

**UYDU HABERLEŞME SİSTEMLERİNDE GİRİŞİM  
KAYNAĞI YER BELİRLEME YÖNTEMLERİ**

**METHODS OF INTERFERENCE GEOLOCATION IN  
SATELLITE COMMUNICATION SYSTEMS**

**ÖMER FARUK SARIYER**

**DR. ÖĞR. ÜYESİ YAKUP SABRİ ÖZKAZANÇ**

**Tez Danışmanı**

Hacettepe Üniversitesi

Lisansüstü Eğitim – Öğretim ve Sınav Yönetmeliğinin

Elektrik ve Elektronik Mühendisliği Anabilim Dalı İçin Öngördüğü

YÜKSEK LİSANS TEZİ olarak hazırlanmıştır.

2022

## ÖZET

# UYDU HABERLEŞME SİSTEMLERİNDE GİRİŞİM KAYNAĞI YER BELİRLEME YÖNTEMLERİ

**ÖMER FARUK SARIYER**

**Yüksek Lisans, Elektrik ve Elektronik Mühendisliği Bölümü**

**Tez Danışmanı: Dr. Öğr. Üyesi Yakup Sabri ÖZKAZANÇ**

**Ocak 2022, 106 sayfa**

Uzak mesafelerde iletişimi mümkün kılan, hızlı ve yüksek kapasiteli ama aynı zamanda da düşük maliyetli sistemlere sahip olan uydu haberleşmesi, günümüzde sivil ve askeri haberleşme amaçlı olarak sıklıkla kullanılmaktadır. Kasıtlı veya kasıtlı olmayan bozucu sinyallerden dolayı haberleşmede aksaklıklar meydana gelebilmektedir. Haberleşmenin olumsuz etkilenmesi TÜRKSAT gibi uydu operatörlerinin kullanıcılara düzgün hizmet verememesi, askeri birlikler arası koordinasyonun sağlanamaması gibi önemli problemlere yol açmaktadır. Bu gibi sorunların çözümlenebilmesi için öncelikle bozucu sinyalin nereden kaynaklandığının bilinmesi gerekmektedir. Dünya üzerinde bulunan uydu operatörleri ve silahlı kuvvetler bozucu sinyal kaynağının yerini tespit eden konum belirleme sistemlerine sahiptir. Bu sistemler karıştırıcı yayınların yerlerini tespit etmek için yörünge üzerinde aktif olarak kullanımda olan uydulardan yararlanmaktadır. Mevcut konum belirleme sistemleri yörünge üzerindeki iki veya üç uydu ile konum belirleme işlemini yapabilmektedir. Bu tez çalışmasında, uydu haberleşmesini olumsuz yönde etkileyen bozucu sinyal kaynaklarının konumlarının

belirlenmesi için kullanılan çeşitli yaklaşımlar ve yöntemler irdelenmiştir. Bozucu sinyal kaynağının konum tahmini işlemleri uyduların, konum belirleme sisteminin ve karıştırıcı sistemin oluşturduğu TDOA, FDOA ve Dünya'nın şeklinden kaynaklı elipsoid denklemlerine dayanmaktadır. TDOA ve FDOA denklemlerinin oluşturulabilmesi için gerekli olan uyduların konum ve hız bileşenleri ise uydu TLE veri setindeki Kepler elemanları kullanılarak elde edilmektedir. Bu denklemlerin oluşturdukları doğrusal olmayan denklem sistemlerinin çözümü için Newton ve Broyden yöntemleri gibi sayısal analiz yöntemlerinden yararlanılarak bozucu sinyal yeri belirleme yöntemleri çalışılmıştır.

**Anahtar Kelimeler:** Uydu Haberleşmesi, Uydu Bozucu Sinyali Konumlandırma, TDOA, FDOA, Newton Yöntemi, Broyden Yöntemi, Uydu Yörüngeleri.

# **ABSTRACT**

## **METHODS OF INTERFERENCE GEOLOCATION IN SATELLITE COMMUNICATION SYSTEMS**

**ÖMER FARUK SARIYER**

**Master of Science, Department of Electrical and Electronics Engineering**

**Supervisor: Assist. Prof. Yakup Sabri ÖZKAZANÇ**

**January 2022, 106 pages**

Satellite communication, which has fast and high-capacity but also low-cost systems that enable communication over long distances, is frequently used for civil and military communication purposes today. Communication disruptions may occur due to intentional or unintentional disruptive signals. The negative impact of communication causes important problems such as the inability of satellite operators such as TÜRKSAT to provide proper service to users and the lack of coordination between military units. In order to solve such problems, first of all, it is necessary to know where the interfering signal originates from. Satellite operators and armed forces on Earth have geolocation systems that detect the location of the jamming signal source. These systems use satellites that are in active use in orbit to locate jamming broadcasts. Existing geolocation systems can perform position determination with two or three satellites in orbit. In this thesis, various approaches and methods used to determine the locations of disturbance signal sources that adversely affect satellite communication are discussed. The position estimation processes of the jamming signal source are based on the TDOA, FDOA equations created by the satellites, the geolocation system and the interfering system, and

ellipsoid equation from the Earth's shape. The position and velocity components of the satellites, which are required to create the TDOA and FDOA equations, are obtained by using the Kepler elements in the satellite TLE dataset. Various numerical analysis methods such as Newton and Broyden methods are used for the solution of nonlinear equation systems formed by these equations. For the solution of the nonlinear equation systems formed by these equations, the methods of interference geolocation have been studied by using numerical analysis methods such as Newton and Broyden methods.

**Keywords:** Satellite Communications, Satellite Interference Geolocation, TDOA, FDOA, Newton's Method, Broyden's Method, Satellite Orbits.



## TEŞEKKÜR

Tez çalıŐmalarım sũresince bilgi birikiminden ve yœnlendirmelerinden faydalandığım, karŐılaŐtıđım problemlerin œzœmlenmesinde destek olan değerli tez danıŐmanım Sayın Dr. Yakup Sabri Őzkazan'a teŐekkũrlerimi sunarım.

Yœksek lisans eğitimim boyunca gœsterdikleri anlayıŐ ve desteklerinden dolayı TŐBŐTAK BŐLGEM İLTAREN kurumundaki birim yœneticilerime teŐekkũr ederim.

Son olarak hayatım boyunca sevgilerini ve ilgilerini her zaman hissettiren, eğitim hayatım boyunca manevi desteklerini esirgemeyen canım annem Sevgi GũneŐ'e, biricik teyzem AyŐe Doğan'a ve sevgili ablam Esra Sarıyer'e teŐekkũr ederim, iyi ki varsınız.

# İÇİNDEKİLER TABLOSU

ÖZET .....	i
ABSTRACT .....	iii
TEŞEKKÜR .....	v
İÇİNDEKİLER TABLOSU .....	vi
ŞEKİLLER .....	ix
ÇİZELGELER .....	xiii
SİMGELER ve KISALTMALAR.....	xv
1. GİRİŞ .....	1
1.1. Tezin Amacı .....	2
1.2. Tezin Akışı .....	3
2. UYDU HABERLEŞME SİSTEMLERİ ve KARIŞTIRMA TEHDİTLERİ .....	4
2.1. Uydu Haberleşme Sistemleri.....	6
2.2. Uydu Haberleşmesine Yönelik Karıştırma Tehditleri .....	12
2.2.1. Yukarı Bağlantı Karıştırması.....	14
2.2.2. Aşağı Bağlantı Karıştırması .....	15
3. UYDU YÖRÜNGE HESAPLAMALARI .....	17
3.1. TLE Veri Seti.....	17
3.1.1. Kepler Elemanları .....	20
3.2. Durum (Konum ve Hız) Vektörlerinin Oluşturulması.....	22

3.2.1. Kepler Elemanlarının YMA Koordinat Sisteminde Tanımlı Durum Vektörlerine Dönüşümü .....	23
3.2.2. YMA Koordinatlarından YMYS Koordinatlarına Dönüşüm .....	30
4. BOZUCU SİNYAL KAYNAĞI YERİNİN İKİ UYDU İLE BELİRLENMESİ YÖNTEMİ .....	36
4.1. İki Uydu ile Konum Belirleme Senaryosu .....	36
4.2. Uyduların Anlık Konum ve Hız Bilgilerinin Oluşturulması .....	37
4.3. Doğrusal Olmayan Denklem Sisteminin Oluşturulması .....	40
4.4. Doğrusal Olmayan Denklem Sisteminin Çözülmesi .....	44
4.4.1. Newton Yöntemi .....	45
4.4.2. Broyden Yöntemi .....	48
5. BOZUCU SİNYAL KAYNAĞI YERİNİN ÜÇ UYDU İLE BELİRLENMESİ YÖNTEMİ .....	53
5.1. Üç Uydu ile Konum Belirleme Senaryosu .....	53
5.2. Uyduların Anlık Konum ve Hız Bilgilerinin Oluşturulması .....	54
5.3. Doğrusal Olmayan Denklem Sisteminin Oluşturulması .....	56
5.4. Doğrusal Olmayan Denklem Sisteminin Çözülmesi .....	59
6. BOZUCU SİNYAL KAYNAĞI YERİNİN BELİRLENMESİ İÇİN SİMÜLASYON ÇALIŞMALARI.....	60
6.1. Uyduların Hareketinin Modellenmesi.....	62
6.2. Uyduların Konum Tahmin Verilerinin Analizi .....	66
6.2.1 İki Uydu ile Konum Tespitine ait Sonuçlar .....	68
6.2.2 İki Uydu ile Bozucu Sinyal Kaynağı Konumlandırma Ölçümleri.....	85

6.2.3 Üç Uydu ile Konum Tespitine ait Sonuçlar.....	86
6.2.4 Üç Uydu ile Bozucu Sinyal Kaynağı Konumlandırma Ölçümler .....	99
7. SONUÇLAR .....	101
8. KAYNAKLAR.....	103
ÖZGEÇMİŞ .....	107



## ŞEKİLLER

Şekil 2.1. TÜRKSAT'ın aktif ve pasif haberleşme uyduları ve Türkiye'nin uydu yol haritası [15].	12
Şekil 2.2. Yukarı bağlantı ve aşağı bağlantı karıştırması [21].	15
Şekil 3.1. Kepler elemanlarının gösterimi [22].	22
Şekil 3.2. Eliptik Odak Koordinatları'nın gösterimi [27].	23
Şekil 3.3. Gerçek, ortalama ve eksantrik anomalinin gösterimi [22].	25
Şekil 4.1. İki uydu ile konum belirleme senaryosu	37
Şekil 4.2. Dünya'nın elipsoid şekli [36].	44
Şekil 5.1. Üç uydu ile konum belirleme senaryosu	54
Şekil 6.1. Konum belirleme sistemi ile 7 farklı yerde konuşlandırıldığı varsayılan karıştırıcı sistemlerin Dünya üzerindeki yerlerinin gösterilmesi [40].	61
Şekil 6.2. Uyduların Senaryo-1'e göre yörünge benzetimi	63
Şekil 6.3. Uyduların Senaryo-2'ye göre yörünge benzetimi	64
Şekil 6.4. Uyduların Senaryo-3'e göre yörünge benzetimi	64
Şekil 6.5. Uyduların Senaryo-4'e göre yörünge benzetimi	65
Şekil 6.6. Uyduların Senaryo-5'e göre yörünge benzetimi	65
Şekil 6.7. Uyduların Senaryo-6'ya göre yörünge benzetimi	66
Şekil 6.8. İstanbul Havaalanı'nda bulunan karıştırıcı sistemine ait farklı zaman örneklerindeki konum belirleme hata miktarları (ayıklama olmadan)	70
Şekil 6.9. İstanbul Havaalanı'nda bulunan karıştırıcı sistemine ait farklı zaman örneklerindeki konum belirleme hata miktarları (ayıklamadan sonra)	70

- Şekil 6.10. Bakü Havaalanı'nda bulunan karıştırıcı sistemine ait farklı zaman örneklerindeki konum belirleme hata miktarları (ayıklama olmadan).... 72
- Şekil 6.11. Bakü Havaalanı'nda bulunan karıştırıcı sistemine ait farklı zaman örneklerindeki konum belirleme hata miktarları (ayıklamadan sonra)... 72
- Şekil 6.12. Hmeymim Havaüssü'nde bulunan karıştırıcı sistemine ait farklı zaman örneklerindeki konum belirleme hata miktarları (ayıklama olmadan).... 74
- Şekil 6.13. Hmeymim Havaüssü'nde bulunan karıştırıcı sistemine ait farklı zaman örneklerindeki konum belirleme hata miktarları (ayıklamadan sonra)... 74
- Şekil 6.14. Kiev Havaalanı'nda bulunan karıştırıcı sistemine ait farklı zaman örneklerindeki konum belirleme hata miktarları (ayıklama olmadan).... 76
- Şekil 6.15. Kiev Havaalanı'nda bulunan karıştırıcı sistemine ait farklı zaman örneklerindeki konum belirleme hata miktarları (ayıklamadan sonra)... 76
- Şekil 6.16. Roma Havaalanı'nda bulunan karıştırıcı sistemine ait farklı zaman örneklerindeki konum belirleme hata miktarları (ayıklama olmadan).... 78
- Şekil 6.17. Roma Havaalanı'nda bulunan karıştırıcı sistemine ait farklı zaman örneklerindeki konum belirleme hata miktarları (ayıklamadan sonra)... 78
- Şekil 6.18. Telaviv Havaalanı'nda bulunan karıştırıcı sistemine ait farklı zaman örneklerindeki konum belirleme hata miktarları (ayıklama olmadan).... 80
- Şekil 6.19. Telaviv Havaalanı'nda bulunan karıştırıcı sistemine ait farklı zaman örneklerindeki konum belirleme hata miktarları (ayıklamadan sonra)... 80
- Şekil 6.20. Nairobi Havaalanı'nda bulunan karıştırıcı sistemine ait farklı zaman örneklerindeki konum belirleme hata miktarları (ayıklama olmadan).... 82
- Şekil 6.21. Nairobi Havaalanı'nda bulunan karıştırıcı sistemine ait farklı zaman örneklerindeki konum belirleme hata miktarları (ayıklamadan sonra)... 82
- Şekil 6.22. İki uydu ile konum tespiti işleminde yüksek hata değerlerinin hesaplandığı TÜRSAT 4A uydusuna ait konum değerleri..... 84

Şekil 6.23. İki uydu ile konum tespiti işleminde yüksek hata değerlerinin hesaplandığı TÜRKSAT 4B uydusuna ait konum değerleri.....	84
Şekil 6.24. İki uydu ile konum tespiti işleminde TDOA denkleminde yer alan farklı zamanlardaki TDOA değerleri .....	85
Şekil 6.25. İki uydu ile konum tespiti işleminde FDOA denkleminde yer alan farklı zamanlardaki FDOA değerleri .....	86
Şekil 6.26. İstanbul Havaalanı'nda bulunan karıştırıcı sistemine ait farklı zaman örneklerindeki konum belirleme hata miktarları.....	87
Şekil 6.27. Bakü Havaalanı'nda bulunan karıştırıcı sistemine ait farklı zaman örneklerindeki konum belirleme hata miktarları.....	88
Şekil 6.28. Hmeymim Havaüssü'nde bulunan karıştırıcı sistemine ait farklı zaman örneklerindeki konum belirleme hata miktarları.....	89
Şekil 6.29. Kiev Havaalanı'nda bulunan karıştırıcı sistemine ait farklı zaman örneklerindeki konum belirleme hata miktarları.....	90
Şekil 6.30. Roma Havaalanı'nda bulunan karıştırıcı sistemine ait farklı zaman örneklerindeki konum belirleme hata miktarları.....	91
Şekil 6.31. Telaviv Havaalanı'nda bulunan karıştırıcı sistemine ait farklı zaman örneklerindeki konum belirleme hata miktarları.....	92
Şekil 6.32. Üç uydu ile konum tespiti işleminde yüksek hata değerlerinin hesaplandığı TÜRKSAT 4A uydusuna ait konum değerleri.....	94
Şekil 6.33. Üç uydu ile konum tespiti işleminde düşük hata değerlerinin hesaplandığı TÜRKSAT 4A uydusuna ait konum değerleri.....	94
Şekil 6.34. Üç uydu ile konum tespiti işleminde yüksek hata değerlerinin hesaplandığı TÜRKSAT 4B uydusuna ait konum değerleri.....	95
Şekil 6.35. Üç uydu ile konum tespiti işleminde düşük hata değerlerinin hesaplandığı TÜRKSAT 4B uydusuna ait konum değerleri.....	95

Şekil 6.36. Üç uydu ile konum tespiti işleminde yüksek hata değerlerinin hesaplandığı TÜRKSAT 5A uydusuna ait konum değerleri.....	96
Şekil 6.37. Üç uydu ile konum tespiti işleminde düşük hata değerlerinin hesaplandığı TÜRKSAT 5A uydusuna ait konum değerleri.....	96
Şekil 6.38. Nairobi Havaalanı'nda bulunan karıştırıcı sistemine ait farklı zaman örneklerindeki konum belirleme hata miktarları (ayıklama olmadan) .....	98
Şekil 6.39. Nairobi Havaalanı'nda bulunan karıştırıcı sistemine ait farklı zaman örneklerindeki konum belirleme hata miktarları (ayıklamadan sonra).....	98
Şekil 6.40. Üç uydu ile konum tespiti işleminde birinci TDOA denkleminde yer alan farklı zamanlardaki TDOA değerleri .....	99
Şekil 6.41. Üç uydu ile konum tespiti işleminde ikinci TDOA denkleminde yer alan farklı zamanlardaki TDOA değerleri .....	100

## ÇİZELGELER

Çizelge 3.1. ISS (ZARYA) TLE Veri Formatının Satır ve Sütunlarının Anlamları [24].	19
Çizelge 4.1. TÜRKSAT 4A ve TÜRKSAT 4B uydularına ait Kepler Elemanları [26].	38
Çizelge 5.1. TÜRKSAT 4A, TÜRKSAT 4B ve TÜRKSAT 5A uydularına ait Kepler elemanları [26].	55
Çizelge 6.1. İki uydu ile konum tespiti probleminin çözümünde kullanılan Newton ve Broyden yöntemlerine ait yineleme adım sayıları ve hesaplama süreleri	67
Çizelge 6.2. Üç uydu ile konum tespiti probleminin çözümünde kullanılan Newton ve Broyden yöntemlerine ait yineleme adım sayıları ve hesaplama süreleri	67
Çizelge 6.3. İstanbul Havaalanı'nda bulunan karıştırıcı sistemine ait ECEF koordinatları ve ortalama konum belirleme hata değerleri	69
Çizelge 6.4. Bakü Havaalanı'nda bulunan karıştırıcı sistemine ait ECEF koordinatları ve ortalama konum belirleme hata değerleri	71
Çizelge 6.5. Hmeymim Havaüssü'nde bulunan karıştırıcı sistemine ait ECEF koordinatları ve ortalama konum belirleme hata değerleri	73
Çizelge 6.6. Kiev Havaalanı'nda bulunan karıştırıcı sistemine ait ECEF koordinatları ve ortalama konum belirleme hata değerleri	75
Çizelge 6.7. Roma Havaalanı'nda bulunan karıştırıcı sistemine ait ECEF koordinatları ve ortalama konum belirleme hata değerleri	77
Çizelge 6.8. Telaviv Havaalanı'nda bulunan karıştırıcı sistemine ait ECEF koordinatları ve ortalama konum belirleme hata değerleri	79
Çizelge 6.9. Nairobi Havaalanı'nda bulunan karıştırıcı sistemine ait ECEF koordinatları ve ortalama konum belirleme hata değerleri	81

Çizelge 6.10.	Karıştırıcı sistemlerine ait farklı zaman örneklerindeki hesaplanılan ortalama konum belirleme hata miktarları.....	83
Çizelge 6.11.	İstanbul Havaalanı'nda bulunan karıştırıcı sistemine ait ECEF koordinatları ve ortalama konum belirleme hata değerleri.....	87
Çizelge 6.12.	Bakü Havaalanı'nda bulunan karıştırıcı sistemine ait ECEF koordinatları ve ortalama konum belirleme hata değerleri.....	88
Çizelge 6.13.	Hmeymim Havaüssü'nde bulunan karıştırıcı sistemine ait ECEF koordinatları ve ortalama konum belirleme hata değerleri.....	89
Çizelge 6.14.	Kiev Havaalanı'nda bulunan karıştırıcı sistemine ait ECEF koordinatları ve ortalama konum belirleme hata değerleri.....	90
Çizelge 6.15.	Roma Havaalanı'nda bulunan karıştırıcı sistemine ait ECEF koordinatları ve ortalama konum belirleme hata değerleri.....	91
Çizelge 6.16.	Telaviv Havaalanı'nda bulunan karıştırıcı sistemine ait ECEF koordinatları ve ortalama konum belirleme hata değerleri.....	92
Çizelge 6.17.	Karıştırıcı sistemlerine ait farklı zaman örneklerindeki hesaplanılan ortalama konum belirleme hata miktarları.....	93
Çizelge 6.18.	Nairobi Havaalanı'nda bulunan karıştırıcı sistemine ait ECEF koordinatları ve ortalama konum belirleme hata değerleri.....	97

## SİMGELER ve KISALTMALAR

### Simgeler

$a$	Yarı Uzun Eksen
$i$	Eğiklik
$\varepsilon$	Eksantriklik
$\Omega$	Yükselen Düğüm Boylamı
$\omega$	Perigee Açısı
$\theta$	Gerçek Anomali
$M_\varepsilon$	Ortalama Anomali
$E$	Eksantrik Anomali
$h$	Açısal Momentum Vektörü
$\mu$	Eylemsizlik Sabiti
$\Theta_G$	Greenwich Yıldız Zamanı

### Kısaltmalar

AMSAT	Amateur Radio Satellite
ASCII	American Standard Code for Information Interchange
AT&T	American Telephone and Telegraph Company
CDMA	Code Division Multiple Access

D-AMPS	Digital-Advanced Mobile Phone System
ECEF	Earth Centered Earth Fixed
ECI	Earth Centered Inertial
EMI	Electromagnetic Interference
EOK	Eliptik Odak Koordinatları
FDMA	Frequency Division Multiple Access
FDOA	Frequency Difference of Arrival
FD / SS / CDMA	Frequency Division Multiplexed Spread Spectrum Code Division Multiple Access
FoA	Frequency of Arrival
GEO	Geostationary Orbit
GPS	Global Positioning System
GSM	Global System for Mobile Communications
HEO	Highly Elliptical Orbit
INMARSAT	International Maritime Satellite
IP	Internet Protocol
IS-95	Interim Standard 95
JD	Julian Day
Kbps	Kilobit per Second
km	Kilometre
Mbps	Megabit per Second

LEO	Low Earth Orbit
LOS	Line of Sight
MEO	Medium Earth Orbit
NASA	National Aeronautics and Space Administration
NAVSAT	Navigation Satellite
NORAD	North American Aerospace Defence Command
OSINT	Open-Source Intelligence
PDC	Personal Digital Cellular
QPSK	Quadrature Phase Shift Keying
RF	Radio Frequency
SATCOM	Satellite Communication
SIGINT	Signal Intelligence
SGP	Simplified General Perturbations
TDD	Time Division Duplex
TDMA	Time Division Multiple Access
TDOA	Time Difference of Arrival
TLE	Two-Line Element
TT&C	Telemetry, Tracking, and Command
UT	Universal Time
WGS-84	World Geodetic System-84
YMA	Yer Merkezli Ataletsel

YMYS

Yer Merkezli Yer Sabit

3GPP

3rd Generation Partnership Project



# 1. GİRİŞ

Uydular, hem gerçek zamanlı hem de gecikmeli iletişim hizmeti sağlayabilmektedir. Uydu haberleşmesi kesintisiz ve geniş kapsama alanı, uzun mesafe haberleşme yeteneği, kararlılık, yüksek bant genişliği, yüksek kapasite gibi özelliklere sahiptir. Bu nedenle askeri keşif, canlı TV, navigasyon ve konum belirleme, hava tahmini gibi hem askeri hem de sivil alanlarda haberleşme uyduları yaygın olarak kullanılmaktadır. Uydu iletişim hizmetleri hızla geliştikçe, bu alanda daha fazla ülke rekabet etmekte, dolayısıyla yörünge ve frekans kaynaklarının kıtlığı uydular için elektromanyetik ortamın ciddi bir şekilde bozulmasına neden olmaktadır. Daha da kötüsü, uydu iletişim sistemleri müdahalelere açık sistemler oldukları için diğer uydulardan veya Dünya yüzeyinden gelen parazitlere karşı son derece hassastır. Yörünge, frekans ve güç kaynaklarının dağıtımlarını organize etmeye çalışan bazı uluslararası kuruluşlar ve uydu şirketlerinin tüm çabalarına rağmen, sorunlar hala tam olarak önlenememektedir. Kasıtlı veya kasıtsız her türlü girişim uydu sistemlerini aynı zamanda hayatlarımızı da büyük ölçüde etkilemektedir [1]. Bu olumsuz etkiyi azaltmak için alınabilecek önlemlerden bir tanesi bozucu kaynağın yerini tespit edip zamanında müdahale etmektir. İletişim uydularının haberleşme kanallarında görünen parazit sinyalin kaynağını bulma işlemi olarak tanımlanan yöntem uydu bozucu sinyal kaynağı konum belirleme (satellite interference geolocation) olarak adlandırılır.

Uydu bozucu sinyalinin konumunun belirlenmesi, uydu iletişim sistemleriyle ilgili radyo paraziti sorunlarının ele alınmasında kritik bir rol oynar. Geleneksel girişim konumlandırma yaklaşımları, esas olarak Varış Zamanı Farkı (TDOA) ve Varış Frekans Farkı (FDOA) ölçümlerine dayanır. Parazit sorunuyla mücadele etmek ve uydu ağlarının operasyonel yönetimini iyi bir şekilde sürdürmek için, TDOA ve FDOA tabanlı çift uydu ile konum belirleme, TDOA tabanlı çoklu uydularla konum belirleme ve Doppler ölçümleri kullanan tek uydu ile konum belirleme dahil olmak üzere çeşitli coğrafi konum belirleme teknikleri geliştirilmiştir.

Çoğu uydu operatörü ve düzenleyici kurum, parazit yerini tahmin etmek için çift uydu ile konum belirleme tekniğini benimsemiştir. Coğrafi konum belirleme

prosedüründen sonra, kaynağın niteliği araştırılarak girişim olayına müdahale edilmektedir.

Uydu paraziti konum belirleme konusunda çeşitli çalışmalar yapılmıştır. Kaynak [1] 'de üç veya daha fazla uydu sistemiyle TDOA tabanlı bozucu sinyal kaynağı konumunu bulmaya yönelik bir yöntem geliştirilmiştir. Benzer şekilde, Kaynak [2] ve Kaynak [3] 'ün yazarları, TDOA ölçümlerine dayalı olarak çok uydulu konum belirlemenin performansını sistematik olarak analiz etmişlerdir. Kaynak [4] 'te, Dünya üzerinde sabit olduğu varsayılan yayıcının konumunun TDOA ve FDOA ölçümlerini kullanarak sınırlı en küçük kareler minimizasyonu (constrained least-squares minimization) yöntemiyle çözümünden bahsedilmiştir. Kaynak [5], düşük eğimli uydular için kabul edilebilir doğrulukta Dünya üzerindeki bir parazit kaynağını bulmak için kullanılabilecek algoritmaları açıklamaktadır. Kaynak [6] 'da, temel olarak farklı konum belirleme tekniklerinin özel uygulamalarına odaklanarak, farklı uydu parazit konum belirleme teknolojilerine kapsamlı bir giriş sağlanmıştır. Kaynak [7] 'de yazarlar, coğrafi konum belirleme tekniklerine ve ilkelerine genel bir bakış sunmuş ve uygulamada konum belirleme gerçekleştirmenin zorluklarını analiz etmişlerdir. Bununla birlikte, çalışmaları geleneksel TDOA ve FDOA ölçümlerine dayanmaktadır. Kaynak [8] 'de ise mevcut konum belirleme yöntemlerine göre yeni sayılabilecek tek uydu ile bozucu sinyal kaynağının konumunun belirlenmesine yönelik bir çalışma yapılmıştır. Varies Frekans (FoA) tekniği kullanılarak konum belirleme işleminin performansı analiz edilmiştir.

Bu tez çalışmasında mevcut konum belirleme sistemlerinin lokalizasyon işlemini yaparken kullandığı TDOA ve FDOA tabanlı iki ve üç uydu ile bozucu sinyal kaynağı tespiti yöntemlerinin teorik olarak yapılabilir olduğu, uyduların gerçek konum ve hız bilgileri ile Dünya üzerinde farklı bölgelere konuşlandırılan karıştırıcı sistemlerin konum bilgileri kullanılarak çeşitli analiz yöntemleriyle doğrulanmıştır.

## **1.1. Tezin Amacı**

Tez kapsamında, uydu haberleşme yayınlarını bozan kaynakların yerini yörüngede bulunan komşu uydular vasıtasıyla tespit edebilen mevcut konum belirleme

sistemlerinin çalışma mantığının incelenmesi hedeflenmiştir. Bu bağlamda öncelikle uydu haberleşmesi teknolojisi ve uydu haberleşmesine yönelik karıştırma tehditler derinlemesine incelenmiş, daha sonra konum tespiti için gerekli olan uydu parametrelerinin elde edilmesini sağlayan yörünge mekaniği bilgileri kullanılarak uyduların yörünge benzetimleri gerçekleştirilmiştir. Böylelikle uyduların Dünya'nın yörüngesindeki hareketi anlamlandırılmaya çalışılmıştır. İki ve üç uydu ile konum tespiti senaryoları hazırlanıp literatürdeki sayısal analiz yöntemleri kullanılarak geliştirilen algoritmaların bilinmeyen kaynağa ait konum bilgilerini ne derece bir doğrulukla tahmin edebileceği de değerlendirilmeye çalışılmıştır.

## **1.2. Tezin Akışı**

Bölüm 1'de çalışmanın konusu olan radyo frekansı (RF) sinyallerinin konum belirleme işleminin tanımı, kullanım alanları ve literatürde yapılan çalışmalar kısaca özetlenmiştir. Bölüm 2'de uydu haberleşme teknolojisinin temelleri hakkında bilgilendirme yapıldıktan sonra Inmarsat, Globalstar ve Iridium gibi mevcut uydu telefonu sistemlerine değinilmiştir. Ayrıca uydu haberleşmesini bozmaya yönelik müdahalelere de yer verilen bu bölümde elektronik harp açısından kritik olan aşağı bağlantı ve yukarı bağlantı karışırmaları da detaylı olarak anlatılmıştır. Bölüm 3'te bozucu sinyal kaynağının tespiti problemlerinde girdi olarak kullanılacak olan TÜRKSAT uydularına ait gerçek konum ve hız verilerinin nasıl elde edileceği ayrıntılı bir şekilde gösterilmiştir. Bölüm 4'te iki uydu ile bozucu sinyal kaynağı yerinin tespiti problemi dört aşamada özetlenmiştir: konum belirleme senaryosunun oluşturulması, uyduların anlık konum ve hız bilgilerinin oluşturulması, doğrusal olmayan denklem sisteminin oluşturulması ve doğrusal olmayan denklem sisteminin çözümlenerek bilinmeyen kaynağın konumunun tespit edilmesi. Bölüm 5'te, Bölüm 4'tekine benzer aşamalar üç uydu ile bozucu sinyal kaynağı yerinin tespiti problemi için tekrar edilmiştir. Bölüm 6'da ise önceki üç bölüm için geliştirilen algoritmalar MATLAB ortamında simüle edilip, elde edilen sonuçlar şekiller ve çizelgeler ile desteklenerek yorumlanmıştır. Bölüm 7'de tez çalışmasında yapılanlar özetlenerek iki ve üç uydu ile bozucu sinyal kaynağı yerinin tespiti işlemleri karşılaştırılmıştır.

## 2. UYDU HABERLEŞME SİSTEMLERİ ve KARIŞTIRMA TEHDİTLERİ

Uydu haberleşmesi fikri, Arthur C. Clarke'nin televizyon sinyallerini iletmek için uyduların kullanımını tartıştığı 1940'lı yıllardan beri mevcuttur. Uydu haberleşmesi, Dünya'nın düz olmamasından kaynaklanan radyo dalgalarının uzak mesafedeki alıcılara ulaşmasını engellemesi sorununa bir çözüm sağladı. Arthur Clarke'ın fikri, 1950'lerde AT&T'nin ilgisini çekmesi ve bu fikri gerçeğe dönüştürmek için ciddiyle çalışmaya başlamasıyla büyük ölçüde genişletildi. 1957'de ilk insan yapımı uydu olarak fırlatılan Sputnik I, uydu haberleşmesi araştırmalarında önemli bir ilerleme olarak kaydedildi. 1950'lerin sonunda, NASA, iletişim röleleri olarak hizmet veren haberleşme odaklı yüksek irtifa balonlarını fırlatırken; aynı zamanda Amerika Birleşik Devletleri Savunma Bakanlığı, aktif iletişim uyduları geliştirmek için araştırma yapıyordu. 1960'ların başında, ilk özel iletişim uydusu olan TELSTAR piyasaya sürüldü. Bunu kısa bir süre sonra 1960'ların ortalarında RELAY, SYNCOM ve EARLY BIRD izledi. O zamandan beri, uydu iletişimi hızlı bir şekilde büyümüştür. Günümüzde Alçak Dünya Yörüngesi (LEO), Orta Dünya Yörüngesi (MEO), Yersabit Yörünge (GEO) ve Yüksek Derecede Eliptik Yörünge (HEO) gibi yörünge tiplerinin tamamında uydular görev yapmaktadır. Uydular, küresel olarak müşterilere hizmet verme yeteneğine sahiptir ve bireylerden şirketlere ve ordulara kadar herkes için iletişim ihtiyaçlarını karşılamada büyük rol oynar [9].

Radyo dalgaları, taşıyıcı bir dalga üzerinde modüle edilmiş içerik bilgisini içerir. Uydu iletişimi, uyduların bu radyo sinyalini bir kaynaktan alıp hedeflenen alıcıya tekrardan ilemesi şeklinde gerçekleşir. Uydu iletişimine bakarken temel uydu iletişim mimarisini ele almak gerekir. Mimari üç ana bölümden oluşur. Bunlar yer bölümü (ground segment), uzay bölümü (space segment) ve yer ile uzay bölümleri arasındaki haberleşme bağlantısıdır (communications link). Yer bölümü, karadaki, denizdeki veya havadaki sabit veya hareketli terminalleri içerebilen Dünya Tabanlı Terminaller'i (Earth-based terminals) ifade eder. Terminal, haberleşme sinyalini iletmek veya almak için gerekli donanım ve yazılımı kapsar. Mimarinin haberleşme bağlantısı kısmı yer ve uzay bölümlerini radyo dalgaları yoluyla iletilen bilgilerle birleştirir ve içinden geçtiği ortamın özelliklerini (mesafe, atmosferik koşullar) içerir.

Bu bağlantı, hem uydunun tasarlandığı amaca hizmet eden görev verilerinin hem de uyduyu kontrol eden ve çalışmasını sağlayan izleme, telemetri ve komut (TT&C) verilerinin iletişimini içerir. Yerden uzaya iletilen bilgiler için kullanılan terim yukarı bağlantı (uplink) iken, seyahat yönü uzaydan yere olduğunda kullanılan terim aşağı bağlantıdır (downlink). Son olarak, uzay bölümü, haberleşme bağlantısı bölümü aracılığıyla yer bölümünden bilgi almak ve yer bölümüne bilgi iletmek için tasarlanmış uydu ya da uydu takımlarından oluşur. Uydu bölümünde yukarı bağlantı sinyali alındıktan sonra basit bir amplifikasyon, filtreleme, aşağı bağlantı frekansına dönüştürme, hata düzeltme ve sinyal rejenerasyonunu içeren gelişmiş sinyal işleme adımlarından sonra aşağı bağlantı gerçekleşmektedir [10].

Bu bölümlerin haberleşmeyi nasıl etkilediğini anlamak için, genellikle bağlantı bütçesi (link budget) olarak adlandırılan bağlantı denklemi (2.1) kullanılır. Bu denklem bağlantının gücünü çeşitli faktörlerden etkilenen sinyal-gürültü oranı olarak karakterize eder. Bit başına normalize edilmiş sinyal-gürültü oranı  $E_b/N_o$ , doğrudan modülasyon ve kodlama işlemleri boyunca bit hatası olasılığıyla ilgilidir. Daha basit şekliyle, daha yüksek  $E_b/N_o$  oranı, daha az hata ve daha kaliteli iletişim anlamına gelir. Bağlantı denklemi çeşitli formlarda bulunabilirken, kullanışlı bir formu aşağıdaki gibidir [10]:

$$E_b/N_o = \frac{P L_i G_t L_s L_a G_r}{k T_s R} \quad (2.1)$$

Burada sinyal-gürültü oranını artırmak için verici gücü ( $P$ ), verici anten kazancı ( $G_t$ ), alıcı anten kazancı ( $G_r$ ) değerlerinin artırılması veya serbest uzay kaybı ( $L_s$ ), iletim yolu kaybı ( $L_a$ ), hat kaybı ( $L_i$ ), veri hızı ( $R$ ) ve sistem gürültü sıcaklığı ( $T_s$ ) değerlerinin azaltılması gerekmektedir. Denklemdaki  $k$ , Boltzmann sabitidir. Bu ögelerin tümü ayarlanabilir değildir. Serbest uzay kaybı, vericiden alıcıya olan mesafenin bir fonksiyonudur. Bu nedenle, uydu haberleşmesi ele anırken kolayca değiştirilmez. Dünya'nın atmosferi, yağmur ve benzeri hava olayları özellikle daha yüksek iletişim frekanslarında iletim yolu kaybına neden olur. Hat kaybı, iletişim sisteminin yer ve uzay bölümlerinde kullanılan donanımın bir fonksiyonudur ve genellikle serbest uzay kaybına kıyasla oldukça küçüktür. Sistem gürültüsü sıcaklığı, hem Güneş veya

Dünya'nın anten huzmesindeki etkisi gibi doğal hem de binalar gibi insan yapımı çeşitli çevresel gürültü kaynaklarının sebep olduğu bozucu etkinin toplamını temsil eden eşdeğer bir sıcaklıktır. Herhangi bir verici veya alıcı anten için kazanç değeri, anten açıklığı, dalga boyu ve verimliliğin bir fonksiyonudur. Önceki faktörlerin değiştirilmesi genellikle zorken; verici gücü bazen daha fazla  $E_b/N_o$  sağlamak için sistem kısıtlamaları dahilinde artırılabilir. Daha yüksek  $E_b/N_o$  ve gelişmiş iletişim kalitesi sağlamak için veri hızı da düşürülebilir [10].

## 2.1. Uydu Haberleşme Sistemleri

Uydu haberleşmesinde sıklıkla kullanılan uydu telefonu sistemlerine örnek olarak Inmarsat, Globalstar ve Iridium verilebilir. Inmarsat, bölgesel ve küresel yersabit uydu sistemlerinin temsilcisiyken; Globalstar ve Iridium, farklı kombinasyonlar ve teknoloji kullanan çok uydulu LEO sistemlerinin örnekleridir [11].

### INMARSAT

Uluslararası Mobil Uydu Organizasyonu (INMARSAT), yersabit uydu ayak izlerini içine alan bölgelerde, Dünya genelinde kara, denizcilik ve havacılık sektörlerine bir dizi yersabit uydular aracılığıyla kesintisiz iletişim hizmetleri sunan uluslararası mobil uydu hizmeti sağlayıcısıdır. Operasyonel yersabit küresel bir sistem olan INMARSAT sabit, taşınabilir ve mobil kullanıcı terminallerinde ses, geniş bant veri ve internet protokolü (IP) hizmetleri sunmaktadır. Hizmetler, 2014 yılına kadar ek bir adet dördüncü nesil uydu ve üç adet beşinci nesil Ka bantlı uydudan oluşan bir filo sunma planlarıyla birlikte 10 adet yersabit uydudan oluşan bir uydu takımı tarafından sağlanmaktadır. Dördüncü nesil L-bant uyduları çeşitli sabit ve mobil kullanıcı terminallerine 492 Kbps'ye kadar indirme hızlarında IP hizmetleri sağlar. 2014'ten itibaren beşinci nesil uydularda 50 Mbps'ye kadar hızlara sahip bir Ka bant sistemini mobil ve sabit kullanıcı terminaline tanıtmak için çalışmalar devam etmektedir [11].

INMARSAT, eski hizmetlerini bir dizi sabit yer istasyonu ile çok çeşitli mobil yer istasyonlarından oluşan yer segmenti üzerinde ve yersabit uydu takımı içeren bir uzay segmenti üzerinde çalıştırır. Eski hizmetler, 1990'lı yıllardan itibaren ikinci ve üçüncü nesil uydularında aşamalı olarak sunulan hizmetlerdir ve yeni hizmetlerle birlikte desteklenmeye devam etmektedir. Dördüncü nesil uydular, eski hizmetleri

desteklemenin yanı sıra, Üçüncü Nesil Ortaklık Projesi (3GPP) çekirdek ağına ve standartlaştırılmış bir radyo arayüzüne dayalı IP hizmetlerini destekleyen farklı bir yer bölümü mimarisi sınıfı üzerinden 492 Kbps'ye kadar veri hızlarında geniş bant hizmetleri sağlar. Uydu takımı, yersabit uyduların ayak izi içindeki bölgelerde Dünya'nın kesintisiz bir şekilde kapsanmasını sağlar. Hizmete bağlı olarak, kesintisiz bir kapsama alanı sağlamak için Dünya üç veya dört bölgeye bölünmüştür. Her operasyonel uydu, başka bir uydunun arızalanması durumunda çalışmayı devralmaya hazır yörünge içi bir uydu tarafından yedeklenir [11].

## **Globalstar**

Alçak yörünge uyduları ile uydu telefonu hizmeti sunan bir sistem olan Globalstar, 48 adet uydudan oluşmakta ve Dünya üzerine dağılmış 27 istasyon vasıtası ile bu hareketli uydulardan gelen çağrılarını diğer haberleşme sistemlerine aktarmaktadır. Bu istasyonların bazıları ABD'de yerleşik Globalstar Inc. şirketine ait olmakla beraber, Dünya genelindeki çoğu istasyon bağımsız firmalar tarafından işletilmektedir. Örneğin, Güney Kore'deki istasyon Dacom firmasınınca, İtalya'daki istasyon Elsacom firmasınınca, Çin'deki istasyon China Spacecom firmasınınca, Türkiye'deki istasyon ise Globalstar Avrasya Uydu Ses ve Data İletişim A.Ş. şirketince işletilmektedir [12].

Globalstar, küresel olarak ses hizmeti verebilen büyük bir LEO uydu sistemidir. Globalstar sistemi, uzay bölümünden sorumlu olan Qualcomm Inc. ile yer ve kullanıcı bölümlerinin çoğunun sorumluluğunu üstlenen Loral Aerospace Corporation tarafından geliştirilmiştir. Sistem, Hücresel Kod Bölmeli Çoklu Erişim (CDMA) teknolojisi ve LEO uydu sistemi teknolojisinin bir kombinasyonuna dayanmaktadır. CDMA teknolojisi, Qualcomm'un OmniTracs radyo belirleme ve mesajlaşma hizmeti ile ABD'nin CDMA karasal standardı IS95'in geliştirilmesiyle elde ettiği deneyim sonucu geliştirilmiştir. Amaç, yüksek spektral verimlilik sunan, kendini kanıtlamış teknolojileri kullanarak sistemi basit, uygun maliyetli ve düşük riskli tutmaktır. 11 adet uydunun kaybıyla sonuçlanan bir fırlatma arızasına rağmen, sistem 1999'da çalışmaya başlamıştır.

Ses ve 7.4 Kbps hızında veri taşıyıcı hizmeti sunan sistem, karasal hizmetlerin pahalı olduğu veya var olmadığı durumlarda telekomünikasyon ihtiyaçlarını

karşılamaaya çalışan kamu, hükümet ve özel ağılara kırsalda hizmet sağlamayı hedeflemektedir. Sistem, öncelikle orta enlem bölgelerini içeren Dünya'nın yaklaşık % 80'ini kapsar. Ağ, her hizmet sağlayıcısının kendi yetki ve denetimi altındaki ağ geçitleri aracılığıyla bağımsız olarak hizmet sunabileceği şekilde yapılandırılmıştır. Böylece servis, diğer hizmet sağlayıcılara ait ağ geçitlerinin katılımı olmadan belirli bir bölge için uyarlanabilir [11].

Globalstar uzay bölümü, 48 adet uydu içeren Walker uydu takımından (kısaca 48/8/1, sekiz uydu düzlemi ve düzlem başına altı uydu) oluşur. Fırlatma kütlesi 390 kg, 114 dakikalık bir periyodu olan olan birinci nesil 8 adet uydu, yaklaşık 1414 km yükseklikteki 52° eğimli dairesel yörüngeye yerleştirilmiştir. Dünya'daki her bir uydunun ayak izinin çapı yaklaşık 5760 km'dir. Birinci nesil uyduların düşük riskli uzay aracı teknolojileri arasında Güneş'i takip eden bir güneş pili dizisi ve Nikel-Hidrojen pil hücreleri bulunur. Birinci nesil uydunun tasarım ömrü 7.5 yıldır [11].

Tüm spot ışıklarda frekanslar yeniden kullanılabilceğinden spektrum yönetimi nispeten kolaydır. Sistem, ileri bağlantıda (Uzay'dan Dünya'ya) S bandında (2483.5-2500 MHz) ve dönüş bağlantısında L bandında (1610-1626.5 MHz) Frekans Bölmeli Çoğullamalı Yayılı Spektrum CDMA'yı (FD / SS / CDMA) kullanır [11].

Sistem, üç tip kullanıcı terminalini destekler: mesken veya kırsal yerler için sabit, uydu bileşenlerine mobil erişim için taşınabilir, uydu ve karasal sistemlere erişim için taşınabilir çift modlu üniteler. Globalstar'a özgü işlevler arasında çağrı yönetimi, pozisyon konumu için yerel yer modeli hesaplama (local earth model computation) bulunur [11].

## **Iridium**

Iridium, elde taşınabilen cihazlarla hizmet sağlayan küresel büyük bir LEO uydu sistemidir; rejeneratif transponder, uydular arası bağlantı ve kutupsal yörünge kullanır. Elde taşınabilen kullanıcı terminallerinde sesli iletişim hizmeti sağlamak için ABD'li Motorola tarafından 1989 yılının sonlarında Iridium Uydu Haberleşme Sistemi adı verilen küresel büyük bir LEO sisteminin oluşturulmasının duyurusu, uydu iletişim endüstrisinin en yenilikçi aşamalarından birini müjdeledi. Iridium, Kasım 1998'de ilk büyük LEO operasyonel sistemi oldu. Sistem adını, orijinal olarak Motorola mühendisleri tarafından önerilen uydu takımında bulunan 77 adet uyduya

karşılık gelen atom numarası 77 olan Iridium elementinden almıştır. Uydu takımının boyutu daha sonra 66'ya indirildi, ancak orijinal adı popüler olmasından dolayı korundu. Uzay bölümü, uydular arası bağlantılar aracılığıyla birbirine bağlanan rejeneratif uyduları içeren, iç içe geçmiş 66 adet LEO uydu takımından oluşur. Yer ağı, Arizona'daki ticari bir ağ geçidinden, Virginia'da bir uydu ağı operasyon merkezinden, Arizona'da bir teknik destek merkezinden ve Kanada, Alaska, Norveç ve Arizona'da bulunan birbirine bağlı beş adet TT&C istasyonundan oluşur. Yer altyapısı, uzay segmentine benzer düzenlemelerin yeniden yönlendirilmesiyle esnek hale getirildi. Sistem kara, denizcilik ve havacılık sektörlerinde düşük-orta bit hızlarda hizmet sunmaktadır. Kara sektöründe cep telefonlarına sesli iletişim, faks, çift yönlü mesajlaşma, çift yönlü 2.4 Kbps hızında veri taşıyıcıları, konum belirleme, çeşitli denizcilik ve havacılık iletişim platformları üzerinden sayfalama hizmetleri sunmaktadır. Kullanıcı, karasal hücreli sisteminin kapsama alanında olduğunda GSM, CDMA, PDC, D-AMPS gibi yerel karasal hücreli sistemlerini seçebilir ve hücreli kapsama alanı dışındayken uzay bölümü aracılığıyla iletişim kurabilir. Sistem, aynı abone numarası ve tek bir fatura üzerinde bir dizi kablosuz protokol boyunca Dünya çapında bir dolaşım hizmeti sunar. Cep boyutundaki çağrı cihazları, bir dizi uluslararası karakter setinde alfanümerik mesajların alınmasını sağlar ve kullanıma hazır tek kullanımlık pil kullanır. Terminal maliyeti ve arama maliyeti, bireyler de dahil olmak üzere geniş bir müşteri kitlesini hedefler. Denizcilik ve havacılık hizmetleri, gemilere, ticari ve genel havacılık uçaklarına ses, faks ve veri hizmetlerini içerir [11].

Iridium uydu takımı, 780 km yükseklikte altı adet 86° eğimli yörünge düzleminde, minimum 8°'lik bir yükseklik açısında Dünya çapında kesintisiz bir kapsama alanı sağlamak için her düzlemde 11 adet eşit aralıklı uydu bulunacak şekilde oluşur. Her bir uydu, yaklaşık 4800 km çapında 48 adet dairesel servis bağlantı spot ışığını kullanır. Bu spot ışınlar, karasal hücreli sisteme benzer bir frekans yeniden kullanım şeması sağlar [11]. Uyduların yörüngedeki hızları 27000 km/saat kadar çıkabilir. Haberleşme akışını sağlamak için uydular öndeki, arkadaki ve yanındaki uydularla sürekli irtibat halindedir ve Dünya çevresindeki tam bir turu yaklaşık 100 dakikada tamamlar [13].

LEO uydu takımındaki uyduların yerden sınırlı görünürlüğü nedeniyle, karasal bir yönlendirme şeması kullanılıyorsa, uzun mesafeli arama bağlantısı kurmak için çok sayıda ağ geçidi gerekmektedir. Iridium sisteminde, yönlendirme düzenlemesi, ara karasal yönlendirme ihtiyacını ortadan kaldırmak için uydular arası bağlantılar aracılığıyla uzaydaki her aramayı hedefe en yakın ağ geçidine yönlendirir. Uydular arası bağlantılar QPSK modülasyon şeması kullanır ve 25 Mbps veri hızında çalışır. Bu nedenle kanallar 25 MHz aralıklarla yerleştirilir ve sekiz adet 25 MHz'lik bantlar ağın tüm uydular arası iletişimini destekleyebilir. En şiddetli yüklemeye altında, 1100 kişiye kadar Iridium kullanıcısı bir uyduya erişebilir ve 5000 adete kadar çağrı uyduya geçiş yapabilir; yerleşik işlemcilerin tam yüklü iş hacmi 100 Mbps olarak tahmin edilmektedir [11].

Sistem, zaman bölmeli çift yönlü erişim şemasını kullanarak hem yukarı hem de aşağı servis bağlantısında 1616 – 1626.5 MHz bandını kullanır. Besleyici bağlantısı, yukarı bağlantıda 27.5 – 30.0 GHz bandında ve aşağı bağlantıda 18.8 – 20.2 GHz bandında, uydular arası bağlantılar 22.55 – 23.55 GHz bandında çalışır. Sistem, sınırlı spektrumdan verimli bir şekilde yararlanmak için FDMA/TDMA Zaman Bölmeli Çoklama (FDMA/TDMA-TDD) sinyal çoğullamasının bir kombinasyonunu kullanır.

## **TÜRKSAT**

TÜRKSAT Uydu Haberleşme Kablo TV ve İşletme A.Ş., TÜRKSAT uyduları ve diğer uydular üzerinden her türlü uydu haberleşmesini gerçekleştiren Dünya'nın önde gelen uydu operatörlerinden biridir. Ulusal egemenlik kapsamındaki uydu yörünge pozisyonlarının haklarına, yönetimine ve işletme yetkisine sahip olan TÜRKSAT, ulusal ve uluslararası uydu operatörlerine ait uydular üzerinden haberleşme altyapısını kurma, işletme ve ticarî faaliyette bulunma görevlerini yerine getirir. TÜRKSAT, sahip olduğu uydular üzerinden Asya ve Afrika'ya uzanan geniş bir coğrafyada telekomünikasyon hizmetleri sunar. Uydular üzerinden sağladığı doğrudan TV yayınları, kırsal alan telefon haberleşmesi, acil durum haberleşmesi, uluslararası telefon haberleşmesi ve kurumsal ağ hizmetlerinin yanı sıra TÜRKSAT, sahip olduğu kablo platformu üzerinden yurtiçi abonelerine sayısal kablo TV ve genişbant internet hizmeti verir. e-Devlet Kapısı'nın teknik altyapısını ve kamu kurumları ile entegrasyonunu da üstlenen TÜRKSAT, başta genişbant VSAT

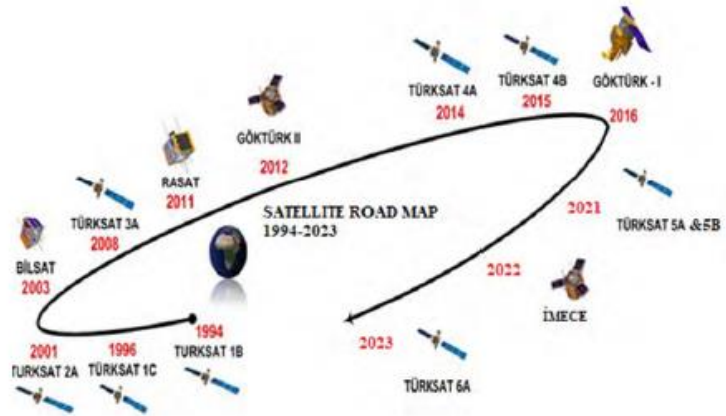
projeleri olmak üzere, yürüttüğü pek çok yeni projeye birlikte uydularımızın etkin biçimde kullanılmasına öncülük eder [14].

Türkiye'nin uydu ile tanışması 1990'lı yıllarda başlamıştır. 21 Aralık 1990'da Fransız Aerospatiale firması ile haberleşme uyduları yaptırılması anlaşması yapılmıştır. 24 Ocak 1994'te TÜRKSAT 1A uydusu (roketin üçüncü katındaki bir arıza nedeniyle okyanusa düşmüştür), 11 Ağustos 1994'te TÜRKSAT 1B uydusu 42° Doğu yörüngesine, TÜRKSAT 1C uydusu 10 Temmuz 1996'da 31° Doğu yörüngesine, TÜRKSAT 2A uydusu 11 Ocak 2001'de 42° Doğu yörüngesine, TÜRKSAT 3A uydusu 13 Haziran 2008'de 42° Doğu yörüngesine Ariane 5 ECA fırlatıcıyla Kourou'daki Guyana Uzay Merkezi'nden gönderilmiştir. TÜRKSAT-İTÜ iş birliği ile yaklaşık 3.2 kg ağırlığındaki amatör uydu haberleşmesinde kullanılan küp uydu (cubesat) TÜRKSAT-3U, 26 Nisan 2013 tarihinde Çin, Jiuquan'dan uzaya fırlatılmıştır. Japon Mitsubishi Elektrik ile haberleşme uyduları yaptırılması anlaşması yapılmış, TÜRKSAT 4A uydusu 14 Şubat 2014'te 42° Doğu yörüngesine, TÜRKSAT 4B uydusu 16 Ekim 2015'te 50° Doğu yörüngesine Kazakistan Baykonur uzay üssünden Proton M fırlatıcı ile yerleştirilmiştir. Fransız Airbus firması ile haberleşme uyduları yaptırılması anlaşması yapılmış ve TÜRKSAT 5A uydusu, 8 Ocak 2021'de 31° Doğu yörüngesine Falcon 9 roketi ile ABD'nin Florida Cape Canaveral Üssü'nden başarıyla fırlatılmıştır. TÜRKSAT 5B uydusu 42° Doğu yörüngesine Falcon 9 roketi ile 2021 son çeyreğinde fırlatılacaktır. Ülkemizde yerli olarak geliştirilen TÜRKSAT 6A uydusu 2022 son çeyreği ve 2023 ilk çeyreği arasında 42° Doğu yörüngesine yerleştirilecektir. Türkiye haberleşme uydularını kullandığı dört adet yörünge hakkına sahiptir. Bu yörüngeler 8.5°, 31°, 42° ve 50° doğu yörüngeleridir [15].

TÜRKSAT A.Ş.'nin TÜRKSAT 3A, 4A, 4B ve 5A uyduları ile aktif olarak hızlı ve güvenilir bir haberleşme sağlanmaktadır. Uydu haberleşme sistemlerinde C-bandı, X-bandı, Ku-bandı ve Ka-bantlar kullanılmaktadır. Şekil 2.1'de yörüngede bulunan TÜRKSAT'ın aktif ve görevi biten haberleşme uyduları ve Türkiye'nin uydu yol haritası görülmektedir [15].

Türksat 1B	Ağustos 1994-Aralık 2005
Türksat 1C	Temmuz 1996-Eylül 2010
Türksat 2A	Ocak 2001-2016
Türksat 3A	Haziran 2008-2023
Türksat 4A	Şubat 2014-2044
Türksat 4B	2015-2045
Türksat 5A	2021-
Türksat 5B	2021-
Türksat 6A	2023

Görevi Biten	Görevi Devam Eden	Proje Halinde
--------------	-------------------	---------------



Şekil 2.1. TÜRKSAT'ın aktif ve pasif haberleşme uyduları ve Türkiye'nin uydu yol haritası [15].

## 2.2. Uydu Haberleşmesine Yönelik Karıştırma Tehditleri

Günümüzde uydu iletişimde hem sivil hem de askeri kullanıcılar için ortak bir sorun elektromanyetik girişimdir (EMI). EMI, elektrik-elektronik ekipmanların etkin performansını kesintiye uğratan, engelleyen veya başka bir şekilde etkileyen ve sınırlayan elektromanyetik bozukluk olarak tanımlanabilir [16].

Uydu tarafından istenmeyen radyo dalgaları alındığında, istenen ve istenmeyen sinyalden gelen bilgilerin ayırt edilmesi zorlaşır. İstenen ve istenmeyen sinyaller birbirinden tamamen ve doğru bir şekilde ayrılamazsa, iletimin kalitesi olumsuz etkilenir. Etkinin ölçüsü, büyük ölçüde, ilgili sinyallerin birbirine göre güç seviyelerine ve istenen sinyalleri istenmeyen sinyallerden ayırt etmeye yardımcı olmak için mevcut kodlama/hata düzeltme yöntemlerine, sinyal işleme yeteneğine, kullanılan modülasyonlara bağlıdır.

Son yıllarda, uydu yörüngelerinin artan yoğunluğu ve çok küçük açıklıklı terminallerin (VSAT) sayısının giderek artmasıyla, uydu girişimi önemli bir uluslararası sorun haline gelmiştir. Uydulara birçok kaynaktan bozucu sinyal gelebilir ve genellikle bu sinyaller kasıtlı ve kasıtsız olarak kategorize edilir. Kasıtsız müdahale temel olarak ekipman arızalarından, zayıf polarizasyon kontrolünden, yanlış anten yönlendirmesinden ve operatör hatasından kaynaklanır. Kasıtlı

müdahale ise genellikle yetkisiz erişim (unauthorized access) ve kasıtlı karıştırma (intentional jamming) olarak bilinen iki nedenden kaynaklanır [17]. Kasıtlı veya kasıtsız bir şekilde insan kaynaklı olan girişime, sistemin hem içinde hem de dışında doğal süreçler tarafından üretilen rastgele ve öngörülemeyen elektrik sinyalleri olarak tanımlanan gürültü ve sistemin istenen sinyale hatalı yanıtının neden olduğu dalgaformu olarak tanımlanan bozulma (distorsiyon) da neden olabilir [18].

Karıştırma, bir devreyi veya ağı elektronik girişim ile kullanılamaz hale getirmek olarak tanımlanır. Böyle bir saldırı, iletişim sisteminin herhangi bir bölümüne yönelik olabileceği gibi kripto senkronizasyonunu kaybedecek kadar uzun süreli de olabilir. Karıştırmayı, kriptografik sınırlamalar, sistem yönetimi değişiklikleri ve doğal olaylar gibi sistemik rahatsızlıkların neden olduğu diğer bilgi akışı kesintilerinden ayırt etmek genellikle zordur.

Fiziksel saldırıların aksine, karıştırma tersine çevrilebilir; sinyal bozucu devre dışı bırakıldığında, iletişim yeniden kurulabilir. Karıştırıcılar, istenen sinyallerin alınmasını önlemek amacıyla genellikle gürültü benzeri sinyaller yayarlar [19].

Gerçekte çoğu müdahale kısa sürelidir, çünkü ya hızlı bir şekilde ortadan kalkar ya da müdahaleci idari yollarla kolayca tespit edilip ortadan kaldırılır. Bazı müdahaleler ise uzun sürelidir ve arama prosedürü zaman alıcıdır. Bu durumda girişim, iletişimi zararlı bir şekilde etkileyebilir. Girişim, uydu iletişimde hizmet sunumunu bozacak, hatta hizmet reddine neden olacaktır. Bununla birlikte bu bozucu sinyal, uydu endüstrisi gelirini azaltacak ve uydu frekans spektrumuna ve uydu yörünge kaynaklarına da zarar verecektir [17].

Uydu karıştırma teknolojisi onlarca yıldır kullanılmaktadır. II. Dünya Savaşı sırasında devletler uydu karıştırmada kullanılan aynı ilkelerle düşman radyo yayınlarını kesintiye uğratmıştır. O zamandan beri, sinyal karıştırma, sivil, ticari ve askeri uydulara gelen ve bu uydulardan gönderilen radyo sinyallerini bozmayı içerecek şekilde ilerlemiştir [20].

Karıştırma teknolojisi ticari olarak temin edilebilir ve nispeten ucuz olma eğilimindedir. Uydu karıştırma sistemleri, tedarik ve operasyonlarının nispeten düşük maliyeti göz önüne alındığında, devletler ve devlet dışı aktörler için geliştirilmesi kolay olan sistemlerdir. Karıştırmayı gerçekleştirmek için gereken

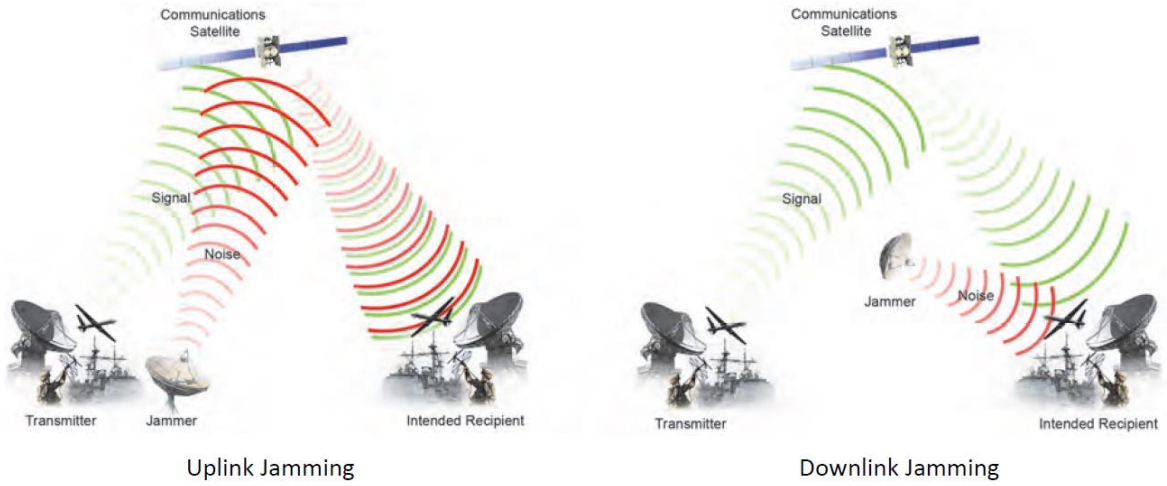
düşük bir teknolojik yeterlilik eşiği vardır ve bu teknoloji Dünya çapında çok sayıda aktör tarafından kullanılabilir. Ayrıca, basit karasal karıştırma sistemleri uluslararası kurallar uyarınca yasadışı olmasına rağmen maliyet olarak ucuzdur ve ticari olarak kolayca temin edilebilmektedir [20].

Uydu haberleşmesini bozmaya yönelik karıştırma literatürde yukarı bağlantı karıştırması (uplink jamming) ve aşağı bağlantı karıştırması (downlink jamming) olarak ele alınmaktadır. Yukarı bağlantı karıştırması yerdeki verici sistemden uyduya doğru gönderilen haberleşme sinyallerini bozmaya yönelik uygulanırken; aşağı bağlantı karıştırması uydudan yerdeki alıcı sisteme doğru gönderilen haberleşme sinyallerini bozmaya yönelik uygulanmaktadır. Tüm askeri ve ticari uydu sistemleri, yukarı bağlantı ve aşağı bağlantı karışırtmalarına karşı hassastır. Her iki karıştırma durumunda da, bozucu sinyal ile haberleşme sinyali aynı frekansta olmalıdır. Her karıştırma senaryosunda girişim alıcı ünite üzerinde etkili olur, verici karışırtmadan etkilenmez [19].

### **2.2.1. Yukarı Bağlantı Karışırtması**

İki tür uydu yukarı bağlantı sinyali vardır: yeniden iletim için sinyaller (TV ve iletişim gibi payload sinyalleri) ve uyduya giden komut yukarı bağlantıları. Hedef iletimin tüm alıcılarının etkilenmesinden dolayı bir payload sinyaline karşı yukarı bağlantı karışırtması tercih edilen bir elektronik saldırı stratejisidir. Uyduya yönelik karışırtma sinyali, hedef yukarı bağlantı sinyali ile yaklaşık olarak aynı frekanstaki bir radyo frekansı sinyalidir. Bu sinyal hedef sinyal ile birlikte uydunun aynı transponderine kadar iletilir ve transponderin gerçek sinyali karışırtma sinyalinden ayırt etme yeteneğini etkiler. Hedef yukarı bağlantı kaynağı ve yukarı bağlantı sinyali karışırtmadan etkilenmezken; uydu transponderinin sinyalleri ayırt edememesi, aşağı bağlantı sinyalinin kaybına veya bozuk bir aşağı bağlantı sinyali ile sonuçlanır. Yukarı yönlü karışırtmanın etkinliği, hedef sinyal hakkında ayrıntılı bilgi edinilmesine bağlıdır. Hedef sinyal hakkındaki bilgiler, sinyal istihbaratı (SIGINT) operasyonları veya bazı durumlarda açık kaynak istihbaratı (OSINT) araştırması yoluyla elde edilebilmektedir. Bu veriler toplanıp analiz edildikten sonra, yukarı bağlantı karışırtma kaynağı, uygun uydu ile uydunun transponderini belirlemeli ve karışırtılacak sinyali bozabilmek için gereken özelliklere ve güce sahip bir karışırtma

sinyali üretebilmelidir. Yukarı bağlantı bozucu sinyal kaynaklarının hedefleri, uyduların sensörleri, komut alıcıları ve radyo alıcılarıdır. Önemli ölçüde bozucu sinyal gücü gerektirdiğinden dolayı, yukarı bağlantı karıştırması aşağı bağlantı karıştırmasına göre daha zordur. Bununla birlikte, uzay sisteminde yer alan diğer uydular da karıştırıcı antenin huzmesindeki yan loblardan çıkan sinyallerden dolayı girişime maruz kalabileceğinden bu karıştırmanın etkileri küresel olabilmektedir [19].



Şekil 2.2. Yukarı bağlantı ve aşağı bağlantı karıştırması [21].

### 2.2.2. Aşağı Bağlantı Karıştırması

Aşağı bağlantı karıştırması için iki ana hedef vardır: Uydu Haberleşmesi (SATCOM) yayınları ve navigasyon uydusu (NAVSAT) yayınları. Aşağı bağlantı karıştırma senaryosunda, elektronik saldırının amacı, uydu tarafından iletilen sinyalin (iletişim veya navigasyon sinyali) belirli lokasyonda kullanıcılar tarafından alınmasını geçici olarak engellemek veya iletilen sinyali bozmaktır. Aşağı bağlantı karıştırma sistemi, hedeflenen aşağı bağlantı sinyali ile yaklaşık olarak aynı frekansta ancak daha fazla güçte bir RF sinyali yayınlayarak karıştırma işlemini gerçekleştirir. Bu karıştırma sinyali, uydu sinyalini bastıracağı yer tabanlı veya yörüngedeki uydu aşağı bağlantı alıcı anteni boyunca iletilir. Akıllı karıştırma ile karıştırma sinyali uydu sinyalini taklit etmeye çalışır ve başarılı olursa hedeflenen kullanıcıya yanlış veri veya bilgi sağlayabilir. Aşağı bağlantı karıştırmasının etkinliği, bozucu kaynağının yer sahasının görüş hattı (LOS) içinde ve yer sahası antenin görüş alanı içinde çalışabilmesine bağlıdır. Etkinlik aynı zamanda SATCOM alıcısı tarafından işlenen karıştırma sinyaline de bağlıdır. LOS kısıtlamaları, bir hava platformu kullanılarak

bir dereceye kadar aşılabılır; havadaki platform tarafından kazanılan irtifa, kapsama alanını genişletir ve yerdeki engellerin üstesinden gelinmesine yardımcı olur. Normal olarak hedeflenen alıcının çıktısının izlenmesini gerektirdiğinden dolayı (ki bu çoğunlukla mümkün değildir) aşağı bağlantı karıştırmasının etkinliğini değerlendirmek zordur. Aşağı bağlantı bozucu kaynakların hedefleri, büyük sabit yer sitelerinden ve VSAT terminallerinden elde tutulan GPS kullanıcı setlerine kadar değişen yer tabanlı uydu veri alıcılarıdır. Aşağı bağlantı karıştırması, hem karıştırıcının hem de hedef aşağı bağlantı sinyalinin gücüne bağlı olarak, onlarca ila yüzlerce mil uzaklığa kadar etki edebilmektedir. Bu karıştırmanın etkileri yerel olmakla birlikte yalnızca çok düşük güçlü bir karıştırıcıya ihtiyaç duyar. Aşağı bağlantı telemetrisi, görev bilgilerini ve durum bilgilerini içerdiğinden, aşağı bağlantı sinyaline başarılı bir şekilde müdahale edildiğinde doğrudan bilgi akışına saldırılmış olur. Böylelikle, uydunun işlevini bloke etme veya bozma üzerinde daha hızlı bir etkiye sahip olunur [19].

### 3. UYDU YÖRÜNGE HESAPLAMALARI

Bozucu sinyal kaynağının yerinin tespiti probleminin çözümlenmesi için sonraki bölümlerde anlatılacak olan doğrusal olmayan denklem sistemlerinin çözülmesi gerekmektedir. Bu denklem sistemlerinin ana değişkenleri ise haberleşme uydularının anlık konum ve hız bileşenleridir. Bu tez çalışması kapsamında yörüngede aktif olarak bulunan TÜRKSAT 4A, TÜRKSAT 4B ve TÜRKSAT 5A uydularına ait konum ve hız vektörleri kullanılmıştır.

Uydu yörüngeleri, Kepler Elemanları (yörünge elemanları) veya uyduların hız ve konum bilgilerini içeren Durum Vektörleri olarak adlandırılan iki veri seti ile tanımlanabilmektedir. Uzun yıllardır astrodinamik ile uğraşan bilim insanları, uyduların yörüngelerini Kepler Elemanları kullanarak karakterize etmektedirler. Bundan dolayı, uyduların yörüngelerini tanımlayan tüm veritabanları Kepler elemanları kullanılarak oluşturulmaktadır. Odaklarından birinde Dünya'nın bulunduğu eliptik bir yörüngede hareket eden bir uydunun yörüngesinin hesaplanması için ihtiyaç duyulan Kepler elemanları, Two-Line Element (TLE) olarak bilinen veri setlerinden elde edilmektedir. TLE veri setinden okunan Kepler elemanları ile durum vektörleri arasında dönüşümler yapılarak uyduların yörüngedeki belirli bir zaman içindeki konum ve hız değerlerine ulaşılabilmektedir [22].

#### 3.1. TLE Veri Seti

Çeşitli gözlem istasyonlarından ölçülen uydulara ait yörünge parametreleri, uygun formatlar halinde çeşitli kuruluşlarca yayınlanmaktadır. En yaygın kullanılan formatlar: TLE ve AMSAT'tır. Bu çalışmada, NORAD tarafından geliştirilmiş ve bilgileri NASA'nın Goddard Uzay Uçuş Merkezi'nden alınan TLE veri seti kullanılmaktadır [22].

TLE, zaman içinde belirli bir nokta için Dünya yörüngesindeki bir nesnenin yörünge elemanlarının listesini kodlayan bir veri formatıdır. Uygun bir tahmin formülü kullanılarak, geçmişteki veya gelecekteki herhangi bir anda durum (konum ve hız)

bir miktar doğrulukla tahmin edilebilir. TLE veri gösterimi basitleştirilmiş bozulma modellerine özgüdür, bu nedenle veri kaynağı olarak TLE kullanan herhangi bir algoritma, ilgili bir zamanda durumu doğru bir şekilde hesaplamak için SGP (Simplified General Perturbations) modellerinden birini uygulamalıdır [23].

TLE'ler yalnızca Dünya yörüngesindeki nesnelere yörüngelerini tanımlayabilir. Başlangıçta TLE formatı, standart iki adet 80 sütunlu kartlardaki bir dizi ögeyi kodlayan delikli kartlar için tasarlandı. Daha sonra bu format, her bir öge kümesinin önünde bir başlık satırı bulunan iki tane 69 sütunlu ASCII satırına yazılan metin dosyalarıyla değiştirildi. TLE formatı, Dünya yörüngesindeki bir nesnenin yörünge elemanlarının düzenlenmesi için fiili bir standarttır. TLE seti, öge verilerinden önce bir başlık satırı içerebilir, bu nedenle her listeleme dosyada üç satır olabilir. Her veri satırı benzersiz bir nesne tanımlayıcı kodu içerdiğinden başlık gerekli değildir [23].

Başlangıçta, SGP modellerinde kullanılan iki veri formatı vardı; bunlardan biri "dahili format" olarak bilinen nesnenin tüm detaylarını içerirken; ikincisi ise, bu verilere güncellemeler sağlamak için kullanılan "iletim formatı" olarak bilinir. Dahili formatta üç adet 80 sütunlu delikli kart kullanılmıştır. Her kart 1, 2 veya 3 numaralı bir kart numarası ile başlar ve 'G' harfi ile biter. Bu nedenle, sistem genellikle "G-kartı formatı" olarak bilinmektedir. G-kartı, yörünge öğelerine ek olarak, fırlatılan ülke ve yörünge türü (geostationary vb.), perigee yüksekliği ve görsel büyüklük gibi hesaplanan değerleri ve 38 karakterlik bir yorum alanını içermektedir. İletim formatı esasen G-kartı formatının kısaltılmış bir versiyonudur ve düzenli olarak değişmeyen herhangi bir veriyi veya diğer değerler kullanılarak hesaplanabilen verileri içermez. Örneğin, G-kartındaki perigee irtifası, diğer unsurlardan hesaplanabileceği için dahil edilmemiştir. Geriye kalan etiketler, ek ölçümler yapıldıkça orijinal G-kartı verilerini güncellemek için gereken veri kümesidir. Veriler 69 sütuna sığdırılmıştır ve bir bitiş karakteri içermez. TLE'ler, yalnızca ASCII metni olarak işlenen iletim formatı verileridir [23].

Uluslararası Uzay İstasyonu (NASA) için örnek bir TLE veri seti formatı aşağıdaki gibidir [24]:

## ISS (ZARYA)

1 25544U 98067A 04236.56031392 .00020137 00000-0 16538-3 0 5135

2 25544 51.6335 341.7760 0007976 126.2523 325.9359 15.70406856328903

Bu veri setinin anlamı ise Çizelge 3.1’de belirtilmiştir:

Çizelge 3.1. ISS (ZARYA) TLE Veri Formatının Satır ve Sütunlarının Anlamları [24].

Satır	Sütunlar	Anlamı	Örnek
1	01	Satır Numarası	1
1	03-07	Uydu Katalog Numarası	25544
1	08	Sınıflandırma (U:Sınıflandırılmamış, C:Sınıflandırılmış, S: Gizli)	U
1	10-17	Uluslararası Tanımlayıcı	98067A
1	19-32	Veri Setinin Elde Edildiği Zaman	08264.51782528
1	34-43	Ortalama Hareketin (tur/gün) Zamana Göre Birinci Türevi; balistik katsayısı	-.00002182
1	45-52	Ortalama Hareketin (tur/gün) Zamana Göre İkinci Türevi (varsayılan ondalık nokta)	00000-0
1	54-61	Atmosferik Çekim Terimi (Radyasyon Basıncı Katsayısı)	-11606-4
1	63	Veri Seti Tipi (her zaman sıfırdır; yalnızca dağıtılmamış TLE verilerinde kullanılır)	0
1	65-68	Veri Sayısı	513
1	69	Sağlama Toplamı (checksum)	5
2	01	Satır Numarası	2
2	03-07	Uydu Katalog Numarası	25544
2	09-16	Eğiklik Açısı (derece)	51.6335
2	18-25	Yükselen Düğüm Boylamı (derece)	341.7760
2	27-33	Eksantriklik (kesirli olduğu varsayılır, 0.)	0007976

2	35-42	Perigee Açısı (derece)	126.2523
2	44-51	Ortalama Anomali (derece)	325.9359
2	53-63	Ortalama Hareket (tur sayısı/gün)	15.70406856
2	65-68	Ölçülen Zamandaki Tur Sayısı	32890
2	69	Sağlama Toplamı (checksum)	3

**Uluslararası Tanımlayıcı** sütunlarında ilk 2 karakter uydunun fırlatılma yılının son iki basamağını göstermektedir ('98' : 1998). Sonraki 3 karakter, o yılın başlangıcından itibaren fırlatılan uydu sayısını göstermektedir ('067' : Zarya, 1998 yılında fırlatılan 67. uydudur). En sondaki 3 karakter ise fırlatılan parçanın cinsini belirtir ('A' : faydalı yük (payload), 'B' : besleme roketi (rocket booster) )

**Veri Setinin Elde Edildiği Zaman** sütunlarında ilk 2 karakter uydunun gözlem zamanının (epoch) son iki basamağını göstermektedir ('08' : 2008). 57 ile 99 arasındaki sayılar 1957 ile 1999 arasındaki yıllara karşılık gelirken, 00 ile 56 arasındaki sayılar 2000 ile 2056 arasındaki yıllara karşılık gelir. Geri kalan sayılar ise yılın kaçınıcı günü olduğunu gösterir ('264.51782528' : 20 Eylül 2008 12:25:41).

### 3.1.1. Kepler Elemanları

Johannes Kepler, gezegensel hareket yasalarını baz alarak isimlendirilen Kepler yörüngesinin altı parametresi ile uydu hareketini tanımlar. Üç boyutlu uzayda hareket eden bir nesnenin hareketi, konum vektörü ve hız vektörü ile karakterize edilir. Her vektörün üç bileşeni vardır, bu yüzden uzayda bir yörünge tanımlamak için gerekli değerlerin toplam sayısı altıdır. Uyduların eliptik bir yörünge üzerindeki konumunu belirtebilmek için ihtiyaç duyulan, 6 adet parametreye Kepler elemanları ya da yörünge elemanları denir. Bunlardan iki tanesi elipsin büyüklüğünü ve şeklini tanımlayan eksantriklik (eccentricity) ve yarı uzun eksen (semi major axis); diğer iki tanesi elipsin gömülü olduğu yörünge düzleminin yönünü tanımlayan eğiklik (inclination) ve yükselen düğüm boylamı (right ascending node); kalan iki tanesi ise perigee açısı (argument of perigee) ve gerçek anomali (true anomaly) olarak bilinir [25].

**Yarı uzun eksen (  $a$  ),** yörünge üzerindeki bir uydunun Dünya'ya en uzak noktası olan apogee ile Dünya'ya en yakın noktası olan perigee arasındaki mesafenin yarısı kadar uzunluğa sahip olan eksendir.

**Eksantriklik (  $\varepsilon$  ),** yörünge geometrik şeklini belirler. Eksantriklik değeri, 0 ile 1 arasında değerler almaktadır. Eğer  $\varepsilon$  değeri sıfıra eşit ise yörünge dairesel olduğu, 1'e çok yakın ise yörünge çok yassı olduğu, 1 veya 1'den büyük ise o zaman uydunun artık Dünya yörüngesinde olmadığı anlaşılır.

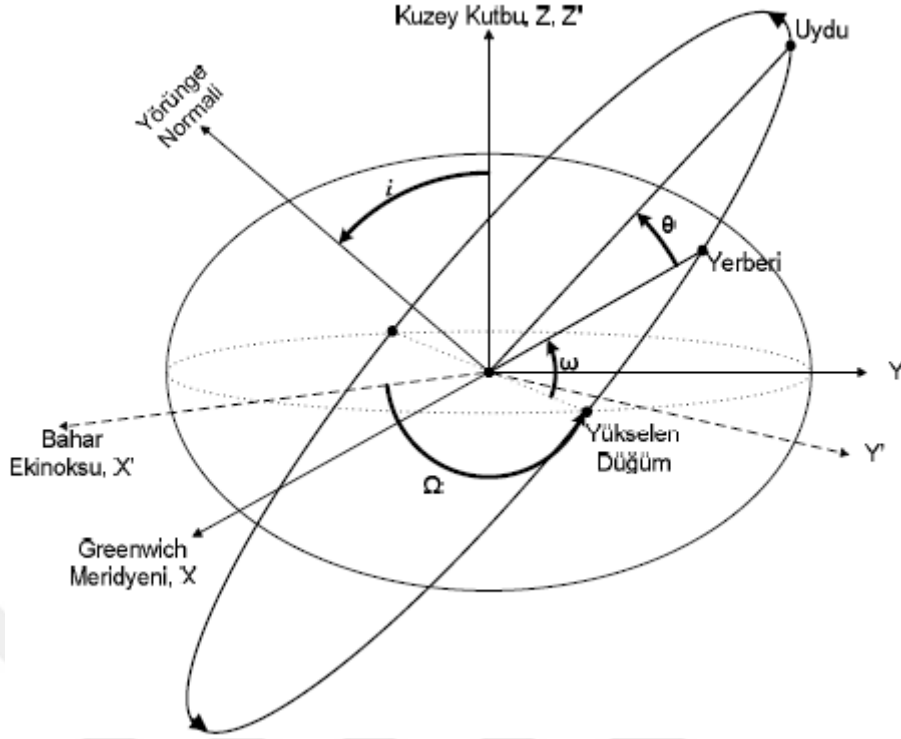
**Eğiklik (  $i$  ),** yükselen düğümde ölçülen, referans düzlemine göre elipsin dikey eğimidir. Eğim açısı, yörünge düzlemi ile referans düzlemi arasındaki kesişme çizgisine dik olarak ölçülür ve yörünge düzleminin ekvator düzlemine göre ne kadar eğik olduğunu belirtir. 0 ile 180 derece arasında değerlere sahip olabilir. Eğiklik açısı,

- $0^\circ$  veya  $180^\circ$  ise yörünge ekvatorial,
- $90^\circ$  ise yörünge kutupsal,
- $0^\circ$  ile  $90^\circ$  arasında ise yörünge Dünya'nın dönüş eksenine yönünde,
- $90^\circ$  ile  $180^\circ$  arasında ise yörünge Dünya'nın dönüş ekseninin tersi yönünde demektir.

**Yükselen düğüm boylamı (  $\Omega$  ),** yörünge düzlemi ile ekvatorial düzlem iki noktada kesişir. Bu noktalardan birine Yükselen Düğüm (Ascending Node), diğerine de Alçalan Düğüm (Descending Node) denir. Dünya'nın merkezinden Yükselen Düğüm'e giden doğru ile 21 Mart ekinoksu zamanı Güneş'ten gelerek Dünya'nın merkezini delerek geçen hayali doğru arasındaki açı değeridir.

**Perigee açısı (  $\omega$  ),** yükselen Düğüm ile yörünge düzlemi Dünya'ya en yakın noktası arasındaki açı değeridir.

**Gerçek anomali (  $\theta$  ),** uydunun hareketi yönünde, perigee noktası ile uydunun o anki konumu arasındaki açı değeridir. Bundan önceki Kepler elemanları zamandan bağımsız iken gerçek anomali değeri zamana göre değişkendir. Uydu sürekli hareket halinde olduğundan dolayı gerçek anomali değeri de sürekli değişmektedir.



Şekil 3.1. Kepler elemanlarının gösterimi [22].

### 3.2. Durum (Konum ve Hız) Vektörlerinin Oluşturulması

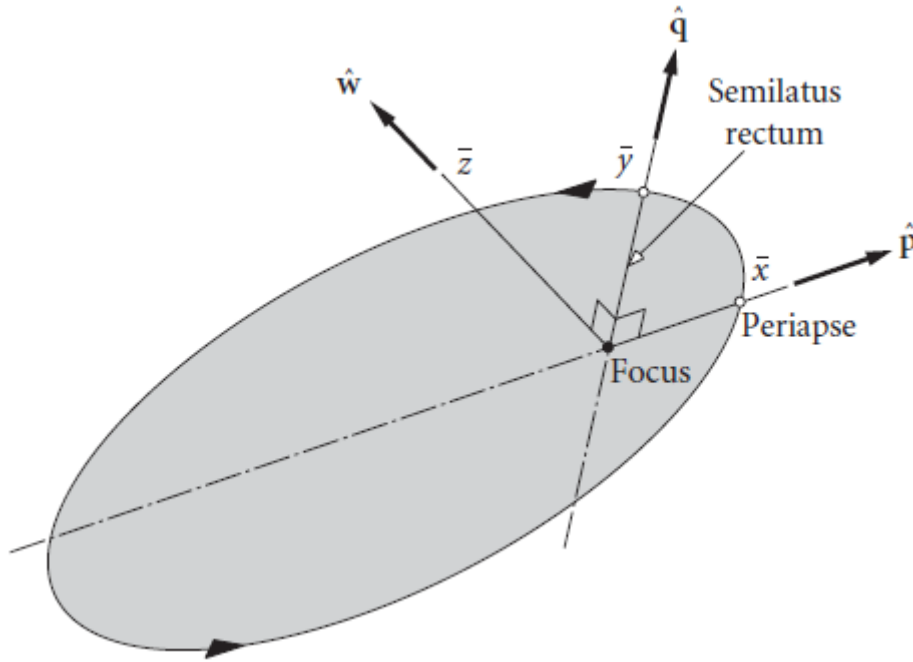
Bölüm 3.1.'de anlatılan TLE verileri, belirli bir zaman için (çalışmada 17 Kasım 2021 20:17:48 UTC kullanılmıştır.) açık kaynak üzerinden elde edilebilmektedir [26]. Elde edilen TLE veri seti içerisinde önceki bölümde bahsedilen zamandan bağımsız 5 adet Kepler elemanı ve zamana bağlı gerçek anomali değeri kullanılarak bu zamanı referans alacak şekilde belirli zaman aralıklarında (istenilen sürelerde saniye, dakika veya saat aralıkları yazılım kodu üzerinden değiştirilebilmektedir.) uyduların anlık konum ve hız verileri bulunabilmektedir. Bu bilgilerin elde edilebilmesi için aşağıdaki dönüşümler gerekmektedir:

- Kepler elemanlarının Yer Merkezli Ataletsel (YMA) koordinat sisteminde tanımlı durum vektörlerine dönüşümü ve
- YMA koordinat sisteminde tanımlı durum vektörlerinin Yer Merkezli Yer Sabit (YMYS) koordinat sisteminde tanımlı durum vektörlerine dönüşümü.

### 3.2.1. Kepler Elemanlarının YMA Koordinat Sisteminde Tanımlı Durum Vektörlerine Dönüşümü

Eliptik Odak Koordinatları (EOK) olarak adlandırılan koordinat sistemi vasıtasıyla Kepler elemanlarının YMA koordinatlarında tanımlanan durum vektörlerine dönüştürülebilmesi sağlanmaktadır.

**Eliptik Odak Koordinatları (perifocal frame)**, eliptik yörüngeyi odağını merkezine alacak şekilde tanımlanan kartezyen koordinat sistemidir. Şekil 3.2’de görüldüğü gibi perifokal pencerenin  $\bar{x}\bar{y}$  düzlemi yörünge düzlemidir.  $\bar{x}$  eksenine ise odaktan periapse noktasına doğru yönelmiştir.  $\bar{x}$  eksenine boyunca birim vektör  $\hat{p}$  ile gösterilirken, birim vektörü  $\hat{q}$  olan  $\bar{y}$  eksenine ise  $\bar{x}$  eksenine göre 90 derecelik gerçek anomali açısı ile uzanır. Birim vektörü  $\hat{w}$  olan  $\bar{z}$  eksenine, açısal momentum vektörü ( $h$ ) yönünde yörünge düzlemine diktir.



Şekil 3.2. Eliptik Odak Koordinatları'nın gösterimi [27].

**Yer Merkezli Ataletsel (YMA) Koordinat Sistemi**,  $x$ -ekseni Bahar ekinoksunu,  $z$ -ekseni Dünya'nın dönüş eksenini gösteren,  $y$  eksenine ise bu iki eksene dik (ortogonal) olan koordinat sistemidir. "Earth Centered Inertial (ECI)" teriminin Türkçe karşılığı olan bu koordinat sistemi başlangıç noktası olarak Dünya'nın kütle merkezini referans alır. 'Inertial' yani ataletsel kelimesinden de anlaşılacağı üzere

zamandan bağımsız olarak bu koordinat sisteminde tanımlanan bir nokta Dünya'nın kendi eksenini veya Güneş etrafındaki dönüşüne göre değişmeyecektir.

ECI koordinatlarında x eksenini gösteren, Dünya'nın ekvatorial eksenini ile Güneş etrafındaki yörünge düzleminin kesiştiği hayali bir doğru olan ve Güneş'in merkezini gösteren Bahar ekinoksu, koordinat dönüşümlerinde kullanılmaktadır.

EOK'da tanımlı durum vektörleri ve EOK - YMA koordinatları arasındaki dönüşüm matrisleri kullanılarak YMA koordinatlarındaki durum vektörleri hesaplanmaktadır.

### EOK'da Tanımlı Durum Vektörleri

Eliptik Odak Koordinatları'nda konum vektörü aşağıdaki eşitlikle gösterilir:

$$\mathbf{r} = (\bar{x} \hat{\mathbf{p}} + \bar{y} \hat{\mathbf{q}}) \quad (3.1)$$

Burada konum vektörünün bileşenleri olan  $\bar{x} = r \cos \theta$  ve  $\bar{y} = r \sin \theta$  ile yörünge denkleminde gelen konum vektörünün büyüklük değeri olan

$$r = \frac{h^2}{\mu} \frac{1}{1 + \epsilon \cos \theta} \quad (3.2)$$

Eşitlik (3.1)'e yerleştirilirse

$$\mathbf{r} = \frac{h^2}{\mu} \frac{1}{1 + \epsilon \cos \theta} (\cos \theta \hat{\mathbf{p}} + \sin \theta \hat{\mathbf{q}}) \quad (3.3)$$

eşitliği elde edilir. Eliptik Odak Koordinatları'nda hız vektörü konum vektörünün zaman türevi alınarak bulunur:

$$\mathbf{v} = \dot{\mathbf{r}} = (\dot{\bar{x}} \hat{\mathbf{p}} + \dot{\bar{y}} \hat{\mathbf{q}}) = \frac{\mu}{h} [(-\sin \theta) \hat{\mathbf{p}} + (\epsilon + \cos \theta) \hat{\mathbf{q}}] \quad (3.4)$$

Yukarıdaki denklemlerle ifade edilen konum ve hız vektörleri dönüşüm matrisleri ile kullanılarak YMA ve YMYS koordinat sistemlerindeki durum vektörleri elde

edilecektir. Bu sebeple, (3.3) ve (3.4) denklemlerinin matris biçimindeki karşılıkları sırasıyla (3.5) ve (3.6) eşitlikleri ile verilir [27]:

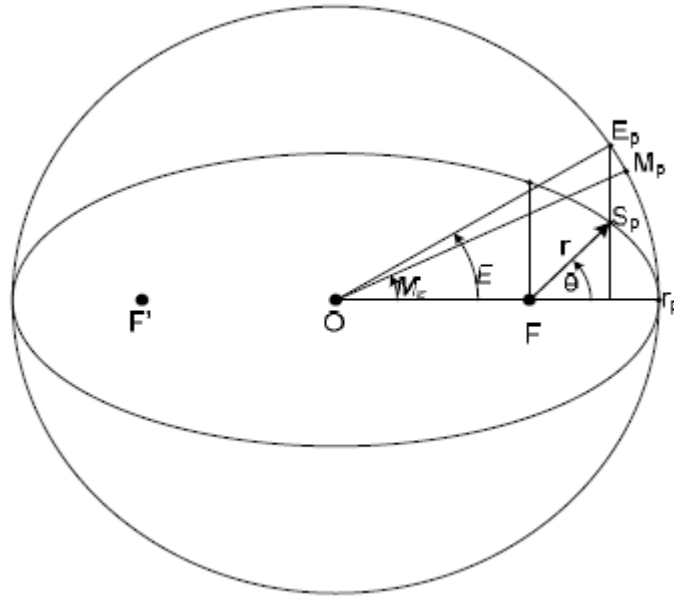
$$\{\mathbf{r}\}_{\bar{x}} = \frac{h^2}{\mu} \frac{1}{1 + \varepsilon \cos\theta} \begin{bmatrix} \cos\theta \\ \sin\theta \\ 0 \end{bmatrix} \quad (3.5)$$

$$\{\mathbf{v}\}_{\bar{x}} = \frac{\mu}{h} \begin{bmatrix} -\sin\theta \\ \varepsilon + \cos\theta \\ 0 \end{bmatrix} \quad (3.6)$$

### Gerçek Anomali Değerin Hesaplanması

YMA ve YMYS koordinat sistemlerindeki durum vektörlerinin tanımlanabilmesi için gerçek anomali değerin bilinmesi gerekmektedir. Bu bölümde gerçek anomali değerin nasıl hesaplanacağı detaylandırılmıştır.

Gerçek anomali değerin hesaplanabilmesi için eksantrik anomali ve ortalama anomali kavramlarının da bilinmesi gerekmektedir. Bu anomali değerlerinin birbirleriyle olan geometrik ilişkileri Şekil 3.3'te gösterilmiştir.



Şekil 3.3. Gerçek, ortalama ve eksantrik anomalinin gösterimi [22].

**Ortalama anomali**, gök mekaniğinde ortalama anomali, yörüngedeki cismin konumunun hesaplanmasında kullanılabilecek bir açı değeri olarak ifade edilen, yörüngedeki cismin periapsisi geçmesinden bu yana geçen eliptik yörünge periyodunun bir bölümüdür [28]. Bu, hayali bir cismin, eliptik yörüngesindeki gerçek cisimle aynı yörünge periyodunda, sabit hızla dairesel bir yörüngede hareket etmesi durumunda sahip olacağı galaktik pericenterdan olan açısal uzaklıktır. Belirli bir cismin bir yörüngeyi tamamlaması için gereken süreyi T olarak tanımlarsak, cismin ortalama açısal hızı,

$$n = \frac{2\pi}{T} \quad (3.7)$$

Cismin gökada perigeesinde olduğu zaman  $\tau$  olarak tanımlarsak, ortalama anomali değeri,

$$M_\epsilon = n(t - \tau) \quad (3.8)$$

olarak ifade edilebilir. Ortalama anomali değeri yörünge boyunca doğrusal artan bir şekilde 0 ila  $2\pi$  radyan (veya 0 ila 360 derece) arasında değerler alabilir. Cismin galaktik perigeesinde ortalama anomali değeri  $0^\circ$  iken, galaktik apocenterda  $180^\circ$ , tam bir dönüşünü tamamladığında ise ortalama anomali değeri  $360^\circ$  olmaktadır.

Ortalama anomali, fiziksel nesnelere arasındaki açıyı ölçmez. Bir cismin galaktik perigeesinden itibaren yörüngesi etrafında ne kadar ilerlediğinin uygun bir ölçüsüdür. Ortalama anomali, bir yörünge boyunca herhangi bir konumu tanımlayan üç açısal parametreden biridir. Diğer ikisi ise eksantrik anomali ve gerçek anomalidir.

Ortalama anomali değerinin hesaplanması genellikle (3.9) denklemi ile yapılmaktadır:

$$M_\epsilon = M_0 + n(t - t_0) \quad (3.9)$$

(3.9) denkleminde  $M_0$ , yörünge elemanlarının atıfta bulunduğu referans olarak alınan başlangıç zamanındaki ( $t_0$ ) ortalama anomalidir.  $M_\epsilon$  ise herhangi bir  $t$  anındaki ortalama anomalidir [29].

**Eksantrik anomali**, yörünge mekaniğinde eliptik bir Kepler yörüngesi boyunca hareket eden bir cismin konumunu tanımlayan bir diğer açısal parametredir. Yörüngenin merkezinden görüldüğü gibi yörüngenin etrafındaki bir daire üzerindeki belirli bir noktanın periapsis ile arasındaki açısal uzaklıktır. Bu nokta, dairenin çevresine ulaşana kadar yörüngedeki gövde boyunca elipsin ana eksenine dik bir açı oluşturularak elde edilir [30].

Herhangi bir  $t$  zamanındaki eksantrik anomali değeri ( $E$ ) ile ortalama anomali değeri arasındaki ilişki (3.10) denklemi ile belirtilmiştir:

$$M_\epsilon = E - \epsilon \sin E \quad (3.10)$$

Eksantrik anomali ve ortalama anomali arasındaki ilişkiye bakarak (3.10) numaralı denklemin doğrusal bir denklem olmadığı anlaşılmaktadır. Bu denklemdeki  $E$  değerinin çözümlenebilmesi için nümerik yöntemlerden yararlanılabilir. Bu çalışmada nümerik yöntem olarak yinelemeli bir algoritmaya sahip olan Newton-Raphson yöntemi kullanılmıştır. Adını Isaac Newton ve Joseph Raphson'dan alan Newton-Raphson yöntemi, gerçek değerli bir fonksiyonun köklerine art arda daha iyi yaklaşımlar üreten bir kök bulma algoritmasıdır. Newton-Raphson yöntemi ile eksantrik anomali değerinin hesaplanabilmesi için ilk olarak eksantrik anomaliye bir başlangıç değeri atanması gerekir. Sonrasında bu yöntem için geliştirilen (3.11) denklemi kullanılarak yeni bir eksantrik anomali değeri hesaplanır.

$$g = E_i - \epsilon \sin E_i - M_\epsilon \quad (3.11)$$

Bulunan en son  $E$  değerinin bir önceki değere göre ihmal edilecek kadar yakın olması durumunda algoritma son bulur. İhmal edilecek yakınlık derecesi önceden belirlenmiş bir hata değeri ile kontrol edilir. Böylelikle eksantrik anomali değeri hesaplanmış olur.

Eksantrik anomali değerinin hesaplanması için kullanılan Newton-Raphson yöntemine ait algoritmayı aşağıdaki gibi özetleyebiliriz [22]:

- Eksantrik anomalinin başlangıç değerinin bulunması:
  - Eğer yörüngenin eksantriklik değeri küçük seçilirse ( $\epsilon < 0.8$ ), eksantrik anomali değerine ortalama anomali değeri atanır.
  - Eğer yörüngenin eksantriklik değeri büyük seçilirse ( $\epsilon > 0.8$ ), eksantrik anomali değerine  $\pi$  sabiti atanır.
- Yukarıdaki eksantrik anomali değeri için (3.11) denkleminin sifıra yakınsayıp yakınsamama durumunun kontrol edilmesi.
- Eksantrik anomali değerinin güncellenmesi. (3.11) denklemini sifıra yakınsıyor ise eksantrik anomali bulunan son değerdir; aksi takdirde, yeni eksantrik anomali değeri aşağıdaki (3.12) denklemleri ile hesaplanır.

$$E_{i+1} = E_i - \frac{g}{\partial g / \partial E_i} = E_i - \frac{g}{1 - \epsilon \cos E_i} \quad (3.12)$$

(3.11) denklemini sifıra yakınsayana kadar döngü yukarıdaki maddelerde anlatıldığı şekilde devam eder. Newton-Raphson yöntemi sonucunda elde edilen eksantrik anomali değeri aşağıdaki eşitlikte kullanıldığında gerçek anomali değeri hesaplanmış olur:

$$\tan \theta = \frac{\sqrt{1 - \epsilon^2} \sin E}{\cos E - \epsilon} \quad (3.13)$$

### **EOK - YMA Koordinatları Dönüşümleri**

Uyduların zamandan bağımsız olan YMA koordinatlarındaki anlık konum ve hız bilgileri, Eliptik Odak koordinatlarında elde edilen durum vektörlerinin dönüşüm matrisinin (  $[Q]_{X\bar{X}}$  ) transpozu olan ters dönüşüm matrisi (  $[Q]_{\bar{X}X}$  ) ile çarpılması

sonucu bulunmaktadır. EOK'dan YMA koordinatlarında tanımlı vektörlere geçiş için ters dönüşüm matrisi kullanılırken; YMA koordinatlarından EOK'da tanımlı vektörlere geçiş için dönüşüm matrisi kullanılmaktadır.  $[Q]_{X\bar{X}}$  dönüşüm matrisi, eğiklik açısı, yükselen düğüm boylamı ve perigee açısı ile ilişkili olan üç adet matrisin çarpımından oluşmaktadır. Bu dönüşüm matrisi (3.14) denklemi ile elde edilir:

$$[Q]_{X\bar{X}} = [R_3(\omega)][R_1(i)][R_3(\Omega)] \quad (3.14)$$

Eşitliğin sağ tarafındaki matrislerin açık hali ise (3.15), (3.16) ve (3.17) denklemleriyle gösterilmiştir:

$$[R_3(\Omega)] = \begin{bmatrix} \cos\Omega & \sin\Omega & 0 \\ -\sin\Omega & \cos\Omega & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (3.15)$$

$$[R_1(i)] = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos i & \sin i \\ 0 & -\sin i & \cos i \end{bmatrix} \quad (3.16)$$

$$[R_3(\omega)] = \begin{bmatrix} \cos\omega & \sin\omega & 0 \\ -\sin\omega & \cos\omega & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (3.17)$$

Dönüşüm matrisi  $[Q]_{X\bar{X}}$  ile ters dönüşüm matrisi  $[Q]_{\bar{X}X}$  arasındaki ilişki aşağıdaki gibidir:

$$[Q]_{\bar{X}X} = \{[Q]_{X\bar{X}}\}^{-1} = \{[Q]_{X\bar{X}}\}^T \quad (3.18)$$

Sonuç olarak, EOK ve YMA koordinat sistemleri arasında dönüşüm yapmak için kullanılan dönüşüm ve ters dönüşüm matrislerini aşağıdaki gibi yazabiliriz [27]:

$$[Q]_{\bar{x}} = \begin{bmatrix} \cos\Omega\cos\omega - \sin\Omega\sin\omega\cos i & \sin\Omega\cos\omega + \cos\Omega\cos i\sin\omega & \sin i\sin\omega \\ -\cos\Omega\sin\omega - \sin\Omega\cos i\cos\omega & -\sin\Omega\sin\omega + \cos\Omega\cos i\cos\omega & \sin i\cos\omega \\ \sin\Omega\sin i & -\cos\Omega\sin i & \cos i \end{bmatrix} \quad (3.19)$$

$$[Q]_{\bar{x}} = \begin{bmatrix} \cos\Omega\cos\omega - \sin\Omega\sin\omega\cos i & -\cos\Omega\sin\omega - \sin\Omega\cos i\cos\omega & \sin\Omega\sin i \\ \sin\Omega\cos\omega + \cos\Omega\cos i\sin\omega & -\sin\Omega\sin\omega + \cos\Omega\cos i\cos\omega & -\cos\Omega\sin i \\ \sin i\sin\omega & \sin i\cos\omega & \cos i \end{bmatrix} \quad (3.20)$$

### YMA Koordinat Sisteminde Durum Vektörlerinin Hesaplanması

Uyduların yermerkezli ataletsel koordinat sisteminde yörünge üzerinde buldukları bir noktadaki (3.21) ve (3.22) denklemleriyle gösterilen konum ve hız matrisleri, (3.20) denklemleri ile gösterilen ters dönüşüm matrisi ile EOK'da tanımlanan (3.5) ve (3.6) denklemleriyle gösterilen konum ve hız matrislerinin çarpılması sonucu bulunur [27].

$$\{\mathbf{r}\}_X = [Q]_{\bar{x}}\{\mathbf{r}\}_{\bar{x}} \quad (3.21)$$

$$\{\mathbf{v}\}_X = [Q]_{\bar{x}}\{\mathbf{v}\}_{\bar{x}} \quad (3.22)$$

### 3.2.2. YMA Koordinatlarından YMYS Koordinatlarına Dönüşüm

Uyduların durum değişkenleri olan konum ve hız vektörleri zamandan bağımsız olarak YMA koordinat sisteminde tanımlanabilmektedir; fakat uyduların kendi eksenini etrafında dönen Dünya üzerinde geçtiği noktaların bilinebilmesi için farklı bir koordinat sistemine dönüştürülmesi gerekmektedir. Zamana bağlı durum vektörlerini elde edebileceğimiz koordinat sistemi olarak Yer Merkezli Yer Sabit (YMYS) koordinat sistemi kullanılmaktadır.

YMYS, “Earth Centered Earth Fixed (ECEF)” teriminin Türkçe karşılığı olan coğrafik, kartezyen koordinat sistemidir. Kartezyen koordinatlarda x-ekseni Greenwich meridyenini, z-ekseni Dünya'nın kuzey kutbunu göstermektedir. Y-ekseni ise x ve z-eksenlerine ortogondur. Bu nedenle yermerkezli kartezyen koordinatları olarak da tanımlanır. Başlangıç noktası (0, 0, 0), Dünya'nın kütle merkezi olarak tanımlanır. Dünya üzerindeki belirli bir noktadan Dünya'nın merkezine olan mesafeye jeosentrik mesafe denir. Jeosentrik yarıçapın ( $R_0$ ) genel ifade edilme şekli aşağıdaki gibidir:

$$R = (x^2 + y^2 + z^2)^{0.5} \quad (3.23)$$

Yermerkezli yükseklik ( $h'$ ), yukarıda bahsedilen iki büyüklük arasındaki fark olarak tanımlanan bir yükseklik türüdür [31]:

$$h' = R - R_0 \quad (3.24)$$

Bu koordinat sisteminde x-ekseni sıfır derecedeki enlem ve boylamların kesiştiği noktalar üzerinde tanımlanmaktadır. YMYS koordinat sisteminde Dünya'nın üzerindeki sıfırncı enlem ve sıfırncı boylamın kesiştiği nokta, YMA koordinat sisteminde Dünya dışındaki bir noktayı belirtir.

Hareketsiz olan YMA koordinat sisteminin aksine YMYS koordinat sistemi Dünya'nın dönüşü ile birlikte z-ekseni etrafında hareket etmektedir. Bir başka ifade ile  $X_{YMA}$  ile  $X_{YMYS}$  arasında kalan açı zamana göre değişen bir parametre olmakla birlikte Greenwich yıldız zamanı ile tanımlanmaktadır [22].

YMA koordinat sisteminden YMYS koordinat sistemine dönüşüm için aşağıdaki matematiksel ifade kullanılmaktadır [32].

$$\{\mathbf{r}\}_{YMYS} = [A][B][C][D]\{\mathbf{r}\}_X \quad (3.25)$$

$$\{\mathbf{v}\}_{YMYS} = [A][\dot{B}][C][D]\{\mathbf{r}\}_X + [A][B][C][D]\{\mathbf{v}\}_X \quad (3.26)$$

(3.25) ve (3.26) denklemlerinde yer alan A, B, C, D matrisleri sırasıyla Dünya'nın kutupsal hareketi, Dünya'nın dönüş hızı, nütasyon (nutation) ve presesyon (precession) etkilerini belirtmektedir. Koordinat dönüşümleri için yalnızca Dünya'nın açısız dönüş hızının etkisi göz önünde bulundurulmuştur. (3.25) ve (3.26) denklemlerinin sadeleştirilmiş hali aşağıdaki eşitliklerde verildiği gibidir [32].

$$\{\mathbf{r}\}_{\text{YMYs}} = [\mathbf{B}]\{\mathbf{r}\}_X \quad (3.27)$$

$$\{\mathbf{v}\}_{\text{YMYs}} = [\dot{\mathbf{B}}]\{\mathbf{r}\}_X + [\mathbf{B}]\{\mathbf{v}\}_X \quad (3.28)$$

Yukarıdaki eşitliklerde yer alan uydunun durum vektörlerinin hesaplandığı herhangi bir zamandaki Greenwich yıldız zamanını değişken olarak kullanan B matrisi ile B matrisinin türevi aşağıda gösterilmiştir:

$$\mathbf{B} = \begin{bmatrix} \cos\Theta_G^t & \sin\Theta_G^t & 0 \\ -\sin\Theta_G^t & \cos\Theta_G^t & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (3.29)$$

$$\dot{\mathbf{B}} = w_E \begin{bmatrix} -\sin\Theta_G^t & \cos\Theta_G^t & 0 \\ -\cos\Theta_G^t & -\sin\Theta_G^t & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (3.30)$$

Denklem (3.30)'da verilen  $w_E$ , Dünya'nın açısız dönüş hızını göstermektedir ve değeri  $w_E = 7292115.0 \times 10^{-11}$  rad/s'dir. Denklem (3.29) ve (3.30)'da yer alan  $\Theta_G^t$  değişkeni ise herhangi bir t anındaki Greenwich yıldız zamanı değerini göstermektedir [32].

### Yıldız Zamanı (Sidereal Time) Hesaplaması

Bir uydunun veya gök cisminin yörüngesini gözlemlerden çıkarmak, her bir gözlemin zamanını kaydetmeyi gerektirir. Günlük hayatta kullandığımız, saatlerimizi

kurduğumuz zaman Güneş zamanıdır. Güneş zamanı, Güneş'in gökyüzündeki hareketi ile hesaplanır. Bir Güneş günü, Güneş'in aynı meridyen üzerinde aynı konuma geri dönmesi için gereken zamandır. Bir Güneş günü 24 saatten oluşur. Evrensel Zaman (UT), Güneş'in sıfır derece karasal boylamında yer alan Greenwich meridyeninden geçişiyle belirlenir. Öğle saatlerinde Güneş Greenwich meridyeninde yer alır. Yerel saat, Greenwich ile ilgili konum arasındaki batıya doğru ölçülen her bir saat dilimi için bir saat eklenerek evrensel zamandan elde edilir.

Yıldız zamanı, Dünya'nın sabit yıldızlara göre dönüşü ile ölçülür. Uzaktaki bir yıldızın aynı konuma geri dönmesi, yani aynı meridyen üzerinde uzanması için geçen süre bir yıldız günüdür (24 yıldız saati). Dünya'nın Güneş etrafındaki yörüngesi, yıldız gününün Güneş gününden biraz daha kısa olmasına neden olur. Bir yıldız günü 23 saat 56 dakikadır. Başka bir deyişle, Dünya bir yıldız gününde  $360^\circ$ , Güneş gününde ise  $360.986^\circ$  döner. Herhangi bir yerin yerel yıldız zamanı, yerin yerel meridyeninin ilkbahar ekinoksundan geçmesinden bu yana geçen süredir. İlkbahar ekinoksuyla yerel meridyen arasındaki doğuya doğru ölçülen derece sayısı yıldız zamanının 15 ile çarpımıdır. Herhangi bir anda Dünya üzerindeki bir noktanın yerini yer merkezli ekvator çerçevesine göre bilebilmek için yerel yıldız zamanını bilmek gerekir. Bir yerin yerel yıldız zamanı, önce Greenwich yıldız zamanı  $\Theta_G$  değerinin belirlenip ardından yerin doğu boylamını Greenwich yıldız zamanına ekleyerek (veya batı boylamını Greenwich yıldız zamanından çıkararak) bulunur. Yıldız zamanını belirlemeye yönelik algoritmalar, Jülyen Günü (JD) kavramına dayanır. Jülyen gün sayısı, MÖ 1 Ocak 4713'te öğle vaktinden bu yana geçen günlerin sayısıdır. Jülyen gün sayısı düzenli dağılımlıdır, artık yılları veya farklı gün sayılarına sahip farklı ayları içermez. İki olay arasındaki gün sayısı, birinin Jülyen gününü diğerinkinden çıkararak bulunur. Jülyen günü gece yarısında değil öğlen başlar. Jülyen gün numaralandırma sistemi, Roma imparatoru Julius Caesar'ın MÖ 46'da tanıttığı Jülyen takvimi ile karıştırılmamalıdır. 1583'te tanıtılan Gregoryen takvimi, Jülyen takviminin büyük ölçüde yerini almıştır ve bugün Dünya'nın pek çok yerinde kullanılmaktadır.  $J_0$ , evrensel zamanda 0. Saati belirten Jülyen gün numarasının sembolüdür. Güneş zamanında başlangıç olarak kabul edilen 0. saat, Jülyen gününde günün 12. saatine karşılık gelir [27].

Başka herhangi bir evrensel zamanda Jülyen günü şu şekilde verilir:

$$JD = J_0 + \frac{UT}{24} \quad (3.31)$$

Yıl, ay ve gün cinsinden herhangi bir tarihten  $J_0$ 'ı elde etmek için kullanılan algoritmalar ile tablolar literatürde mevcuttur [33]. Kullanılan formüllerden bir tanesi aşağıdaki gibidir:

$$J_0 = 367y - \text{INT} \left\{ \frac{7 \left[ y + \text{INT} \left( \frac{m+9}{12} \right) \right]}{4} \right\} + \text{INT} \left( \frac{275m}{9} \right) + d + 1721013.5 \quad (3.32)$$

Bu eşitlikte 'y', 'm' ve 'd' değişkenleri sırasıyla yıl, ay ve gün değerlerini ifade etmektedir. Kullanılan zaman aralıkları ise yıl için  $1901 \leq y \leq 2099$ , ay için  $1 \leq m \leq 12$ , gün için ise  $1 \leq d \leq 31$  şeklindedir. Formülde kullanılan 'INT' sembolü ise sonrasında gelen parantezli ifadenin tam sayı kısmını ifade etmek için kullanılmıştır.

Mevcut Jülyen başlangıç zamanı 1 Ocak 2000 12:00:00 olarak tanımlanmaktadır. Bu zaman  $J_{2000}$  olarak belirtilir ve tam olarak Jülyen gün sayısı 2451545.0'dır. Bir Jülyen yılında 365.25 gün olduğundan, bir Jülyen yüzyılında 36525 gün vardır.  $J_0$  ile  $J_{2000}$  arasındaki Jülyen yüzyıllarında  $T_0$  zamanı şöyle hesaplanır [27]:

$$T_0 = \frac{J_0 - J_{2000}}{36525} = \frac{J_0 - 2451545.0}{36525} \quad (3.33)$$

Herhangi bir tarih için başlangıç anında (UT'de 0. saat), başlangıç meridyeninin, bahar ekinoksundan açısal uzaklığı olan Greenwich yıldız zamanı  $\Theta_{G0}$  ile gösterir. Koordinatlar arası dönüşüm için gerekli olan Greenwich yıldız zamanı  $\Theta_{G0}$ , (3.33) denklemi ile tanımlanan boyutsuz zaman ( $T_0$ ) cinsinden bulunabilir. Derece cinsinden tanımlanan  $\Theta_{G0}$ , bir seri şeklinde aşağıdaki gibi ifade edilir [27]:

$$\Theta_{G0} = 100.4606184 + 36000.77004T_0 + 0.000387933T_0^2 - 2.583T_0^3 \times 10^{-8} \quad (3.34)$$

Bu formül,  $0^\circ \leq \Theta_{G0} \leq 360^\circ$  aralığının dışında bir değer verebilir. Öyle bir durum olduğu takdirde,  $\Theta_{G0}$ 'ı bu aralığa getirmek için  $360^\circ$  'nin uygun bir tamsayı katı değeri  $\Theta_{G0}$  değerine eklenmeli veya çıkarılmalıdır.  $\Theta_{G0}$  belirlendikten sonra, herhangi bir başka evrensel zamanda (t anında) Greenwich yıldız zamanı  $\Theta_G$ , aşağıdaki bağlantı kullanılarak bulunur [27].

$$\Theta_G = \Theta_{G0} + 360.98564724 \frac{UT}{24} = \Theta_{G0} + 360.98564724 \frac{\left(h + \frac{\text{min}}{60} + \frac{s}{3600}\right)}{24} \quad (3.35)$$

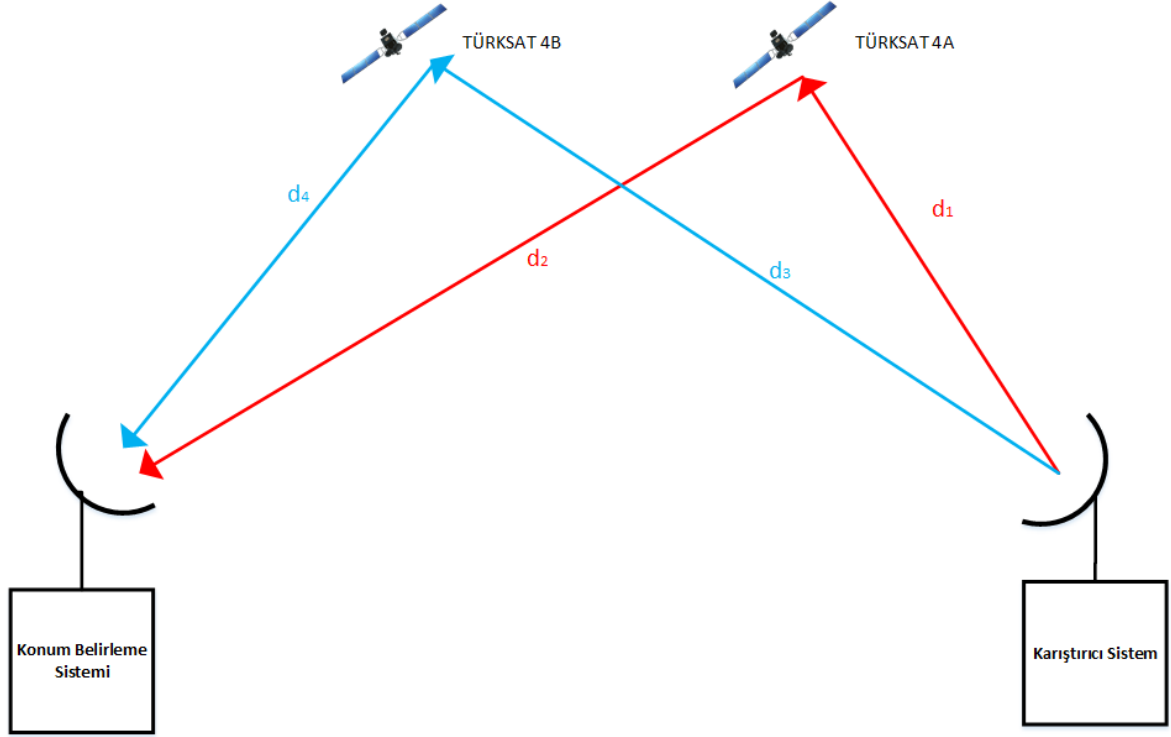
Yukarıdaki denklemde 'UT' saat cinsinden ifade edilir. Denklemin sağ tarafındaki ikinci terimin katsayısı, Dünya'nın 24 saatte (Güneş zamanı) dönme derecesinin değeridir. Bu eşitlikte 'h', 'min' ve 's' değişkenleri ile sırasıyla saat, dakika, ve saniye ifade edilmektedir.

## 4. BOZUCU SİNYAL KAYNAĞI YERİNİN İKİ UYDU İLE BELİRLENMESİ YÖNTEMİ

Uydu haberleşmesini bozmaya çalışan sinyal kaynağının yerini belirlemek için ilk olarak, konum belirleme sistemlerinde çoğunlukla tercih edilen iki uydu ile konum tespiti yöntemi üzerinde çalışılmıştır. Bu bölümde iki uydu ile konum belirleme senaryosunun ne olduğu, bu senaryoya göre karıştırıcı kaynağın konumunu belirlemek için gerekli olan doğrusal olmayan denklem sisteminin oluşturulması ve bu doğrusal olmayan denklem sisteminin köklerini bulmaya çalışırken yararlanılan numerik yöntemler anlatılmıştır.

### 4.1. İki Uydu ile Konum Belirleme Senaryosu

Uydu haberleşmesini bozmaya çalışan kaynağın yerini belirlemek için oluşturulan konum belirleme senaryosu Şekil 4.1'de resmedilmiştir. Senaryo, şekilde gösterildiği gibi dört ana unsurdan oluşmaktadır. Bunlardan ikisi yörünge üzerinde aktif olarak bulunan TÜRK SAT 4A ve TÜRK SAT 4B uydularıdır. Bu uydulardan TÜRK SAT 4A'nın karıştırıcı sistem tarafından karıştırılmak istenen ana uydu, TÜRK SAT 4B'nin ise konum belirleme işlemini gerçekleştirmek için kullanılan yardımcı uydu olduğu varsayılmaktadır. Karıştırma sisteminin antenin ana huzmesinden yayılan sinyal TÜRK SAT 4A uydusuna giderken, yan huzmelerinden yayılan sinyal ise ana uydu ile komşu yörüngede bulunan ve mesafe olarak ana uyduya yakın olan TÜRK SAT 4B uydusuna gitmektedir. Senaryoda yer alan diğer iki unsur ise konum belirleme sistemi ve konumu tespit edilecek olan karıştırıcı sistemdir. TÜRK SAT uydularının YMYK koordinatlarındaki anlık konum ve hız bileşenleri 3. Bölüm'de anlatıldığı şekliyle elde edilebilmektedir. Tipik olarak bozucu sinyal kaynağı konumunu belirleyen sistemin karıştırma etkisinin hissedildiği uydu yer istasyonu ile yakın bir yerleşimde olduğu söylenebilir. Konum belirleme sisteminin seçilen ilgili noktada hareketsiz bir şekilde konumlandırıldığı varsayılmaktadır. Hareketsiz olduğu varsayılan karıştırıcı sistem ise senaryoda konum bileşenleri bilinmeyen tek unsurdur.



Şekil 4.1. İki uydu ile konum belirleme senaryosu

#### 4.2. Uyduların Anlık Konum ve Hız Bilgilerinin Oluşturulması

İki uydu ile konum tespiti senaryosunda kullanılan TÜRKSAT uydularının anlık konum ve hız bileşenlerini bulabilmek için 3. Bölüm'de bahsedilen TLE veri setinden yararlanılmıştır. Bu uydulara ait veri setlerine açık kaynaklardan ulaşılabilmektedir [26]. Uyduların veri setleri bir başlangıç zamanı üzerinden verilmektedir. Çalışmada başlangıç zamanı olarak 17 Kasım 2021 20:17:48 UTC kullanılmıştır. Bu zamanı referans alan TÜRKSAT 4A ve TÜRKSAT 4B uydularına ait TLE veri setleri aşağıdaki gibidir [26]:

TURKSAT 4A

1 39522U 14007A 21321.23354243 .00000154 00000+0 00000+0 0 9996

2 39522 0.0273 272.2666 0005003 341.5015 288.8270 1.00270832 28214

## TURKSAT 4B

1 40984U 15060A 21321.24285684 .00000123 00000+0 00000+0 0 9999

2 40984 0.0420 95.7224 0002351 137.2141 321.0012 1.00269692 22336

TÜRKSAT 4A ve TÜRKSAT 4B uydularına ait veri setlerinden elde edilen 5 adet Kepler Elemanı Çizelge 4.1’de gösterilmiştir. Uyduların anlık konum ve hız bilgilerini bulmak için Kepler elemanlarına ek olarak uyduların periyotlarını da bilmek gerekmektedir. TÜRKSAT 4A ve TÜRKSAT 4B uydularının periyotları ise sırasıyla 1436.11 ve 1436.13 dakikadır [26].

Çizelge 4.1. TÜRKSAT 4A ve TÜRKSAT 4B uydularına ait Kepler Elemanları [26].

TÜRKSAT 4A			TÜRKSAT 4B		
Kepler Elemanları	Değeri	Birimi	Kepler Elemanları	Değeri	Birimi
Eğiklik ( $i$ )	0.0273	Derece	Eğiklik ( $i$ )	0.0420	Derece
Yükselen düğüm boylamı ( $\Omega$ )	272.2666	Derece	Yükselen düğüm boylamı ( $\Omega$ )	95.7224	Derece
Eksantriklik ( $\varepsilon$ )	0.0005003	-	Eksantriklik ( $\varepsilon$ )	0.0002351	-
Perigee açısı ( $\omega$ )	341.5015	Derece	Perigee açısı ( $\omega$ )	137.2141	Derece
Ortalama Anomali ( $M_\varepsilon$ )	288.8270	Derece	Ortalama Anomali ( $M_\varepsilon$ )	321.0012	Derece

MATLAB yazılımında Çizelge 4.1’de verilen TÜRKSAT 4A ve TÜRKSAT 4B uydularına ait Kepler elemanları ve periyot parametreleri kullanılarak 3. Bölüm’de anlatıldığı gibi matematiksel ifadeler aracılığıyla öncelikle YMA koordinatlarındaki durum vektörleri oluşturulmuştur. Daha sonra YMA-YMYS koordinat dönüşümleri kullanılarak YMYS koordinatlarındaki durum vektörleri elde edilmiştir. Durum vektörlerini elde etmek için aşağıdaki hesap araçları geliştirilmiştir:

- **Zaman Örnekleme:** TLE veri setine ulaşmak için belirlenen başlangıç zamanını referans alarak uyduların hareketinin modellenmesi için gerekli olan

farklı zaman anları oluşturulmuştur. Burada oluşturulan örnekler referans zamana göre istenilen sabit aralıklarla (saniye, dakika veya saat cinsinden) elde edilmiştir. Bu zaman örneklerindeki uyduların hız ve konum bilgileri doğrusal olmayan denklem sistemlerinde girdi olarak kullanılmıştır.

- **Gerçek Anomali Değerinin Elde Edilmesi:** Uydulara ait TLE veri setlerinden ortalama anomali değeri bilgisine ulaşılabilmektedir. İlgili koordinatlardaki durum vektörlerini elde edebilmek için gerçek anomali değerinin bilinmesi gerekmektedir. Gerçek anomali değerinin hesaplanması için 3.Bölüm'deki matematiksel bağıntıların yer aldığı bir algoritma geliştirilmiştir. Gerçek anomali değeri, ortalama anomali ve eksantrik anomali değerleriyle ilişkilidir. Bu yüzden eksantrik anomali değerinin çıkartılması için Newton-Raphson yöntemi tabanlı bir algoritma geliştirilmiştir.
- **YMA Koordinatlarında Durum Vektörlerinin Elde Edilmesi:** Kepler elemanlarından doğrudan YMA koordinatlarındaki durum vektörleri elde edilemediğinden dolayı öncelikle EOK'da tanımlı durum vektörleri oluşturulmuştur. Daha sonra dönüşüm matrislerinden faydalanılarak EOK'da tanımlı durum vektörlerinden YMA koordinatlarında tanımlı durum vektörleri elde edilmiştir.
- **YMA-YMYS Koordinatları Dönüşümü:** Zamandan bağımsız YMA Koordinatlarındaki durum vektörlerinden zamana bağlı YMYS koordinatlarındaki durum vektörlerine geçiş yapılabilmesi için yıldız zamanı hesaplanması gerekmektedir. Zaman Örnekleme Algoritması'nın çıktısı olan farklı zamanlara ait yıldız zamanlarını hesaplayan bir MATLAB kodu geliştirilmiştir. Farklı zaman örneklerine ait yıldız zamanı değerleri YMA-YMYS koordinatları dönüşüm matrislerinde kullanılarak YMYS koordinatlarındaki durum vektörlerinin elde edilebilmesi sağlanmıştır.

### 4.3. Doğrusal Olmayan Denklem Sisteminin Oluşturulması

Konumu bilinmeyen karıştırıcı sisteminin YMYS koordinatlarında yerinin belirlenebilmesi için en az bilinmeyen koordinat sayısı kadar yani üç adet denkleme ihtiyaç duyulmaktadır. Karıştırıcı konumunun iki uydu ile tespiti probleminde kullanılan denklemleri

- TDOA denklemi,
- FDOA denklemi,
- Karıştırıcı sistemin Dünya yüzeyi üzerinde bir yerde varsayılmasından ve Dünya'nın şeklinin elipsoid olmasından kaynaklı elipsoid denklemi

olarak sıralayabiliriz.

TDOA denklemi, karıştırıcı sistemin ana huzmesinden çıkan yayının ana uydudan konum belirleme sistemine ulaşana kadar geçen süreden ( $\tau_1$ ), karıştırıcı sistemin yan huzmesinden çıkan yayının yardımcı uydudan konum belirleme sistemine ulaşana kadar geçen sürenin ( $\tau_2$ ) çıkarılması yoluyla bulunur.

TDOA denklemini oluşturmak için gerekli olan parametreleri aşağıdaki gibi sıralayabiliriz:

- $d_1$  : Karıştırıcı sistem ile TÜRK SAT 4A uydusu arasındaki mesafe, km
- $d_2$  : TÜRK SAT 4A uydusu ile konum belirleme sistemi arasındaki mesafe, km
- $d_3$  : Karıştırıcı sistem ile TÜRK SAT 4B uydusu arasındaki mesafe, km
- $d_4$  : TÜRK SAT 4B uydusu ile konum belirleme sistemi arasındaki mesafe, km
- $(x_1, y_1, z_1)$  : TÜRK SAT 4A uydusunun YMYS koordinatlarındaki konum bileşenleri, km
- $(x_2, y_2, z_2)$  : TÜRK SAT 4B uydusunun YMYS koordinatlarındaki konum bileşenleri, km
- $(x_g, y_g, z_g)$  : Konum belirleme sisteminin YMYS koordinatlarındaki konum bileşenleri, km
- $(x_j, y_j, z_j)$  : Karıştırıcı sistemin YMYS koordinatlarındaki konum bileşenleri, km

TDOA değerini veren denklemin geliştirilmiş hali aşağıdaki gibidir:

$$\Delta t = \tau_1 - \tau_2 \quad (4.1)$$

(4.1) denkleminde yer alan  $\tau_1$  ve  $\tau_2$  değerleri aşağıdaki gibi ifade edilir:

$$\tau_1 = \frac{d_1 + d_2}{c} \quad (4.2)$$

$$\tau_2 = \frac{d_3 + d_4}{c} \quad (4.3)$$

(4.2) ve (4.3) denklemlerinde yer alan  $d_1$ ,  $d_2$ ,  $d_3$  ve  $d_4$  ise aşağıdaki gibidir:

$$d_1 = \sqrt{(x_j - x_1)^2 + (y_j - y_1)^2 + (z_j - z_1)^2} \quad (4.4)$$

$$d_2 = \sqrt{(x_g - x_1)^2 + (y_g - y_1)^2 + (z_g - z_1)^2} \quad (4.5)$$

$$d_3 = \sqrt{(x_j - x_2)^2 + (y_j - y_2)^2 + (z_j - z_2)^2} \quad (4.6)$$

$$d_4 = \sqrt{(x_g - x_2)^2 + (y_g - y_2)^2 + (z_g - z_2)^2} \quad (4.7)$$

Karıştırıcı sistemden çıkan yayının frekansı önce uydulara daha sonra da konum belirleme sistemine ulaşana kadar sabit kalmaz. Karıştırıcı sistem ile konum belirleme sistemi hareketsiz olsa da uydular belirli bir hızla yörünge üzerinde hareket etmektedir. Uydular ile Dünya üzerinde bulunan bu sistemler arasında hız farkından kaynaklı frekans kayması meydana gelmektedir. Frekansta olan bu değişikliğe

literatürde Doppler Etkisi (Doppler Effect) veya Doppler Kayması (Doppler Shift) denilmektedir.

FDOA denklemi, karıştırıcı sistemin ana huzmesinden çıkan yayının ana uydudan konum belirleme sistemine ulaşana kadar olan toplam Doppler kaymasından ( $f_1$ ) karıştırıcı sistemin yan huzmesinden çıkan yayının yardımcı uydudan konum belirleme sistemine ulaşana kadar olan toplam doppler kaymasının ( $f_2$ ) çıkarılması yoluyla bulunur.

Uyduların, karıştırıcının ve konum belirleme sisteminin YMYŞ koordinatlarındaki konum bileşenlerine ek olarak FDOA denklemini oluşturmak için gerekli olan diğer parametreler aşağıdaki gibidir:

- $f_{d1}$  : Karıştırıcı sistemden çıkan yayının TÜRKSAT 4A uydusuna ulaşırken gerçekleşecek olan Doppler kayması, Hz
- $f_{d2}$  : TÜRKSAT 4A uydusundan çıkan yayının konum belirleme sistemine ulaşırken gerçekleşecek olan Doppler kayması, Hz
- $f_{d3}$  : Karıştırıcı sistemden çıkan yayının TÜRKSAT 4B uydusuna ulaşırken gerçekleşecek olan Doppler kayması, Hz
- $f_{d4}$  : TÜRKSAT 4B uydusundan çıkan yayının konum belirleme sistemine ulaşırken gerçekleşecek olan Doppler kayması, Hz
- $(v_{x1}, v_{y1}, v_{z1})$  : TÜRKSAT 4A uydusunun YMYŞ koordinatlarındaki hız bileşenleri, km/saat
- $(v_{x2}, v_{y2}, v_{z2})$  : TÜRKSAT 4B uydusunun YMYŞ koordinatlarındaki hız bileşenleri, km/saat

FDOA değerini veren denklemin genelleştirilmiş hali aşağıdaki gibidir:

$$\Delta f = f_1 - f_2 \quad (4.8)$$

(4.8) denkleminde yer alan  $f_1$  ve  $f_2$  değerleri aşağıdaki gibi ifade edilir:

$$f_1 = f_{d1} + f_{d2} \quad (4.9)$$

$$f_2 = f_{d3} + f_{d4} \quad (4.10)$$

(4.9) ve (4.10) denklemlerinde yer alan  $f_{d1}$ ,  $f_{d2}$ ,  $f_{d3}$  ve  $f_{d4}$  ise aşağıdaki gibidir [34]:

$$f_{d1} = \frac{f_0}{c} \left[ \frac{v_{x1}(x_j - x_1) + v_{y1}(y_j - y_1) + v_{z1}(z_j - z_1)}{\sqrt{(x_j - x_1)^2 + (y_j - y_1)^2 + (z_j - z_1)^2}} \right] \quad (4.11)$$

$$f_{d2} = \frac{f_0}{c} \left[ \frac{v_{x1}(x_g - x_1) + v_{y1}(y_g - y_1) + v_{z1}(z_g - z_1)}{\sqrt{(x_g - x_1)^2 + (y_g - y_1)^2 + (z_g - z_1)^2}} \right] \quad (4.12)$$

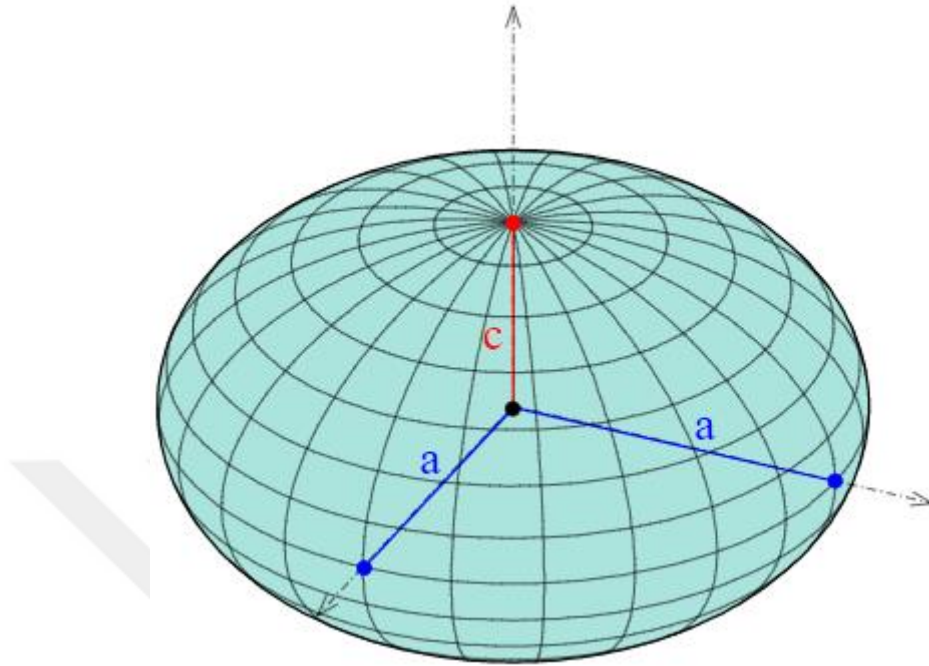
$$f_{d3} = \frac{f_0}{c} \left[ \frac{v_{x2}(x_j - x_2) + v_{y2}(y_j - y_2) + v_{z2}(z_j - z_2)}{\sqrt{(x_j - x_2)^2 + (y_j - y_2)^2 + (z_j - z_2)^2}} \right] \quad (4.13)$$

$$f_{d4} = \frac{f_0}{c} \left[ \frac{v_{x2}(x_g - x_2) + v_{y2}(y_g - y_2) + v_{z2}(z_g - z_2)}{\sqrt{(x_g - x_2)^2 + (y_g - y_2)^2 + (z_g - z_2)^2}} \right] \quad (4.14)$$

Yukarıdaki denklemlerde yer alan  $f_0$  uydu haberleşme sinyalinin merkez frekansını göstermektedir. Uydu haberleşmesi serbest uzayda gerçekleştiği için yayınların havada yayılma hızı olarak ışık hızı sabiti ( $c$ ,  $3 \times 10^8$  m/s) alınmıştır.

Dünya'nın şekli küreye benzese de tam olarak küre değildir. Kutuplardan basık, ekvatorun şişkin olan bir yapıya sahip olduğunu bildiğimiz Dünya için Jeodezi biliminde geoid kavramı kullanılmaktadır. Hesaplamalar açısından kullanışlı

olmayan geoid yerine geoide en yakın şekil olan elipsoid kavramı Dünya'nın şeklini tanımlarken kullanılmaktadır [35].



Şekil 4.2. Dünya'nın elipsoid şekli [36].

Bu çalışmada Şekil 4.2'de gösterildiği gibi Dünya'nın şeklinin elipsoid olduğu varsayılarak hesaplamalar yapılmıştır. Bu yüzden Dünya üzerinde alınan bir noktanın elipsoid denklemini sağlaması gerekmektedir. Elipsoid denklemini aşağıdaki bağıntı ile ifade edebiliriz:

$$\frac{x_j^2}{a^2} + \frac{y_j^2}{a^2} + \frac{z_j^2}{c^2} = 1 \quad (4.15)$$

(4.15) denkleminde  $a = 6378.137$  km ve  $c = 6356.752$  km olarak hesaplamalara dahil edilmiştir [36].

#### 4.4. Doğrusal Olmayan Denklem Sisteminin Çözülmesi

Önceki bölümde (4.1), (4.8) ve (4.15) eşitlikleriyle doğrusal olmayan bir denklem sistemi elde edilmiştir. Bu üç eşitlikte bütün değişkenler bilinmekte olup bilinmeyen

değişkenler karıştırıcı sistemin konum bileşenlerini gösteren  $x_j$ ,  $y_j$  ve  $z_j$  koordinat değerleridir. Üç bilinmeyenli üç adet denklem ile doğrusal bir denklem sistemi oluşturulmuş olsaydı bilinmeyenleri elde etmek oldukça basit olacaktı. Doğrusal olmayan bir denklem setinin bilinmeyenlerini bulmak için bazı nümerik analiz yöntemlerinden faydalanmak gerekecektir. Bu çalışmada doğrusal olmayan denklem sistemlerinin köklerini bulmak için yinelemeli yaklaşımlar olan Newton ve Broyden yöntemlerinden istifade edilmiştir.

#### 4.4.1. Newton Yöntemi

Newton yöntemi en popüler sayısal analiz yöntemlerinden bir tanesidir ve  $f(x) = 0$  denklemini çözmek için kullanılan en güçlü yöntem olarak bilinir. Bu yöntem  $x_1$  noktasındaki  $f(x)$  fonksiyonunun Taylor serisi açılımından kaynaklanır:

$$f(x) = f(x_1) + (x - x_1)f'(x_1) + \frac{1}{2!}(x - x_1)^2f''(x_1) + \dots \quad (4.16)$$

burada  $f$  ve onun birinci ve ikinci mertebeden türevleri olan  $f'$  ve  $f''$ ,  $x_1$  noktasında hesaplanır. Taylor serisi açılımının ilk iki terimini alırsak:

$$f(x) \approx f(x_1) + (x - x_1)f'(x_1) \quad (4.17)$$

Daha sonra  $f$  fonksiyonu sıfıra eşitlenirse

$$f(x_1) + (x - x_1)f'(x_1) = 0 \quad (4.18)$$

Denklem (4.18) yeniden düzenlenirse denklemin kökünü bulmak için bir sonraki yaklaşımı elde ederiz:

$$x = x_2 = x_1 - \frac{f(x_1)}{f'(x_1)} \quad (4.19)$$

Böylece (4.19) denklemini genelleştirilirse Newton'un yinelemeli yöntemini elde ederiz:

$$x_i = x_{i-1} - \frac{f(x_{i-1})}{f'(x_{i-1})}, \quad i \in \mathbb{N} \quad (4.20)$$

Denklem (4.20) sadece tek bir değişken içeren doğrusal olmayan denklemleri çözmek için kullanılabilir. Birden fazla değişken içeren bir dizi doğrusal olmayan cebirsel denklemi çözmek için (4.20) denklemini biraz değiştirmemiz gerekmektedir.

Doğrusal olmayan sistemi bir matris olarak aşağıdaki gibi ifade edebiliriz:

$$\mathbf{x}^{(k)} = \mathbf{x}^{(k-1)} - \mathbf{J}(\mathbf{x}^{(k-1)})^{-1} \mathbf{F}(\mathbf{x}^{(k-1)}) \quad (4.21)$$

(4.21) denkleminde  $k$  ( $k=1,2,\dots,n$ ) yineleme sayısını,  $\mathbf{x}$  ve  $\mathbf{F}$  vektör fonksiyonlarını,  $\mathbf{J}(\mathbf{x})^{-1}$  ise Jacobian matrisin tersini ifade etmektedir. Bu eşitlik doğrusal olmayan denklem sistemlerinin çözümü için Newton'un prosedürünü göstermektedir.

(4.21) denkleminin bileşenleri ve birbirleriyle olan ilişkileri aşağıda belirtilmiştir [37]:

$$\mathbf{F}(x_1, x_2, \dots, x_n) = \begin{bmatrix} f_1(x_1, x_2, \dots, x_n) \\ f_2(x_1, x_2, \dots, x_n) \\ \vdots \\ f_n(x_1, x_2, \dots, x_n) \end{bmatrix} \quad (4.22)$$

$$\mathbf{x} = \begin{bmatrix} x_1 \\ x_2 \\ \vdots \\ x_n \end{bmatrix} \quad (4.23)$$

$$\mathbf{J}(\mathbf{x})^{-1} = \begin{bmatrix} \frac{\partial f_1}{\partial x_1}(\mathbf{x}) & \frac{\partial f_1}{\partial x_2}(\mathbf{x}) & \dots & \frac{\partial f_1}{\partial x_n}(\mathbf{x}) \\ \frac{\partial f_2}{\partial x_1}(\mathbf{x}) & \frac{\partial f_2}{\partial x_2}(\mathbf{x}) & \dots & \frac{\partial f_2}{\partial x_n}(\mathbf{x}) \\ \vdots & \vdots & \dots & \vdots \\ \frac{\partial f_n}{\partial x_1}(\mathbf{x}) & \frac{\partial f_n}{\partial x_2}(\mathbf{x}) & \dots & \frac{\partial f_n}{\partial x_n}(\mathbf{x}) \end{bmatrix}^{-1} \quad (4.24)$$

Newton yönteminin adımlarını aşağıdaki gibi sıralayabiliriz [37]:

1. Başlangıç vektörü tanımlanır.

$$\mathbf{x}^{(0)} = (x_1^{(0)}, x_2^{(0)}, \dots, x_n^{(0)}) \quad (4.25)$$

2.  $\mathbf{F}(\mathbf{x}^{(0)})$  ve  $\mathbf{J}(\mathbf{x}^{(0)})$  hesaplanır.

3. Aşağıda matris hali verilen  $\mathbf{y}^{(0)}$  vektörü hesaplanır.  $\mathbf{y}^{(0)}$  vektörünü hesaplamak için  $\mathbf{J}(\mathbf{x}^{(0)})\mathbf{y}^{(0)} = -\mathbf{F}(\mathbf{x}^{(0)})$  doğrusal denklem sistemi çözülür.

$$\mathbf{y} = \begin{bmatrix} y_1 \\ y_2 \\ \vdots \\ y_n \end{bmatrix} \quad (4.26)$$

4.  $\mathbf{y}^{(0)}$  bulunur bulunmaz ilk yineleme adımı  $\mathbf{x}^{(1)}$  in elde edilmesiyle tamamlanır.

$$\mathbf{x}^{(1)} = \mathbf{x}^{(0)} + \mathbf{y}^{(0)} = \begin{bmatrix} x_1^{(0)} \\ x_2^{(0)} \\ \vdots \\ x_n^{(0)} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} y_1^{(0)} \\ y_2^{(0)} \\ \vdots \\ y_n^{(0)} \end{bmatrix} \quad (4.27)$$

5.  $\mathbf{x}^{(1)}$  bulunduktan sonra buraya kadar olan işlemler  $\mathbf{F}(\mathbf{x}) = \mathbf{0}$  çözümlenene kadar yani  $\mathbf{x}^{(k)}$  değeri sistemin çözümü olan  $\bar{\mathbf{x}}$  değerine yakınsayana kadar tekrar edilir.

Newton'un yönteminin yakınsama oranı ikidir. Bu yöntemi uygularken, tahmin edilen kök değeri doğrusal olmayan sistemin gerçek çözümüne yaklaştığında sistem oldukça hızlı bir şekilde yakınsar. Bu bir avantaj olarak görülür, çünkü Newton'un yöntemi çözüme ulaşmak için daha düşük yakınsama hızına sahip başka bir yöntemle kıyasla daha az yineleme gerektirebilir [37]. Newton'un yönteminin avantajlarından biri, biçim olarak çok karmaşık olmaması ve çeşitli problemleri çözmek için kullanılabilmesidir [37] [38].

Newton'un yöntemiyle ilişkili en büyük dezavantaj ise  $\mathbf{J}(\mathbf{x})$ 'in ve  $\mathbf{J}(\mathbf{x})^{-1}$ 'in her yineleme için hesaplanmasının gerekmesidir. Hem Jacobian matrisini hem de tersini hesaplamak, sistemin boyutuna bağlı olarak oldukça zaman alıcı olabilir. Newton'un yöntemini kullanırken karşılaşılabileceğimiz bir diğer sorun, yakınsamama durumudur. Sistemin yakınsamaması durumu, hesaplamalarda bir hata oluştuğunun veya herhangi bir çözümün bulunmadığının göstergesidir [37].

#### 4.4.2. Broyden Yöntemi

Newton yönteminin ve onun sonlu fark varyantlarının yineleme başına yüksek maliyeti, tek boyutlu sekant yöntemine benzeyen, türevleri açık bir şekilde hesaplamaksızın ardışık yinelemelere ve fonksiyon değerlerine dayanarak Jacobian'a kademeli bir yaklaşım oluşturan yöntemlerin geliştirilmesine yol açmıştır. Ayrıca, bu yöntemler, her seferinde yeniden düzenleme yapmak yerine, yaklaşık Jacobian matrisinin her yinelemede çarpanlarına ayrılmasını güncelleyerek hesaplama ek yükünden tasarruf sağlar. Bu iki özelliğinden dolayı bu tür yöntemlere sekant güncelleme yöntemleri (secant updating methods) denir. Sekant güncelleme yöntemlerinin genellikle ikinci dereceden olmayan süperdoğrusal (superlinear)

yakınsama oranları vardır. Bununla birlikte, özellikle problem fonksiyonunun ve türevlerinin hesaplanması maliyetli olduğundan dolayı, bir çözüm bulmanın toplam maliyetinde genellikle net bir azalma vardır [38].

Newton yönteminin en büyük dezavantajlarından biri olan her yinelemede  $J(x)$  ve tersinin hesaplanması sorunundan kaçınmak için, Jacobian matrisi yerine her yinelemede güncellenen bir yaklaşım matrisi kullanan Broyden yöntemi tercih edilebilir. Bu yüzden Broyden yöntemi için kullanılan yinelemeli prosedürü Newton yönteminde kullanılan prosedürle neredeyse aynıdır. Tek istisna,  $J(x)$  yerine bir yaklaşım matrisi olan  $A_i$ 'nin kullanılmasıdır. Broyden'in yinelemeli prosedürü olarak tanımlanan denklem aşağıda verilmiştir [37].

$$x^{(i+1)} = x^{(i)} - A_i^{-1} F(x^{(i)}) \quad (4.28)$$

Yaklaşım matrisi olan  $A_i$  ise aşağıdaki eşitlikteki gibi ifade edilir:

$$A_i = A_{i-1} + \frac{y_i - A_{i-1} s_i}{\|s_i\|_2^2} s_i^t \quad (4.29)$$

Eşitlik (4.29)'da  $y_i = F(x^{(i)}) - F(x^{(i-1)})$  ve  $s_i = x^{(i)} - x^{(i-1)}$  olarak yazılabilir. Bununla birlikte, Broyden yönteminde  $A_{i-1}$ 'in de hesaplanması gerekmektedir.

$A_{i-1}$ 'in hesaplanmasında Sherman-Morrison formülü kullanılmaktadır. Sherman-Morrison formülüne göre,  $A$  tekil olmayan bir matris ve  $x$  ve  $y$  vektör formunda ise  $A+xy^t$  tekil değildir ve aşağıdaki eşitlik sağlanmış olur:

$$(A+xy^t)^{-1} = A^{-1} - \frac{A^{-1}xy^tA^{-1}}{1+y^tA^{-1}x} \quad (4.30)$$

Sherman-Morrison formülüne göre her bir yinelemede önce  $A_i$  hesaplanıp daha sonra  $A_i$ 'nin tersinin hesaplanması yerine doğrudan  $A_{i-1}^{-1}$  hesaplanmaktadır. Sherman-Morrison theoreminde  $A = A_{i-1}$ ,  $x = \frac{y_i - A_{i-1}s_i}{\|s_i\|_2^2}$  ve  $y = s_i$  olarak aldığımızda aşağıdaki eşitliği elde ederiz:

$$A_i^{-1} = \left( A_{i-1} + \frac{y_i - A_{i-1}s_i}{\|s_i\|_2^2} s_i^t \right)^{-1} \quad (4.31)$$

$$\begin{aligned} &= A_{i-1}^{-1} - \frac{A_{i-1}^{-1} \left( A_{i-1} + \frac{y_i - A_{i-1}s_i}{\|s_i\|_2^2} s_i^t \right)^{-1} A_{i-1}^{-1}}{1 + s_i^t A_{i-1}^{-1} \left( A_{i-1} + \frac{y_i - A_{i-1}s_i}{\|s_i\|_2^2} s_i^t \right)^{-1}} \\ &= A_{i-1}^{-1} - \frac{(A_{i-1}^{-1}y_i - s_i)s_i^t A_{i-1}^{-1}}{\|s_i\|_2^2 + s_i^t A_{i-1}^{-1}y_i - \|s_i\|_2^2} \end{aligned}$$

Sonuç olarak  $A_{i-1}^{-1}$  için aşağıdaki denklem elde edilir [37]:

$$A_i^{-1} = A_{i-1}^{-1} + \frac{(s_i - A_{i-1}^{-1}y_i)s_i^t A_{i-1}^{-1}}{s_i^t A_{i-1}^{-1}y_i} \quad (4.32)$$

(4.32) denklemi kullanılarak her yinelemede yaklaşım matrisinin tersi hesaplanmaktadır.

Broyden yönteminin adımlarını aşağıdaki gibi sıralayabiliriz [37]:

1. Başlangıç vektörü tanımlanır.

$$\mathbf{x}^{(0)} = (x_1^{(0)}, x_2^{(0)}, \dots, x_n^{(0)}) \quad (4.33)$$

2.  $\mathbf{F}(\mathbf{x}^{(0)})$  hesaplanır.

3. Bu adımda  $A_0^{-1}$  hesaplanır.  $A_0$ 'ı doğrudan hesaplayabilmek için yeterli bilgi olmadığından Broyden yönteminde  $A_0 = J(\mathbf{x}^{(0)})$  eşitliği kullanılır.

4.  $\mathbf{x}^{(1)} = \mathbf{x}^{(0)} + A_0^{-1} \mathbf{F}(\mathbf{x}^{(0)})$  eşitliği ile  $\mathbf{x}^{(1)}$  hesaplanır.

5.  $\mathbf{F}(\mathbf{x}^{(1)})$  hesaplanır.

6.  $\mathbf{y}_1$  ve  $\mathbf{s}_1$  değerleri  $\mathbf{y}_1 = \mathbf{F}(\mathbf{x}^{(1)}) - \mathbf{F}(\mathbf{x}^{(0)})$  ve  $\mathbf{s}_1 = \mathbf{x}^{(1)} - \mathbf{x}^{(0)}$  eşitlikleri ile hesaplanır.

7.  $\mathbf{s}_1^t A_0^{-1} \mathbf{y}_1$  hesaplanır.

8.  $i=1$  için yaklaşım matrisinin tersi hesaplanır:

$$A_1^{-1} = A_0^{-1} + \frac{(\mathbf{s}_1 - A_0^{-1} \mathbf{y}_1) \mathbf{s}_1^t A_0^{-1}}{\mathbf{s}_1^t A_0^{-1} \mathbf{y}_1}$$

9. Bir önceki adımda hesaplanan  $A_1^{-1}$  değeri kullanılarak  $\mathbf{x}^{(2)} = \mathbf{x}^{(1)} + A_1^{-1} \mathbf{F}(\mathbf{x}^{(1)})$  eşitliği ile  $\mathbf{x}^{(2)}$  hesaplanır.

10. Sistemin çözümü olan  $\bar{\mathbf{x}}$  değerine yakınsayana kadar ( $\mathbf{x}^{(i)} = \mathbf{x}^{(i+1)} = \bar{\mathbf{x}}$ ) bu işlemler tekrar edilir.

Newton yöntemiyle aynı aileden olan ve Quasi-Newton yöntemleri olarak tanımlanan yöntemler de vardır. Özel bir Quasi-Newton yöntemi olan Broyden yönteminin ana avantajı, hesaplamaların azaltılmasıdır. Daha spesifik açıklayacak olursak, yaklaşım matrisinin tersi olan  $A_i^{-1}$ 'in önceki yinelemedeki ( $A_{i-1}^{-1}$ )'i kullanarak doğrudan hesaplanabilmesinden dolayı, Newton Yöntemine kıyasla gereken hesaplama sayısını azaltır. Newton yönteminin gerektirdiği yineleme sayısı ile karşılaştırıldığında, çözüme ulaşmak için daha fazla tekrar gerekebileceği anlamına gelen ikinci dereceden yakınsama oranına sahip olmaması Broyden yönteminin dezavantajı olarak görülmektedir. Newton yönteminin aksine, ardışık

etkileşimlerle yuvarlama hataları için kendini düzeltememesi, Broyden yönteminin bir başka dezavantajı olarak söylenebilir [37].

Bu çalışmada, iki uydu ile konum belirleme probleminde ortaya çıkan denklem setlerinin çözümü için hem Newton yönteminden hem de Broyden yönteminden yararlanılmıştır.

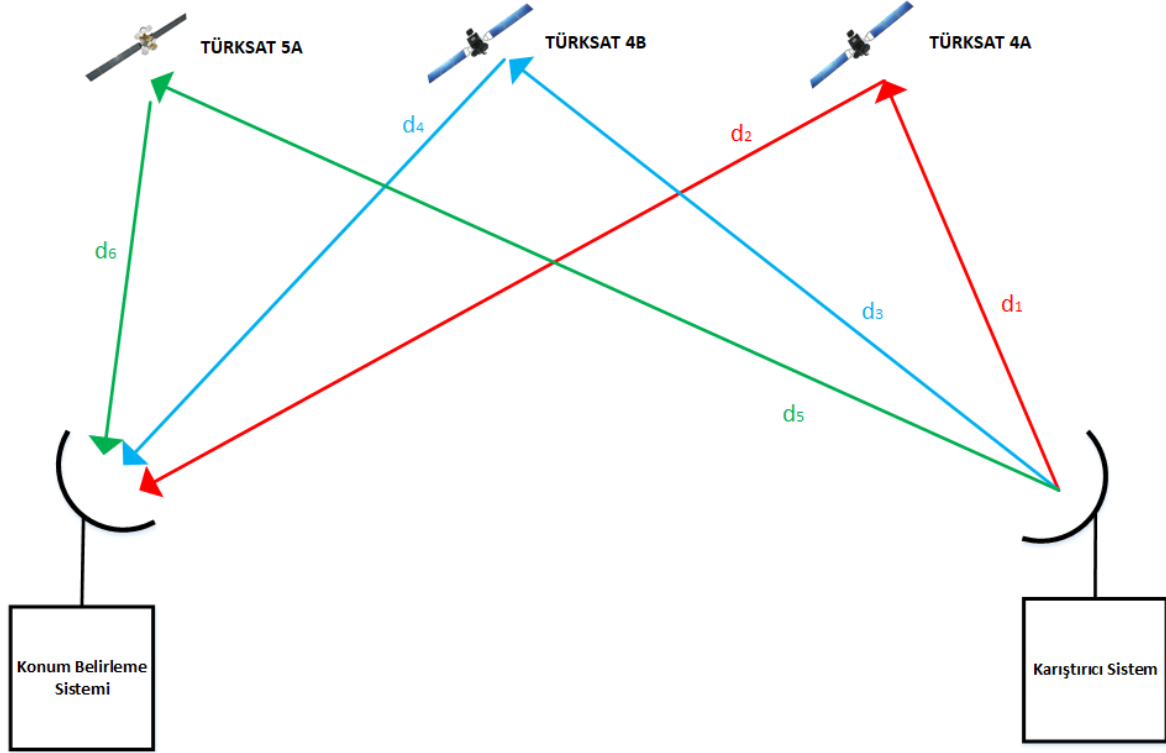


## 5. BOZUCU SİNYAL KAYNAĞI YERİNİN ÜÇ UYDU İLE BELİRLENMESİ YÖNTEMİ

Uydu haberleşmesine girişim yapan sinyal kaynağının yerini belirlemek için konum belirleme sistemlerinde tercih edilen bir diğer yöntem ise üç uydu ile konum tespiti yöntemidir. Bu bölümde öncelikle üç uydu ile konum belirleme senaryosunun yapısı, bu senaryoya göre karıştırıcı kaynağın konumunu belirlemek için gerekli olan doğrusal olmayan denklem sisteminin oluşturulması ve bu doğrusal olmayan denklem sisteminin çözümünü bulmaya çalışırken yararlanılan nümerik yöntemler anlatılmıştır.

### 5.1. Üç Uydu ile Konum Belirleme Senaryosu

Uydu haberleşmesini bozmaya çalışan kaynağın yerini belirlemek için oluşturulan konum belirleme senaryosu Şekil 5.1'de resmedilmiştir. Senaryo şekilde gösterildiği gibi beş ana unsurdan oluşmaktadır. Bunlardan üç tanesi yörünge üzerinde aktif olarak bulunan TÜRKSAT 4A, TÜRKSAT 4B ve TÜRKSAT 5A uydularıdır. Bu uydulardan TÜRKSAT 4A'nın karıştırıcı sistem tarafından karıştırılmak istenen ana uydu, TÜRKSAT 4B ve TÜRKSAT 5A'nın ise konum belirleme işlemini gerçekleştirmek için kullanılan yardımcı uydular olduğu varsayılmaktadır. Karıştırma sisteminin anteninin ana huzmesinden yayılan sinyal TÜRKSAT 4A uydusuna giderken, yan huzmelerinden yayılan sinyaller ise ana uydu ile komşu yörüngede bulunan ve mesafe olarak ana uyduya yakın olan TÜRKSAT 4B ve TÜRKSAT 5A uydularına gitmektedir. Senaryoda yer alan diğer iki unsur ise konum belirleme sistemi ve konumu tespit edilecek olan karıştırıcı sistemdir. TÜRKSAT uydularının YMYS koordinatlarındaki anlık konum ve hız bileşenleri 3. Bölüm'de anlatıldığı şekliyle elde edilebilmektedir. Tipik olarak bozucu sinyal kaynağı konumunu belirleyen sistemin karıştırma etkisinin hissedildiği uydu yer istasyonu ile yakın bir yerleşimde olduğu söylenebilir. Konum belirleme sisteminin seçilen ilgili noktada hareketsiz bir şekilde konumlandırıldığı varsayılmaktadır. Hareketsiz olduğu varsayılan karıştırıcı sistem ise senaryoda konum bileşenleri bilinmeyen tek unsurdur.



Şekil 5.1. Üç uydu ile konum belirleme senaryosu

## 5.2. Uyduların Anlık Konum ve Hız Bilgilerinin Oluşturulması

Üç uydu ile konum tespiti senaryosunda kullanılan TÜRKSAT uydularının anlık konum ve hız bileşenlerini bulabilmek için 3. Bölüm’de bahsedilen TLE veri setinden yararlanılmıştır. Bu uydulara ait veri setlerine açık kaynaklardan ulaşılabilmektedir [26]. Uyduların veri setleri bir başlangıç zamanı üzerinden verilmektedir. Çalışmada başlangıç zamanı olarak 17 Kasım 2021 20:17:48 UTC kullanılmıştır. Bu zamanı referans alan TÜRKSAT 4A, TÜRKSAT 4B ve TÜRKSAT 5A uydularına ait TLE veri setleri aşağıdaki gibidir [26]:

TURKSAT 4A

1 39522U 14007A 21321.23354243 .00000154 00000+0 00000+0 0 9996

2 39522 0.0273 272.2666 0005003 341.5015 288.8270 1.00270832 28214

## TURKSAT 4B

1 40984U 15060A 21321.24285684 .00000123 00000+0 00000+0 0 9999

2 40984 0.0420 95.7224 0002351 137.2141 321.0012 1.00269692 22336

## TURKSAT 5A

1 47306U 21001A 21321.25396661 .00000163 00000+0 00000+0 0 9999

2 47306 0.0028 6.9467 0000369 313.2378 218.7094 1.00276303 3207

TÜRKSAT 4A, TÜRKSAT 4B ve TÜRKSAT 5A uydularına ait veri setlerinden elde edilen 5 adet Kepler Elemanı Çizelge 5.1'de gösterilmiştir. Uyduların anlık konum ve hız bilgilerini bulmak için Kepler elemanlarına ek olarak uyduların periyotlarını da bilmek gerekmektedir. TÜRKSAT 4A, TÜRKSAT 4B ve TÜRKSAT 5A uydularının periyotları ise sırasıyla 1436.11, 1436.13 ve 1436.03 dakikadır [26].

Çizelge 5.1. TÜRKSAT 4A, TÜRKSAT 4B ve TÜRKSAT 5A uydularına ait Kepler elemanları [26].

TÜRKSAT 4A			TÜRKSAT 4B			TÜRKSAT 5A		
Kepler Elemanları	Değeri	Birimi	Kepler Elemanları	Değeri	Birimi	Kepler Elemanları	Değeri	Birimi
Eğiklik ( $i$ )	0.0273	Derece	Eğiklik ( $i$ )	0.0420	Derece	Eğiklik ( $i$ )	0.0028	Derece
Yükselen düğüm boylamı ( $\Omega$ )	272.2666	Derece	Yükselen düğüm boylamı ( $\Omega$ )	95.7224	Derece	Yükselen düğüm boylamı ( $\Omega$ )	6.9467	Derece
Eksantriklik ( $\varepsilon$ )	0.0005003	-	Eksantriklik ( $\varepsilon$ )	0.0002351	-	Eksantriklik ( $\varepsilon$ )	0.0000369	-
Perigee açısı ( $\omega$ )	341.5015	Derece	Perigee açısı ( $\omega$ )	137.2141	Derece	Perigee açısı ( $\omega$ )	313.2378	Derece
Ortalama Anomali ( $M_\varepsilon$ )	288.8270	Derece	Ortalama Anomali ( $M_\varepsilon$ )	321.0012	Derece	Ortalama Anomali ( $M_\varepsilon$ )	218.7094	Derece

MATLAB yazılımı ile Çizelge 5.1'de verilen TÜRKSAT 4A, TÜRKSAT 4B ve TÜRKSAT 5A uydularına ait Kepler elemanları ve periyot parametreleri kullanılarak 3. Bölüm'de anlatıldığı gibi matematiksel ifadeler aracılığıyla öncelikle YMA koordinatlarındaki durum vektörleri oluşturulmuştur. Daha sonra YMA-YMYS koordinat dönüşümleri kullanılarak YMYS koordinatlarındaki durum vektörleri elde edilmiştir. Durum vektörlerini elde etmek için kullanılan hesap araçları Bölüm 4.2.'de detaylı bir şekilde anlatılmıştır.

### 5.3. Doğrusal Olmayan Denklem Sisteminin Oluşturulması

Konumu bilinmeyen karıştırıcı sisteminin YMYS koordinatlarında yerinin belirlenebilmesi için en az bilinmeyen koordinat sayısı kadar yani üç adet denkleme ihtiyaç duyulmaktadır. Karıştırıcı konumunun üç uydu ile tespiti probleminde kullanılan denklemleri

- İki adet TDOA denklemi,
- Karıştırıcı sistemin Dünya yüzeyi üzerinde bir yerde bulunmasından ve Dünya'nın şeklinin elipsoid olmasından kaynaklı elipsoid denklemi

olarak sıralayabiliriz.

Birinci TDOA denklemi, karıştırıcı sistemin ana huzmesinden çıkan yayının ana uydudan konum belirleme sistemine ulaşana kadar geçen süreden ( $\tau_1$ ), karıştırıcı sistemin yan huzmesinden çıkan yayının yardımcı uydudan (TÜRKSAT 4B) konum belirleme sistemine ulaşana kadar geçen sürenin ( $\tau_2$ ) çıkarılması yoluyla bulunur. İkinci TDOA denklemi, karıştırıcı sistemin ana huzmesinden çıkan yayının ana uydudan konum belirleme sistemine ulaşana kadar geçen süreden ( $\tau_1$ ), karıştırıcı sistemin yan huzmesinden çıkan yayının yardımcı uydudan (TÜRKSAT 5A) konum belirleme sistemine ulaşana kadar geçen sürenin ( $\tau_3$ ) çıkarılması yoluyla bulunur.

TDOA denklemlerini oluşturmak için gerekli olan parametreleri aşağıdaki gibi sıralayabiliriz:

- $d_1$  : Karıştırıcı sistem ile TÜRKSAT 4A uydusu arasındaki mesafe, km
- $d_2$  : TÜRKSAT 4A uydusu ile konum belirleme sistemi arasındaki mesafe, km

- $d_3$  : Karıştırıcı sistem ile TÜRKSAT 4B uydusu arasındaki mesafe, km
- $d_4$  : TÜRKSAT 4B uydusu ile konum belirleme sistemi arasındaki mesafe, km
- $d_5$  : Karıştırıcı sistem ile TÜRKSAT 5A uydusu arasındaki mesafe, km
- $d_6$  : TÜRKSAT 5A uydusu ile konum belirleme sistemi arasındaki mesafe, km
- $(x_1, y_1, z_1)$  : TÜRKSAT 4A uydusunun YMYS koordinatlarındaki konum bileşenleri, km
- $(x_2, y_2, z_2)$  : TÜRKSAT 4B uydusunun YMYS koordinatlarındaki konum bileşenleri, km
- $(x_3, y_3, z_3)$  : TÜRKSAT 5A uydusunun YMYS koordinatlarındaki konum bileşenleri, km
- $(x_g, y_g, z_g)$  : Konum belirleme sisteminin YMYS koordinatlarındaki konum bileşenleri, km
- $(x_j, y_j, z_j)$  : Karıştırıcı sistemin YMYS koordinatlarındaki konum bileşenleri, km

TDOA değerlerini veren denklemlerin genelleştirilmiş halleri aşağıdaki gibidir:

$$\Delta t_1 = \tau_1 - \tau_2 \quad (5.1)$$

$$\Delta t_2 = \tau_1 - \tau_3 \quad (5.2)$$

(5.1) ve (5.2) denklemlerinde yer alan  $\tau_1$ ,  $\tau_2$ , ve  $\tau_3$  değerleri aşağıdaki gibi ifade edilir:

$$\tau_1 = \frac{d_1 + d_2}{c} \quad (5.3)$$

$$\tau_2 = \frac{d_3 + d_4}{c} \quad (5.4)$$

$$\tau_3 = \frac{d_5 + d_6}{c} \quad (5.5)$$

Uydu haberleşmesi serbest uzayda gerçekleştiği için yayınların havada yayılma hızı olarak ışık hızı sabiti ( $c$ ,  $3 \times 10^8$  m/s) alınmıştır.

(5.3), (5.4) ve (5.5) denklemlerinde yer alan  $d_1$ ,  $d_2$ ,  $d_3$ ,  $d_4$ ,  $d_5$  ve  $d_6$  ise aşağıdaki gibidir:

$$d_1 = \sqrt{(x_j - x_1)^2 + (y_j - y_1)^2 + (z_j - z_1)^2} \quad (5.6)$$

$$d_2 = \sqrt{(x_g - x_1)^2 + (y_g - y_1)^2 + (z_g - z_1)^2} \quad (5.7)$$

$$d_3 = \sqrt{(x_j - x_2)^2 + (y_j - y_2)^2 + (z_j - z_2)^2} \quad (5.8)$$

$$d_4 = \sqrt{(x_g - x_2)^2 + (y_g - y_2)^2 + (z_g - z_2)^2} \quad (5.9)$$

$$d_5 = \sqrt{(x_j - x_3)^2 + (y_j - y_3)^2 + (z_j - z_3)^2} \quad (5.10)$$

$$d_6 = \sqrt{(x_g - x_3)^2 + (y_g - y_3)^2 + (z_g - z_3)^2} \quad (5.11)$$

İki uydulu senaryoda olduğu gibi üç uydulu senaryoda da Şekil 4.2'de gösterilen Dünya'nın şeklinin elipsoid olduğu varsayılarak hesaplamalar yapılmıştır. Bu yüzden Dünya üzerinde alınan bir noktanın elipsoid denklemini sağlaması gerekmektedir. Elipsoid denklemi aşağıdaki bağıntı ile ifade edilmiştir:

$$\frac{x_j^2}{a^2} + \frac{y_j^2}{a^2} + \frac{z_j^2}{c^2} = 1 \quad (5.12)$$

(5.12) denkleminde  $a = 6378.137$  km ve  $c = 6356.752$  km olarak hesaplamalara dahil edilmiştir.

#### **5.4. Doğrusal Olmayan Denklem Sisteminin Çözülmesi**

Önceki bölümde (5.1), (5.2) ve (5.12) eşitlikleriyle doğrusal olmayan bir denklem sistemi elde edilmiştir. Bu üç eşitlikte bütün değişkenler bilinmekte olup bilinmeyen değişkenler ise karıştırıcı sistemin konum bileşenlerini gösteren  $x_j$ ,  $y_j$  ve  $z_j$  koordinat değerleridir. Üç bilinmeyenli üç adet denklemden oluşan doğrusal olmayan denklem sisteminin çözümü için Bölüm 4.4.'te anlatılan Newton ve Broyden yöntemleri kullanılmıştır.

## 6. BOZUCU SİNYAL KAYNAĞI YERİNİN BELİRLENMESİ İÇİN SİMÜLASYON ÇALIŞMALARI

Bu bölümde MATLAB yazılımı üzerinde yapılan simülasyonların çıktıları görseller ve tablolar halinde sunulmuş olup, çalışmaya ait sonuçlar hakkında değerlendirmelerde bulunulmuştur. Simülasyon çalışmalarında ilk olarak yörünge üzerinde aktif olarak bulunan TÜRK SAT 4A, TÜRK SAT 4B ve TÜRK SAT 5A uydularının anlık konum ve hız vektörlerinin elde edilerek yörünge üzerindeki hareketlerinin modellenmesi gerçekleştirilmiştir. Daha sonra iki ve üç uydu ile konum belirleme senaryoları dahilinde Dünya üzerinde bulunan konum belirleme sistemi ile karıştırıcı sisteminin yerinin tespiti işlemleri analiz edilmiştir. Bu çalışmada senaryolarda gösterilen konum belirleme sisteminin konumu Ankara'nın Gölbaşı İlçesi'nde bulunan TÜRK SAT A.Ş.'nin Genel Müdürlük Kampüsü olarak alınmış olup, karıştırıcı sistemler Dünya üzerinde farklı yerlerde konumlandırılmıştır.

Karıştırıcı sistemlerin konumlandırıldıkları yerler olarak

- İstanbul Havaalanı,
- Bakü Haydar Aliyev Uluslararası Havaalanı,
- Suriye Latakia Hmeymim Havaüssü,
- Kiev Zhuliany Uluslararası Havaalanı,
- Roma Fiumicino Havaalanı,
- İsrail Ben Gurion Uluslararası Havaalanı ve
- Nairobi Jomo Kenyatta Uluslararası Havaalanı seçilmiştir.

Konum belirleme sistemini merkeze alacak şekilde yerleştirilen karıştırıcı sistemler ile konum belirleme sisteminin Dünya üzerindeki konumları Şekil 6.1'de gösterilmiştir. Harita üzerinde karıştırıcı sistemlerin konumları yukarıda belirtilen sırayla J1, J2, J3, J4, J5, J6 ve J7 ile gösterilirken; konum belirleme sisteminin yeri G ile gösterilmiştir.



Şekil 6.1. Konum belirleme sistemi ile 7 farklı yerde konuşlandırıldığı varsayılan karıştırıcı sistemlerin Dünya üzerindeki yerlerinin gösterilmesi [40].

Açık kaynaklardan Dünya üzerindeki herhangi bir yerin coğrafik koordinatları enlem, boylam ve yükseklik cinsinden belirlenebilmektedir [39]. Konum belirleme sisteminin ve farklı bölgelere yerleştirilmiş karıştırıcı sistemlerin WGS-84 coğrafik koordinatları dönüşüm algoritmaları aracılığıyla YMYs koordinatlarına çevrildikten sonra analiz işlemlerinde girdi olarak kullanılmıştır.

İki ve üç uydu ile konum tespit işlemi için çalışılan senaryoları aşağıdaki maddeler halinde özetleyebiliriz:

- Herhangi bir zamanı referans alan TLE veri setinden Kepler elemanları vasıtasıyla belirli zaman aralıklarında oluşturulan farklı zaman örneklerinde uyduların YMYS koordinatlarındaki konum ve hız bileşenlerinin elde edilmesi,
- Uydular için gerçek TDOA ve FDOA değerlerinin hesaplanması,
- Konum belirleme sisteminin coğrafik koordinatlarının girilip koordinat dönüşümü algoritması kullanılarak YMYS koordinatlarındaki konum bileşenlerinin elde edilmesi,
- Yukarıdaki üç maddede elde edilen verilerin doğrusal olmayan denklem sistemlerine girdi olarak gönderilmesi,
- Doğrusal olmayan denklem sistemlerinin Newton ve Broyden yöntemleri aracılığıyla çözümlenerek karıştırıcı sistemin YMYS koordinatlarındaki konum bileşenlerinin çıkarılması,
- Karıştırıcı sistemin YMYS koordinat sistemindeki bileşenlerinin koordinat dönüşümü algoritması kullanılarak coğrafik koordinatlarındaki konum bileşenlerinin elde edilmesi.

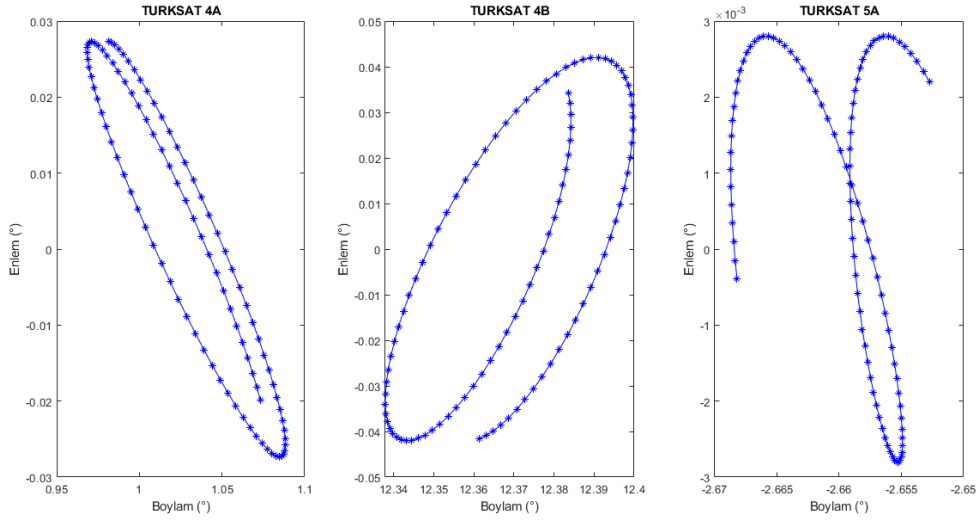
## 6.1. Uyduların Hareketinin Modellenmesi

Bu tez çalışmasında kullanılan uydular yer sabit uydular olduğu için Dünya'nın etrafındaki yörüngede yavaş bir harekete sahiptir. Bu yüzden Dünya'dan bakan bir gözlemciye göre yörünge üzerinde sabit olarak gözükmedirler. Yörünge üzerindeki hareketini yirmi dört saatlik periyotlarla devam ettiren yer sabit uydular belirli bir patern çizdikten sonra yaklaşık olarak ilk konumuna tekrar dönmektedir. Bu bölümde TÜRK SAT 4A, TÜRK SAT 4B ve TÜRK SAT 5A uydularına ait TLE veri setinin elde edildiği zamanı referans alarak belirli bir süre boyunca uyduların yörüngede izlediği yolun benzetimi gerçekleştirilmiştir. Böylelikle konum belirleme senaryolarında kullanılan uydulara ait konum bileşenlerinin değerlerinin düzgün bir şekilde elde edildiği görülmüştür. Ayrıca uyduların konum tahmin verilerinin analizi yapılırken ortalama hatanın üzerindeki hata değerlerinin hesaplandığı uydu konumları da yörünge benzetimi sayesinde gözlemlenebilmiştir.

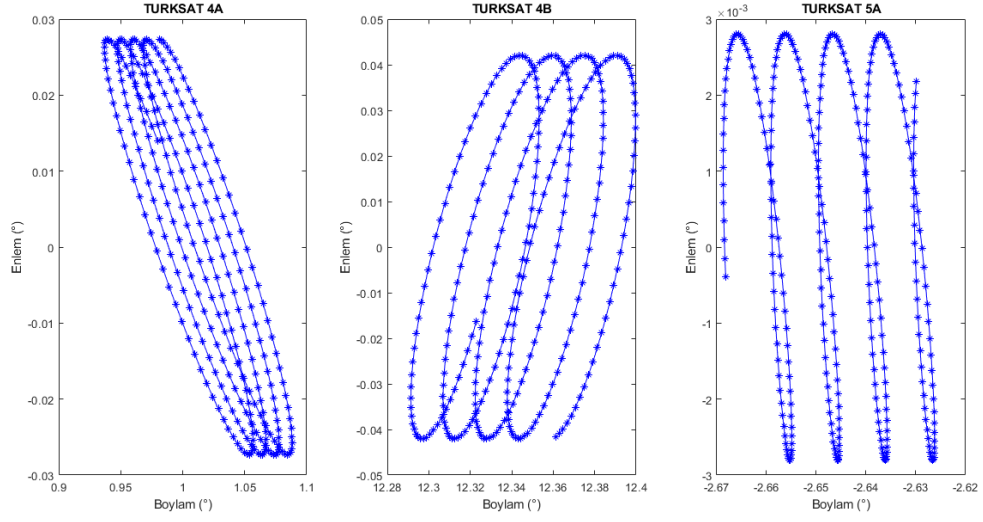
Uyduların yörünge benzetimi aşağıdaki senaryolarda belirtildiği gibi farklı zaman aralıklarıyla oluşturulan farklı sayıda zaman örneğindeki uyduların konum bileşenleri referans alınarak gerçekleştirilmiştir:

- **Senaryo-1:** Yirmi dakikalık zaman aralıklarıyla oluşturulan yüz adet zaman örneğindeki uyduların yörüngede çizdiği yol,
- **Senaryo-2:** Yirmi dakikalık zaman aralıklarıyla oluşturulan üç yüz adet zaman örneğindeki uyduların yörüngede çizdiği yol,
- **Senaryo-3:** Kırk dakikalık zaman aralıklarıyla oluşturulan yüz adet zaman örneğindeki uyduların yörüngede çizdiği yol,
- **Senaryo-4:** Kırk dakikalık zaman aralıklarıyla oluşturulan üç yüz adet zaman örneğindeki uyduların yörüngede çizdiği yol,
- **Senaryo-5:** Bir saatlik zaman aralıklarıyla oluşturulan yüz adet zaman örneğindeki uyduların yörüngede çizdiği yol,
- **Senaryo-6:** Bir saatlik zaman aralıklarıyla oluşturulan üç yüz adet zaman örneğindeki uyduların yörüngede çizdiği yol.

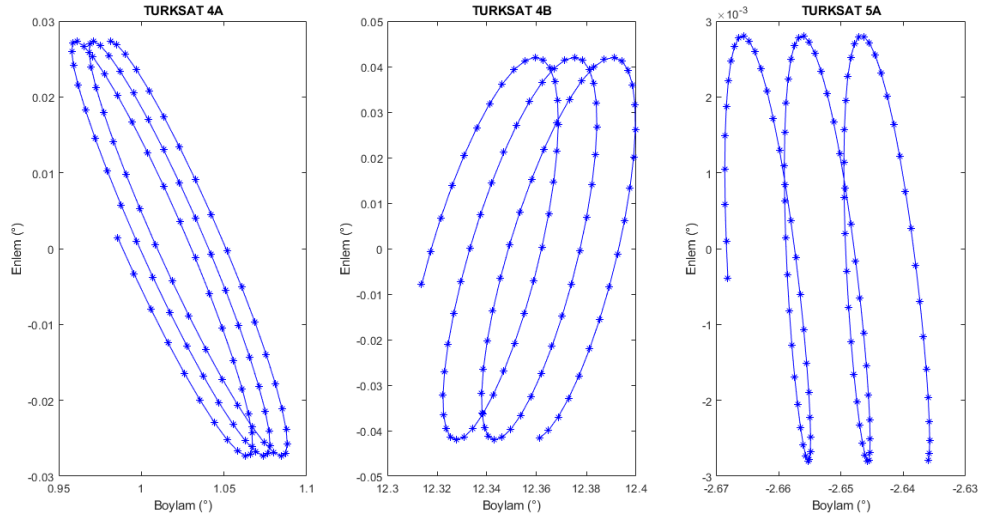
Bu senaryoların yörünge benzetimleri sırasıyla Şekil 6.2, Şekil 6.3, Şekil 6.4, Şekil 6.5, Şekil 6.6 ve Şekil 6.7 ile verilmiştir.



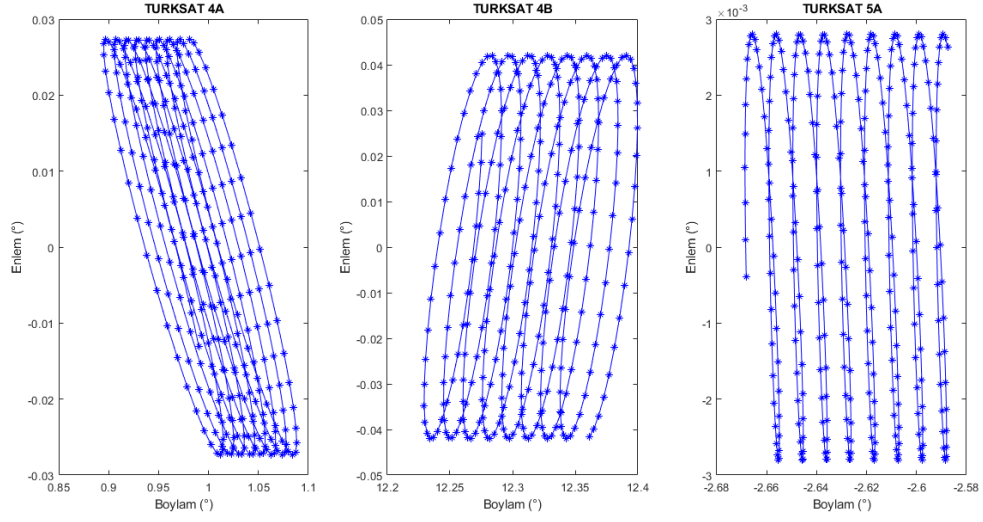
Şekil 6.2. Uyduların Senaryo-1'e göre yörünge benzetimi



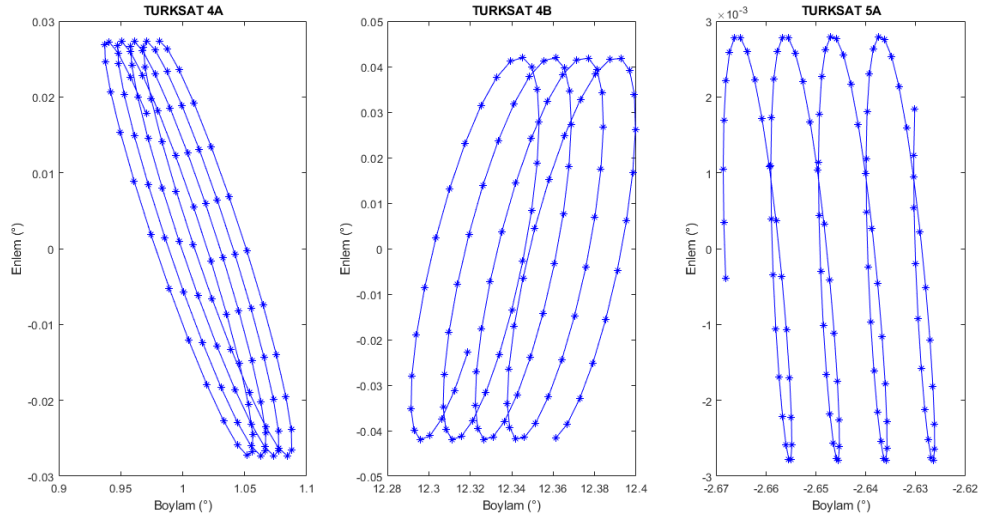
Şekil 6.3. Uyduların Senaryo-2'ye göre yörünge benzetimi



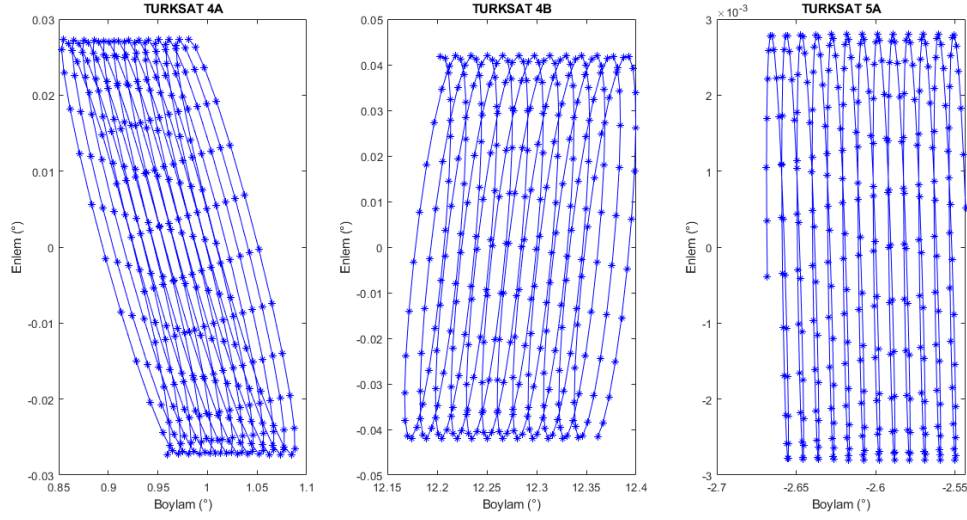
Şekil 6.4. Uyduların Senaryo-3'e göre yörünge benzetimi



Şekil 6.5. Uyduların Senaryo-4'e göre yörünge benzetimi



Şekil 6.6. Uyduların Senaryo-5'e göre yörünge benzetimi



Şekil 6.7. Uyduların Senaryo-6'ya göre yörünge benzetimi

## 6.2. Uyduların Konum Tahmin Verilerinin Analizi

Konum belirleme sistemini merkeze alacak şekilde Dünya üzerinde yedi farklı noktaya yerleştirildiği varsayılan karıştırıcı sistemlerin yerlerini tespit etmek için oluşturulan senaryolar dahilinde kullanılan algoritmaların başarımı test edilmiştir.

Doğrusal olmayan denklem sistemlerinin çözümü için kullanılan Newton ve Broyden yöntemleri ile elde edilen karıştırıcı sistemlerin tahmini konum verilerinin benzer oldukları görülmüştür. Her bir karıştırıcı sistemin tahmini konum bileşenlerini elde ederken Newton ve Broyden yöntemlerinde kaç kere hesaplama döngüsüne girildiği yani kaçınıcı adımda hesaplanmak istenilen değerlerin elde edildiği ve bu yöntemler ile çözüme ulaşma süreleri de ayrıca belirlenmiştir. Hesaplanan bu değerler Çizelge 6.1 ve Çizelge 6.2'de belirtilmiştir. Bu çizelgelere göre Newton yöntemi ile daha az yineleme adımı kullanılarak çözüme gidilirken; hesaplama maliyeti Newton yöntemine göre daha az olan Broyden yöntemi ile daha kısa sürede çözüm elde edilmiştir. Ayrıca üç uydu ile konum tespiti işlemindeki çözüme ulaşma süresi ve her iki yöntemle ait yineleme adım sayısı değerlerinin iki uydu ile konum tespiti işlemindeki değerlere göre daha az olduğu belirlenmiştir.

Çizelge 6.1. İki uydu ile konum tespiti probleminin çözümünde kullanılan Newton ve Broyden yöntemlerine ait yineleme adım sayıları ve hesaplama süreleri

	Newton				Broyden			
	Min.	Ort.	Maks.	Hesaplama Süresi (sn)	Min.	Ort.	Maks.	Hesaplama Süresi (sn)
İstanbul	4	4.1	6	23.41	5	5.71	8	15.04
Bakü	5	5.25	10	25.33	6	7.25	18	15.90
Hmeymim	4	4.25	8	23.23	5	6.06	11	14.94
Kiev	5	5.08	9	25.75	6	7.03	11	15.38
Roma	5	5.21	9	26.19	6	7.24	13	15.82
Telaviv	4	5.02	7	24.30	5	6.08	9	15.23
Nairobi	6	7.17	100	32.37	8	9.78	100	17.87

Çizelge 6.2. Üç uydu ile konum tespiti probleminin çözümünde kullanılan Newton ve Broyden yöntemlerine ait yineleme adım sayıları ve hesaplama süreleri

	Newton				Broyden			
	Min.	Ort.	Maks.	Hesaplama Süresi (sn)	Min.	Ort.	Maks.	Hesaplama Süresi (sn)
İstanbul	4	4	4	21.21	5	5	5	13.61
Bakü	5	5	5	24.30	7	7	7	14.84
Hmeymim	4	4	4	21.83	6	6	6	14.36
Kiev	5	5	5	23.52	7	7	7	14.83
Roma	5	5	5	24.38	7	7.64	8	15.25
Telaviv	5	5	5	25.63	6	6	6	15.46
Nairobi	7	30.25	100	95.79	10	32.46	100	36.91

Bir önceki bölümde anlatıldığı gibi uyduların farklı zaman aralıklarında farklı zaman örneklerinde düzgün bir şekilde konum bileşenlerinin elde edildiği gözlenmiştir. Uyduların farklı zaman örneklerindeki YMYS koordinatlarındaki konum ve hız bileşenlerini, konum belirleme sisteminin YMYS koordinatlarındaki konum bileşenlerini ve yüksek hassasiyetle ölçüldüğü varsayılan (hesaplamalarda gerçek değerleri kullanılmıştır) TDOA ve FDOA değerlerini değişken olarak alan doğrusal olmayan denklem sisteminin Newton ve Broyden nümerik analiz yöntemleriyle çözülmesi sonucu karıştırıcı sistemin YMYS koordinatlarındaki tahmini konum bileşenleri  $(\hat{x}_j, \hat{y}_j, \hat{z}_j)$  elde edilmiştir. Elde edilen bu konum değerleri ile karıştırıcı

sistemin YMYS koordinatlarındaki gerçek konum bileşenleri  $(x_j, y_j, z_j)$  kullanılarak her bir zaman örneği için hata değerleri km cinsinden hesaplanmıştır.

$$\text{Hata} = \sqrt{(x_j - \hat{x}_j)^2 + (y_j - \hat{y}_j)^2 + (z_j - \hat{z}_j)^2} \quad (6.1)$$

### 6.2.1 İki Uydu ile Konum Tespitine ait Sonuçlar

İki uydu ile konum tespiti probleminin çözümünde farklı zaman örneklerindeki tahmini konum değerlerine bakılarak Denklem (6.1) ile kaç km'lik bir hata değeri ile çözüme ulaşıldığı bilgisi elde edilmiştir. Bu değerler grafiksel olarak incelendiğinde belirli hata değerleri arasında kümelendikleri görülmüştür. Bazı zaman örneklerinde doğrusal olmayan denklem sisteminin tekilliğinden (singularity) kaynaklı yüksek hata değerlerinin oluştuğu görülmüştür. Her bir karıştırıcının konum tahmini için ortalama hata değerleri hesaplanırken tüm zaman örneklerindeki değerlerin ortalamasının yanı sıra yüksek hata değerlerinin ayıklanıp kümelenmenin olduğu aralığın da ortalaması alınmıştır.

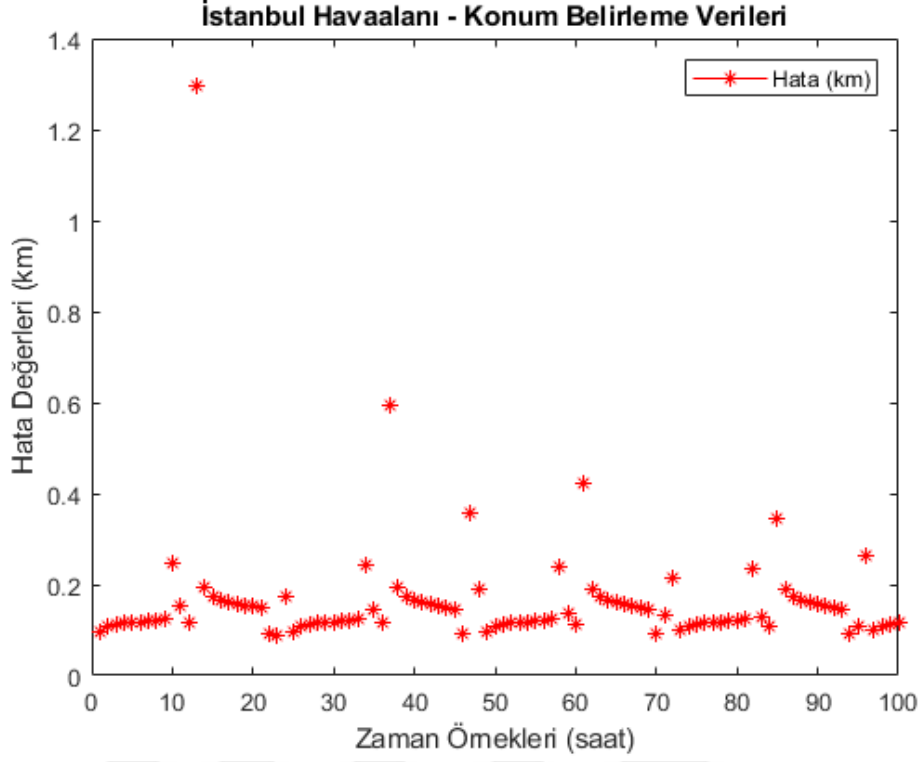
Şekil 6.8 ile Şekil 6.21 arasındaki grafiklerde her bir karıştırıcı sistem için 17 Kasım 2021 20:17:48 UTC zamanını referans alarak birer saat aralığıyla yüz adet zaman örneğindeki (ayıklama olmadan) konum belirleme hata miktarları ile yüksek hata miktarlarının ayıklandıktan sonra kümelenmenin olduğu konum belirleme hata miktarları gösterilmiştir.

Çizelge 6.3 ile Çizelge 6.9 arasındaki çizelgelerde ise karıştırıcı sistemlerin YMYS koordinatlarındaki gerçek konum değerleri, ayıklamadan önceki ve sonraki ortalama tahmini konum değerleri ve ayıklamadan önceki ve sonraki ortalama hata değerleri sayısal olarak ifade edilmiştir.

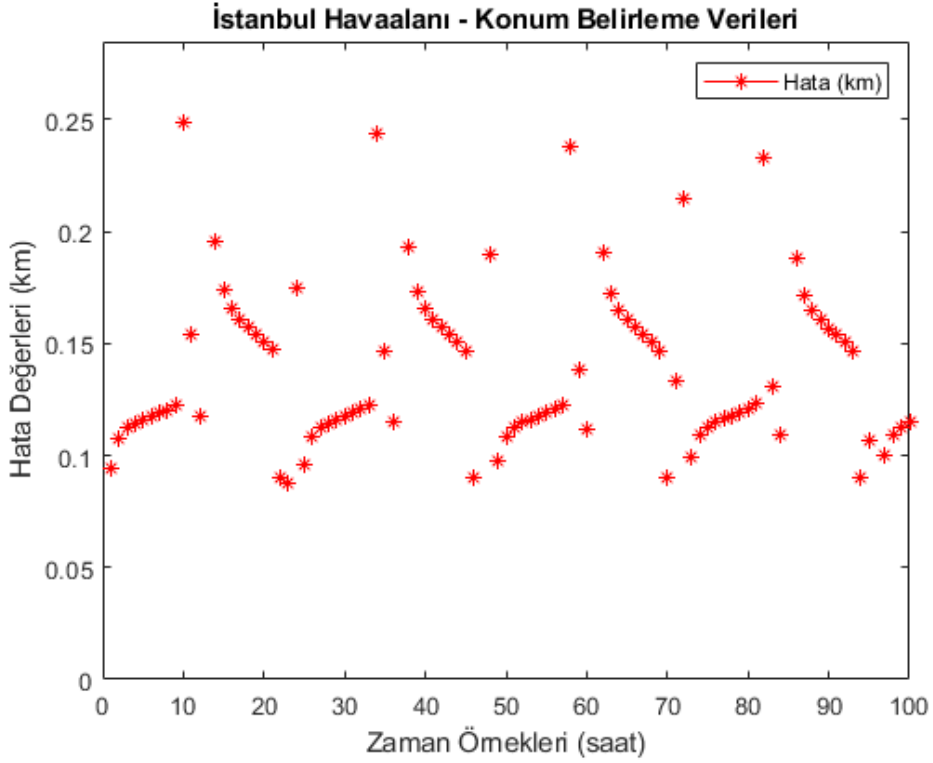
İstanbul Havaalanı'nda bulunan karıştırıcı sistemine ait konum tahmin verileri Çizelge 6.3'te verilmiştir. Şekil 6.8 ve Şekil 6.9'daki hata değerlerine bakıldığında en fazla 1.3 km'lik bir hata değeri ile konum tahmin işleminin gerçekleştiği görülmektedir. Doğrusal olmayan denklem sistemindeki denklemlerin tekilliklerinden kaynaklı yüksek hatalı tahmin değerleri bu senaryoda görülmemiştir. 13. , 37. , 61. ve 85. zaman örneklerinde ortalama hata değerinin üzerinde bir hata ile tahmin işlemi gerçekleşmiştir.

Çizelge 6.3. İstanbul Havaalanı'nda bulunan karıştırıcı sistemine ait ECEF koordinatları ve ortalama konum belirleme hata değerleri

Karıştırıcı: İstanbul	Newton/ Broyden Yöntemi ile Çözümler		
	X (km)	Y (km)	Z (km)
Gerçek Konum Değeri	4209.628	2307.436	4185.496
Tahmini Konum Değerlerinin Ortalaması (Ayıklama olmadan)	4209.481	2307.425	4185.525
Tahmini Konum Değerlerinin Ortalaması (Ayıklamadan sonra)	4209.501	2307.427	4185.505
Ortalama Hata (Ayıklama olmadan) (km)	0.163		
Ortalama Hata (Ayıklamadan sonra) (km)	0.131		



Şekil 6.8. İstanbul Havaalanı'nda bulunan karıştırıcı sistemine ait farklı zaman örneklerindeki konum belirleme hata miktarları (ayıklama olmadan)

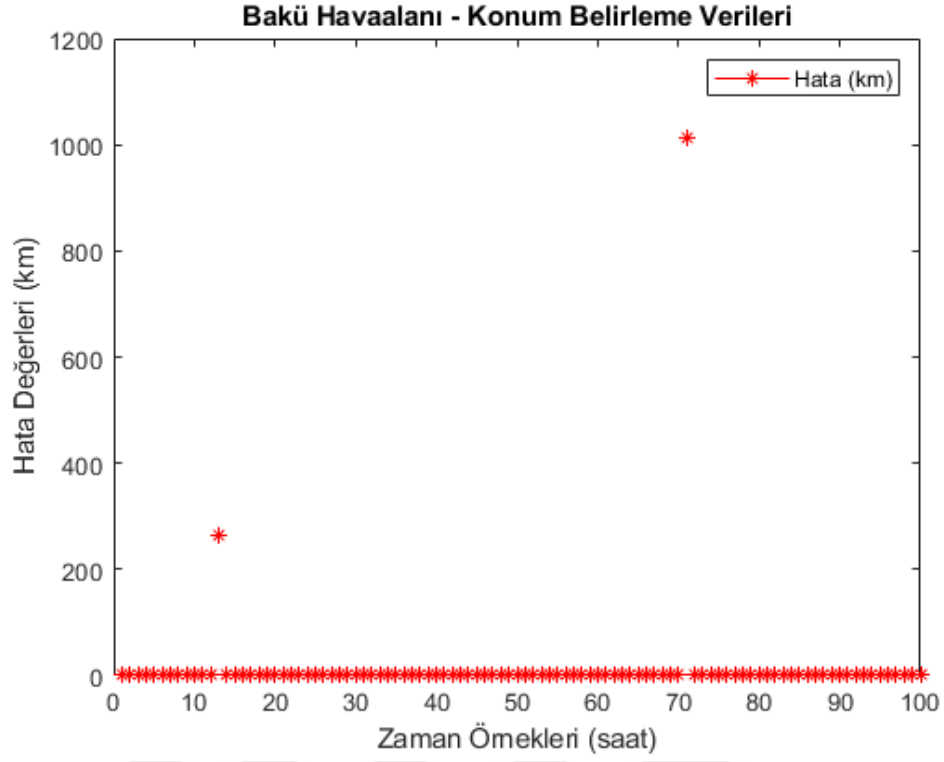


Şekil 6.9. İstanbul Havaalanı'nda bulunan karıştırıcı sistemine ait farklı zaman örneklerindeki konum belirleme hata miktarları (ayıklamadan sonra)

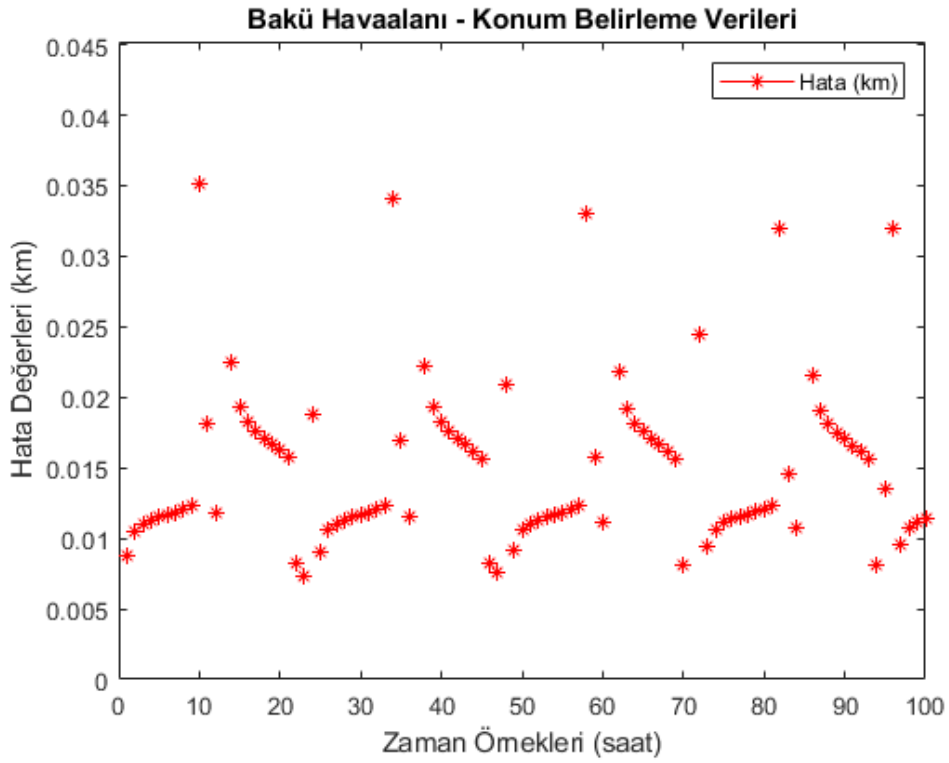
Bakü Havaalanı'nda bulunan karıştırıcı sistemine ait konum tahmin verileri Çizelge 6.4'te verilmiştir. Şekil 6.10'daki hata değerlerine bakacak olursak doğrusal olmayan denklem sistemindeki denklemlerin tekilliğinden kaynaklı yüksek hatalı tahmin değerleri 13. ve 71. zaman örneklerinde görülmüştür. Şekil 6.11'deki hata değerlerinde de görüldüğü üzere en fazla 0.035 km'lik bir hata değeriyle konum tahmin işlemi gerçekleşmiştir.

Çizelge 6.4. Bakü Havaalanı'nda bulunan karıştırıcı sistemine ait ECEF koordinatları ve ortalama konum belirleme hata değerleri

Karıştırıcı: Bakü	Newton/ Broyden Yöntemi ile Çözümler		
	X (km)	Y (km)	Z (km)
Gerçek Konum Değeri	3119.974	3724.728	4118.060
Tahmini Konum Değerlerinin Ortalaması (Ayıklama olmadan)	3113.469	3724.601	4121.756
Tahmini Konum Değerlerinin Ortalaması (Ayıklamadan sonra)	3119.991	3724.729	4118.057
Ortalama Hata (Ayıklama olmadan) (km)	12.793		
Ortalama Hata (Ayıklamadan sonra) (km)	0.017		



Şekil 6.10. Bakü Havaalanı'nda bulunan karıştırıcı sistemine ait farklı zaman örneklerindeki konum belirleme hata miktarları (ayıklama olmadan)

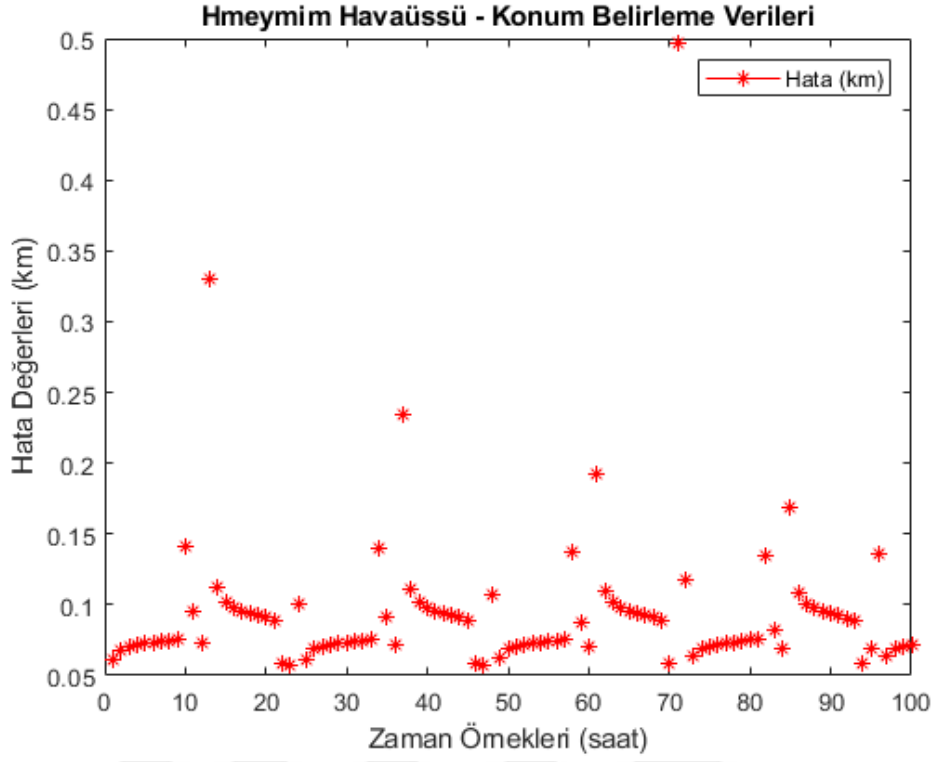


Şekil 6.11. Bakü Havaalanı'nda bulunan karıştırıcı sistemine ait farklı zaman örneklerindeki konum belirleme hata miktarları (ayıklamadan sonra)

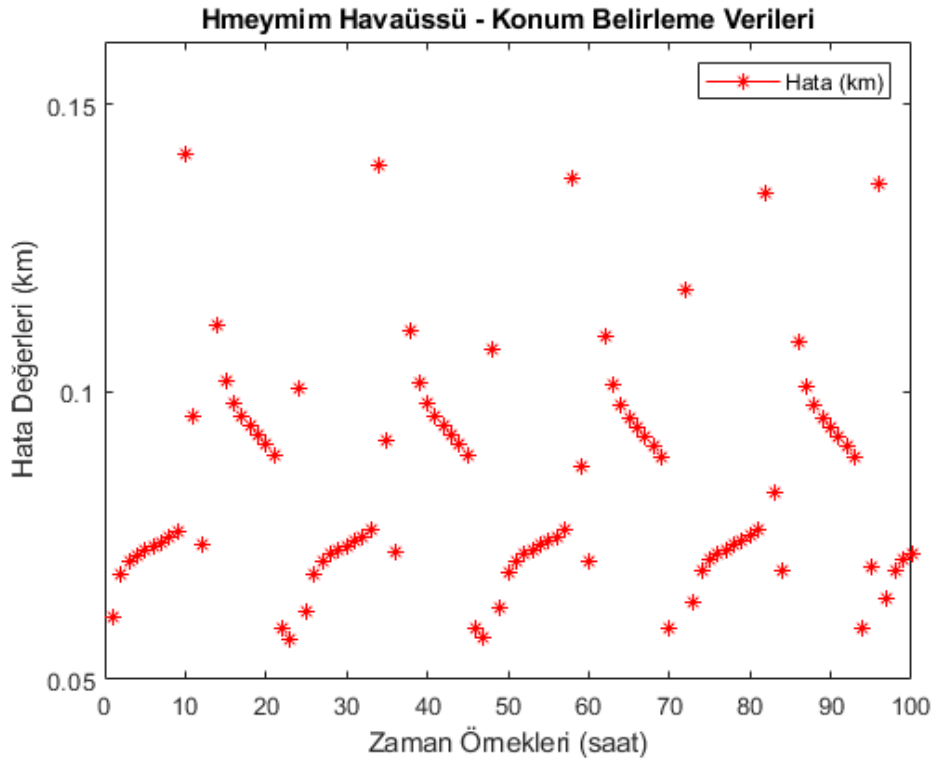
Hmeymim Havaüssü'nde bulunan karıştırıcı sistemine ait konum tahmin verileri Çizelge 6.5'te verilmiştir. Şekil 6.12 ve Şekil 6.13'teki hata değerlerine bakıldığında en fazla 0.5 km'lik bir hata değeri ile konum tahmin işleminin gerçekleştiği görülmektedir. Doğrusal olmayan denklem sistemindeki denklemlerin tekilliğinden kaynaklı yüksek hatalı tahmin değerleri bu senaryoda görülmemiştir. 13. , 37. , 61. , 71. ve 85. zaman örneklerinde ortalama hata değerinin üzerinde bir hata ile tahmin işlemi gerçekleşmiştir.

Çizelge 6.5. Hmeymim Havaüssü'nde bulunan karıştırıcı sistemine ait ECEF koordinatları ve ortalama konum belirleme hata değerleri

Karıştırıcı: Hmeymim	Newton/ Broyden Yöntemi ile Çözümler		
	X (km)	Y (km)	Z (km)
Gerçek Konum Değeri	4213.249	3055.646	3674.485
Tahmini Konum Değerlerinin Ortalaması (Ayıklama olmadan)	4213.161	3055.642	3674.502
Tahmini Konum Değerlerinin Ortalaması (Ayıklamadan sonra)	4213.168	3055.642	3674.494
Ortalama Hata (Ayıklama olmadan) (km)	0.094		
Ortalama Hata (Ayıklamadan sonra) (km)	0.084		



Şekil 6.12. Hmeymim Havaüssü'nde bulunan karıştırıcı sistemine ait farklı zaman örneklerindeki konum belirleme hata miktarları (ayıklama olmadan)

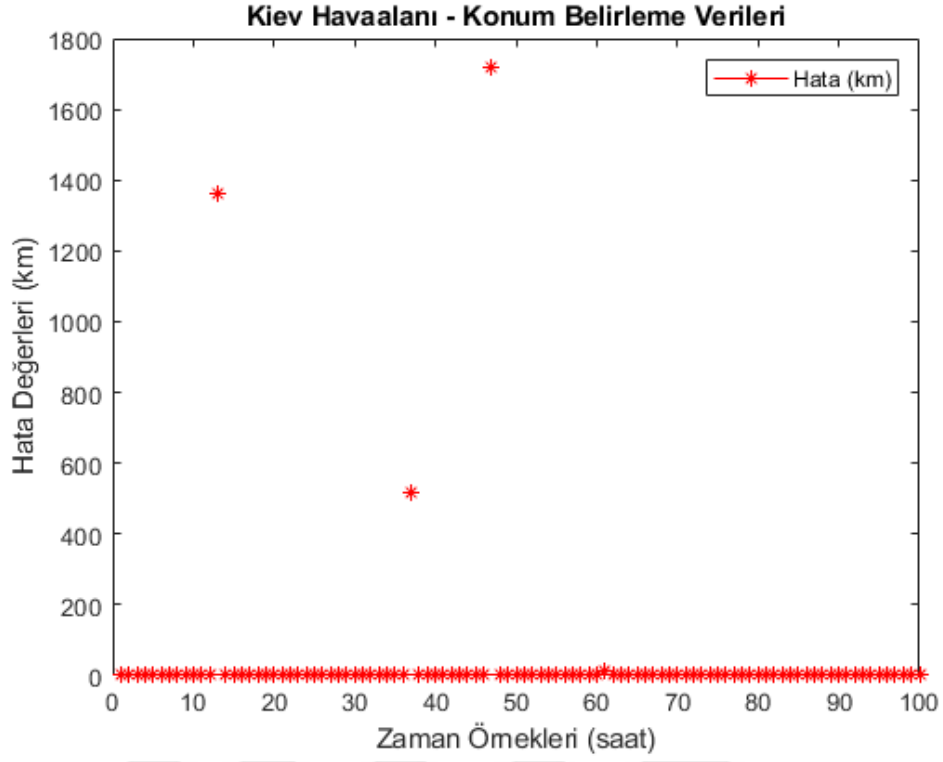


Şekil 6.13. Hmeymim Havaüssü'nde bulunan karıştırıcı sistemine ait farklı zaman örneklerindeki konum belirleme hata miktarları (ayıklamadan sonra)

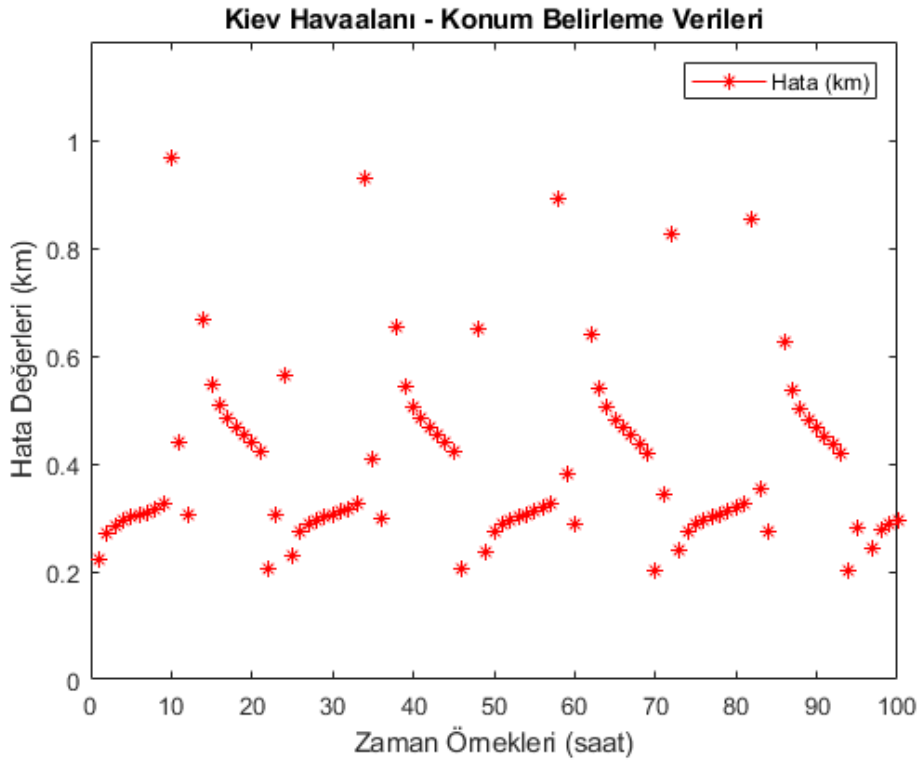
Kiev Havaalanı'nda bulunan karıştırıcı sistemine ait konum tahmin verileri Çizelge 6.6'da verilmiştir. Şekil 6.14'teki hata değerlerine bakıldığında doğrusal olmayan denklem sistemindeki denklemlerin tekilliğinden kaynaklı yüksek hatalı tahmin değerleri 13. , 37. ve 48. zaman örneklerinde görülmüştür. Şekil 6.15'teki hata değerlerinde de görüldüğü üzere 1 km'nin altındaki hata değerleriyle konum tahmin işlemi gerçekleşmiştir.

Çizelge 6.6. Kiev Havaalanı'nda bulunan karıştırıcı sistemine ait ECEF koordinatları ve ortalama konum belirleme hata değerleri

Karıştırıcı: Kiev	Newton/ Broyden Yöntemi ile Çözümler		
	X (km)	Y (km)	Z (km)
Gerçek Konum Değeri	3511.602	2063.909	4891.880
Tahmini Konum Değerlerinin Ortalaması (Ayıklama olmadan)	3537.271	2065.725	4867.416
Tahmini Konum Değerlerinin Ortalaması (Ayıklamadan sonra)	3511.258	2063.884	4891.912
Ortalama Hata (Ayıklama olmadan) (km)	36.557		
Ortalama Hata (Ayıklamadan sonra) (km)	0.357		



Şekil 6.14. Kiev Havaalanı'nda bulunan karıştırıcı sistemine ait farklı zaman örneklerindeki konum belirleme hata miktarları (ayıklama olmadan)

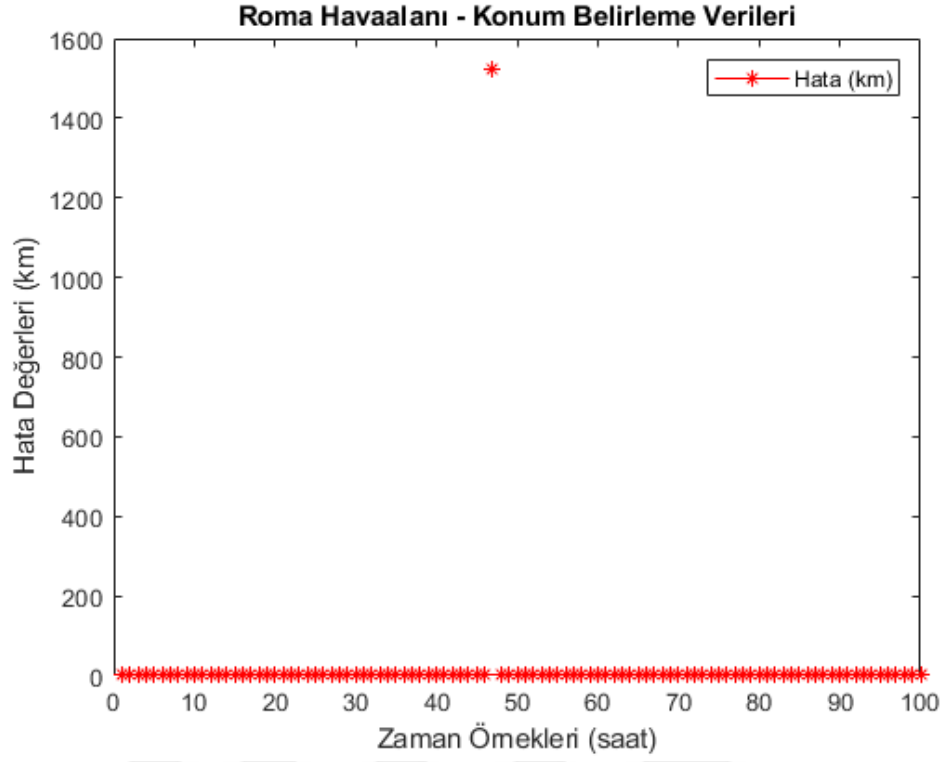


Şekil 6.15. Kiev Havaalanı'nda bulunan karıştırıcı sistemine ait farklı zaman örneklerindeki konum belirleme hata miktarları (ayıklamadan sonra)

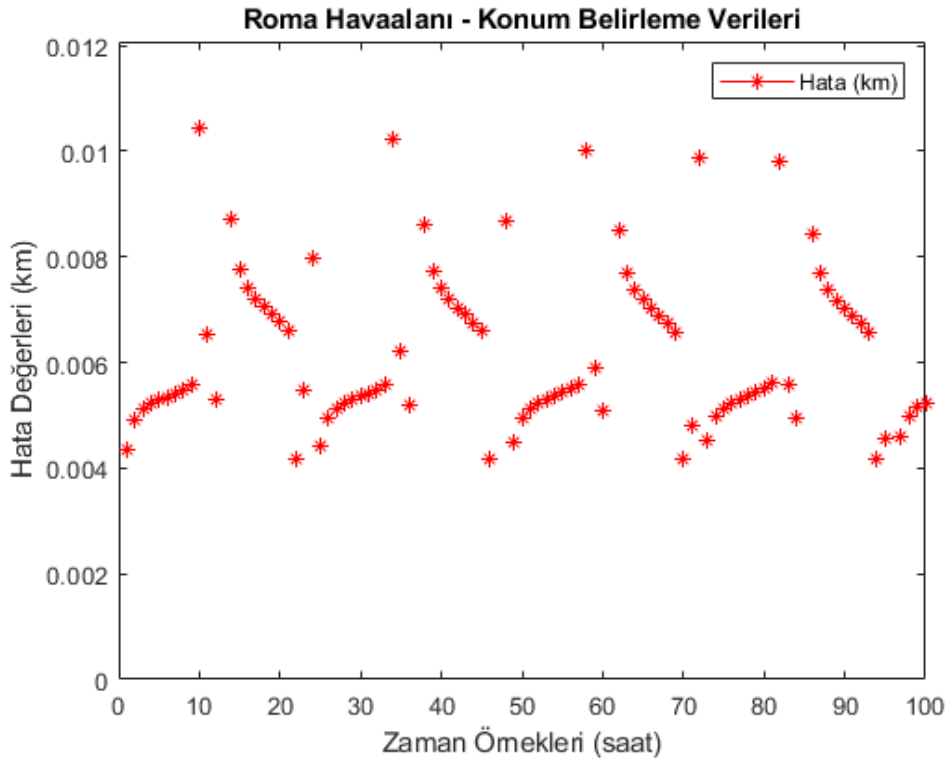
Roma Havaalanı'nda bulunan karıştırıcı sistemine ait konum tahmin verileri Çizelge 6.7'de verilmiştir. Şekil 6.16'daki hata değerlerine bakıldığında doğrusal olmayan denklem sistemindeki denklemlerin tekilliğinden kaynaklı yüksek hatalı tahmin değeri 48. zaman örneğinde görülmüştür. Şekil 6.17'deki hata değerlerinde de görüldüğü üzere 0.01 km'nin altındaki hata değerleriyle konum tahmin işlemi gerçekleşmiştir.

Çizelge 6.7. Roma Havaalanı'nda bulunan karıştırıcı sistemine ait ECEF koordinatları ve ortalama konum belirleme hata değerleri

Karıştırıcı: Roma	Newton/ Broyden Yöntemi ile Çözümler		
	X (km)	Y (km)	Z (km)
Gerçek Konum Değeri	4652.778	1008.253	4230.267
Tahmini Konum Değerlerinin Ortalaması (Ayıklama olmadan)	4661.494	1009.082	4217.806
Tahmini Konum Değerlerinin Ortalaması (Ayıklamadan sonra)	4652.772	1008.253	4230.268
Ortalama Hata (Ayıklama olmadan) (km)	15.242		
Ortalama Hata (Ayıklamadan sonra) (km)	0.007		



Şekil 6.16. Roma Havaalanı'nda bulunan karıştırıcı sistemine ait farklı zaman örneklerindeki konum belirleme hata miktarları (ayıklama olmadan)

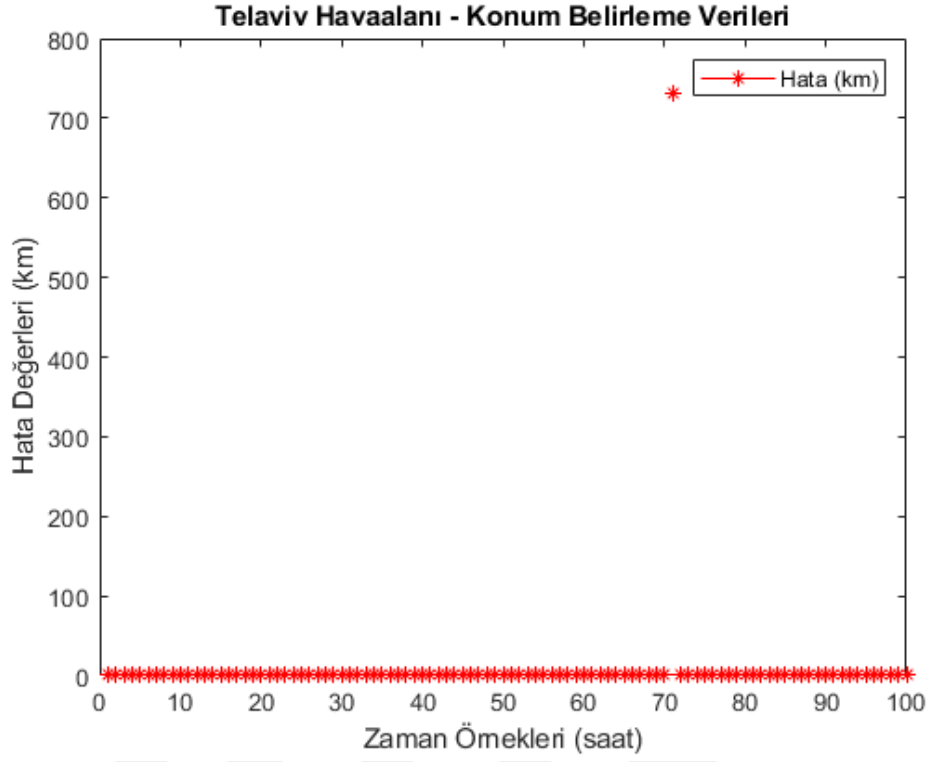


Şekil 6.17. Roma Havaalanı'nda bulunan karıştırıcı sistemine ait farklı zaman örneklerindeki konum belirleme hata miktarları (ayıklamadan sonra)

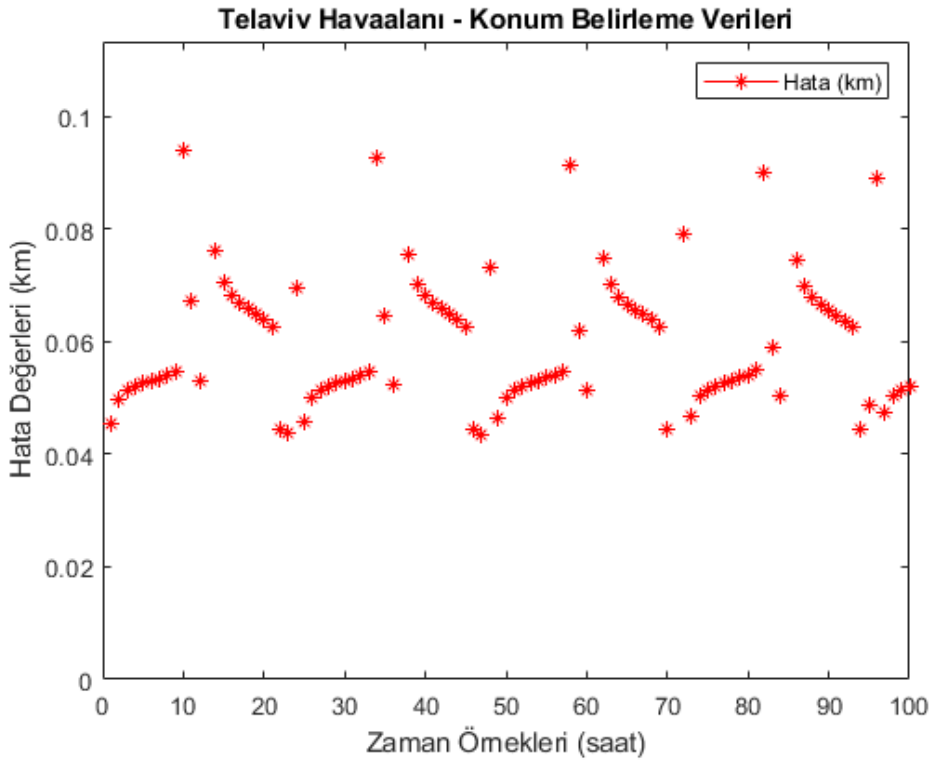
Telaviv Havaalanı'nda bulunan karıştırıcı sistemine ait konum tahmin verileri Çizelge 6.8'de verilmiştir. Şekil 6.18'deki hata değerlerine bakıldığında doğrusal olmayan denklem sistemindeki denklemlerin tekilliğinden kaynaklı yüksek hatalı tahmin değeri 72. zaman örneğinde görülmüştür. Şekil 6.19'daki hata değerlerinde de görüldüğü üzere 0.1 km'nin altındaki hata değerleriyle konum tahmin işlemi gerçekleşmiştir.

Çizelge 6.8. Telaviv Havaalanı'nda bulunan karıştırıcı sistemine ait ECEF koordinatları ve ortalama konum belirleme hata değerleri

Karıştırıcı: Telaviv	Newton/ Broyden Yöntemi ile Çözümler		
	X (km)	Y (km)	Z (km)
Gerçek Konum Değeri	4441.278	3096.080	3360.707
Tahmini Konum Değerlerinin Ortalaması (Ayıklama olmadan)	4436.491	3095.914	3366.280
Tahmini Konum Değerlerinin Ortalaması (Ayıklamadan sonra)	4441.220	3096.077	3360.712
Ortalama Hata (Ayıklama olmadan) (km)	7.364		
Ortalama Hata (Ayıklamadan sonra) (km)	0.059		



Şekil 6.18. Telaviv Havaalanı'nda bulunan karıştırıcı sistemine ait farklı zaman örneklerindeki konum belirleme hata miktarları (ayıklama olmadan)

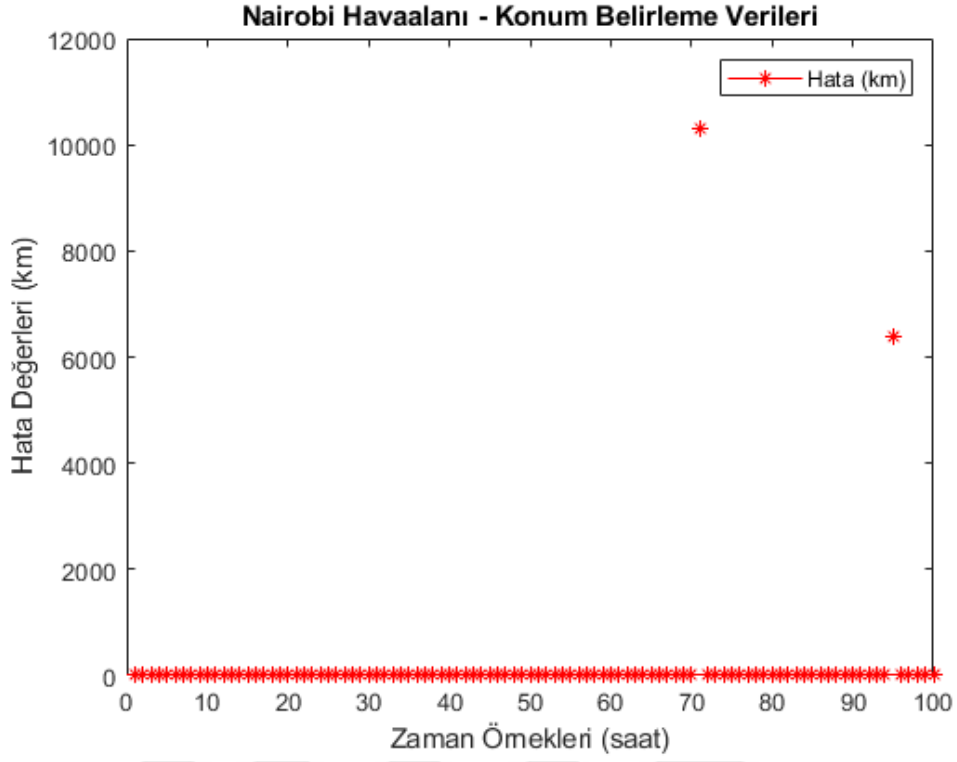


Şekil 6.19. Telaviv Havaalanı'nda bulunan karıştırıcı sistemine ait farklı zaman örneklerindeki konum belirleme hata miktarları (ayıklamadan sonra)

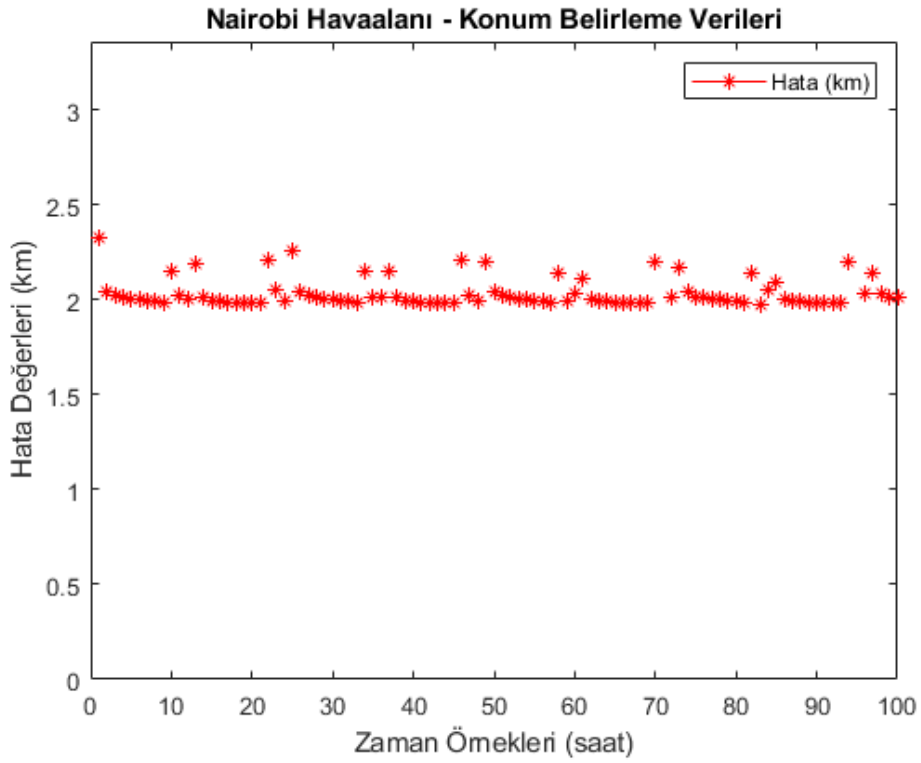
Nairobi Havaalanı'nda bulunan karıştırıcı sistemine ait konum tahmin verileri Çizelge 6.9'da verilmiştir. Şekil 6.20'deki hata değerlerine bakıldığında doğrusal olmayan denklem sistemindeki denklemlerin tekilliğinden kaynaklı yüksek hatalı tahmin değerleri 72. ve 96. zaman örneklerinde görülmüştür. Şekil 6.21'deki hata değerlerinde de görüldüğü üzere 2.5 km'nin altındaki hata değerleriyle konum tahmin işlemi gerçekleşmiştir.

Çizelge 6.9. Nairobi Havaalanı'nda bulunan karıştırıcı sistemine ait ECEF koordinatları ve ortalama konum belirleme hata değerleri

Karıştırıcı: Nairobi	Newton/ Broyden Yöntemi ile Çözümler		
	X (km)	Y (km)	Z (km)
Gerçek Konum Değeri	5098.509	3832.113	-145.635
Tahmini Konum Değerlerinin Ortalaması (Ayıklama olmadan)	4943.086	3790.750	-155.564
Tahmini Konum Değerlerinin Ortalaması (Ayıklamadan sonra)	5096.533	3832.053	-145.661
Ortalama Hata (Ayıklama olmadan) (km)	168.961		
Ortalama Hata (Ayıklamadan sonra) (km)	2.032		



Şekil 6.20. Nairobi Havaalanı'nda bulunan karıştırıcı sistemine ait farklı zaman örneklerindeki konum belirleme hata miktarları (ayıklama olmadan)



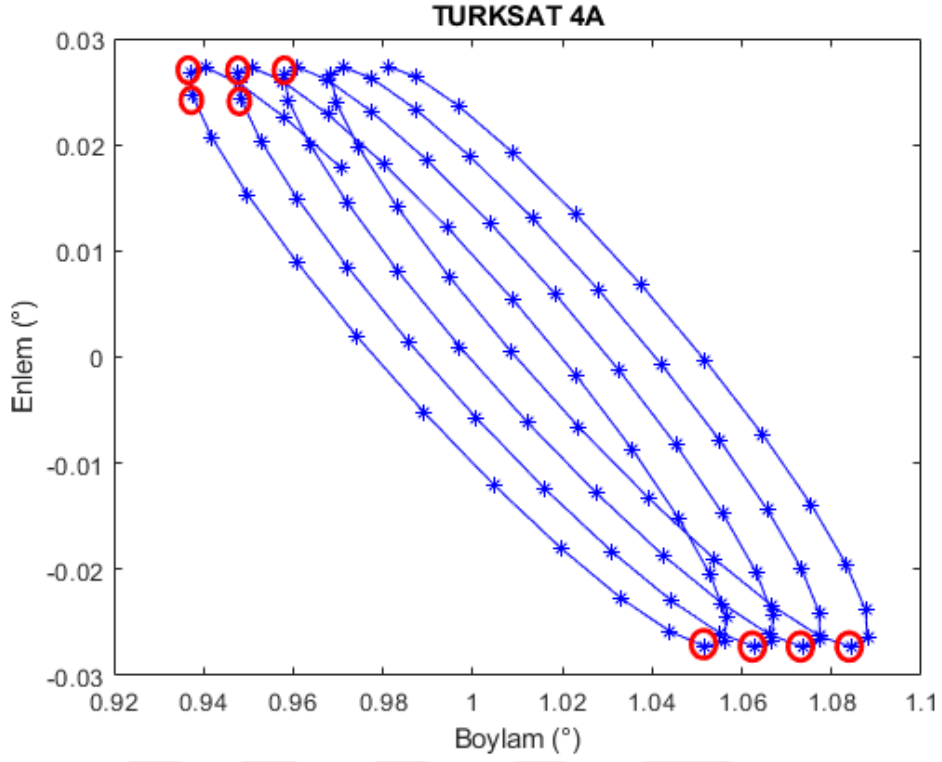
Şekil 6.21. Nairobi Havaalanı'nda bulunan karıştırıcı sistemine ait farklı zaman örneklerindeki konum belirleme hata miktarları (ayıklamadan sonra)

Çizelge 6.10'da karıştırıcı sistemlerine ait farklı zaman örneklerindeki ayıklama olmadan ve ayıklamadan sonra hesaplanılan ortalama konum belirleme hata miktarları verilmiştir.

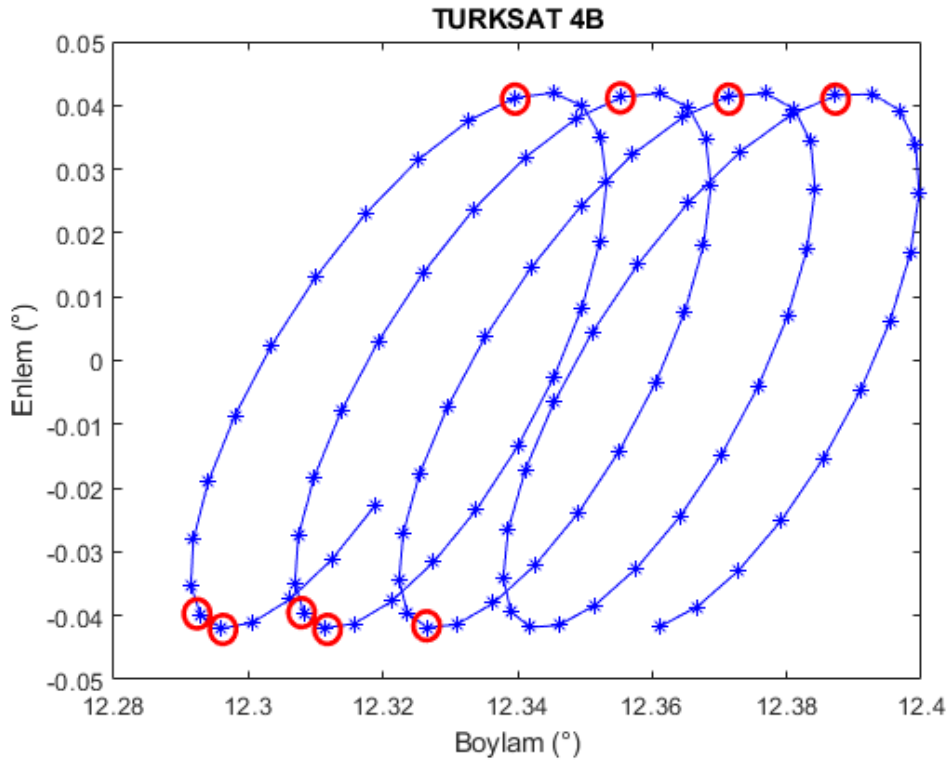
Çizelge 6.10. Karıştırıcı sistemlerine ait farklı zaman örneklerindeki hesaplanılan ortalama konum belirleme hata miktarları

Karıştırıcı Konumları	Ortalama Hata (Ayıklama olmadan) (km)	Ortalama Hata (Ayıklamadan sonra) (km)
İstanbul	0.163	0.131
Bakü	12.793	0.017
Hmeymim	0.094	0.084
Kiev	36.557	0.357
Roma	15.242	0.007
Telaviv	7.364	0.059
Nairobi	168.961	2.032

Şekil 6.22 ve Şekil 6.23 ile gösterilen TÜRK SAT 4A ve TÜRK SAT 4B uydularının yörünge üzerinde hareketi incelendiğinde 13. , 37. , 61. , 85. , 48. , 72. , 96. , 71. ve 95. zaman örneklerinde yani eliptik dönüşün gerçekleştiği bölgelerde konum tahmininin yüksek hata değerleriyle hesaplandığı gözlenmiştir. Bu zaman örneklerine bakıldığında uyduların 24 saatlik periyotlarla benzer konumlardan geçerken yüksek hata değerleriyle konum tahmininin gerçekleştirildiği görülmektedir.



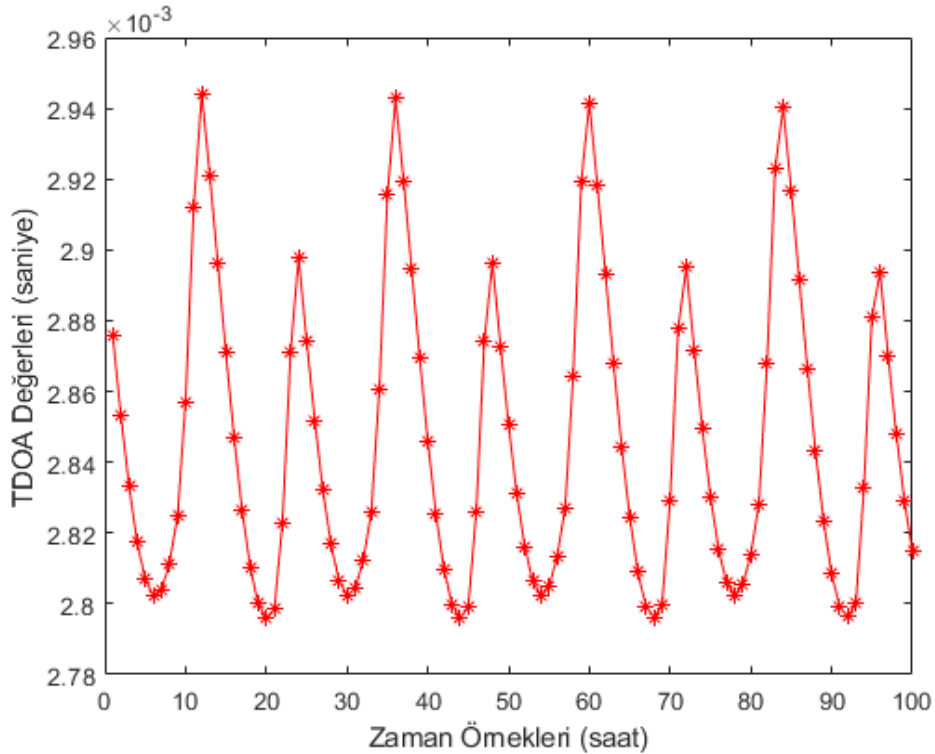
Şekil 6.22. İki uydu ile konum tespiti işleminde yüksek hata değerlerinin hesaplandığı TÜRK SAT 4A uydusuna ait konum değerleri



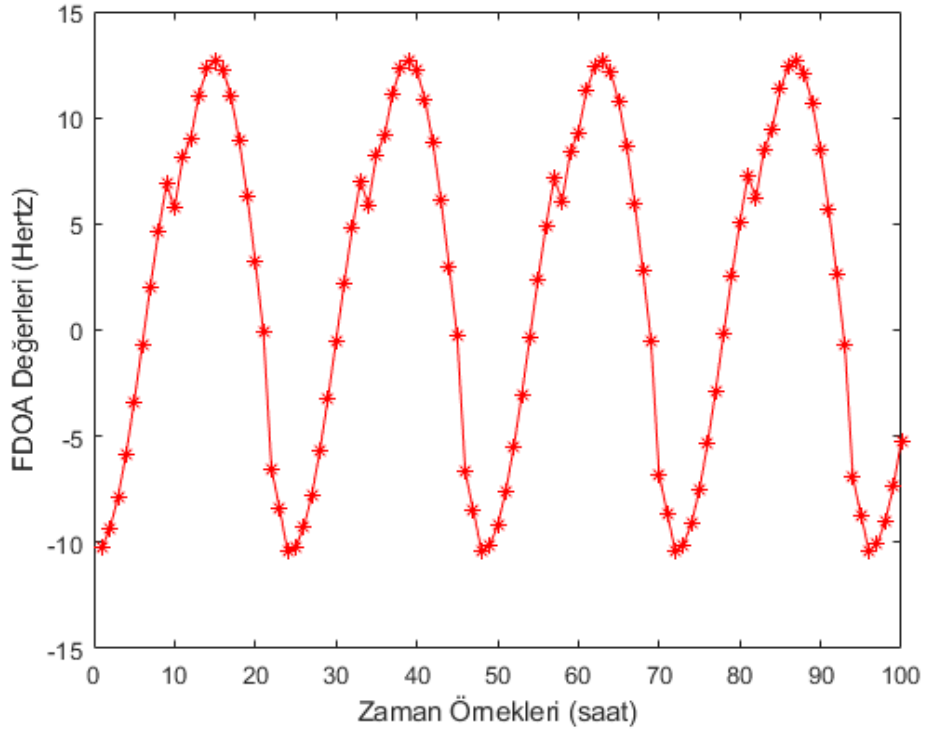
Şekil 6.23. İki uydu ile konum tespiti işleminde yüksek hata değerlerinin hesaplandığı TÜRK SAT 4B uydusuna ait konum değerleri

## 6.2.2 İki Uydu ile Bozucu Sinyal Kaynağı Konumlandırma Ölçümleri

İki uydu ile bozucu sinyal kaynağı yerinin tespit edilebilmesi işleminde, üç adet denklemden oluşan doğrusal olmayan denklem sisteminin çözümlenebilmesi için TDOA ve FDOA değerlerinin bilinmesi gerekmektedir. Bu çalışma kapsamında TDOA ve FDOA değerlerinin hesaplanması için kullanılan sistemlerin çalışma prensipleri üzerinde durulmamıştır. Gerçek TDOA ve FDOA değerleri, karıştırıcı sistemlerin ve konum belirleme sisteminin konum bileşenleri ile uyduların konum ve hız bileşenlerini referans alarak ölçülmüştür. İstanbul Havaalanı'nda yer alan karıştırıcı sistem için 17 Kasım 2021 20:17:48 UTC zamanını referans alan yüz adet zaman örneğindeki TDOA ve FDOA ölçüm değerleri Şekil 6.24 ile Şekil 6.25'te gösterilmiştir. Bu şekillerden de görüldüğü üzere ölçülen TDOA değerleri Milisaniye, FDOA değerleri ise Hertz mertebesindedir. Bir konum belirleme sistemi tasarlamak istendiğinde, TDOA ve FDOA değerlerini hesaplayan alt sistemlerdeki hata miktarlarının Mikrosaniye ve Milihertz mertebesinde olduğunda daha sağlıklı sonuçlar vermesi beklenmektedir.



Şekil 6.24. İki uydu ile konum tespiti işleminde TDOA denkleminde yer alan farklı zamanlardaki TDOA değerleri



Şekil 6.25. İki uydu ile konum tespiti işleminde FDOA denkleminde yer alan farklı zamanlardaki FDOA değerleri

### 6.2.3 Üç Uydu ile Konum Tespitine ait Sonuçlar

Üç uydu ile konum tespiti probleminin çözümünde farklı zaman örneklerindeki tahmini konum değerlerine bakılarak Denklem (6.1) ile kaç km'lik bir hata değeri ile çözüme ulaşıldığı bilgisi elde edilmiştir. Bu değerler grafiksel olarak incelendiğinde belirli hata değerleri arasında kümelendikleri görülmüştür. Her bir karıştırıcının konum tahmini için ortalama hata değerleri hesaplanırken tüm zaman örneklerindeki değerlerin ortalaması alınmıştır.

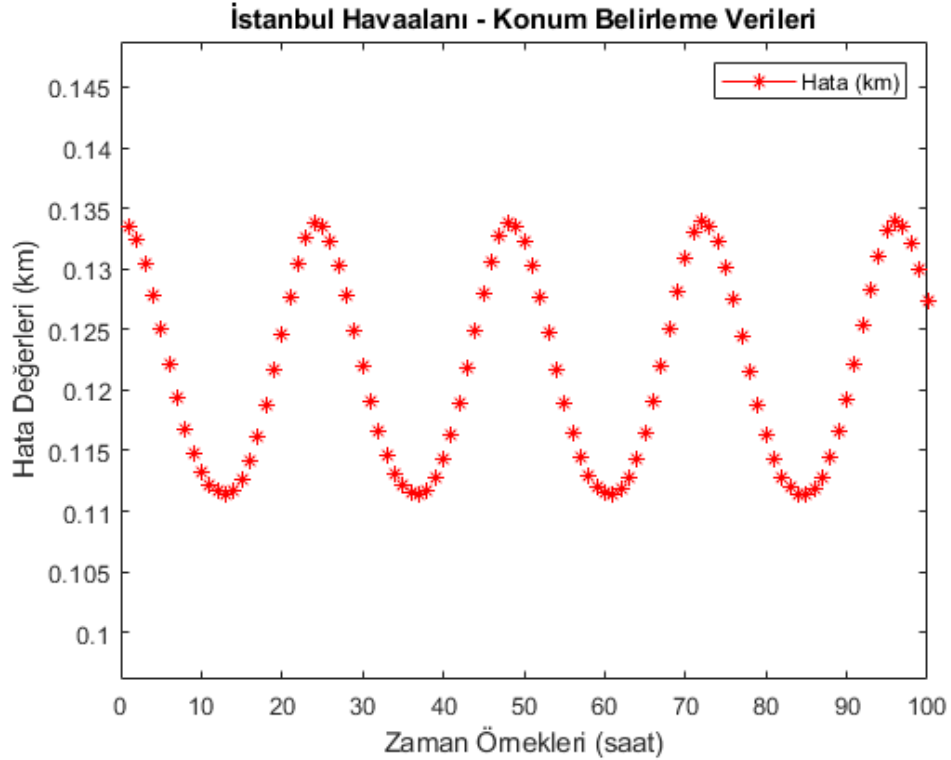
Şekil 6.26 ile Şekil 6.38 arasındaki grafiklerde her bir karıştırıcı sistem için 17 Kasım 2021 20:17:48 UTC zamanını referans alarak birer saat aralığıyla yüz adet zaman örneğindeki (ayıklama olmadan) konum belirleme hata miktarları ile Şekil 6.39'da Nairobi'deki karıştırıcı sistem için yüksek hata miktarlarının ayıklandıktan sonra kümelenmenin olduğu konum belirleme hata miktarları gösterilmiştir.

Çizelge 6.11 ile Çizelge 6.18 arasındaki çizelgelerde ise karıştırıcı sistemlerin YMYS koordinatlarındaki gerçek konum değerleri, ayıklamadan önceki ve sonraki ortalama

tahmini konum değerleri ve ayıklamadan önceki ve sonraki ortalama hata değerleri sayısal olarak ifade edilmiştir.

Çizelge 6.11. İstanbul Havaalanı'nda bulunan karıştırıcı sistemine ait ECEF koordinatları ve ortalama konum belirleme hata değerleri

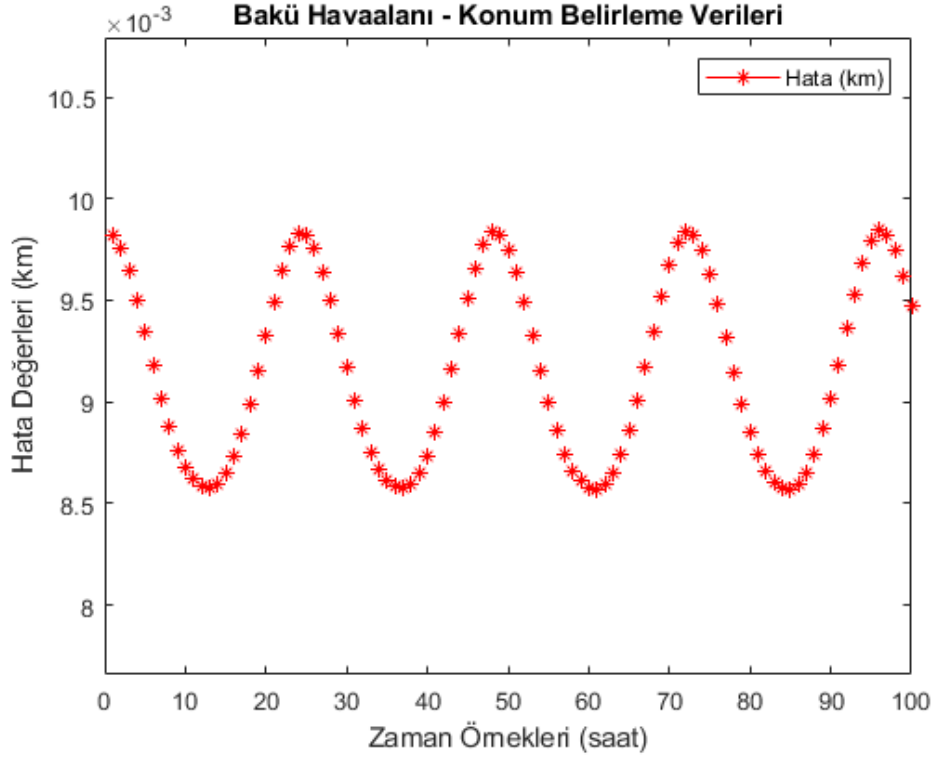
Karıştırıcı: İstanbul	Newton/ Broyden Yöntemi ile Çözümler		
	X (km)	Y (km)	Z (km)
Gerçek Konum Değeri	4209.628	2307.436	4185.496
Tahmini Konum Değerlerinin Ortalaması	4209.627	2307.435	4185.374
Ortalama Hata (km)	0.122		



Şekil 6.26. İstanbul Havaalanı'nda bulunan karıştırıcı sistemine ait farklı zaman örneklerindeki konum belirleme hata miktarları

Çizelge 6.12. Bakü Havaalanı'nda bulunan karıştırıcı sistemine ait ECEF koordinatları ve ortalama konum belirleme hata değerleri

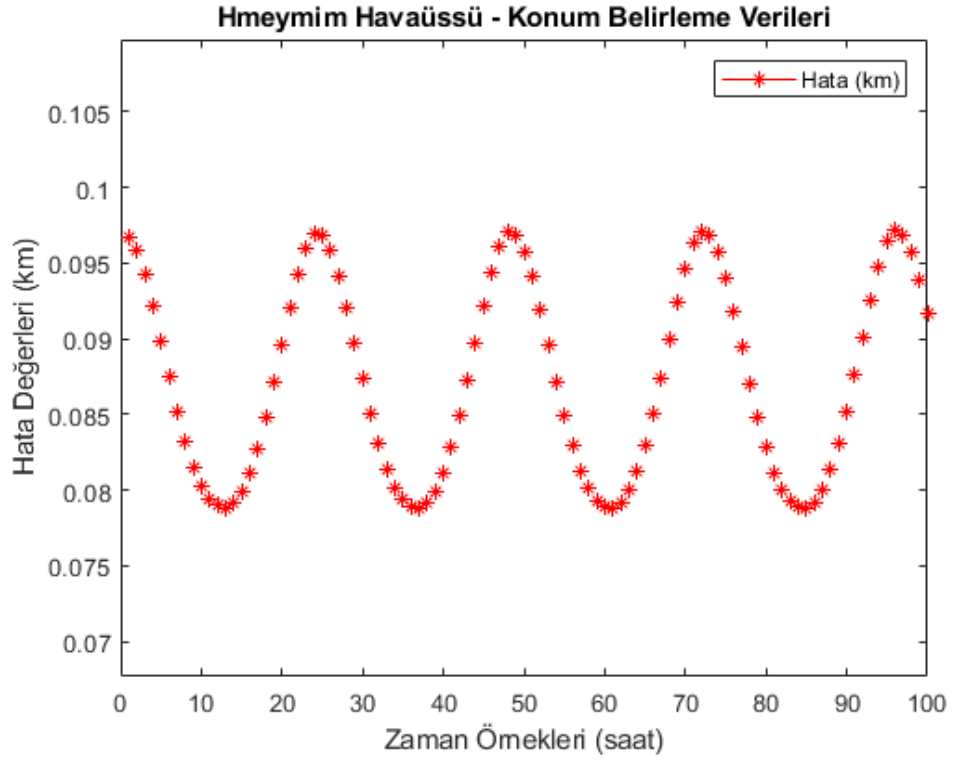
Karıştırıcı: Bakü	Newton/ Broyden Yöntemi ile Çözümler		
	X (km)	Y (km)	Z (km)
Gerçek Konum Değeri	3119.974	3724.728	4118.060
Tahmini Konum Değerlerinin Ortalaması	3119.975	3724.728	4118.070
Ortalama Hata (km)	0.009		



Şekil 6.27. Bakü Havaalanı'nda bulunan karıştırıcı sistemine ait farklı zaman örneklerindeki konum belirleme hata miktarları

Çizelge 6.13. Hmeymim Havaüssü'nde bulunan karıştırıcı sistemine ait ECEF koordinatları ve ortalama konum belirleme hata değerleri

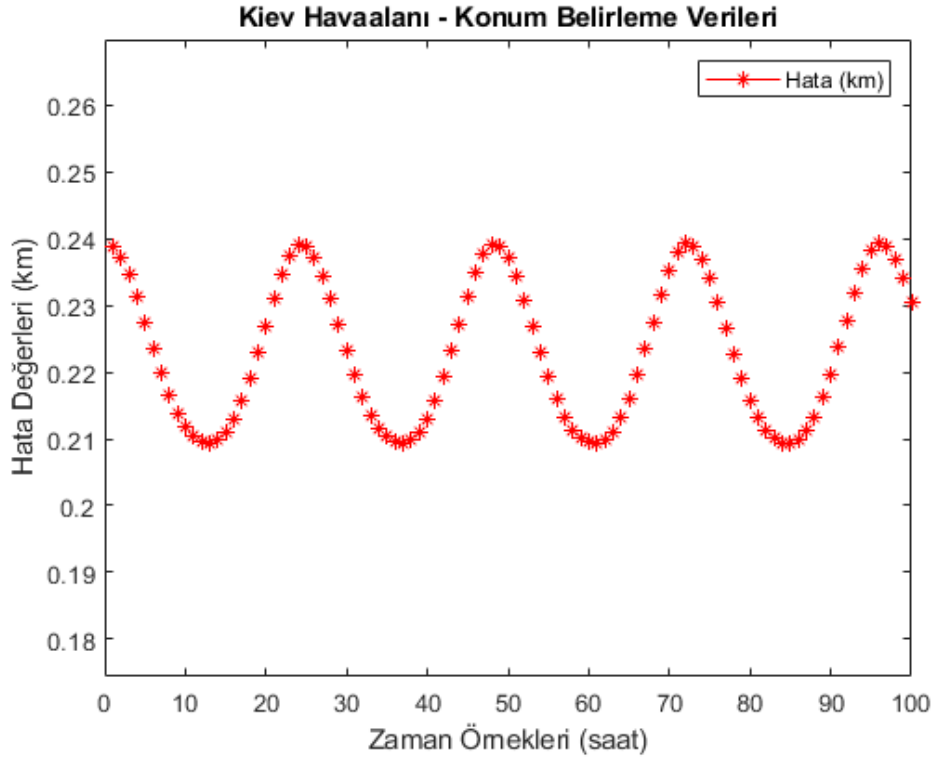
Karıştırıcı: Hmeymim	Newton/ Broyden Yöntemi ile Çözümler		
	X (km)	Y (km)	Z (km)
Gerçek Konum Değeri	4213.249	3055.646	3674.485
Tahmini Konum Değerlerinin Ortalaması	4213.249	3055.646	3674.398
Ortalama Hata (km)	0.087		



Şekil 6.28. Hmeymim Havaüssü'nde bulunan karıştırıcı sistemine ait farklı zaman örneklerindeki konum belirleme hata miktarları

Çizelge 6.14. Kiev Havaalanı'nda bulunan karıştırıcı sistemine ait ECEF koordinatları ve ortalama konum belirleme hata değerleri

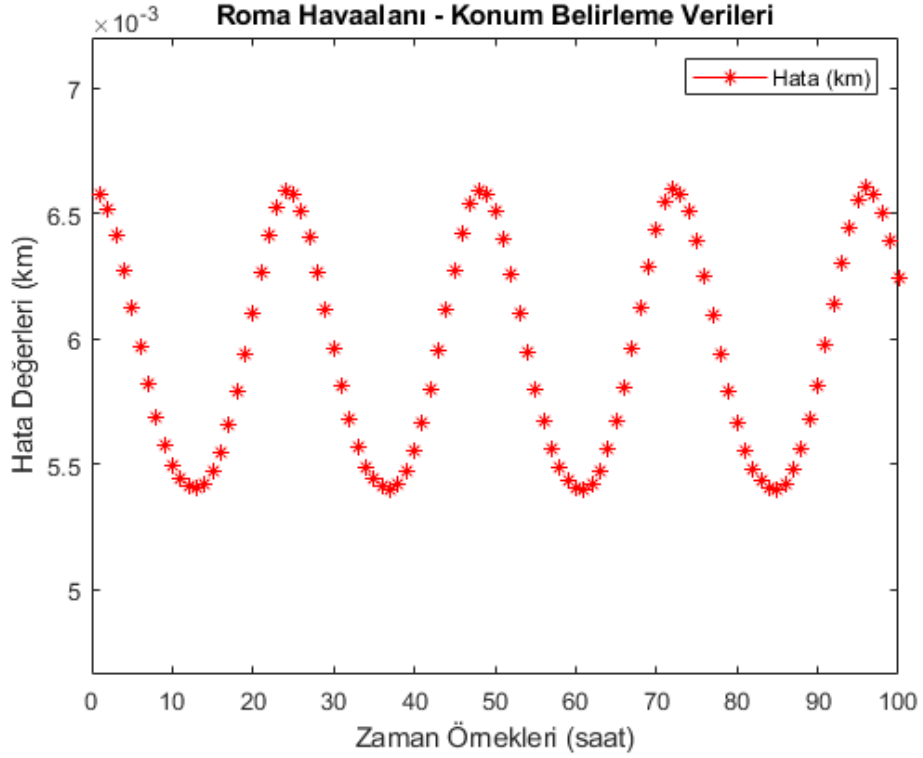
Karıştırıcı: Kiev	Newton/ Broyden Yöntemi ile Çözümler		
	X (km)	Y (km)	Z (km)
Gerçek Konum Değeri	3511.602	2063.909	4891.880
Tahmini Konum Değerlerinin Ortalaması	3511.601	2063.908	4891.657
Ortalama Hata (km)	0.223		



Şekil 6.29. Kiev Havaalanı'nda bulunan karıştırıcı sistemine ait farklı zaman örneklerindeki konum belirleme hata miktarları

Çizelge 6.15. Roma Havaalanı'nda bulunan karıştırıcı sistemine ait ECEF koordinatları ve ortalama konum belirleme hata değerleri

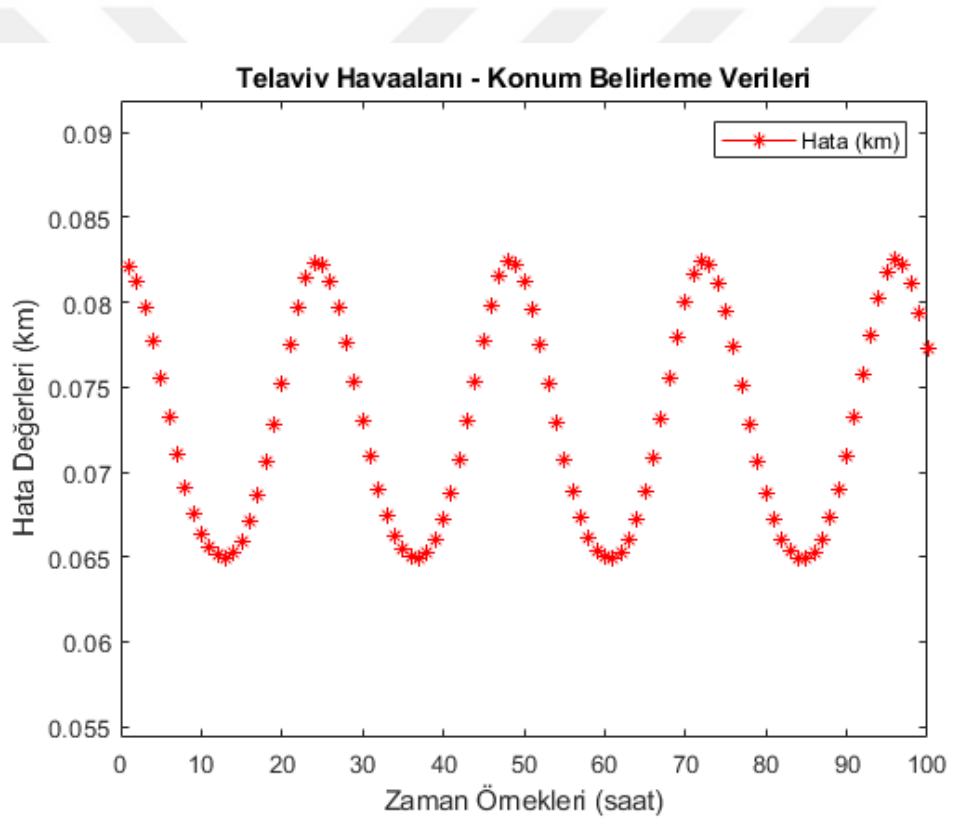
Karıştırıcı: Roma	Newton/ Broyden Yöntemi ile Çözümler		
	X (km)	Y (km)	Z (km)
Gerçek Konum Değeri	4652.778	1008.253	4230.267
Tahmini Konum Değerlerinin Ortalaması	4652.778	1008.253	4230.261
Ortalama Hata (km)	0.006		



Şekil 6.30. Roma Havaalanı'nda bulunan karıştırıcı sistemine ait farklı zaman örneklerindeki konum belirleme hata miktarları

Çizelge 6.16. Telaviv Havaalanı'nda bulunan karıştırıcı sistemine ait ECEF koordinatları ve ortalama konum belirleme hata değerleri

Karıştırıcı: Telaviv	Newton/ Broyden Yöntemi ile Çözümler		
	X (km)	Y (km)	Z (km)
Gerçek Konum Değeri	4441.278	3096.080	3360.707
Tahmini Konum Değerlerinin Ortalaması	4441.277	3096.079	3360.634
Ortalama Hata (km)	0.073		



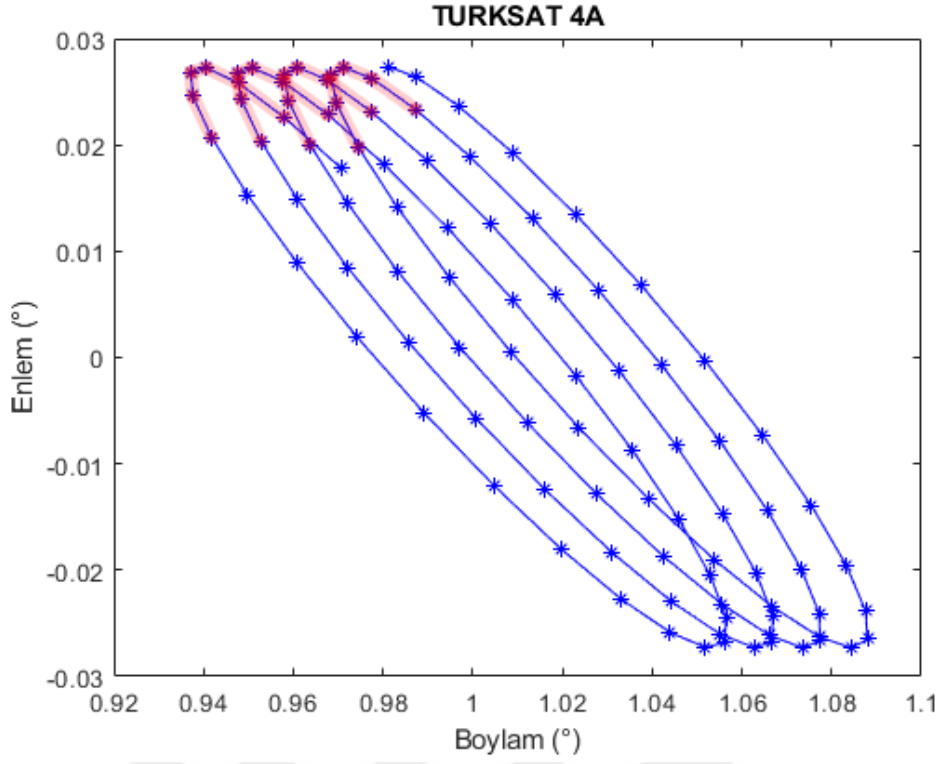
Şekil 6.31. Telaviv Havaalanı'nda bulunan karıştırıcı sistemine ait farklı zaman örneklerindeki konum belirleme hata miktarları

Çizelge 6.17'de Nairobi haricindeki karıştırıcı sistemlere ait farklı zaman örneklerindeki hesaplanılan ortalama konum belirleme hata miktarları verilmiştir.

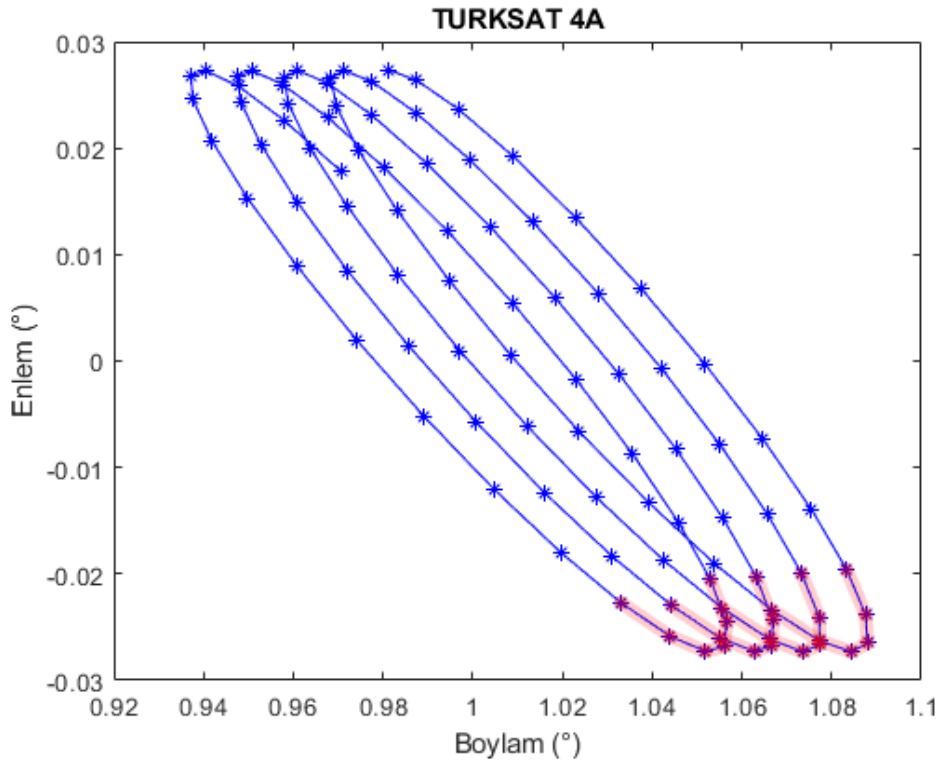
Çizelge 6.17. Karıştırıcı sistemlerine ait farklı zaman örneklerindeki hesaplanılan ortalama konum belirleme hata miktarları

Karıştırıcı Konumları	Ortalama Hata (km)
İstanbul	0.122
Bakü	0.009
Hmeymim	0.087
Kiev	0.223
Roma	0.006
Telaviv	0.073

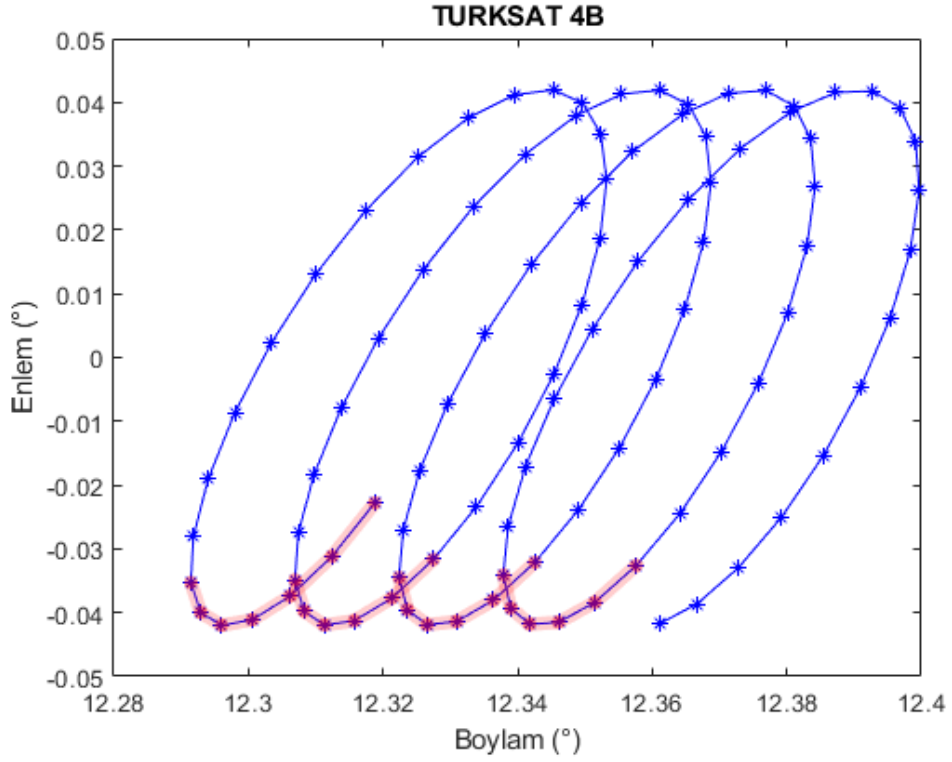
Her bir karıştırıcı sistem için tüm zaman örneklerindeki konum tahminlerine ait hata değerleri incelendiğinde sinüzoidal bir grafikte karşılaşılmaktadır. Şekil 6.32 ile Şekil 6.35 arasında gösterilen grafiklerde TÜRKSAT 4A ve TÜRKSAT 4B uydularının yörünge üzerindeki hareketi incelendiğinde eliptik dönüşün gerçekleştiği bölgelerde konum tahmininin en düşük ve en yüksek hata değerleriyle hesaplandığı gözlenirken, Şekil 6.36 ve Şekil 6.37'deki TÜRKSAT 5A uydusunun yörünge üzerindeki hareketi incelendiğinde eliptik dönüşün olmadığı bölgelerde konum tahmininin en düşük ve en yüksek hata değerleriyle hesaplandığı gözlenmiştir. Uyduların yörünge üzerindeki hareketine bakılarak 24 saatlik periyotlarla benzer konumlardan geçerken konum tahmininin en düşük hata değerleriyle hesaplandığı bölgelerin 10. ila 15. , 34. ila 39. , 58. ila 63. ve 82. ila 87. zaman aralıklarında, en yüksek hata değerleriyle hesaplandığı bölgelerin ise 22. ila 27. , 46. ila 51. , 70. ila 75. , 94. ila 99. zaman aralıklarında olduğu gözlenmiştir. Konum tahmininin en düşük ve en yüksek hata değerleriyle hesaplandığı bölgelerin birbirlerine göre simetrik olduğu sonucuna varılmaktadır.



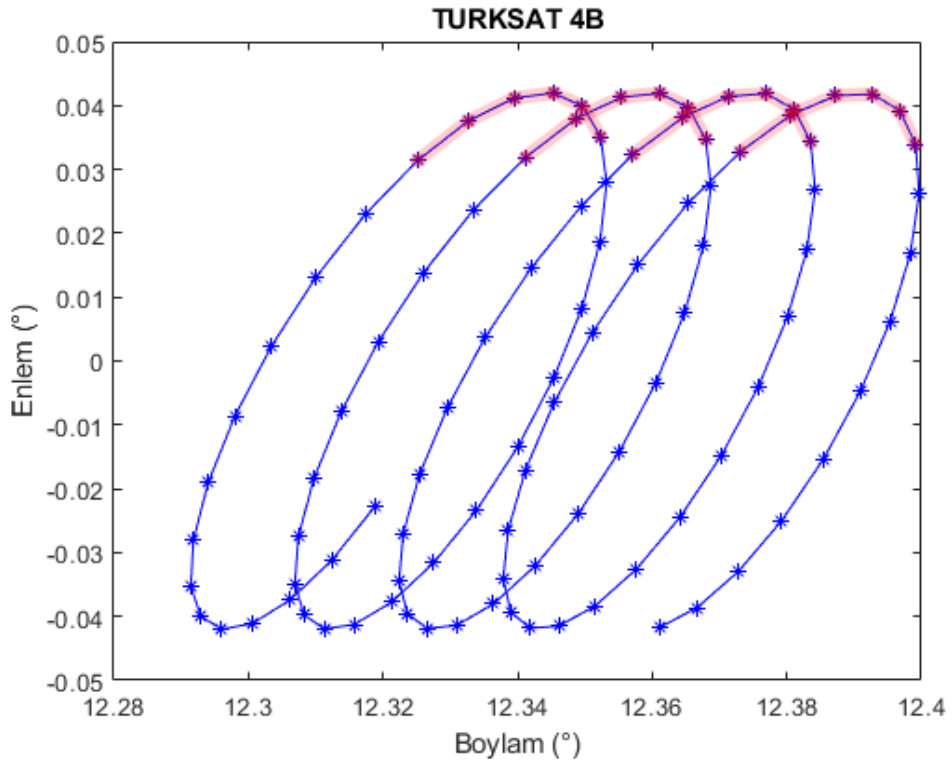
Şekil 6.32. Üç uydu ile konum tespiti işleminde yüksek hata değerlerinin hesaplandığı TÜRKİSAT 4A uydusuna ait konum değerleri



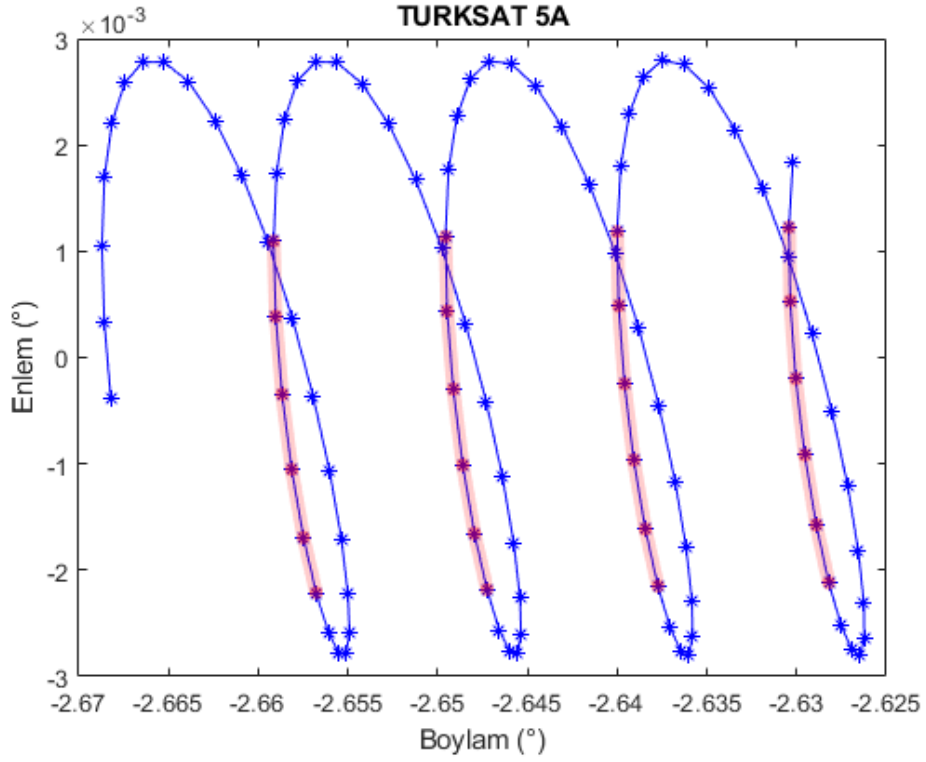
Şekil 6.33. Üç uydu ile konum tespiti işleminde düşük hata değerlerinin hesaplandığı TÜRKİSAT 4A uydusuna ait konum değerleri



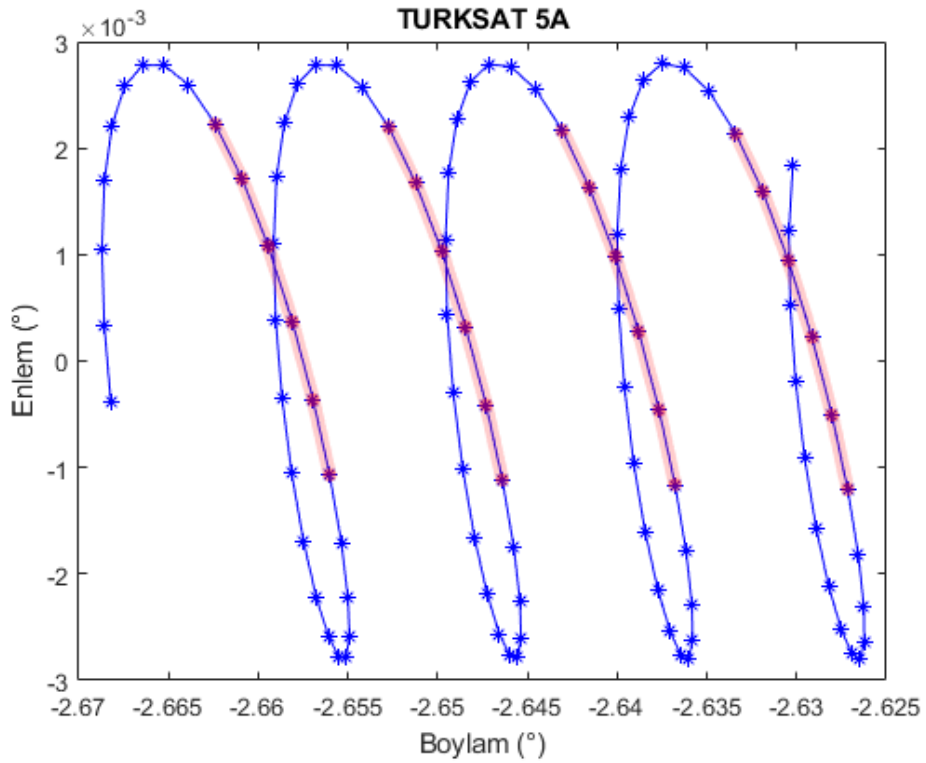
Şekil 6.34. Üç uydu ile konum tespiti işleminde yüksek hata değerlerinin hesaplandığı TÜRSAT 4B uydusuna ait konum değerleri



Şekil 6.35. Üç uydu ile konum tespiti işleminde düşük hata değerlerinin hesaplandığı TÜRSAT 4B uydusuna ait konum değerleri



Şekil 6.36. Üç uydu ile konum tespiti işleminde yüksek hata değerlerinin hesaplandığı TÜRKİSAT 5A uydusuna ait konum değerleri

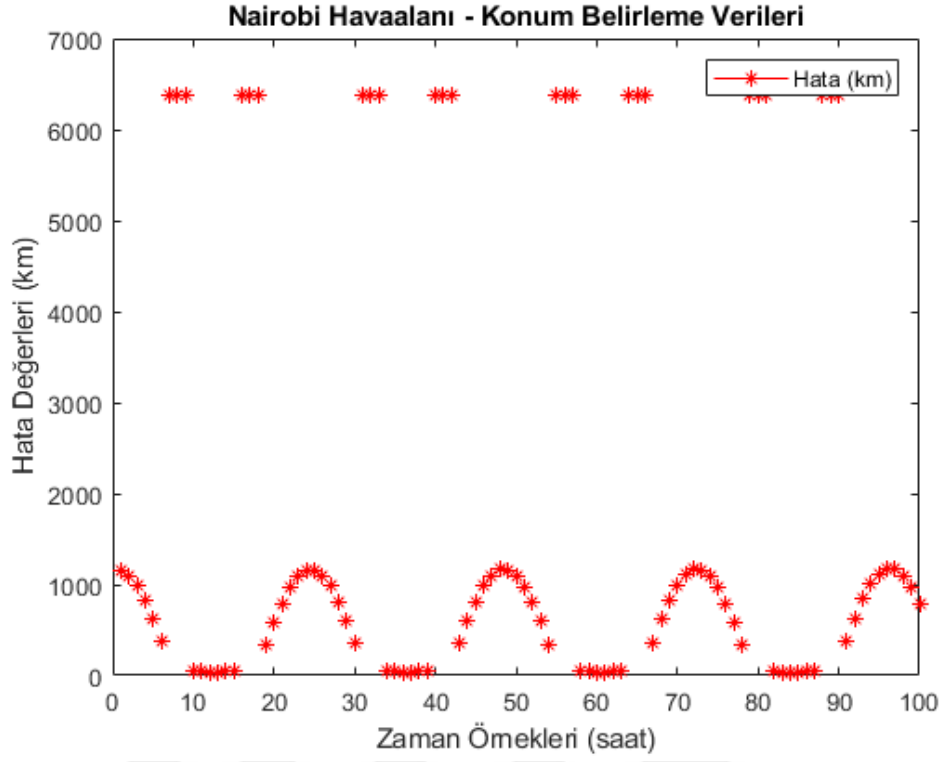


Şekil 6.37. Üç uydu ile konum tespiti işleminde düşük hata değerlerinin hesaplandığı TÜRKİSAT 5A uydusuna ait konum değerleri

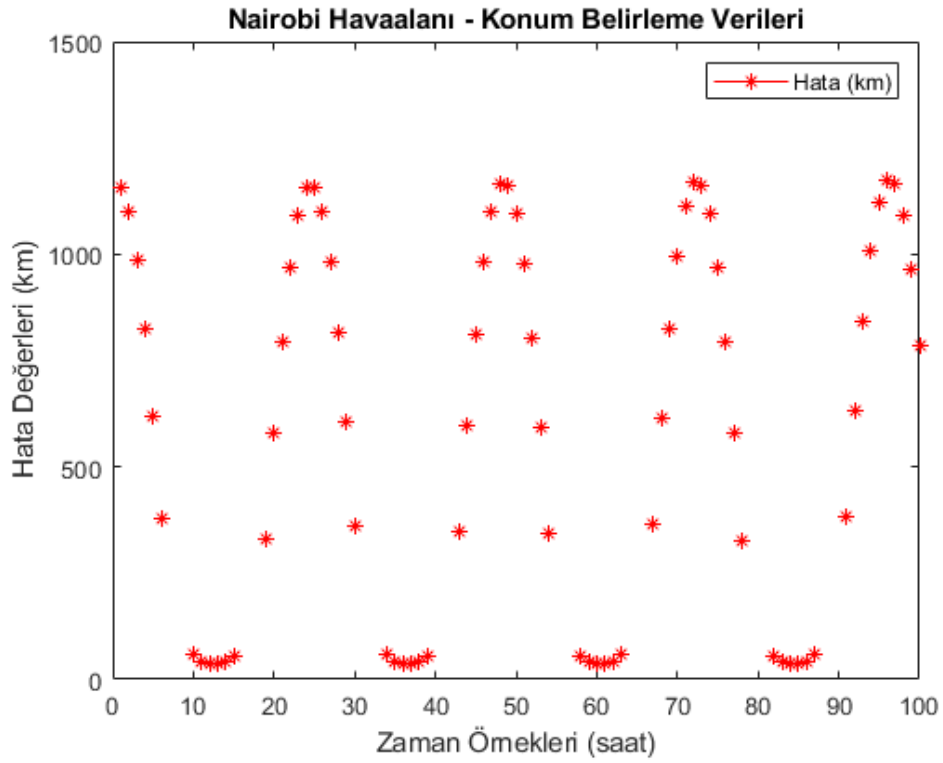
Çizelge 6.17’de belirtilen altı farklı karıştırıcı sistemine ait düşük ortalama konum belirleme hata miktarlarına karşın Nairobi Havaalanı’nda yer alan karıştırıcı sistem için oldukça yüksek bir ortalama hata değeri ile tespit işlemi yapılmıştır. Nairobi’de yer alan karıştırıcıya ait konum tahmin verileri Çizelge 6.18’de gösterilmiştir. TÜRKSAT 4A, TÜRKSAT 4B ve TÜRKSAT 5A uydularının yeryüzündeki izdüşümlerinin Nairobi üzerinde olmasından dolayı doğrusal olmayan denklem sisteminde tekillik meydana gelmektedir. Bu tekillikten dolayı Şekil 6.38 ve Şekil 6.39’da görüldüğü üzere en düşük 30 km civarında bir hata değeri ile tespit işlemi gerçekleştirilmektedir.

Çizelge 6.18. Nairobi Havaalanı’nda bulunan karıştırıcı sistemine ait ECEF koordinatları ve ortalama konum belirleme hata değerleri

Karıştırıcı: Nairobi	Newton/ Broyden Yöntemi ile Çözümler		
	X (km)	Y (km)	Z (km)
Gerçek Konum Değeri	5098.509	3832.113	-145.635
Tahmini Konum Değerlerinin Ortalaması (Ayıklama olmadan)	3843.454	2913.924	318.993
Tahmini Konum Değerlerinin Ortalaması (Ayıklamadan sonra)	5095.121	3832.252	-184.328
Ortalama Hata (Ayıklama olmadan) (km)	1983.400		
Ortalama Hata (Ayıklamadan sonra) (km)	38.842		



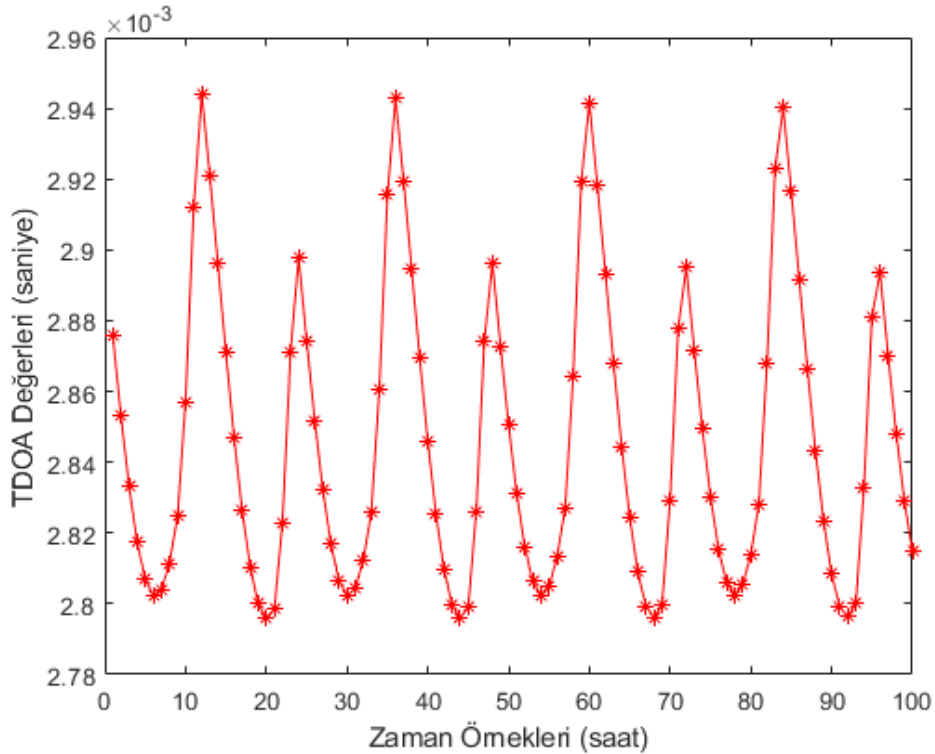
Şekil 6.38. Nairobi Havaalanı'nda bulunan karıştırıcı sistemine ait farklı zaman örneklerindeki konum belirleme hata miktarları (ayıklama olmadan)



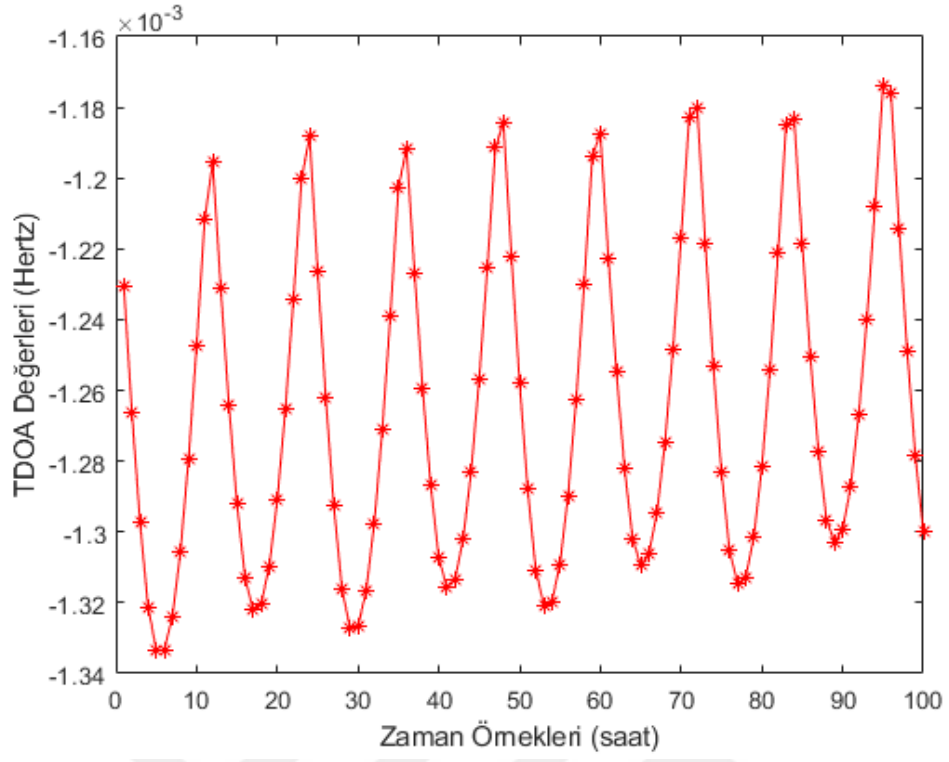
Şekil 6.39. Nairobi Havaalanı'nda bulunan karıştırıcı sistemine ait farklı zaman örneklerindeki konum belirleme hata miktarları (ayıklamadan sonra)

## 6.2.4 Üç Uydu ile Bozucu Sinyal Kaynağı Konumlandırma Ölçümler

Üç uydu ile bozucu sinyal kaynağı yerinin tespit edilebilmesi işleminde, doğrusal olmayan denklem sistemi iki adet TDOA denklemi ile Dünya'nın şeklinin elipsoid olmasından kaynaklı elipsoid denkleminde oluşmaktadır. Doğrusal olmayan denklem sisteminin çözümlenebilmesi için iki ayrı TDOA denklemindeki TDOA değerlerinin bilinmesi gerekmektedir. TDOA denklemlerinde yer alan gerçek TDOA değerleri, karıştırıcı sistemlerin, konum belirleme sisteminin ve uyduların konum bileşenlerinin referans alınmasıyla ölçülmüştür. İstanbul Havaalanı'nda yer alan karıştırıcı sistem için 17 Kasım 2021 20:17:48 UTC zamanını referans alan yüz adet zaman örneğindeki iki ayrı denkleme ait TDOA ölçüm değerleri Şekil 6.40 ile Şekil 6.41'de gösterilmiştir. Bu şekillere bakıldığında ölçülen TDOA değerlerinin Milisaniye mertebesinde olduğu görülmektedir. Bir konum belirleme sistemi tasarlamak istendiğinde, TDOA değerlerini hesaplayan alt sistemlerdeki hata miktarlarının Mikrosaniye mertebesinde olduğunda daha sağlıklı sonuçlar vermesi beklenmektedir.



Şekil 6.40. Üç uydu ile konum tespiti işleminde birinci TDOA denkleminde yer alan farklı zamanlardaki TDOA değerleri



Şekil 6.41. Üç uydu ile konum tespiti işleminde ikinci TDOA denkleminde yer alan farklı zamanlardaki TDOA değerleri

## 7. SONUÇLAR

Tez kapsamında uydu haberleşmesini bozan sinyal kaynağı yerinin uydular kullanılarak tespit edilmesinin yapılabilir olduğu gösterilmiştir. İlk olarak Türkiye'deki ve Dünya'daki uydu haberleşme sistemleri ve uydu haberleşmesini olumsuz bir şekilde etkileyen karıştırma tehditleri hakkında bilgi verilmiştir. Daha sonra uydu yörünge hesaplamaları ile konum belirleme işleminde kullanılacak olan yörünge üzerindeki aktif TÜRKSAT uydularının konum ve hız verilerinin nasıl elde edileceği anlatılmıştır. İki ve üç uydu kullanarak karıştırıcı kaynağın konumunu belirlemeye yönelik senaryolar hazırlanarak doğrusal olmayan denklem sistemleri oluşturulmuş, bu denklem sistemlerini çözen Newton ve Broyden'in sayısal analiz yöntemleri açıklanmıştır. Son olarak MATLAB üzerinde uyduların hareketleri modellenmiş, Dünya üzerinde farklı yerlere konumlandırılan karıştırıcı sistemlerin tahmini konum belirleme verileri simülasyonlar aracılığıyla sunulmuştur. Simülasyonların sonuçlarına bakıldığında uyduların yörünge üzerindeki hareketinin düzgün bir şekilde modellendiği ve karıştırıcı kaynakların konumlarının yüksek doğrulukla tespit edildiği görülmüştür. Simülasyonlarda tahmini konum belirleme verileri belirli hata değerleri arasında kümelenmiştir. İki uydu ile konum belirleme işleminde kümelenmenin olduğu zaman örneklerdeki ortalama hata değerlerinin Nairobi haricindeki bölgelerde konumlandırılan karıştırıcılar için 0.4 km'nin altında olduğu gözlenmiştir. Nairobi'deki karıştırıcı için ise ortalama hata değeri 2 km civarında hesaplanmıştır.

İki uydu ile konum tespitiyle karşılaştırıldığında üç uydu ile konum tespiti işleminde Nairobi dışındaki karıştırıcı konumları için doğrusal olmayan denklem sistemindeki tekillikten kaynaklı yüksek hata değerleri görülmemiştir. Ortalama hata değerlerinin ise Nairobi haricindeki bölgelerde konumlandırılan karıştırıcılar için 0.25 km'nin altında olduğu gözlenmiştir. Nairobi dışındaki yerler için hesaplanan ortalama hata değerleri iki ve üç uydulu senaryolarda birbirlerine benzerlik göstermesine rağmen Nairobi'deki karıştırıcı için üç uydu ile hesaplanan konum tahmin değerleri iki uydu ile hesaplanan konum tahmin değerlerine göre oldukça yüksek çıkmıştır. Nairobi'de daha yüksek ortalama hata değerlerinin çıkmasının nedeni ise TÜRKSAT 4A, TÜRKSAT 4B ve TÜRKSAT 5A uydularının yeryüzündeki izdüşümlerinin Nairobi

üzerinde olmasındandır. Buradan hareketle, izdüşümü karıştırıcı sistemin bulunduğu bölgeye düşen uydular ile konum tespiti yapılırken yüksek hatalı konum tahmin değerlerine ulaşılabacağı sonucu çıkarılmaktadır. Bunlara ek olarak Newton ve Broyden yöntemleriyle çözüme ulaşma sürelerinin ve yineleme adım sayılarının üç uydu ile konum tespiti işlemlerinde daha az olduğu söylenebilmektedir.

Bu çalışmaya dahil edilmeyen tek uydu ile karıştırıcı kaynağın yerinin tespiti ileride yapılacak bir çalışma konusu olabilecektir.



## 8. KAYNAKLAR

- [1] J. Han, Y. Liu and D. Huang, "Research on Satellite Interference Geolocation Based on Satellite Systems," 2009 5th International Conference on Wireless Communications, Networking and Mobile Computing, pp. 1-5, doi: 10.1109/WICOM.2009.5302405, **2009**.
- [2] K. C. Ho and Y. T. Chan, "Solution and performance analysis of geolocation by TDOA," in IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, vol. 29, no. 4, pp. 1311-1322, doi: 10.1109/7.259534, **Ekim 1993**,.
- [3] D. Wang, S. Wei, and Y. Wu, "A performance analysis of multi-satellite joint geolocation," Frontiers Inform. Technol. Electron. Eng., vol. 17, no. 12, pp. 1360–1387, doi: 10.1631/FITEE.1500285, **2016**.
- [4] K. C. Ho and Y. T. Chan, "Geolocation of a known altitude object from TDOA and FDOA measurements," in IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, vol. 33, no. 3, pp. 770-783, doi: 10.1109/7.599239, **Temmuz 1997**.
- [5] H. Grant, E. Salt and D. Dodds, "Geolocation of communications satellite interference," 2013 26th IEEE Canadian Conference on Electrical and Computer Engineering (CCECE), pp. 1-4, doi: 10.1109/CCECE.2013.6567745, **2013**.
- [6] "Measurement techniques and new technologies for satellite monitoring," ITU, Geneva, Switzerland, <https://www.itu.int/pub/R-REP-SM.2424-2018>, Erişim tarihi: **8 Aralık 2021**.
- [7] R. Rideout, "DERA transmitter location service (TLS)," in Proc. IEE Colloq. Military Satellite Communications, London, pp. 8/1–8/6, doi: 10.1049/ic:20000128, **2000**.
- [8] A. Kalantari, S. Maleki, S. Chatzinotas and B. Ottersten, "Frequency of arrival-based interference localization using a single satellite," 2016 8th Advanced Satellite Multimedia Systems Conference and the 14th Signal Processing for Space Communications Workshop (ASMS/SPSC), pp. 1-6, doi: 10.1109/ASMS-SPSC.2016.7601472, **2016**.

- [9] David G. Whalen, "Communications Satellites Short History," NASA History Division, <http://history.nasa.gov/satcomhistory.html>, Erişim tarihi: **8 Aralık 2021**.
- [10] Wiley J. Larson and James R. Wertz, Space Mission Analysis and Design, 3rd. edition Hawthorne, CA: Microcosm Press, p.534-561, **1999**.
- [11] Richharia Madhavendra, Mobile Satellite Communications Principles and Trends 2nd.edition, John Wiley & Sons, Ltd, p.515-560, **2014**.
- [12] Wikipedia katılımcıları, Globalstar. Vikipedi, Özgür Ansiklopedi. <url://tr.wikipedia.org/w/index.php?title=Globalstar&oldid=25846954>, Erişim tarihi: **8 Aralık 2021**.
- [13] Wikipedia katılımcıları, Iridium iletişim uyduları. Vikipedi, Özgür Ansiklopedi. [url://tr.wikipedia.org/w/index.php?title=Iridium\\_ileti%C5%9Fim\\_uydular%C4%B1&oldid=24804626](url://tr.wikipedia.org/w/index.php?title=Iridium_ileti%C5%9Fim_uydular%C4%B1&oldid=24804626), Erişim tarihi: **8 Aralık 2021**.
- [14] TÜRKSAT Hakkımızda, <https://www.turksat.com.tr/tr/hakkimizda>, Erişim tarihi: **29 Aralık 2021**.
- [15] İbrahim Öz, A. Rüstem Aslan, Dr. Nedim Sözbir, TÜRKSAT Uydu Haberleşmesi 101, Türksat A.Ş., Ankara, **2021**.
- [16] "Joint Spectrum Interference Resolution (JSIR) Procedures." Chairman of the Joint Chiefs of Staff Manual (CJCSM 3320.02D), **Haziran 2013**.
- [17] Carlson, A. Bruce, and Paul B. Crilly. Communication Systems: An Introduction to Signals and Noise in Electrical Communications (5th. ed.). New York: McGraw-Hill, page 4, **2011**.
- [18] C. Hao, D. Feng, Q. Zhang and X. -G. Xia, "Interference Geolocation in Satellite Communications Systems: An Overview," in IEEE Vehicular Technology Magazine, vol. 16, no. 1, pp. 66-74, doi: 10.1109/MVT.2020.3002525, **Mart 2021**.
- [19] Space System Threats, <https://aerospace.csis.org/wp-content/uploads/2018/09/Space-System-Threats.pdf> , Erişim tarihi: **8 Aralık 2021**.
- [20] Ronald C . Wilgenbusch and Alan Heisig, Command and Control Vulnerabilities to Communications Jamming, ndupress.ndu.edu, JFQ / issue 69, **2013**.

- [21] Todd Harrison, The Future of Milsatcom, The Center for Strategic and Budgetary Assessments (CSBA), **2013**.
- [22] Abacı, H., Uydu Yörünge Benzetimi Ve Yörünge Kestirimi, Yüksek Lisans Tezi, Hacettepe Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü, Ankara, **2008**.
- [23] Frequently Asked Questions: Two-Line Element Set Format, <http://celestrak.com/columns/v04n03/>, Erişim tarihi: **9 Aralık 2021**.
- [24] Basic Description of the Two Line Element (TLE) Format, <https://www.space-track.org/documentation#/tle>, Erişim tarihi: **9 Aralık 2021**.
- [25] Wikipedia contributors, 'Orbital elements', Wikipedia, The Free Encyclopedia, [https://en.wikipedia.org/w/index.php?title=Orbital\\_elements&oldid=1047400089](https://en.wikipedia.org/w/index.php?title=Orbital_elements&oldid=1047400089), Erişim tarihi: **9 Aralık 2021**.
- [26] Active Satellites, <https://www.celestrak.com/NORAD/elements/>, Erişim tarihi: **17 Kasım 2021**.
- [27] Curtis, Howard D.. "Orbital Mechanics: For Engineering Students." ,**2005**.
- [28] Montenbruck, Oliver and Eberhard K. A. Gill. "Satellite Orbits: Models, Methods and Applications." , **2000**.
- [29] Wikipedia contributors, "Mean anomaly," Wikipedia, The Free Encyclopedia, [https://en.wikipedia.org/w/index.php?title=Mean\\_anomaly&oldid=1058120599](https://en.wikipedia.org/w/index.php?title=Mean_anomaly&oldid=1058120599), Erişim tarihi: **9 Aralık 2021**.
- [30] Wikipedia contributors, "Eccentric anomaly," Wikipedia, The Free Encyclopedia, [https://en.wikipedia.org/w/index.php?title=Eccentric\\_anomaly&oldid=1044869550](https://en.wikipedia.org/w/index.php?title=Eccentric_anomaly&oldid=1044869550), Erişim tarihi: **9 Aralık 2021**.
- [31] Wikipedia contributors, "Earth-centered, Earth-fixed coordinate system," Wikipedia, The Free Encyclopedia, [https://en.wikipedia.org/w/index.php?title=Earth-centered,\\_Earth-fixed\\_coordinate\\_system&oldid=1055631235](https://en.wikipedia.org/w/index.php?title=Earth-centered,_Earth-fixed_coordinate_system&oldid=1055631235), Erişim tarihi: **10 Aralık 2021**..
- [32] NIMA, World Geodetic System 1984 TR 8350.2, US Department of Defence National Imagery and Mapping Agency, **2000**.
- [33] Boulet, D. L. Methods of Orbit Determination for the Microcomputer, Willmann-Bell, **1991**.

- [34] Sadowski, Jarosław. "Velocity measurement using the FDOA Method in ground-based radio navigation system." Metrology and Measurement Systems 21: 363-376, **2014**.
- [35] What is the geoid?, <https://oceanservice.noaa.gov/facts/geoid.html>, Erişim tarihi: **20 Kasım 2021**.
- [36] Wikipedia contributors, "Ellipsoid," Wikipedia, The Free Encyclopedia, <https://en.wikipedia.org/w/index.php?title=Ellipsoid&oldid=1052513552>, Erişim tarihi: **10 Aralık 2021**..
- [37] Remani, Courtney. "Numerical Methods for Solving Systems of Nonlinear Equations.", Honour's Seminar, Lakehead University Thunder Bay, Ontario, Canada, **2013**.
- [38] Michael T. Heath. Scientific Computing: An Introductory Survey, Revised Second Edition. SIAM-Society for Industrial and Applied Mathematics, Philadelphia, PA, USA, **2018**.
- [39] <https://www.maps.ie/coordinates.html>, Erişim tarihi: **3 Kasım 2021**.
- [40] <https://www.google.com/maps/>, Erişim tarihi: **10 Aralık 2021**.