gürültü Artışı Arızası Varlığında Uyarlamalı FTKF Normalize İnovasyon Süreçleri.

5.6. Benzetim Sonuç Yorumları

Hedef ve takipçi uydularda ki EKF kestirimlerinde, sabit veya yavaş değişen biasların oluşturduğu konum kayıklıkları, konum farkı bulunduğu zaman, birbirlerini kaldırdıklarından veya azalttıklarından dolayı, CW süzgecini az etkilemektedir. Bundan dolayı, bu süzgeç bias tipli ölçüm hataları için "Robust veya Dayanıklı" olmaktadır. Uyarlamalı Kalman süzgeci (Adaptive Kalman Filter (AKF)), sistem dinamik modelin, matrislerin veya ölçümlerin doğru olmadığı, kaba olması halinde bile, hedef, takipçi uydu ve uydular arası bağıl durum vektörlerini kestirim yapmıştır. Tasarlanan uydu bağıl vektör kestirim algoritmaları, Zhu ve diğ., (2017) yaptıkları çalışmaya nazaran bağıl vektör kestirim hataları daha kısa sürede minimum seviyeye yakınsamıştır (Zhu ve diğ., 2017). Bunun yanında her eksende uyduların bağıl hareketi analiz edilmiştir.

Arıza toleranslı uydu bağıl vektör kestirim analizleri incelendiğinde, Reconfigüre FTKF modeli, kayıklık arızası durumunda korelesyonlu davrandığı hatalı kestirimlerinde yetersiz kaldığı görülmüş bunun yanında ise gürültü artışı arızası durumunda ise gayet iyi sonuçlar verdiği ortaya çıkmıştır. Adaptif FTKF modeli ise kayıklık arızası durumunda iyi sonuçlar verdiği bunun yanında ise gürültü artışı arızası durumunda ise yetersiz kaldığı değerlendirilmiştir.

6. UYDU BAĞIL SEYRÜSEFER KONTROLÜ

Uydu formasyon uçuşun yeterli ve uygun dizaynı için, kullanıcı gerekliliklerinin, dikkatli ve iyi bir şekilde anlaşılması ve belirlenmesi gerekmektedir. Kullanıcı gereklilikleri, 3 temel öğenin yardımı ile sürdürebilir.

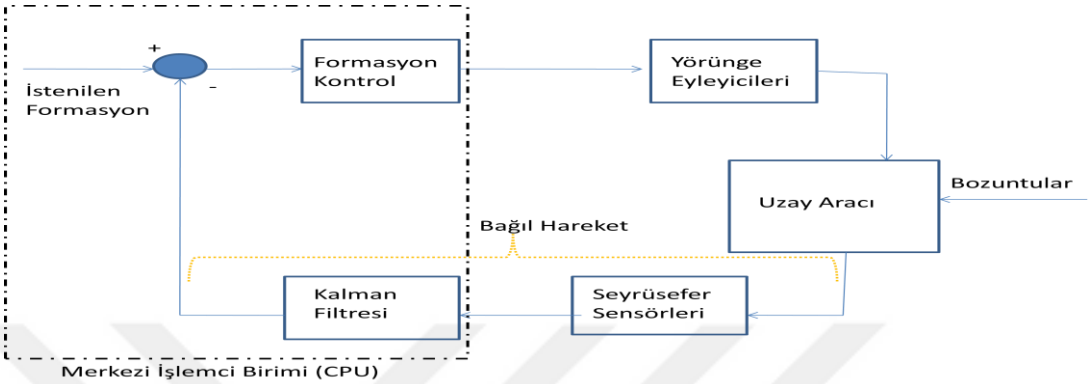
- Dizayn : Uydu bağıl seyrüsefer sensörleri ve eyleyicileri,
- Uygulama : İstasyon sayısı,
- Operasyon : Dahili otonom sistem seviyesi.

Kullanıcı gereksinimlerinin anlaşılması ve belirlenmesi, uygulamanın gerçekliği ve işlevliği açısından, maliyet etkin ve zaman planlaması göz önüne alınarak iyi değerlendirilmesi gerekir. Ne yazık ki bu iyi anlaşılabilirlik, özellikle uzay görevlerinde, mühendislerin ve kullanıcılarının geçmiş eğitim ve bilgi birikimlerinin aynı olmaması, önceliklerin farklı olması ve aynı dili konuşamamalarından dolayı kolay değildir.

Uydu formasyon mimarisinde, cevaplanması gereken anahtar soru, “bilgi ile kontrol ilişkisi” dir. Tez çalışmasına paralel bir örnek ile açıklamak gerekirse: Uzayda kurulan, bir çoklu uydu mimarisinde kontrol altyapısı olmayan veya sadece orta hassasiyette bir kontrolü destekleyecek sensör ağı oluşturulsun. Sensör ağı tarafından görev yükünden gelen bilgiler değerlendirirken, yer istasyonu ile uydu pozisyon ve yönelim kontrolü belirlenir. Böylelikle, sonradan elde edilen kesin bağıl pozisyon bilgisi yeterli olacaktır. Bu durumda, görev ve formasyon uçuş için direkt uydular arası link veya eyleyici kullanma gereksinimi olmayacaktır.

Bunun yanında ise; uydu görev alt sistemleri ve uydu formasyon mimarinde ki uydular için formasyon geometrisi muhafazası için uydular arasında kesin ve sabit uzaklığa ihtiyaç duyulur. Sonradan elde edilen uydu ve yörüngeye ait bilgiler geçerli ve yeterli olmayacaktır. Bunun yerine “gerçek zamanlı kontrol” temellerini oluşturmak için sensörler tarafından sürekli ve aynı zamanda elde edilen bilgiler gereklidir. Uyduların formasyon dahilinde ki pozisyonları için sensör ve eyleyici kontrol sinyalleri için ise uydular arası link kurulması gerekli olabilir. İnterferometric

Syntetic Aperture Radar (SAR) uygulamaları gibi çok yüksek hassasiyetteki görev yüklerinin, dahili itki sistemini, itcileri ve formasyon kontrolünü bozmaması için, formasyon kontrolü uygulanırken devre dışı bırakılabilir. Uydu formasyon mimarisindeki, Güdüm, Seyrüsefer ve Kontrol Mimarisi (Guidance, Navigation, Control (GNC)) şeması **Şekil 6.1**'de gösterildiği gibidir.



Şekil 6.1: Uydu Formasyon Uçuş İçin Kontrol ve Seyrüsefer Mimarisi.

Schilling (2019); Erkeç ve Hajiyev(2020)' den uyarlanmıştır.

Sonuç olarak, uydu formasyon uçuş için gerekli genel ve geçerli tek bir yaklaşım yoktur. Uydu formasyon uçuş kontrolü, bilgi ile kontrolün, uygunluk ile gecikme süresinin, dahili otonom ile yer istasyonunun, hassasiyet ile dayanıklılığın karşılıklı birleşimi ve tercih oranına bağlı olarak da performansın etkilendiği bir kontrol şeklidir.

6.1. Uydu Formasyon Uçuş Kontrol Konsepti ve Metodları

Uydu formasyon mimarisi oluşumunda, tipik olarak formasyonun sağlanması ve devam ettirilmesi şeklinde 2 safha gereklidir.

Formasyonun sağlanması safhası; operasyon konsepti içinde, kaç tane fırlatıcının yörüngeye uydu bıraktığı ile bağlantılıdır. Formasyon bir kez oluştuğunda ise, birçok değişik kuvvet ve ivme, geometri ve ilk koşulları yavaş ama devamlı şekilde değiştirir. Kullanıcının özel gereksinimleri ve ihtiyaçları doğrultusunda, seçilecek uydu bağıl seyrüsefer metoduna göre bağıl formasyon geometrisi oluşumunda, aktif kontrole ihtiyaç duyulabilir.

Güdüm, seyrüsefer ve kontrol sistemi (GNC), istenilen zaman aralığında ve hassasiyette formasyonu muhafaza etmek için gereklidir. Uydu formasyonu için güdüm bilgisi, GNSS, yer istasyon merkezli veya uydu dahili otonom sistemlerinden

karşılanır. Formasyon kontrol fonksiyonları, eyleyicilere aktivasyon kumandası veren komut sinyallerini üretir. Takipçi uydu gövdesi üzerinde isterlere göre hizalanmamış eyleyiciler ve ideal olmayan itici performans durumları yanında dış bozuntular, potansiyel olarak uydu bağıl pozisyonunun zamanla yavaş şekilde normal olmayan kayıklık ve hız değişimlerine sebep olur. Seyrüsefer sensörleri, tam olarak 6-boyutlu durum vektörlerini tespit edemeyebilir. Bu durumdan dolayı, sonradan bağıl yörünge tespit fonksiyonu da gereklidir. Sonuç olarak, bağıl pozisyon ölçümleri, farklı şekilde bağıl seyrüsefer ölçümleri ile sağlanır.

Uydu formasyon mimarisini sağlama veya devam ettirmeyi başarma için gerekli yörünge ve formasyon içi manevra isterleri, iticileri çalıştırma ile gerçekleştirilir. İticilerin çalışma prensibi, Newton'un üçüncü hareket dinamik kuralına dayanır. Uzay ortamında itki, uzay aracının bir yönlü yakıtının yakılması ile elde edilir ki böylelikle uzay aracı itkinin ters yönüne doğru ivmelenerek hareket eder. Uydu manevra planlamasında, özel belirlenen eğleyiciler ile bağlantılı F itki kuvvetidir, yakıt akışı $\dot{m}$, özgül itki katsayısı I_{sp} ve yakıt yanma püskürtme hızı v_e anahtar terimlerdir. Bu terimler, denklem **(6.1)**'deki gibi birbirleri ile ilişkidir

$$F = |\dot{m}|v_e = |\dot{m}|I_{sp}9.81m/s^2 \qquad \textbf{(6.1)}$$

İtki seviyesinin değeri, görev gereklilikleri ve uzay aracının kütlesi ile bağlantılıdır. Tipik olarak, formasyonda istasyon mesafe muhafazası için aralık 0.01N ile 10N arasındadır. Bazı anlar ise iticiler, soğuk gaz iticilerden oluşur ki özgül itkiler I_{sp}, $30-70$ s aralığındadır.

Eyleyiciler, uzay aracına, manevra zamanı olan Δt zaman aralığında, Δv hız artırımı yapan belirli bir a ivmesi uygular, zamanla uygulama devam eder, hız artırımı, Δr pozisyon değişimine sebep olur. Hız değişimi hesaplaması denklem **(6.2)**'de gösterilmiştir.

$$\int_0^{t_0+\Delta t} a(t)dt = \int_0^{t_0+\Delta t} \frac{F(t)}{m(t)}dt = -\frac{F}{|\dot{m}|} ln\left(1-\frac{|\dot{m}|\Delta t}{m_0}\right) \qquad \textbf{(6.2)}$$

m_0 manevra başlangıcındaki uydu kütlesidir. **(6.2)**'nci denklemin sağ tarafında ki eşitlikde, sabit yakıt akışı varsayımı yapılmıştır. Bir çok tip manevrada, harcanan yakıt, uydu kütlesinden çok daha küçük olduğu için, hız değişimi hesaplaması denklem **(6.3)**'de gösterilmiştir.

$$\Delta v \approx -\frac{F\Delta t}{m_0} \quad \textbf{(6.3)}$$

$F\Delta t$ eğleyici tarafından itki transferidir.

6.1.1. Doğrusal Hareket Kontrolü

LEO yörüngedeki uyduların hareketi, Newton'un doğrusal olmayan yer çekim kanunu tarafından yönetilir. Buna rağmen, kontrol zaman aralıkları, yörünge periyot zamanına kıyasla çok çok küçüktür. Kontrol teorisi gereği bu etkileri belirlemede, doğrusal Newtonsal dinamik modeli kullanır.

Tez çalışmasında, benzetim tekniği ile belirlenen 3U ve 50 kg'lık ağırlığında 2 özdeş uydu simülasyonlarda kullanılmıştır. Her uydu 1N'luk iticiye sahip olsun, LEO yörüngede uydular 650 km yükseklikte yörüngeye adaptörden bırakılmıştır. Yörünge boyunca uydular arası mesafe gerçek anomali açısına göre belirlenmiş olarak $\Delta l = 120m$ olsun ki görev süresi 1 ay olarak belirlenmiştir. Uydu balistik katsayılarından δB_c kaynaklı farklılık sebebi ile iki uydu arası diferansiyel sürtünme %10 olarak varsayılsın. Balistik katsayı $C_d A/m$ dir, "C_d" 2.3 civarında ki sürtünme katsayısı, "A" $1m^2$ olarak varsayılan uydu sürtünme kesit alanıdır. Bu irtifa da maksimum hava yoğunluğu "ρ" yaklaşık 0.3 g/km^3 dür. Bileşke sürtünmenin de eğer düzeltilmemişse, formasyonu bozucu etkisi vardır, ki manevralar ile düzeltilmeye ihtiyaç duyulur. Tez çalışmasında, Dünyanın J2 etkişsinin uydular üzerindeki bozunum etkisi göz önüne alınmış olup sürtünmeden kaynaklı bozunum ihmal edilmiştir. Bu kapsamda 120 m aralıklı uydular arası formasyon oluşumunda ki kayıklıkları gidermek için gereken Δv_{ff} hız artırımını hesaplandığın da, ayrım hız farkı ile aynı boyutta olan kayıklık önleme yanması gereklidir ama oluşan hız artırımının ters yönünde olmalıdır.

Uydu formasyonunu oluşturan uyduların pozisyon muhafazası için, sürtünmeden kaynaklı bozunum göz önüne alınsaydı, düzenli aralıklarla bileşik sürtünme kaynaklı bozuntu düzeltimi gerekli olacaktı. Bileşik sürtünme kaynaklı ivme denklem **(6.4)** ile ifade edilir.

$$\delta a_{DD} = \frac{1}{2}\delta B_c C_d \frac{A}{m}\rho V_a^2 \quad \textbf{(6.4)}$$

Formasyon uydu uçuşu için gerekli toplam yakıtı hesaplaması **(6.1)**ve **(6.3)**'ncü denklemleri kullanarak denklem **(6.5)**'deki gibi türetilir.

$$m_{prop} = \frac{\Delta v_{ff} m_0}{I_{sp} 9.81 m/s^2} \quad \textbf{(6.5)}$$

6.1.2. Analitik Doğrusal Olmayan Kontrol

Uydu formasyon kontrol zamanı, yörüngesel periyot ile kıyaslanabilir. Bununla birlikte, harici bozuntuları içeren, doğrusal olmayan Newton yerçekimi kanunu, formasyonun bağıl ve kesin hareketlerini belirler. Böylelikle, eğer formasyon kontrolü gerçekten gerekli ise, bu dinamikleri engelleyecek şekilde manevra performansı gerekecektir.

Eğer formasyon kontrol gerekli ise, en önemli husus, devamlı manevralı mı, yoksa ayrık manevralı mı kontrolün gerektiğidir. Bu kararı vermek için anahtar faktörler, manevraların görev yükü ve göreve etkisi, bilgi işleme, yakıt tüketimi, uzay aracı operasyon ve kontrol gereksinim özellikleridir. Her iki durumda da, Proportional-integral-derivative controller (PID), Lyapunov ikincil metodu, H_∞ metotları kullanılabilir. Bunun yanında, aşırı itki olmaması için, tüm kontrol yöntemleri, yörünge kanunları ile uyumlu çalışmak zorundadır. Literatürde birçok kontrol teorisi olmasına rağmen, uydu üzerindeki işlemci ana kartların özelliklerinden ve güç sınırlamalarından kaynaklı, sınırlı işlemci performansı, pratikde klasik ve basit PID kontrolünün yapılmasına zorlar.

Sürekli olmayan ayrık manevralar için, bahsedilen metotların yanına, daha fazla bilgi toplayarak manevra sayısını azaltmak adına itim besleme kontrolü kullanılabilir. Dairesel yörüngeler için Gauss değişkenleri denklemlerinden türetilmiş, uydu ayrık itki denklemleri **(6.6)**'da gösterilmiştir (Gill ve diğ., 2007).

$$\begin{cases} \delta\Delta a/a = & 2\Delta v_T \\ \delta\Delta u = & -\Delta v_R - \frac{\sin u}{\tan i}.\Delta v_N \\ \delta\Delta e_x = & \sin u\,.\Delta v_R + 2\cos u\,.\Delta v_T \\ \delta\Delta e_y = & -\cos u\,.\Delta v_R + 2\sin u\,.\Delta v_T \\ \delta\Delta i_x = & \cos.\Delta\, v_N \\ \delta\Delta i_y = & \sin.\Delta\, v_N \end{cases} \quad \textbf{(6.6)}$$

$\Delta v = GM/a^2(\Delta v_R, \Delta v_T, \Delta v_N)^T$ Hill düzleminde ki hız artırım vektörünü belirtir. $\delta\Delta(.)$ ayrık itki manevrası öncesinden ve sonrasına göre uydulardan birinin bağıl yörünge elemanlarının farkını ifade eder.

Uydu bağıl yörünge kontrol sistemi, daha önce belirlenmiş nominal bağıl yörünge elemanlarına $(\Delta a^N, \Delta a^N, \Delta e^N, \Delta i^N)$ göre, düzeltme manevraları planlanır ve uygulanır. Genel olarak, gerçek yörünge farklılıkları $(\Delta a, \Delta u, \Delta e, \Delta i)$ nominal değerler çerçevesinde ki simetrik kontrol pencereleri civarında bulunur (Gill ve diğ., 2007).

6.1.3. Uydu Seyrüsefer ve Kontrol Ölçekleme Kanunları

Kullanıcı ihtiyaçlarından kaynaklanan Seyrüsefer, Kontrol gereklilikleri her görev için değişkenlik arz ettiği için genelleştirilemez. Takım uydu uçuş görev analizinde, Seyrüsefer, Kontrol (NC) parametreleri belirlenmesinde yardımcı olabilecek bazı parametrelere ait ilişki değerleri **Tablo 6.1**' de verilmiştir (Eberhard, 2019).

Tablo 6.1: Uydu Formasyon Uçuşunda Seyrüsefer ve Kontrol Parametreleri İlişkisi

Parametre	Değişken/İlişki	Örnek Senaryo
Uzay araçları bağıl ayrımı	d_1	1000 km
Kontrol pencere boyutu	$d_{cw} = d_1 10^{-1}$	100 km
Kontrol hassasiyet gereklilikleri	$\sigma_c = d_{cw} 10^{-1}$	10 km
Seyrüsefer hassasiyet gereklilikleri	$\sigma_n = \sigma_c 10^{-1}$	1 km

Uyduların hareket yönü yer izi (Along Track) ayrımı 1000 km olan, takım uydu mimarisinde iki uydu varsayılsın. Bu durumda, uydular, yörünge üzerinde 2 dakikalık bir zamansal çözünürlük sunar. Kontrol pencere ayrımı "d_{cw}", along track ayrımından çok daha düşük olacaktır. Eğer interferometry gibi görevden kaynaklı herhangi bir kontrol penceresi kısıtlaması yoksa, 10 kat oran kontrol penceresi için yeterli olacaktır (Eberhard, 2019). Böylelikle kontrol penceresi 100 km olacaktır. Yine aynı şekilde, bağıl hareketin kontrolü, kontrol penceresinin boyutundan 10 kat oranla daha düşük olunurluğunu sayabiliriz ki bu bizim örneğimizde 10 km olur. Gerekli kontrol hassasiyeti "σ_c" , seyrüsefer hassasiyeti, iticilerin tam doğrulukta yerleştirilmemesi, performans muğlaklığı gibi ve hatta yönelim hassasiyetine kadar değişken girdiler ile, uydular arasında ki istenen bağıl uzaklığın kök oranında bir oranla olacak şekilde belirlenir. Bu örnekte de gerekli seyrüsefer hassasiyeti 1 km olarak tahmin edilebilir (Eberhard, 2019).

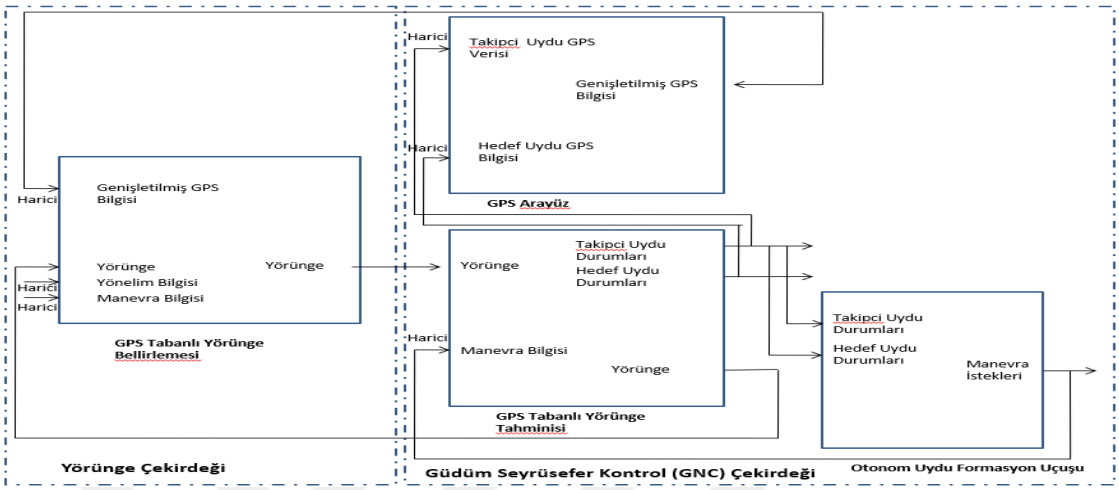
6.2. Uydu Formasyon Mimarisinde Kullanılan Sensör ve Eyleyiciler

Uydu formasyon mimarisi oluşumunda veya sürdürülmesinde, eyleyiciler ile kontrol gereklidir. Eyleyiciler sadece, uydu formasyon uçuşun oluşumu veya sürdürülmesi için değil, aynı zamanda görev sürecinde farklı bir formasyon şekline geçiş zorunluluğu olması durumunda da gereklidir. Bunun yanında, eyleyiciler formasyon uçuşun devamlılığı için kilit bileşenlerdir. Eyleyici olarak, çoğunlukla devamlı zamanlı veya ayrık zamanlı iticiler kullanılır. İtici seçiminde ise anahtar faktörler; itki seviyesi, minimum itki atımı, atım sayısı veya maksimum itki süresidir. Dizayn ön koşullarında, uydu formasyon görevi esnasında yaşanabilecek arıza riskleri durumunda uyduların formasyon limitlerinde kalma potansiyeli göz önüne alınmalıdır.

Uydu bağıl seyrüsefer esnasında dahili ve yer tabanlı yazılım gerekliliği de mevcuttur. Yazılım dizayn mimarisini oluştururken anahtar nokta ise formasyon uzay görevine özel, dahili veya yer tabanlı yazılım ağırlık oranıdır. GRACE görevi gibi uydular arası mesafe 250 km olan durumda, kontrol penceresinin 50 km'de kayıp sayılmaması ve formasyonun devamı için her ay gerekli düzeltme manevrası yapılması gerekir. Bu durumda dahili otonom kontrol gerekli değildir. 1 km altı gibi yakın uydu formasyon mimarisinde ise yer tabanlı kontrol limitlerinden dolayı, dahili sensörler, eğleyiciler ve yazılım ile destekli kontrol olması gerekir. Sensörler RF veya optik sensörler olabilir. Burada ki anahtar nokta ise, yörüngede uyduların birbirleri ile çarpışma riskidir. Bu durumu önlemek için, aktif ve pasif çarpışma önleyici stratejiler mevcuttur. Pasif çarpışma önleyici mekanizmayı tanımlamak gerekirse, görevin dizayn aşamasında, yörüngelerin eksantre ve yörünge eğim vektörlerinin çarpışma riskini minimuma indirecek şekilde uygun seçimidir.

Tez çalışmasında belirlenen 3U'luk uydu kontrol yazılım şeması, PRISMA görevine benzerlik göstermektedir. Tasarlanan yazılım mimari şemasının gösterimi Şekil 6.2' de gösterilmiştir (Gill ve diğ., 2007). Hedef ve takipçi uydular özdeş mikro uydulardır. Yazılımın mimarisi iki ana bölümden oluşur, her 30 saniyede işlem yapan "Yörünge çekirdeği (ORB core)" ve her saniyede işlem yapan, düşük hesaplama yükü nedeni ile GPS tabanlı yörünge belirleme " Güdüm, Seyrüsefer, Kontrol Çekirdeği (GNC core)" dir. GPS ile hedef ve takipçi uydular arası gerçek mesafe kullanılarak yörünge belirlenir, aynı zamanda da düzeltme menavraları yapılarak formasyon sürdürülür. Yörünge kestirim fonksiyonu, 1 Hz'lik hız ile takipçi

uydunun yörüngesini geçmiş 30 saniyeyi göz önüne alarak yörünge tespit fonksiyonu sayesinde belirler. Bununla beraber, dahili GNC fonksiyonu, ana ve takipçi uydunun bağıl yörünge durumlarını belirleyerek, uydu formasyon uçuşun istenilen limitleri içerisinde kalmasını sağlar.



Şekil 6.2: Prisma Görevi Otonom GPS Tabanlı Bağıl Uydu Seyrüsefer Kontrol Şeması.

Gill ve diğ., (2007); Erkeç ve Hajiyev (2020)' den uyarlanmıştır.

6.2.1. PRISMA Görevi İtki Sistemi

PRISMA görevinde, Şekil 6.3 'de gösterildiği gibi farklı itici sistemler kullanılmıştır. Kullanılan itici sistemler;

- Hydrazine RCS (Reaction Control System)
- HPGP RCS (High Performance Green Propulsion)
- MEMS-tabanlı mikro itki deneyi



Şekil 6.3: PRISMA Görevi İtici Yerleşimi.

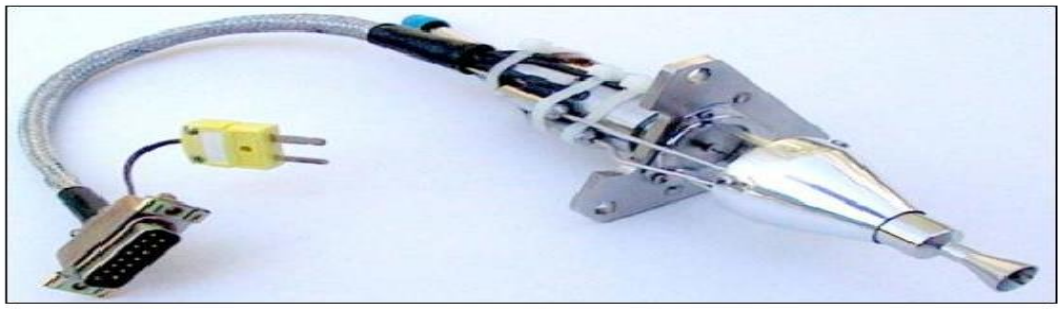
Perssonve diğ., (2006) dan uyarlanmıştır.

Toplam PRISMA görevi hız değişim Δv gerekliliği, görev gerekliliğinin neredeyse 2 katı olan 170 m/s dir. Ayrı ayrı veya aynı anda iki itki sisteminin kullanımı planlanmıştır. İtki vektörleri, uydunun ağırlık merkezine yönlenmiştir. Şekil 6.3'de gösterildiği gibi 3 eksende tork üretebilecek hareket serbestisine sahiptir. Reaksiyon tekerleri destekleyici alt sistem olarak öngörülmüştür.

Hydrazine RCS: 6 adet 1 N luk iticiye sahiptir. İtki tankı yaklaşık 120 m/s itki verebilecek 11 kg kullanılabilir yakıta sahip olup Şekil 6.3'de gösterilmiştir.

HPGP (High Performance Green Propulsion) : ESA tarafından desteklenen, çevre dostu ve toksik olmayan, Şekil 6.4'de gösterilen kimyasal itki sistemidir. Tekil hydrazin iticilerden daha iyi performans göstermesi planlanmıştır. Hydrazine ile kıyaslandığında daha yüksek performans gösterme nin yanında HPGP iticisi aynı zamanda daha zararsız ve çevre dostudur. 5.6 kg yakıt tankı ile 60 m/s Δvkapasitesine sahiptir (Gill ve diğ., 2007).

Sistemin kesintisiz 30 sn ve 0.1 Ns yanma atım aralığı vardır. Yeni nesil HPGP iticisi su bazlı ADN (Ammonium Dinitramide) tabanlıdır. Oksitleyici olarak su kullanır. ISP değeri 2477 (252 s) dir (Persson ve diğ., 2006).



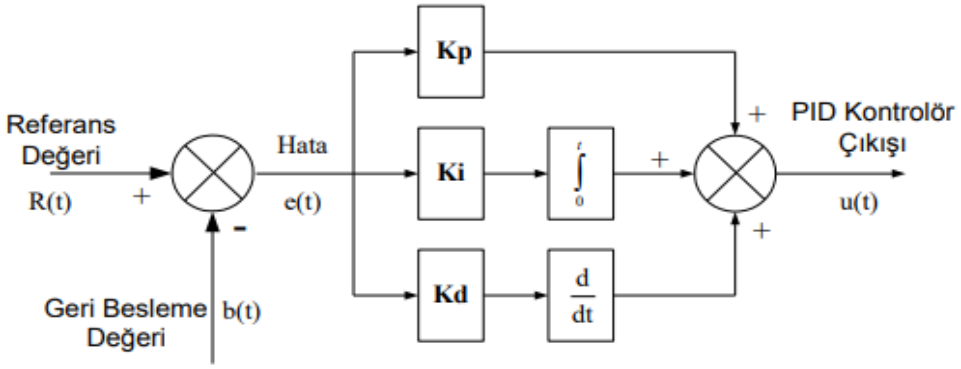
Şekil 6.4: PRISMA Görevi HPGP İticisi.

Persson ve diğ., (2006) dan uyarlanmıştır.

MEMS tabanlı mikro itki sistemi ise test aşamasında olup 1 nano-Newton ile 1 mikro-Newton arası itkiye sahiptir. Golf topu büyüklüğe sahip olan mikro iticiler, akış valfi, ısı dengeleyici ve filterelere sahip dört roket motorundan oluşur. İleride gerçekleşecek küçük uydu görevleri için geliştirilme aşamasındadır (Persson ve diğ., 2006).

6.3. Uydu Formasyon Mimarisinde Tasarlanan PID Kontrol Algoritması

PID kontrolör bileşen kısımların her biri birer katsayı ile yönetilirler. Bu katsayılar(Kp, Kd, Ki) her sistem için ayrı değerler almaktadırlar. Şekil 6.5'de PID kontrolörün iç yapısına ait blok diyagramı verilmiştir. Bu blok diyagramından da görüldüğü gibi PID kontrolörün yapısını oransal kazanç, integral alıcı ve türev alıcı devrelerin birleşiminden oluşmaktadır (Coşkun ve Terzioğlı, 2007).



Şekil 6.5: PID Kontrolörün Blok Diyagramı.

Çoşkun ve Tezrioğlu (2007)' den uyarlanmıştır.

PID kontrolörün çıkışı ve denetim yasası denklem **(6.7)**'de ifade edilmektedir[18]. Tasarlanan takım uydu bağıl navigasyon mimarisinde kazançlar manuel tuning yöntemine göre yapılmıştır. Takım uydu mimarisinde hedeflene 30 günlük süre dahilinde her eksende yakın formasyon geometri muhafazası için gereken kontrol kazanç katsayıları K_p, K_i, K_d , manuel tuning yöntemi ile belirlenmiştir. Kazanç katsayıları belirlenirken, itici özellikleri, uydu özellikleri, istenilen hassasiyet ve tepki süreleri göz önüne alınmıştır.

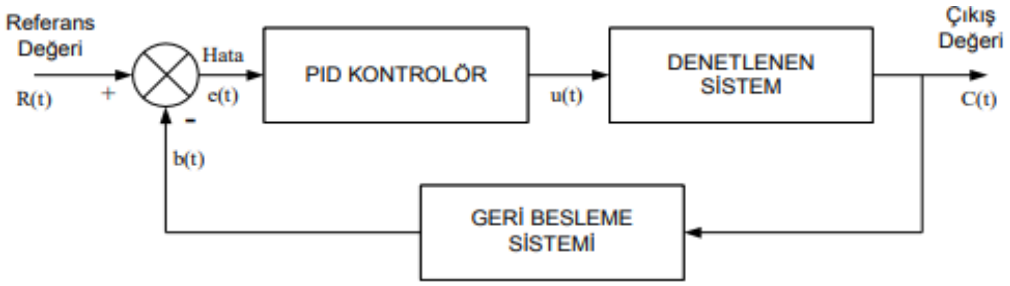
$$u_{(t)} = K_p\, e_{(t)} + K_i \int_0^t e_{(t)} dt + \; K_d \frac{d}{dt} e_{(t)} \qquad \textbf{(6.7)}$$

Şeklinde ifade edilir. Bu denklemde $e_{(t)}$ hata değerini belirtir. Hata değeri ise denklem **(6.8)**'de gösterilmiştir.

$$e_{(t)} = R_t - \; b_t \qquad \textbf{(6.8)}$$

Tez çalışması kapsamında tasarlanan takım uydu bağıl navigasyon mimarisinde, referans değer R_t olarak, bağıl uydu dinamik modelinden alınan gerçek hız değer ele alınmıştır. Geri besleme değeri b_t ise ölçümlerinde içerdiği bağıl Kalman süzgeci kısmının hız çıktıları ele alınmıştır.

PID kontrolörler kullanılarak kontrol edilen sisteme ait blok diyagram Şekil 6.6'da gösterilmiştir.

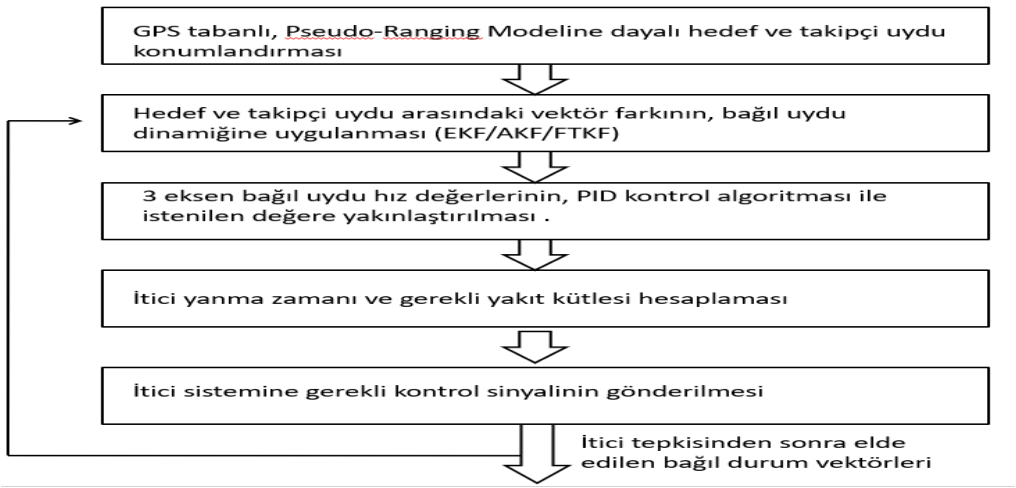


Şekil 6.6: PID Kontrolörlü Sistemin Blok Diyagramı

Çoşkun ve Tezrioğlu (2007)' den uyarlanmıştır.

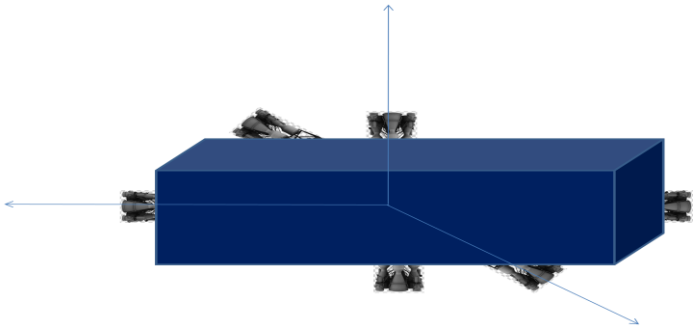
Takım uydu bağıl navigasyon mimasisinin kontrol kısım çıktıları ile denklem **(6.3)** ve denklem **(6.5)** yardımıyla, hedeflenen 30 günlük, yakın formasyon geometri muhafazası için gereken yakıt kütlesi ve yanma zamanı hesaplanmıştır. Yanma zamanı 1 Hz'lik sistem frekansını, itici özelliklerini desteklemektedir.

Takipçi Uydu (50 kg) için tasarlanan, itki sistemi için 1 Hz'lik Proportional-Integral-Derivative (PID) kontrol algoritması blok diyagramı Şekil 6.7'de gösterilmiştir. Literatürde uygulanmış PRISMA görevi incelendiğinde, formasyon uydu muhafazası için 1 N 'luk iticiler kullanılmıştır. Kontrol algoritması değerlendirmelerinde hem 1N'luk hemde 10N'luk iticiler için incelenmiştir. İticiler değerlendirdiğinde, tasarlanan uydu bağıl seyrüsefer görevi için 1N'luk iticilerin daha uygun olduğu değerlendirilmektedir.



Şekil 6.7: Tasarlanan Bağıl Uydu Kontrol Algoritması Blok Diyagramı.

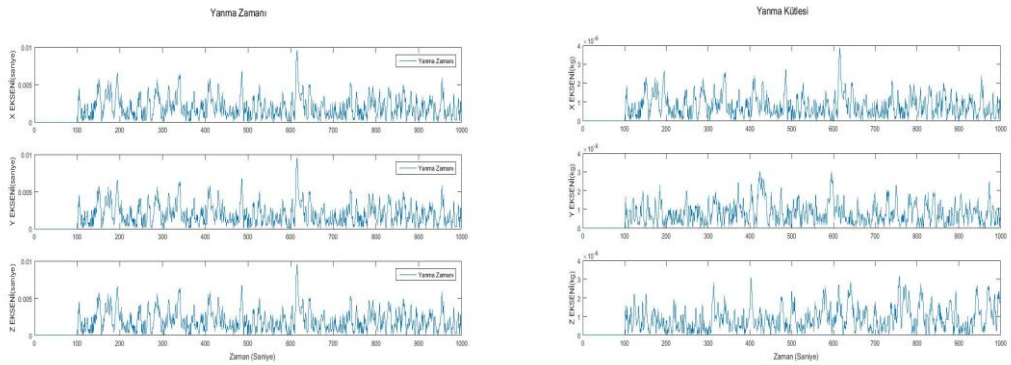
Tez çalışmasında, tasarlanan uydu formasyon mimarisinde ki takipçi uydu itici sistem yerleşimi Şekil 6.8'da gösterildiği gibi olup, iticiler tarafından oluşturulan itki ve torkun bileşkesinin uydu ağırlık merkezine etki ettiği farz edilmiştir.



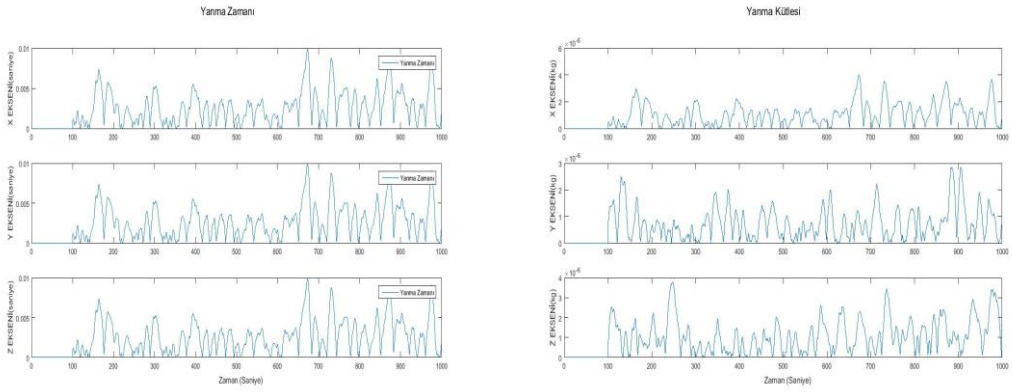
Şekil 6.8: Tasarlanan Takipçi Uydu İtici Yerleşimi.

Bağıl uydu vektör kestirimleri için kullanılan Kalman süzgeç çıktılarının her iterasyon adımında kontrolü yapıldıktan sonra tekrar AKF girdisine dahil edilir. 100sn sonrası Kalman süzgeçi oscilasyonun dengeli olduğu adımda, PID kontrole başlanmaktadır. Uydu bağıl seyrüsefer durum kestirimlerindeki hataları için ters eksen iticisine itki kontrol sinyali gönderilir.

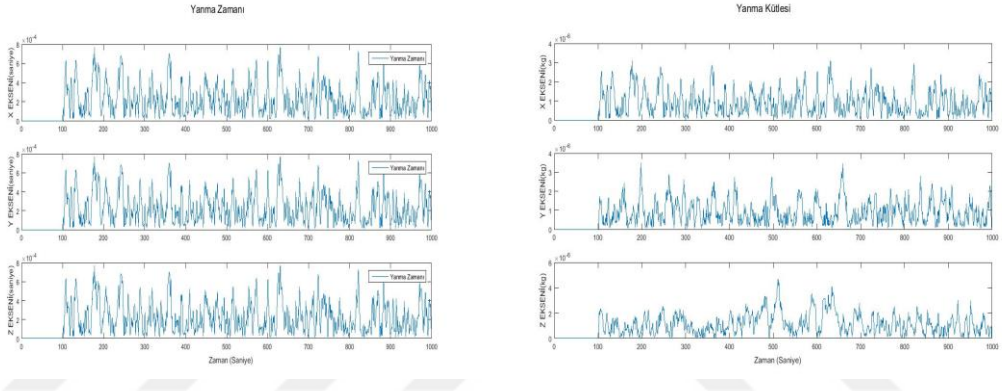
Uydu formasyon mimarisi için oluşturulan kontrol algoritması dahilinde, istenilen uydu formasyon paremetrelerinin muhafazası için gerekli Δv elde ediniminde, 1N'luk ve 10N'luk iticiler ile harcanan yakıt kütlesi ve yanma zamanı Şekil (6.9)-(6.12)'da gösterilmiştir. EKF ve AKF yöntemleri ile belirlenen bağıl uydu vektörleri, Kalman süzgeç değerlerinin dengeye ulaştığı 100'ncü saniyesinden sonra kontrol algoritmasına girdi olarak alınmıştır.



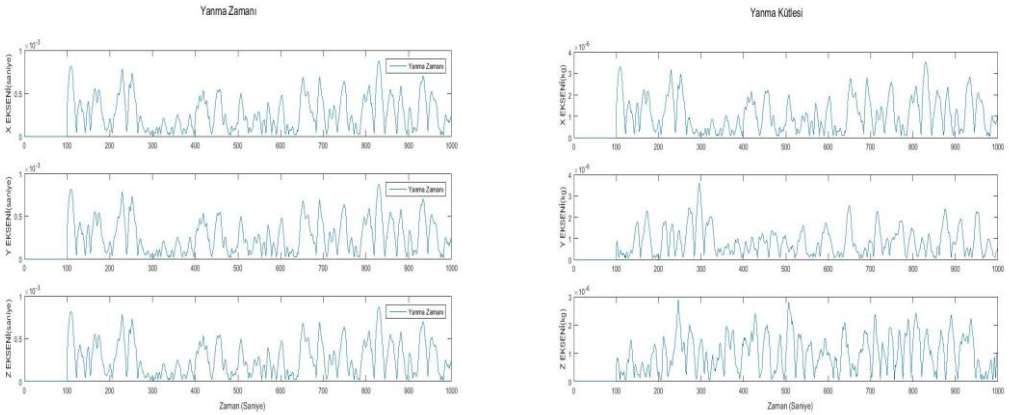
Şekil 6.9: **AKF Kestrim Algoritması Kullanıldığı Durumda 1'N luk İtici Değerleri.**



Şekil 6.10: EKF Kestrim Algoritması Kullanıldığı Durumda 1'N luk İtici Değerleri.



Şekil 6.11: AKF Kestrim Algoritması Kullanıldığı Durumda 10'N luk İtici Değerleri.



Şekil 6.12: EKF Kestrim Algoritması Kullanıldığı Durumda 10'N luk İtici Değerleri.

Takipçi uydu itki sistem analizi için "Yanma Zamanı ve Yanma Kütlesi" için Kontrol Algoritması 5 kez çalıştırıp ortalaması alınmıştır. AKF algoritması ile tespit edilen 3

eksen bağıl durum vektörlerinin kontrol için kullanılan yakıt ve zaman EKF algoritmasından daha iyi çıkmaktadır. 1Hz, 1N itki parametreleri kontrol algoritması bütününde, her eksen için tasarlanmış olup değerler Tablo 7' de gösterilmiştir.

Tablo 6.2: Uydu 3 Eksen Bağıl Hız Kestrim Modellerine Göre İtici Değerleri.

Kalman Süzgeçi	**İtki Sistemi**		**V_x**	**V_y**	**V_z**	**Toplam**
EKF	10 N	Yanma Zamanı (s)	0.25319	0.16269	0.34383	0.75971
		Yanma Kütlesi (kg)	$1.02420e^{-03}$	$6.58134e^{-04}$	$1.39086e^{-03}$	$3.07313e^{-03}$
	1 N	Yanma Zamanı (s)	2.13994	1.64471	2.78941	6.57406
		Yanma Kütlesi (kg)	$8.65632e^{-04}$	$6.65303e^{-04}$	$1.12637e^{-03}$	$2.65730e^{-03}$
AKF	10 N	Yanma Zamanı (s)	0.24138	0.17631	0.23838	0.41769
		Yanma Kütlesi (kg)	$9.76417e^{-04}$	$7.13193e^{-04}$	$9.64297e^{-04}$	$2.65390e^{-03}$
	1 N	Yanma Zamanı (s)	1.79186	1.88324	2.44846	6.12356
		Yanma Kütlesi (kg)	$7.24830e^{-04}$	$7.61794e^{-04}$	$9.90431e^{-04}$	$2.47705e^{-03}$

Tasarlanan özgün uydu bağıl seyrüsefer mimarisi kapsamında, elde edilen algoritma parametreleri ve çıktı değerleri aşağıda belirtilmiştir.

- Rise Time: $1.94163e^{-04}$ sn
- Block Respose Time: 0. 10805sn
- Settling Time: 0. 09735sn
- Hassasiyet: 0.005 m/s
- Kp:20000
- Ki:1000
- Kd:0.05

1 Aylık uydu formasyon mimarisi kapsamında üç eksen kontrol için gerekli toplam Δv: 75.278 m/s dir. Bununla birlikte, 1 aylık formasyon uydu görevinde yaklaşık 6.5 kg yakıt tüketilmektedir.

Takipçi uydu itki sistemi kapsamında, ION iticiler de deneysel amaçlı kullanılmıştır. Yüksek Isp değerine karşılık, düşün itki değeri vermesine rağmen, uzay ortamında, özellikle formasyon ve bağıl uydu uçuşlarında kullanılması için gerek teorik gerekse gerçek görevler dahilinde çalışmalar artmaktadır.

Hesaplama yükü; Algoritma yazım tekniği, yazım dili, işlemci özellikleri, sensör özellikleri, paralel işlemci yüküne ve elektronik bileşenlere bağlıdır. Bu kapsamda 2.8 Ghz CPU, 32 Gb Ram özelliklerine sahip işlemci ile benzetim yapılan formasyon mimarisi için tasarlanan algoritmaların iterasyon başına hesaplama zamanı Tablo 6.3'de gösterilmiştir. Bu değerler, algoritmalar 5 kez çalıştırıp aritmetik ortalaması alınarak bulunmuştur.

Tablo 6.3: Tasarlanan Uydu Bağıl Seyrüsefer Durum Kestrim Yaklaşımlarının Hesap Yükü Karşılaştırması.

Süzgeç Yaklaşımı	Hesaplama Yükü (sn/iterasyon)
AKF&NRM+Kontrol	0.0314
EKF+Kontrol	0.0374

PRISMA görevinde 32 bitlik LEON3 işlemci ile kullanılarak gerekli uydulararası bağıl eksen ve yörünge parametre hesaplamaları yapılarak her 30 sn'de bağıl yörünge düzeltmeleri yapılırken (Gill ve diğ., 2007). Tez çalışmasında tasarlanan formasyon uydu mimarisi kapsamında kullanılan yaklaşım ile işlemci, kestirim ve kontrol algoritma sonuçları her eksende 1 Hz'lik kontrol döngüsünü destekler niteliktedir.

Böylelikle tez çalışması kapsamında takım uydu navigasyon mimarisi her eksende hassas kontrol, hesaplama yükü ve optimum yakıt tüketimi açısından literatürde bulunan benzer formasyon uydu mimarilerinden ayrışmıştır.

7. SONUÇ

Tez kapsamında GPS tabanlı uydu bağıl vektör kestirim yaklaşımları ile uydu formasyon geometri mimarisi ve yüksek hassasiyette üç eksen kontrol yapısı geliştirilmesi üzerine çalışma yapılmıştır. GPS tabanlı Kalman süzgeçleri ile özgün üç adet yapı ortaya konulmuştur.

- Ana ve takipçi uydu yörünge durum vektörlerinin, ayrı ayrı EKF'ler ile GPS tabanlı sözde uzaklık modeli (Pseudo-ranging) kullanılarak hassas şekilde kestirimleri yapılmıştır. Ana ve takipçi uydu yörünge durum vektörlerinin farkı, HCW denklemlerini kullanan ayrı bir EKF'ye ölçüm girdisi olmuş ve uydu bağıl durum vektörleri hassas şekilde elde edilmiştir. Böylelikle bozuntular takipçi ve hedef uydu yörünge konum belirleme safhasında Kalman süzgeçlerine dahil edilebilmiş ve bağıl uydu konum belirleme safhasında hesaplamalar dahilinde olması sağlanmıştır.
- Ana ve takipçi uydu yörünge durum vektörleri, ayrı ayrı NRM ile GPS tabanlı sözde uzaklık modeli (Pseudo-ranging) kullanılarak hassas şekilde kestirimleri yapılmıştır. Ana ve takipçi uydu yörünge durum vektörlerinin farkı, HCW denklemlerini kullanan ayrı bir AKF'ye ölçüm girdisi olmuş ve bağıl durum vektörleri hassas şekilde elde edilmiştir. Böylelikle sensörlerde veya modeldeki bilinmezliklerden kurtulunarak, hedef ve takipçi uydu yörünge durum vektörleri kaba şekilde elde edilmesine rağmen, bağıl durum vektörleri hassas şekilde elde edilmiştir.
- GPS uydularında oluşabilecek arızalara karşı, arıza toleranslı Kalman süzgeçi (FTKF) geliştirilmiştir. Bu kapsamda, istatistiksel metodlar ile GPS bilgilerinde ki hata tespit edilmiş ayrıca bu ölçüm hatalarının hangi GPS uydusundaki arızadan kaynaklandığıda ayrıca elde edilmiştir. Hatalı GPS bilgisi içeren GPS uydusu göz ardı edilerek uydu bağıl durum vektörlerinin kestirimini sağlayan "Rekonfigüre" yaklaşımın yanında hatalı GPS bilgisinin varlığında bile hassas kestirim yapabilen "Uyarlamalı" FTKF model geliştirilmiştir.

J2 bozunumlu yörünge üzerinde oluşturulan uydu formasyonu mimarisinde, hedef ve takipçi uydu konum kestirimleri ayrı Kalman süzgeçleri ile belirlenmiştir. Böylelikle bozuntular takipçi ve hedef uydu konum belirleme safhasında Kalman süzgeçlerine dahil edilebilmiş ve bağıl uydu konum belirleme safhasında hesaplamalar dahilinde olması sağlanmıştır. GPS tabanlı uydu formasyon mimarisinde, tasarlanan özgün arıza toleranslı ve Uyarlamalı Kalman süzgeç yapıları ile GPS ve ölçüm hatalarına karşı dayanıklı bir yapı oluşturulmuştur.

Belirlenen bağıl uydu durum kestirim hataları, tasarlanan model öngörülü PID kontrol yapısı ile kullanıcılar tarafından istenilen hassasiyette kontrol sinyalleri üretilerek, uydu iticilerine girdi sağlanmıştır. Tasarlanan özgün EKF ve NRM&AKF tabanlı kalman süzgeç mimarisi ile kontrol kısmı bileşenlerinden olan itici çeşitleri kıyaslanarak, gerekli yanma zamanı ve yanma kütlesi belirlenmiş ve kıyaslanmıştır. İstenilen uydu formasyon geometrisini üç eksende yüksek hassasiyet ile kontrol edebilmek adına en maliyet etkin yöntem belirlenmiştir.

Takım uydu mimarisinde, formasyon geometrisinin muhafazası için gerekli uydu yörünge manevralarının elde ediniminde işlemci hesaplama yükü önem arz etmektedir. Bundan dolayı, tez çalışması kapsamında tasarlanan özgün uydu bağıl vektör kestirim modelleri ile oluşturulan kontrol sinyallerinin hesaplama yükleri ayrı ayrı elde edilmiş ve kıyaslanmıştır. Benzer görevler incelenmiş ve tez çalışmasında elde edilen sonuçlar ile gerek hesaplama yükünde gerekse her eksen kontrol sinyali üretim döngüsünde iyileşmeler olduğu görülmüştür.

Gelecek çalışmalarda, oluşturulacak GPS tabanlı farklı Kalman süzgeçler ile bağıl uydu durum kestirim hassasiyetinin arrtırılabileceği ve daha fazla uyduya sahip uydu formasyon uydu mimarisinin oluşturulabileceği değerlendirilmektedir. Görsel tabanlı ve sensör entegrasyonu ile geniş çaplı takım uydu yapılarının gerçekleşebileceği bununla birlikte ise gezegenlerarası uzay görevlerinde formasyon uydu mimarisinin daha etkili şekilde oluşturulabileceği öngörülmektedir.

KAYNAKÇA

Alonso, R., Crassidis, J.& Junkins, J. (2000). Vision-based relative navigation for formation flying of spacecraft.

Arasaratnam I.&Haykin S. (2009). Cubature Kalman filters.*IEEETrans. Autom. Control.* 54: 1254-1269.

Auger F., Hilairet M., Guerrero J.M., Monmasson E., Orlowska-Kowalska T., &Katsura S. (2013). Industrial applications of the Kalman filter: *a review,IEEE Trans. Ind. Electron.* 60(12): 5458–5471.

Bagci M. & Hajiyev, C. (2016). Integrated NRM/EKF for LEO satellite GPS based orbit determination.*IEEE Metrology for Aerospace (MetroAeroSpace), Florence,* 462-467.

Berntorp K. & Di Cairano S. (2018). Approximate Noise-Adaptive Filtering Using Student-t Distributions. 2018 Annual American Control Conference (ACC), Milwaukee, WI, USA, : 2745-2750.

Betto, M., Jørgensen, J.L., Jørgensen, P.S. & Denver, T. (2006). Advanced stellar compass deep space navigation, ground testing results, *Acta Astronautica*, 59(8-11):1020-1028.

Bevilacqua R.&Lovell T.A. (2014). Analytical guidance for spacecraft relative motion under constant thrust using relative orbit elements.*Acta Astronautica,* 102: 47–61.

Bing H., Yunhua, W., Xiongzhi &Chun J. (2016). A spacecraft visual navigation algorithm based on mode constraints.*2016 IEEE/ION Position, Location and Navigation Symposium (PLANS), Savannah, GA,*: 330-335.

Brown B.L., Hendrix S.B., Hedges D.W & Smith. T.B. (2012). Multivariate Analysis for the Biobehavioral and Social Sciences: A Graphical Approach, *John Wiley & Sons*.

Burges J.D., HallM.J.& LightseyE.G. (2012). Evaluation of a Dual-Fluid Cold-Gas Thruster Concept (Version 8689).

Buist, P.J., Teunissen P.J.G., Verhagen S. & Giorgi G.(2010). A vectorial bootstrapping approach for integrated GNSS-based relative positioning and attitude determination of spacecraft.*Acta Astronautica,*68: 1113–1125.

Chen J., Wang X., Shaot X. & Duan D. (2010). An Integrated Relative Navigation System Using GPS/NISNAV for, Ultra-close Spacecraft Formation

Flying.*3rd International Symposium on Systems and Control in Aeronautics and Astronautics*.

Chowdhary G., Johnson E.N., Magree D., Wu A.& Shein A. (2013). GPS-denied indoor and outdoor monocular vision aided navigation and control of unmanned air-craft.*J. Field Robot.*, 30(3): 415–438.

Clohesy, W. & Wiltshire R. (1960, Published Online: 30 Aug 2012). Terminal Guidance Systems for Satellite Rendezvous, *Journal of Aerospace Sciences,* 27(9): 653-658.

Coskun, İ. & Terzioğlu H. (2007). Hız performans eğrisi kullanılarak kazanç (PID) parametrelerinin belirlenmesi, *Selcuk-Technic*, 6(3): 180-205.

CubeSat Program (2014). *Cubesat Design SpecificationRev.13, Calif. Polytech. State.*

Dissanayake M.W.M.G., Newman P., Durrant-Whyte H., Clark S.& Csorba, M. (2001). A solution to the simultaneous localization and map building problem. *IEEE Transactions on Robotics and Automation*, 17(3): 229-241.

Driessen S.P.H., Janssen N.H.J., Wang L., Palmer J.L. & Nijmeijer H. (2018) Experimentally Validated Extended Kalman Filter for UAV State Estimation Using Low-Cost Sensors, *IFAC PapersOnLine*,51(15):43–48.

Eberhard, G. (2019). Control Approaches for Formations of Small Satellites. NATO Netherlands, 1-20.

Engel J., Sturm J.& Cremers D. (2012a). Camera-based navigation of a low-cost quadro-copter.*IEEE/RJS International Conference on Intelligent Robot Systems (IROS)*: 2815–2821.

Engel J., Sturm J.& Cremers D. (2012b).Accurate figure flying with a quadrocopter using onboard visual and inertial sensing.*IEEE/RJS International Conference on Intelligent Robot Systems (IROS).*

Erkeç, T.Y. &Hajiyev,C., (2019). Traditional Methods on Relative Navigation of Small Satellites. *2019 9th International Conference on Recent Advances in Space Technologies (RAST), Istanbul, Turkey*: 869-874

Erkeç, T.Y. & Hajiyev, C. (2020a). Relative Navigation in UAV Applications. *International Journal of Aviation Science and Technology*, 1(2): 52-65.

Erkeç,T.Y. & Hajiyev, C. (2020b). GPS Based Fault Tolerant Satellite Localization.*International Symposium on Electric Aviation and Autonomous Systems, 22-24 September 2020 Kyiv, Ukraine*

Erkeç,T.Y. & Hajiyev C. (2020c). Relative Navigation Methods for Unmanned Aerial Vehicles.*International Symposium on Electric Aviation and Autonomous Systems, 22-24 September 2020 Kyiv, Ukraine*

ErkeçT.Y. &HajiyevC.(2021a). Review on Relative Navigation Methods of Space Vehicles. Current Chinese Science, 1(2).

Erkeç T.Y. & HajiyevC. (2021b).The methods of relative navigation of satellites formation flight. *International Journal of Sustainable Aviation* 6(4): 260-279.

Felicetti, L.& Emami, M.R. (2018). Image-based attitude maneuvers for space debris tracking.*Aerospace Science and Technology*, 76: 58–71.

Fernandez-Prades, C.& Vila-Valls, J. (2010). Bayesian nonlinear filtering using quadrature and cubature rules applied to sensor data fusion for positioning, *In: Proceedings of the IEEE International Conference on Communications, Cape Town, South Africa*: 1-5.

Gill, E. (2019). Control Approaches for Formations of Small Satellites, *NATO, Delft/Netherlands:*1–20.

Gill, E. D'Amico, S. & Montenbruck O. (2007). Autonomous Formation Flying for The Prisma Mission. *Journal of Spacecraft and Rocket*, 44(3): 671-681.

Guelman, M.& Ortenberg, F. (2009). Small satellite's role in future hyper- spectral Earth observation missions, *Acta Astronaut.*, 64: 1252–1263.

Hill, G.W. (1878, New published 2020). Researches in the Lunar Theory. *American Journal of Mathematics*, 1(1): 5-26.

Huang, S., Wu, Z., &Misra, A. (2017). "A Practical, Robust and Fast Method for Location Localization in Range-Based Systems." *Sensors, Basel, Switzerland,* 17(12): 2869.

Jørgensen, J. L., & Benn, M. (2010). VBS - The Optical Rendezvous and Docking Sensor for PRISMA. *NordicSpace*, 16-19.

Jun, M., Motokuni, I.& Shirai, Y. (2002). Toward VisionBased Intelligent Navigator: Its Concept and Prototype. *IEEE Transactions on Intelligent Transportation Systems*, 3(2): 136-146.

Kim, J.& Sukkarieh, S. (2004). SLAM aided GPS/INS Navigation in GPS Denied and Unknown Environments.*The 2004 International Symposium on GNSS/GPS, Sydney, Australia.*

Krieger, G., HajnsekI., PapathanassiouK.P., Younis M. & MoreiraA. (2010) Interferometric Synthetic Aperture Radar (SAR) Missions Employing Formation Flying, *in Proceedings of the IEEE*, 98(5): 816-843.

Kwok, N.M.&Dissanayake, G. (2004). An efficient multiple hypothesis filter for bearing only SLAM. *In: Proceedings of IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems (IROS04), Sendai, Japan*:736–41

Kwok, N.M.& Dissanayake, G. (2003). Bearing-only SLAM in indoor environments. *Australasian Conference on Robotics and Automation.*

Kwok N.M., Dissanayake G.& Ha QP. (2005). Bearing only SLAM using a SPRT based Gaussian sum filter. *In: Proceedings of the IEEE International Conference on Robotics and Automation (ICRA05), Barcelona, Spain,* 1121–1126.

Lestarquit, L., Harr, J., Grelier, T., Peragin, E., Wilhelm, N., Mehlen, C.&Peyrotte, C. (2006). Autonomous Formation Flying RF Sensor Development for the PRISMA Mission.*Proceedings of the 19th International Technical Meeting of the Satellite Division of The Institute of Navigation (ION GNSS 2006), Fort Worth,* TX: 2571-2578.

Li W., Sun S., Jia Y.&Du J. (2016). Robust unscented Kalman filter with adaptation of process and measurement noise covariances.*Digital Signal Processing*, 48:93–103.

Li, Y. & Zhang, A. (2019). Observability analysis and autonomous navigation for two satellites with relative position measurements. *Acta Astronautica*, 163(Part B): 77-86.

Lim, H.C., Bang, H. & Lee, S. (2006). Adaptive Back stepping Control for Satellite Formation Flying with Mass Uncertainty.*Journal of Astronomy and Space Sciences*, 23(4): 405-414.

Ma, O., Abad, A.F.& Boge, T. (2012). Use of industrial robots for hardware in- the-loop simulation of satellite rendezvous and docking. *Acta Astronautica*, 81: 335-347.

Markley, F.L. & Crassidis, J.L. (2014). Fundamentals of Spacecraft Attitude Determination and Control, Vol. 2, *Springer Science Business Media, New York.*

Melczer M., Bauer P.& Bokor J. (2017). 4D Trajectory Design for Vision Only Sense and Avoid Flight Test.*IFAC Papers On Line,* 50(1): 15203–15208.

Moafipoor S., Bock L., Fayman J.A.& Honcik D. (2014). Fundamentals of autonomous relative navigation and its application to aerial refueling. *Geodetics Inc. San Diego, CA 92117, USA.*

Murtazin, R.F.& Budylov, S.G. (2010). Short rendezvous missions for advanced Russian human spacecraft. *Acta Astronautica,* 67: 900-909.

Nebylov, A.& Medina, A. (2015). Relative Motion Control of Nano-Satellites Constellation.*2015 IFAC Workshop on Advanced Control and Navigation for Autonomous Aerospace Vehicles, Seville, Spain,* 245-250.

Nebylov A., Sukrit S.& Medina A.(2016). Relative Motion Control of Picosatellites Constellation in Independent Orbits. *20th IFAC Symposium on Automatic Control in Aerospace - ACA 2016, Sherbrooke, Quebec, Canada.*

Nebylov, A., Medina A. &Knyazhsky, A.. (2018). Verification of the Relative Distance Measurement Method for Pico-satellites in Constellation, *IFAC*

Papers On Line.International Symposium on Artificial Intelligence, Robotics and Automationin Space (i-SAIRAS), 51(12): 100–105.

Nebylov A., Medina A.& Knyazhskiy A.Y. (2017). Verification of the Precise Orbital Holding of Small Satellite Formation for Remote Control of Robots on a Planet Surface. *4th IEEE International Workshop on Metrology for Aerospace. Padua, Italy*.

Nebylov A.,Medina A.&Knyazhsky A. (2018). Verification of the Relative Distance Measurement Method for Pico-satellites in Constellation.*IFAC,* 51(12) 100-105.

Ozbek L. & Aliyev, F. (1998). Coments on "Adaptive Fading kalman Filters with an Aplication". Automatica, 34: 1663-1664.

Persson, S., Bodin, P., Gill, E., Harr, J. & Jörgensen, J.. (2006). PRISMA- An Autonomous Formation Flying Mission. *ESA Small Satellite Systems and Services Symposium (4S), 25-29 September 2006, Sardinia, Italy.*

Personen H.& Piche R. (2010). Cubarature- based Kalman filters for positioning.*In: Proceedings of the 7th Workshop on Positioning Navigation and Communication,* 45-49.

Ramasamy S., Sabatini R., Gardi A.& Liu J. (2016). LIDAR obstacle warning and avoidance system for unmanned aerial vehicle sense and avoid.*Aerospace Science and Technology,* 55: 344–358.

Ristic B., Arulampalam S.& Gordon N. (2004). Beyond the Kalman Filter Particle filters for Tracking Applications. *Artech House Radar Library*.

Sabatini R., Richardson M.A., Gardi A.&Ramasamy S. (2015). Airborne laser sensors and integrated systems, *Progress in Aerospace Sciences,* 79: 15–63.

Sazdovski V., Kitanov A.& Petrovic I. (2015). Implicit observation model for vision aided inertial navigation of aerial vehicles using single camera vector observations.*Aerospace Science and Technology*, 40: 33–46.

Scharnagl, J., Srinivasan, L., Ravandoor, K. & Schilling, K. (2015). Autonomous Collision Avoidance for Rendezvaus and Docking in Space Using Photonic Mixer Devices. IFAC-PapersOnLine, 48(9): 239–244.

Schilling, K. (2019). Mission Analyses for Low-Earth-Observation Missions with Spacecraft Formation.*NATO, Germany,* 1–20.

Schilling K., Busch S.&Bangert P. (2014). Attitude Control Demonstration for Pico-Satellite Formation Flying by UWE-3.

Shestakov, S., Ovchinnikov, M.Y. & Mashtakov, Y. (2019). Analytical Approach to Construction of Tetrahedral Satellite Formation", *Journal of Guidance, Control, and Dynamics,* 42(7): 1-15.

Shijie, Z., Fenghua, L., Xibin, C.& Liang, H. (2010). Monocular Visionbased Two-stage Iterative Algorithm for Relative Position and Attitude Estimation of Docking Spacecraft. *Chin. J. Aeronautica*, 23: 204-210.

Simon D., (2006). Optimal State Estimation: Kalman, H∞ and Nonlinear Approaches, *Wiley, New York.*

Smith R.& Cheeseman P. (1987). On the Representation of Spatial Uncertainty. *International Journal of Robotics Research*, 5(4) 56-68.

Soken H.E. &Hajiyev C. (2010). Pico satellite attitude estimation via robust unscented Kalman filter in the presence of measurement faults.*ISA Trans.*, 49 (3): 249-256.

Song J.& Xu G. (2017). An Orbit Determination Method from Relative Position Increment Measurement, *Aerospace Engineering SAGE*.

Strelow S.& Sanjiv D.(2003). Online motion estimation from image and inertial measurements. *Workshop on Integration of Vision and Inertial Sensors INERVIS.*

Tao C.V., Chapman M.A., Chaplin B.A. (2001). Automated processing of mobile mapping image sequences. *ISPRS Journal of Photogrammetry & Remote Sensing*, 55(5-6): 330-346.

Tang X., Liu Z.& Zhang J. (2012). Square-root quaternion cubature Kalman filtering for spacecraft attitude estimation, *Acta Astronautica*, 76: 34-94.

Teslic L., Skrjanc I.& Klancar G. (2010). Using a LRF sensor in the Kalman filtering based localization of a mobile robot. *ISA Transactions*, 49: 145–53.

Tweddle, B.E., Ulrich, S., Setterfield, T., Saenz-Otero, A., Miller, D., John, J., & Léonard (2014). The Spheres Vertigo Goggles: An Overview of Vision-Based Navigation Research Results From The International Space Station.

Tweddle, B.E. (2010). Computer vision based navigation for spacecraft proximity operations. *Department of Aeronautics and Astronautics in partial fulfillment of the requirements for the degree of Master of Science in Aeronautics and Astronautics at the Massachusetts Institute of Technology*.

Wang J., Garratt M., Lambert A., Wang J., Han S.&Sinclair D. (2008). Integration of GPS/INS/vision sensors to navigate unmanned aerial vehicles. *The International Archives of the Photogrammetry, Remote Sensing and Spatial Information Sciences*, 37.

Winkler S., Schulz H.W., Buschmann M., Kordes T.& Vasmann P. (2004). Improving Low-Cost GPS/MEMS-Based INS Integration for Autonomous UAV Navigation by Visual Aiding, *ION GPS 2004. The Institute of Navigation, Long Beach, CA USA*, 1069-1075.

Weiss S., Achtelik M., Lynen S., Chli M.& Siegwart R. (2012). Real-time onboard visual-inertial state estimation and self-calibration of MAVS in unknown

environ-ments, *in: IEEE International Conference on Robotics and Automation (ICRA)*, 957–964.

Wertz, J.R. (1978). Spacecraft Attitude Determination and Control. *Astrophysics and Space Science Library (Book 73), Reidel, Dordrecht.*

Wie, B. (2008). Space Vehicle Dynamics and Control, 2nd ed. *American Institute of Aeronautics and Astronautics Education Series.*

Vázquez-Martín R., Núñez P. ,Bandera A.& Sandoval F. (2009). Curvature-based environment description for robot navigation using laser range sensors. *Sensors*, 8(5):894–918.

Xia Q., Rao M., Ying Y.& Schen X. (1998). Adaptive Fading Kalman Filter with an Aplication, *Automatica*, 34: 1333-1338.

Zhang,S., Adams,M., Tang F.& Xie, L. (2003). Geometrical Feature Extraction Using 2D Range Scanner. 2003 4th International Conference on Control and Automation Proceedings, Montreal, Que., Canada.

Zhang L., Yang H., Lu H., Zhang S., Cai H.&Qian S. (2014). Cubature Kalman Filtering for relative Spacecraft attitude and position estimation. *Acta Astronautica*, 105:254-264.

Zhu, W., Zhang, D., Wang, J. & Shao, X. (2017). A novel relative navigation method based on thrust on-line identification for tight formation keeping. *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*, 89(3): 406-414.

Zhu, S., Sun, R., Wang, J., Jihe, W. & Shao, X. (2018). Robust Model Predictive Control for Multi-step Short Range Spacecraft Rendezvous. *Advances in Space Research*, 62 (1): 111-126.