

**STARLINK TABANLI RADYO KONUMLAMA SİSTEMİNİN  
KAVRAMSAL TASARIMI**

**CONCEPTUAL DESIGN OF STARLINK BASED RADIO  
LOCATIONING SYSTEM**

**DOĞUKAN KÖK**

**DR. ÖĞR. ÜYESİ YAKUP ÖZKAZANÇ**

**Tez Danışmanı**

Hacettepe Üniversitesi

Lisansüstü Eğitim-Öğretim ve Sınav Yöntemeliğinin

Elektrik ve Elektronik Mühendisliği Anabilim Dalı için Öngördüğü

YÜKSEK LİSANS TEZİ olarak hazırlanmıştır.

Eylül 2024

## ÖZET

### STARLINK TABANLI RADYO KONUMLAMA SİSTEMİNİN KAVRAMSAL TASARIMI

**Doğukan KÖK**

**Yüksek Lisans, Elektrik ve Elektronik Mühendisliği**

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

**Eylül 2024, 93 sayfa**

Geleneksel GNSS sistemlerinin konumlama amacıyla kullanımının yanında günümüzde LEO'da bulunan haberleşme uydularının fırsat sinyalleri olarak konumlama amacıyla kullanılması için de çalışmalar yapılmaktadır. LEO uydularının, GNSS uydularına göre dünyaya daha yakın olması; sinyalde daha az kayıp oluşmasını, karıştırma tekniklerinin ise son yıllarda gelişim göstermesiyle beraber GNSS sistemlerinin kullanılmadığı bölgelerde LEO tabanlı konumlama sistemlerinin kullanımına olanak sağlaması, LEO tabanlı konumlama çalışmalarının yapılmasında etkili olmaktadır. Starlink uydu takımının internet haberleşmesini sağlamak için yayınladığı aşağı bağlantı sinyalleri ve koruma aralığı içerisinde yer alan ton sinyalleri, Starlink uydularının artış göstermesiyle konumlama amacıyla kullanımına olanak sağlamaktadır. Bu çalışmada, Starlink OFDM ve ton sinyallerinin statik durumda bulunan bir alıcı tarafından takip edildiği varsayılmış ve Doppler ölçümleri kullanılarak alıcı konumunun kestirilmesi amaçlanmıştır. Konum kestirimi için en küçük kareler yöntemini temel alan bir kestirimci mimarisi önerilmiştir. Doppler tabanlı konumlama yöntemlerinde; konumlama performansını etkileyen hata kaynakları bulunmaktadır. Uydu, alıcı saat kayma ve kayma oranı, gürültü hataları Doppler ölçümlerini etkilerken, uydu yörünge ve ölçüm zamanı hataları ise uydu konum ve hız hatalarını etkileyen

hata kaynaklarıdır. Hata kaynakları ve konumlama yönteminin içerisinde bulunan ölçüm sayısı, ölçüm sıklığı gibi parametrelerin kestirim performansı üzerindeki etkilerini incelemek için benzetim ortamında konumlama çalışmaları gerçekleştirilmiştir.

**Anahtar kelimeler: Doppler Kayması, Starlink, Fırsat Sinyalleri, Konumlama**

## **ABSTRACT**

# **CONCEPTUAL DESIGN OF STARLINK BASED RADIO LOCATIONING SYSTEM**

**Doğukan KÖK**

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

**Supervisor: Lecturer Dr. Yakup ÖZKAZANÇ**

**September 2024, 93 pages**

Studies are being carried out to use communication satellites in Low Earth Orbit (LEO) as opportunity signals for positioning in addition to the traditional use of GNSS systems. The fact that LEO satellites are closer to the earth than GNSS satellites, provide less loss in signals and jamming techniques have improved in recent years, making it possible to use LEO-based positioning systems in regions where GNSS systems cannot be used. The downlink signals broadcasted for internet communication from Starlink satellites, along with the tone signals within the guard band, have made it possible to use Starlink satellites for positioning purposes as the Starlink satellites increased their numbers in LEO. In this thesis, it is assumed that a static receiver tracks the Starlink OFDM and tone signals, aiming to estimate the receiver's position using Doppler measurements. An estimator architecture based on the least squares method is proposed for position estimation. In positioning methods using Doppler measurements, factors such as satellite and receiver clock drift and drift rate, noise errors, orbital errors and measurement time error effect satellite position and velocity and Doppler measurements. Also parameters of the positioning method that Doppler frequency and the number of measurements within the method significantly effect the estimation performance.

To observe the effects of these parameters and errors on estimation performance, positioning studies have been carried out in a simulation environment.

**Keywords: Doppler Effect, Starlink, Signals of Opportunity, Positioning**

## TEŞEKKÜR

Tez çalıőmamın her aőamasında bilgi, birikim ve tecrübeleriyle bana yol gösteren değerli tez danıőmanım Dr. Öğr. Üyesi Yakup Özkazań'a yürekten teőekkürlerimi sunuyorum.

Yüksek lisans eğitimimi teővik eden ve tez çalışması kapsamında her türlü olanağı sağlayan TÜBİTAK SAGE'ye ve ihtiyacım olduğunda bilgi birikimi ve tecrübeleriyle desteklerini esirgemeyen Seyrüsefer Birimi'ne çok teşekkür ederim.

Her zaman yanımda olup, desteğini esirgemeyen babam Rasim KÖK ve annem Zennur KÖK'e çok teşekkür ederim.



# İÇİNDEKİLER

ÖZET .....	i
ABSTRACT .....	iii
TEŞEKKÜR .....	v
İÇİNDEKİLER .....	vi
ŞEKİLLER DİZİNİ .....	viii
ÇİZELGELER DİZİNİ.....	xi
SİMGELER VE KISALTMALAR .....	xii
SÖZLÜK DİZİNİ .....	xiii
1 GİRİŞ .....	1
1.1 Tezin Amacı .....	2
1.2 Tezin Kapsamı .....	2
2 STARLINK UYDU TAKIMI.....	4
2.1 Uydu Yörüngeleri .....	4
2.1.1 Alçak Dünya Yörüngesi (LEO) .....	4
2.1.2 Orta Dünya Yörüngesi (MEO) .....	4
2.2 MEO Tabanlı Konumlama Sistemleri .....	5
2.3 Starlink Tabanlı Konumlama.....	6
2.4 Starlink Sinyalleri .....	10
2.4.1 Starlink Uydu Takımının Yapısı .....	12
2.4.2 Dikey Frekans Bölmeli Çoğullama (OFDM) Tekniği.....	13
2.4.2.1 Koruma Bandı ve Çevrimsel Önek .....	14
2.4.2.2 İletilen Sinyalin Pencerelemesi ve İzgesi .....	14
2.4.2.3 OFDM Sinyal Modeli .....	17
2.4.2.4 Kanal Etkisi .....	19
2.4.2.5 OFDM Demodülatör .....	21
2.4.3 Starlink Aşağı Bağlantı Sinyal Yapısı .....	23
2.4.4 Starlink Aşağı Bağlantı Ton Sinyalleri .....	25
2.5 İki Satırlı Eleman Seti ve SGP4 Yörünge Hesaplayıcısı.....	26



2.5.1	İki Satırlı Eleman Seti (TLE) .....	26
2.5.2	SGP4 Yörünge Hesaplayıcısı .....	29
3	STARLINK TABANLI KONUMLAMA YÖNTEMİ .....	31
3.1	Giriş .....	31
3.2	Konumlama Hata Kaynakları .....	32
3.2.1	Alıcı ve Uydu Saat Hataları .....	33
3.2.1.1	Uydu ve Alıcı Saat Sapma, Kayma ve Kayma Oranı .....	33
3.2.2	Uydu Yörünge Hataları .....	35
3.2.3	Alıcı Başlangıç Konum Hatası .....	36
3.2.4	Alt Taşıyıcı Sinyal Frekans Farkı .....	36
3.2.5	Atmosferik Etkiler .....	38
3.3	Doppler Ölçümlerinin Oluşturulması .....	39
3.4	Alıcı Konumu ve Konumlama Hatalarının Kestirilmesi .....	41
3.4.1	En Küçük Kareler Yöntemi .....	43
3.4.1.1	Doğrusal Olmayan En Küçük Kareler Yöntemi .....	44
3.4.2	Farklı Zamanlardaki Ölçümler ile Konum Belirleme .....	46
3.5	Konumlama Hassasiyeti (DPDOP) .....	49
3.6	Uydu Seçimi .....	51
4	BENZETİM ÇALIŞMALARI .....	55
4.1	Senaryo 1: Uydu Dağılımının Konuclamaya Etkisi .....	55
4.2	Senaryo 2: Ölçüm Sayısının Konuclamaya Etkisi .....	60
4.3	Senaryo 3: Doppler Ölçüm Sıklığının Konuclamaya Etkisi .....	68
4.4	Senaryo 4: Uydu Yörünge Hatalarının Konuclamaya Etkisi .....	75
5	SONUÇLAR .....	86
6	KAYNAKLAR .....	88

## ŞEKİLLER DİZİNİ

Şekil 2.1	Starlink ağ yapısı [1] .....	11
Şekil 2.2	Çevrimsel önek .....	14
Şekil 2.3	Zaman ve frekans alanında dikdörtgen pencere fonksiyonu [2] .....	15
Şekil 2.4	Frekans alanında dikdörtgen (devamlı çizgi) ve yükseltilmiş kosinüs(kesikli çizgi) pencere fonksiyonu [3] .....	16
Şekil 2.5	Farklı düşüş faktörleri için zaman ve frekans alanında yükseltilmiş kosinüs fonksiyonu [4] .....	16
Şekil 2.6	Çevrimsel önek, koruma aralığı ve OFDM sembolünün zaman alanındaki gösterimi [5] .....	17
Şekil 2.7	Sürekli zaman taban bant OFDM sinyal modeli .....	18
Şekil 2.8	Sayısal OFDM sisteminin akış şeması .....	19
Şekil 2.9	Starlink çerçeve yapısı [6] .....	24
Şekil 2.10	Starlink kanal yapısı [6] .....	24
Şekil 2.11	11.325 GHz frekansta görülen ton sinyalleri ve zamana bağlı Doppler değişimleri [7] .....	25
Şekil 2.12	Starlink uydusuna ait TLE dosyası .....	27
Şekil 3.1	LEO uydu tabanlı genel konumlama sistemi .....	31
Şekil 3.2	Alıcı frekans hatası .....	34
Şekil 3.3	SGP4 ilerletici ile hesaplanan uydu konumlarının hataları [8] .....	35
Şekil 3.4	Doppler ölçüm modeli .....	41
Şekil 3.5	En küçük kareler yöntemi akış şeması .....	49
Şekil 3.6	GNSS sistemlerinde ölçüm hatası ve uydu dağılımının konum kestirimine etkisi [9] .....	50
Şekil 4.1	Senaryo-1 Test-1 alıcı konum hataları .....	56
Şekil 4.2	Senaryo-1 Test-1 alıcı konum hatasının büyüklüğü .....	57
Şekil 4.3	Senaryo-1 Test-1 DPDOP değerleri .....	57
Şekil 4.4	Senaryo-1 Test-2 alıcı konum hataları .....	58

Şekil 4.5	Senaryo-1 Test-2 alıcı konum hatasının büyüklüğü .....	58
Şekil 4.6	Senaryo-1 Test-2 DPDOP değerleri .....	59
Şekil 4.7	Senaryo-2 Test-1 alıcı konum hataları .....	62
Şekil 4.8	Senaryo-2 Test-1 alıcı konum hatasının büyüklüğü .....	63
Şekil 4.9	Senaryo-2 Test-1 DPDOP değerleri .....	63
Şekil 4.10	Senaryo-2 Test-2 alıcı konum hataları .....	64
Şekil 4.11	Senaryo-2 Test-2 alıcı konum hatasının büyüklüğü .....	64
Şekil 4.12	Senaryo-2 Test-2 DPDOP değerleri .....	65
Şekil 4.13	Senaryo-2 Test-3 alıcı konum hataları .....	66
Şekil 4.14	Senaryo-2 Test-3 alıcı konum hatasının büyüklüğü .....	66
Şekil 4.15	Senaryo-2 Test-3 DPDOP değerleri .....	67
Şekil 4.16	Senaryo-3 Test-1 alıcı konum hataları .....	69
Şekil 4.17	Senaryo-3 Test-1 alıcı konum hatasının büyüklüğü .....	70
Şekil 4.18	Senaryo-3 Test-1 DPDOP değerleri .....	70
Şekil 4.19	Senaryo-3 Test-2 alıcı konum hataları .....	71
Şekil 4.20	Senaryo-3 Test-2 alıcı konum hatasının büyüklüğü .....	72
Şekil 4.21	Senaryo-3 Test-2 DPDOP değerleri .....	72
Şekil 4.22	Senaryo-3 Test-3 alıcı konum hataları .....	73
Şekil 4.23	Senaryo-3 Test-3 alıcı konum hatasının büyüklüğü .....	73
Şekil 4.24	Senaryo-3 Test-3 DPDOP değerleri .....	74
Şekil 4.25	Senaryo-4 Test-1 alıcı konum hataları .....	77
Şekil 4.26	Senaryo-4 Test-1 alıcı konum hatasının büyüklüğü .....	77
Şekil 4.27	Senaryo-4 Test-1 DPDOP değerleri .....	78
Şekil 4.28	Senaryo-4 Test-2 alıcı konum hataları .....	79
Şekil 4.29	Senaryo-4 Test-2 alıcı konum hatasının büyüklüğü .....	79
Şekil 4.30	Senaryo-4 Test-3 alıcı konum hataları .....	80
Şekil 4.31	Senaryo-4 Test-3 alıcı konum hatasının büyüklüğü .....	80
Şekil 4.32	Senaryo-4 Test-4 alıcı konum hataları .....	81
Şekil 4.33	Senaryo-4 Test-4 alıcı konum hatasının büyüklüğü .....	82
Şekil 4.34	Senaryo-4 Test-4 DPDOP değerleri .....	82

Şekil 4.35	Senaryo-4 Test-5 alıcı konum hataları .....	83
Şekil 4.36	Senaryo-4 Test-5 alıcı konum hatasının büyüklüğü .....	83
Şekil 4.37	Senaryo-4 Test-5 DPDOP değerleri .....	84

## ÇİZELGELER DİZİNİ

Çizelge 2.1	GNSS sistemlerinin yörünge yüksekliği ve uydu sayısı .....	5
Çizelge 2.2	Statik alıcı için Doppler kayması ve değişimi, görünür Starlink uydu sayısı ve görünür olma süreleri [10] .....	8
Çizelge 2.3	LEO tabanlı navigasyon sistemleri ile yapılan çalışmalarda konum hataları [11] .....	9
Çizelge 2.4	Starlink haberleşme sistemi frekans aralıkları [12] .....	11
Çizelge 2.5	Starlink uydu yörüngeleri ve yörüngede bulunan uydu sayısı .....	12
Çizelge 2.6	TLE dosyasının ikinci satır içeriği [13] .....	27
Çizelge 2.7	TLE dosyasının üçüncü satır içeriği [13] .....	29
Çizelge 3.1	TCXO-OCXO Kayma ve Kayma Oranı Hata Seviyeleri .....	33
Çizelge 4.1	Senaryo-1 gürültü, alıcı ve uydu saat hata seviyeleri.....	56
Çizelge 4.2	Senaryo 1 ortalama alıcı konum hatası ve standart sapma değerleri ..	60
Çizelge 4.3	Senaryo-2 gürültü, alıcı ve uydu saat hata seviyeleri.....	61
Çizelge 4.4	Senaryo-2 başlangıç anında uyduların konum ve hız hatalarının dağılımı.....	61
Çizelge 4.5	Senaryo-2 süresince uydu konum ve hız hatalarının değişim seviyeleri	62
Çizelge 4.6	Senaryo-2 konum hatalarının ortalama, standart sapma ve RMS değerleri .....	67
Çizelge 4.7	Senaryo-3 gürültü, alıcı ve uydu saat hata seviyeleri.....	68
Çizelge 4.8	Senaryo-3 başlangıç anında uyduların konum ve hız hatalarının dağılımı.....	69
Çizelge 4.9	Senaryo-3 süresince uydu konum ve hız hatalarının değişim seviyeleri	69
Çizelge 4.10	Senaryo-3 ortalama alıcı konum hatası ve standart sapma değerleri ..	75
Çizelge 4.11	Senaryo-4 gürültü, alıcı ve uydu saat hataları .....	75
Çizelge 4.12	Senaryo-4 başlangıç anında uyduların konum ve hız hatalarının dağılımı.....	76
Çizelge 4.13	Senaryo-4 süresince uydu konum ve hız hatalarının değişim seviyeleri	76
Çizelge 4.14	Senaryo-4 ortalama alıcı konum hatası ve standart sapma değerleri ..	84

## SİMGELER VE KISALTMALAR

### Simgeler

$\rho$	:	Sözde Mesafe
$\dot{\rho}$	:	Sözde Mesafe Oranı
$\sigma$	:	Standart Sapma
$c$	:	Işık Hızı
$r$	:	Konum Vektörü
$v$	:	Hız Vektörü

### Kısaltmalar

<b>AoA</b>	:	Angle of Arrival
<b>DPDOP</b>	:	Doppler Positioning Dilution Of Precision
<b>ECEF</b>	:	Earth Centered Earth Fixed
<b>FLL</b>	:	Frequency Locked Loop
<b>GNSS</b>	:	Global Navigation Satellite System
<b>LEO</b>	:	Low Earth Orbit
<b>MEO</b>	:	Medium Earth Orbit
<b>OCXO</b>	:	Oven Controlled Crystal Oscillator
<b>OFDM</b>	:	Orthogonal Frequency Division Multiplexing
<b>PLL</b>	:	Phase Locked Loop
<b>PNT</b>	:	Position Navigation and Timing
<b>SGP</b>	:	Simplified General Perturbation
<b>SSN</b>	:	Space Surveillance and Network
<b>TCXO</b>	:	Temperature Compensated Crystal Oscillator
<b>TLE</b>	:	Two-Three Line Element
<b>UTC</b>	:	Universal Time Coordinated

## SÖZLÜK DİZİNİ

Alçak Dünya Yörüngesi	Low Earth Orbit(LEO)
Artık	Residual
Aşağı Bağlantı	Downlink
Birincil Senkronizasyon Dizisi	Primary Synchronization Sequence
Çerçeve	Frame
Çevrimsel Önek	Cyclic Prefix(CP)
Devrik	Transpose
Doppler Konumlandırma Hassasiyeti	Doppler Positioning Dilution of Precision(DPDOP)
Eş Zamanlı İzleme ve Navigasyon	Simultaneous Tracking and Navigation(STAN)
Gerçek Ekvator Ortalama Ekinoks	True Equator Mean Equinox(TEME)
İki Satırlı Element	Two Line Element(TLE)
İkincil Senkronizasyon Dizisi	Secondary Synchronization Sequence
Koruma Boşluğu	Guard Space
Kanal Dengeleyici	Channel Equalizer
Orta Dünya Yörüngesi	Medium Earth Orbit(MEO)
Sözde Mesafe	Pseudo Range
Sözde Mesafe Oranı	Pseudo Range Rate
Semboller Arası Girişim	Inter Symbol Interference(ISI)
Yer Eşzamanlı Yörünge	Geosynchronous Orbit
Yukarı Bağlantı	Uplink

# 1 GİRİŞ

GNSS sistemlerinin kullanımında problem yaşanan bölgelerde; konumlama, navigasyon ve zamanlama (PNT) çalışmalarının yapılabilmesi amacıyla alternatif radyo sinyallerinin navigasyon amacıyla kullanımı günümüzde incelenmektedir. GNSS sistemleri dışında yer alan radyo sinyallerinin PNT amacıyla kullanımında farklı bakış açıları bulunmaktadır. GNSS sistemlerini desteklemek amacıyla, LEO uyduları ve GNSS sistemlerinin bir arada kullanılması bakış açılarından biridir. LEO uyduları yüksek dinamiği sayesinde konumlama çalışmalarında uydu dağılımının hızlı değişmesine olanak sağlayabilir ve karıştırma altında GNSS konumlama performansını arttırabilmektedir [14].

Diğer bir bakış açısı ise LEO uydularının PNT amaçlı sinyaller yayınlaması üzerine kurulmaktadır. Iridium NEXT uydu takımının, uydu zamanlama ve lokalizasyon sinyallerini sağlaması alternatif bir PNT servisi olmasını sağlamaktadır ve GNSS sistemlerini destekleyici amaçla kullanılabilir [15].

Radyo sinyallerinin navigasyon amacıyla kullanımındaki diğer bir konsept ise, ortamda bulunan radyo sinyallerinin herhangi bir navigasyon mesajı yayınlamadığı durumda ve GNSS sistemlerinden destek almadan; fırsat sinyalleri olarak kullanımınıdır. Globalstar, Orbcomm gibi LEO uydu takım sinyali tabanlı [16], AM/FM radyo sinyalleri tabanlı [17], Wi-Fi tabanlı [18], dijital televizyon ve mobil haberleşme tabanlı [19],[20] navigasyon çalışmaları bulunmaktadır.

Son yıllarda uydu tabanlı internet sağlayıcıları OneWeb, Starlink gibi diğer uydu takımlarının da tüm dünyada kapsama alanına erişmek ve internet haberleşmesini sağlamak amacıyla çok sayıda uyduya sahip olmasıyla bu iki uydu takımına ait sinyallerin de fırsat sinyalleri olarak kullanımı değerlendirilmeye başlanmıştır. Özellikle Starlink'in son yıllarda uydu sayısını arttırmasıyla; diğer uydu takımlarına göre çok daha fazla uydu sinyalinin alıcılar tarafından takip edilebilmesi mümkün olmuştur.

Fırsat sinyallerinin navigasyon amacıyla kullanılabilmesi için alıcı tarafından takip edilmesi ve Doppler veya taşıyıcı faz ölçümlerinin elde edilmesi gerekmektedir. Takip edilen



uyduların konum ve hız değerleri ile ölçümler kullanılarak alıcı konumu kestirilebilmektedir. Fırsat sinyalleri kullanılarak elde edilen ölçümlerin farklı sensör çıktıları ile beraber kullanılması [21], tek başına [7] veya birden fazla alıcıdan elde edilen ölçümlerin bir arada kullanılması [22] ile konumlama yapılabilmektedir.

## **1.1 Tezin Amacı**

Geleneksel GNSS sistemlerine karşı son yıllarda karıştırma etkilerinin artış göstermesi, dünyaya uzaklığından dolayı oluşan kayıpların fazla olması ve çoklu yol etkilerinin görüldüğü bölgelerde kullanımında problemler yaşanması; GNSS sistemlerine alternatif yöntemlerin incelenmesine sebep oldu. LEO'da bulunan uydu takımlarının geliştirilmesiyle beraber kapsama alanlarının artış göstermesi, GNSS sistemlerine göre daha yüksek sinyal gücü sağlaması nedeniyle, LEO uydu sinyallerinin navigasyon amacıyla GNSS sistemlerine alternatif veya yardımcı sistemler olarak kullanılabilirliği değerlendirilmeye başlandı. Özellikle uydu tabanlı internet sağlayıcısı Starlink'in uydu sayısının artış göstermesi ile kapsama alanının artması, LEO tabanlı navigasyon sistemleri üzerine yapılan çalışmalara hız kazandırmıştır. Bu tez kapsamında, Starlink uydularının statik bir alıcı ile takip edildiği durumda konumlama amacıyla kullanılabilirliğinin değerlendirilmesi için; LEO tabanlı konumlama sistemlerinde karşılaşılan hata kaynaklarının konumlama performansına olan etkilerinin incelenmesi ve Doppler ölçümlerini kullanan konumlama yönteminin tasarlanması amaçlanmıştır.

## **1.2 Tezin Kapsamı**

Bu tez, beş farklı bölümden oluşmaktadır. Tez, radyo sinyallerinin, amaçları dışında konumlama ve navigasyon için kullanımını ve çalışmanın yapılma amacını açıklayan bir giriş bölümü ile başlamaktadır. Bölüm 2'de, günümüzde kullanılan uydu tabanlı navigasyon sistemleri, Starlink uydu takımı ve Starlink sinyal yapısı sunulmaktadır. Bölüm 3'te, hata kaynaklarından, Doppler ölçümlerinin oluşturulmasından, kullanılan kestirim yönteminin Starlink tabanlı konumlama sistemi için uyarlanmasından ve DPDOP parametresinden

bahsedilmektedir. Bölüm 4 ile simülasyon ortamında oluşturulan farklı hata kaynakları ve ölçüm parametrelerine bağlı deney sonuçları ve konumlama performansına etkileri paylaşılmaktadır. Bölüm 5’de ise tez kapsamında elde edilen sonuçlar değerlendirilmiştir.

## 2 STARLINK UYDU TAKIMI

Bu çalışmada, Starlink uydu sinyallerinin konumlama amacıyla fırsat sinyalleri olarak kullanılabilirliği incelenmiştir. Fırsat sinyallerinin, günümüzde diğer navigasyon sistemlerine alternatif veya yardımcı sistemler olarak değerlendirilmesindeki nedenler, Starlink uydu takımı ve sinyal yapısı bu bölümde açıklanmıştır.

### 2.1 Uydu Yörüngeleri

#### 2.1.1 Alçak Dünya Yörüngesi (LEO)

Genellikle yaklaşık 200 km'den 2000 km'ye kadarki yörüngeler alçak dünya yörüngeleri olarak değerlendirilmektedir. LEO' da bulunan uydular dünyaya yakınlığından dolayı dünya etrafında dönüşünü 128 dakika veya daha kısa sürede tamamlamaktadır. LEO yörüngelerinin eksantrikliği genellikle 0.25'ten daha küçük olmaktadır. Ayrıca LEO'da uyduların hızı ortalama 8 km/s olmaktadır ve yörünge yüksekliği artış gösterdikçe uyduların yörüngede kalması için ihtiyaç duyduğu hız azalmaktadır [23]. LEO'daki uydular diğer yörüngelerdeki uydulara göre daha hızlı ve daha düşük irtifada olduğundan, kapsama alanı daha düşük olmakta ve hızla değişiklik göstermektedir. Bundan dolayı LEO'da bulunan uydu takımlarının yeryüzündeki kapsama alanını genişletmesi için daha fazla uydu bulundurması gerekmektedir.

#### 2.1.2 Orta Dünya Yörüngesi (MEO)

Orta dünya yörüngesi, LEO ve yer eşzamanlı yörünge (geosynchronous orbit) arasında bulunur, MEO'da bulunan uyduların yörünge periyodu ve yüksekliği sırasıyla, 2 ile 24 saat arasında ve 2000 km ile yaklaşık 35786 km arasında değişiklik göstermektedir [24]. GNSS uyduları MEO'da yer almaktadır. GNSS sistemlerinin bulunduğu yörüngelerin yüksekliği Çizelge 2.1 ile verilmiştir.

Çizelge 2.1 GNSS sistemlerinin yörünge yüksekliği ve uydu sayısı

GNSS Sistemleri	Yörünge Yüksekliği	Aktif Uydu Sayısı
GPS	20180 km [25]	31
GALILEO	23,222 km	24
GLONASS	19100 km [25]	25
BEIDOU	21150 km [25]	46

## 2.2 MEO Tabanlı Konumlama Sistemleri

MEO tabanlı navigasyon sistemleri, genellikle GNSS uydularının yayınladığı radyo sinyalleri temel alınarak yapılmaktadır. GNSS uyduları yaklaşık 19000 - 24000 km yörünge yüksekliğinde dünyanın herhangi bir noktasında alıcının en az 4 uydu görebileceği şekilde yörüngeleri planlanmıştır. Aynı zamanda GNSS uydularında kullanılan saatlerin hassasiyetinin çok yüksek olması sebebiyle hassas zaman referansına ihtiyaç duyulan alanlarda da kullanılmaktadır[26].

GNSS sistemlerinde alıcının konumunun hesaplanabilmesi için uyduların konumu ve radyo sinyalinin uydudan kullanıcıya iletiminde geçen sürenin bilinmesi gerekmektedir. Uyduların konumunun hesaplanması için her uydu kendine ait yörünge parametrelerini ve yörünge, saat düzeltmelerini yayınlamaktadır. Uyduların yörünge ve saat düzeltmeleri yeryüzünde bulunan kontrol istasyonları tarafından iletilir. Kontrol istasyonları yörüngede bulunan tüm uyduları takip ederek, uyduların yörünge ve saatinde oluşan bozulmaları tespit eder ve uyduya iletir. Uydular yörünge parametrelerini, yörünge ve saat düzeltmelerini belirli frekanslarda yayınlar. Frekans ve modülasyon yöntemleri GNSS sistemlerinde değişiklik göstermesiyle beraber 100 MHz'den düşük frekanstaki sinyaller iyonosferden etkilendiğinden, GNSS sistemlerinde genellikle L bandı kullanılmaktadır [27]. Alıcı yayınlanan radyo sinyali içerisindeki navigasyon mesajını çözümleyerek uydu yörünge ve zaman parametrelerini elde eder.

Radyo sinyalinin uydudan alıcıya ulaşmasında geçen sürenin hesaplanabilmesi için, uydular radyo sinyalini yayınladığı andaki zaman bilgisini navigasyon mesajı içerisinde belirtmektedir. Alıcı, uydudan zaman bilgisini elde ettikten sonra , sinyalin uydudan çıktığı andaki zaman ile kendine ulaştığı zaman arasındaki farkı belirli bir sapma ile beraber ölçebilmektedir. Sinyalin yayılma hızı (ışık hızı) ile geçen süreyi kullanarak uydu ile kullanıcı arasındaki sözde mesafe (pseudo range) bilgisini alıcı ölçebilmektedir. Alıcının saati ile uydunun saatinin, saat sapma hatasından dolayı; senkronize olmamasından dolayı uydu ile alıcı arasındaki mesafe, sözde mesafe olarak adlandırılmaktadır [28]. Alıcı sözde mesafe ölçümünü alıcı saat sapma hatası dışında hassas bir şekilde hesaplayabilmektedir.

Yüksek doğruluk ile alıcı konumunun hesaplanabilmesi için, sapma hatasının da kestirilmesi gerekmektedir. Alıcı konumu ve sapma hatası ile toplamda 4 bilinmeyen parametre bulunmaktadır. Bundan dolayı alıcının, en az 4 uydu takip etmesi gerekmektedir. 4 veya daha fazla uydu takip edildiği durumda, alıcı en küçük kareler yöntemi, kalman filtre gibi kestirim yöntemlerini kullanarak alıcı konumu ve saat sapma hatasını yüksek doğruluk ile kestirebilmektedir.

Ancak GNSS sistemlerinden elde edilen ölçümler ile kullanıcının konumu veya hızını hesaplayamadığı veya yanlış hesapladığı durumlar oluşabilmektedir. GNSS uydularının LEO uydularına göre çok daha uzakta olması, sinyalde oluşan kayıpları arttırmaktadır. Çoklu yol etkisinin oluşabileceği bölgelerde uydu sinyalinin takibi zorlaşırken, takip edildiği durumda ise ölçümlerde hataya sebep olabilmektedir. Ayrıca günümüzde GNSS sinyallerini karıştırmaya yönelik yöntemlerin geliştirilmesiyle beraber GNSS sinyalleri karıştırmaya maruz kalmaktadır. Bundan dolayı LEO tabanlı navigasyon sistemleri GNSS sistemlerine bir alternatif olarak değerlendirilmektedir.

### **2.3 Starlink Tabanlı Konumlama**

Alçak irtifa yörüngelerinde bulunan Starlink uydularının hızla artış göstermesi ve faaliyete geçmesi; Starlink sinyallerinin fırsat sinyalleri olarak navigasyon amacıyla kullanımına olanak sağlamıştır. Ancak uyduların LEO'da yer almasından ve sinyal yapısından dolayı

navigasyon amacıyla kullanımında bazı zorluklar mevcuttur [29]. Starlink tabanlı navigasyon çalışmalarındaki başlıca zorluklar aşağıda verilmiştir.

- Starlink sinyal yapısına ait sınırlı bilgiye erişilmesi
- Doppler etkisinin ve değişim hızının yüksek olmasından dolayı uydu sinyal takibinin zorlaşması
- Uyduların yörünge parametrelerinin GNSS sistemlerindeki kadar yüksek doğruluğa sahip olmaması
- Uyduların saat hatalarının GNSS sistemlerine göre çok daha fazla olması ve düzeltme uygulanamaması

Starlink tabanlı navigasyon sistemlerinin tasarımında yukarıda belirtilen problemler ile karşılaşılmasına rağmen GNSS sistemlerine karşı avantajlar da mevcuttur. LEO uydularının dünyaya diğer yörüngelere göre daha yakın olmasından dolayı uydu sinyalinde oluşacak kayıplar daha düşük olmaktadır. Ayrıca LEO uydularının sinyalleri GNSS sinyallerine göre yaklaşık 30 dB daha güçlüdür [29]. LEO uydularının bir diğer avantajı ise Doppler etkisi ve değişiminin yüksek olmasından dolayı sinyal takibini zorlaştırmasına rağmen konumlama çalışmalarında ölçümlerin ve uydu konumunun daha hızlı değişmesine olanak sağlaması ve bu sayede gözlemlenebilirliğin artmasıdır. Starlink uydularında zamana bağlı Doppler etkisinin değişimi Çizelge 2.2 ile gösterilmektedir.

Çizelge 2.2 Statik alıcı için Doppler kayması ve değışimi, görünür Starlink uydu sayısı ve görünür olma süreleri [10]

	<b>Birim</b>	<b>Limit</b>
Mesafe	km	400-1150
Doppler kayması	kHz	$-230 \leq f_d \leq 230$
Doppler kayma oranı	kHz/s	$\leq 5$
Görünür Uydu		10-50
Uydunun görünür olma süresi	dakika	4

Starlink uydu sinyallerinin fırsat sinyalleri olarak kullanımı üzerine yapılan çalışmalarda temel problem uyduların ve alıcının konum, hız ve saat hatalarının nasıl kestirilebileceği üzerine tanımlanmaktadır. Starlink veya farklı LEO sistemlerinin sinyalleri kullanılarak yapılan navigasyon çalışmaları; farklı sensörler ile entegre edilerek, GNSS sistemleri ile beraber veya birden fazla alıcı ile kullanılabilir. LEO tabanlı navigasyon çalışmaları 4 farklı kategori altında incelenebilir.

1. LEO uydu sinyallerinden elde edilen ölçümler ile ivmeölçer, dönüölçer, manyetometre, altimetre gibi diğer sensörlerin entegre edilmesiyle eş zamanlı izleme ve navigasyon (Simultaneous Tracking and Navigation) çalışmaları,
2. Herhangi bir navigasyon sinyali kullanılmadan sadece LEO uydu sinyalleri kullanılarak yapılan navigasyon çalışmaları,
3. LEO uydu sinyalleri, 2 farklı alıcı tarafından kullanılarak yapılan diferansiyel navigasyon çalışmaları,
4. GNSS sinyallerinin takibinin zor olduğu ve karıştırma bulunan bölgelerde GNSS sistemlerine yardımcı sistem olarak kullanılması

Sadece Starlink veya farklı LEO uydu takımlarının kullanıldığı tek alıcılı konumlama sistemlerinde, alıcının sabit hız ile hareket ettiği durumda çözüm elde edilebilmektedir. Genellikle tek bir alıcının kullanıldığı çalışmalarda; alıcının statik olduğu durumda konumlandırma çalışması gerçekleştirilmiştir. Alıcı dinamiğinin değişim gösterdiği durumlarda hem alıcı hızının kestirilmesi gerektiğinden dolayı bilinmeyen parametre sayısı artış göstermektedir hem de farklı zamanlardaki ölçümler aynı anda kullanılamamaktadır. Bundan dolayı alıcı dinamik olduğu durumda bilinmeyen parametrelerin kestirilebilmesi için gerekli ölçüm sayısı elde edilememektedir. Ancak diğer sensörler veya iki LEO alıcısının birlikte kullanıldığı sistemlerde dinamik ortamlarda da LEO uyduları kullanılabilir olmaktadır. Ayrıca GNSS alıcısının yeterince uydu takip edemediği ortamlarda LEO uyduları kullanılarak konum ve hız çıktıları elde edilebilmektedir. LEO uyduları kullanılarak yapılan navigasyon çalışmalarında elde edilen konum doğrulukları Çizelge 2.3 ile gösterilmiştir.

Çizelge 2.3 LEO tabanlı navigasyon sistemleri ile yapılan çalışmalarda konum hataları [11]

Navigasyon Konfigürasyonu	Kullanıcı Dinamiği	Kullanılan Uydu Takımları	Kullanılan Ölçüm	Konum Doğruluğu
LEO Alıcısı ve Altimetre	Statik	Orbcomm	Sözde Mesafe Oranı	358 m (2D-Deneysel) [30]
LEO Alıcısı, İvmeölçer, Dönüölçer	Dinamik	GlobalStar, Orbcomm Iridium, Starlink	Sözde Mesafe Oranı	10.1 m (2D - Simülasyon) [31]
LEO Alıcısı	Statik	Starlink	Taşıyıcı Faz	33.5 m (2D-Deneysel) [7]
LEO Alıcısı	Statik	Starlink	Sözde Mesafe Oranı	330 m (3D-Deneysel) [10]
Mobil Alıcı ve Sabit İstasyon	Dinamik	Orbcomm, Iridium, Starlink	Diferansiyel Doppler Ölçümü, AoA	100 m, 2 km istasyon çevresinde (simülasyon) [32]

LEO uydu takımlarının sinyalleri ile ivme ölçer, dönü ölçer sensörleri beraber kullanılarak alıcının dinamik olduğu durumda konumlama yapılabildiği görülmektedir [31]. Ayrıca iki farklı alıcı kullanarak aynı şekilde dinamik ortamda konum çıktısı belirli bir doğrulukta elde edilebilmektedir [32]. Sadece LEO alıcısının kullanıldığı çalışmalarda ise statik durumda alıcı konumu hesaplanmıştır. Konum doğruluğu deneysel çalışmalarda, değişkenlik göstermektedir. Sadece LEO alıcısı kullanılarak yapılan konumlama çalışmalarında



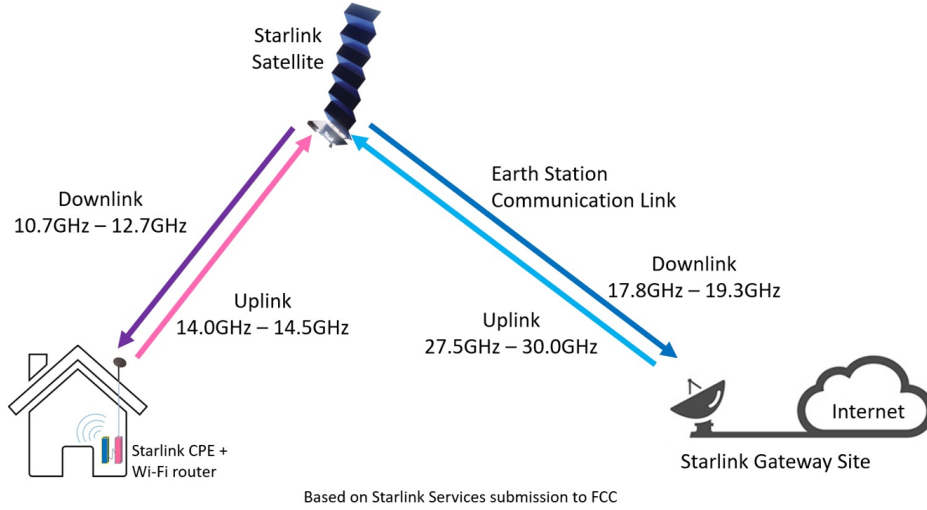
konum doğruluğunun değişkenlik göstermesi, deneylerin gerekleştii zamanlarda alıcı ve uydulardan kaynaklanan hataların değişkenlik göstermesi ve uydu dağılımından kaynaklanabilmektedir.

## **2.4 Starlink Sinyalleri**

Starlink, yüksek hızlı internet hizmetleri sağlamak için alçak dünya yörüngesi uydularından oluşan bir uydu takımındır ve küresel bir geniş bant ağı oluşturmak amacıyla SpaceX şirketi tarafından geliştirilmektedir. Bu sistem dünya çapında kişisel, ticari, kurumsal, kamu ve profesyonel kullanıcılar için geniş bir yelpazede geniş bant ve iletişim hizmetleri sağlamayı amaçlamaktadır.

İletişim hizmetlerinin düşük gecikme ile sağlanabilmesi için uyduların dünyaya yakın olması gerekmektedir. Ancak LEO'da bulunan uyduların yeryüzündeki kapsama alanı düşük olduğundan; tüm dünyada hizmet verebilmeleri için çok fazla uyduya sahip olmaları gerekir.

Uydu tabanlı internet hizmetinin sağlanabilmesi için 3 farklı bölümün; sırasıyla kullanıcı, uydu ve yer istasyonunun haberleşmesi gerekmektedir. Kullanıcı talep ettiği veriyi elde etmek için talebini uyduya iletir. Uydu yeryüzünde bulunan internet servis sağlayıcısı (yer istasyonu) ile haberleşir ve yer istasyonundan ilgili veriyi talep eder. Yer istasyonu veriyi uyduya, uydu ise kullanıcıya iletir. Starlink'e ait haberleşme yapısı Şekil 2.1 ile gösterilmiştir.



Şekil 2.1 Starlink ağ yapısı [1]

Şekil 2.1 ile gösterilen haberleşme ağı dışında Starlink uydularının takip edilebilmesi için telemetri ve takip istasyonları da bulunmaktadır. Bu istasyonlar fırlatma öncesi, yörüngeye transfer ve operasyon sırasında uydularla iletişim sağlar [12]. Uydu, kullanıcı, yer ve telemetri istasyonlarının haberleşme için kullandığı frekans aralıkları Çizelge 2.4 ile verilmiştir.

Çizelge 2.4 Starlink haberleşme sistemi frekans aralıkları [12]

Haberleşme Tipi	Haberleşme Frekansı
Uydu - Kullanıcı Aşağı Bağlantı Sinyali	10.7 – 12.7 GHz
Kullanıcı - Uydu Yukarı Bağlantı Sinyali	14.0 – 14.5 GHz
Yer İstasyonu - Uydu Yukarı Bağlantı Sinyali	27.5 – 29.1 GHz 29.5 – 30.0 GHz
Uydu - Yer İstasyonu Aşağı Bağlantı Sinyali	17.8 – 18.6 GHz 18.8 – 19.3 GHz
Telemetri Takip İstasyonu - Uydu Yukarı Bağlantı Sinyali	13.85 – 14.00 GHz
Uydu - Telemetri Takip İstasyonu Aşağı Bağlantı Sinyali	12.15 – 12.25 GHz 18.55 – 18.60 GHz

Uydu-kullanıcı sinyallerinin, diğer sinyal türlerine göre daha sık yayınlanması ve yeryüzünde daha fazla bölgede bu sinyallere erişim sağlanması nedeniyle Starlink uydularına ait haberleşme sinyallerinin fırsat sinyalleri olarak kullanımında uydu-kullanıcı aşağı bağlantı sinyalleri tercih edilmektedir. Ancak Starlink uydu - kullanıcı aşağı bağlantı sinyallerinin kanal frekansı ve bant genişlikleri dışında yapısı hakkında herhangi bir bilgi SpaceX tarafından yayınlanmamıştır. Starlink sinyal yapısının anlaşılabilmesi adına [6] ve [33] numaralı çalışmalarda Starlink aşağı bağlantı sinyallerinin yapısı incelenerek Dikgen Frekans Bölmeli Çoğullama (OFDM) tekniği kullandığı, kiplenmiş ve kiplenmemiş iki farklı sinyal yapısına sahip olduğu görülmüştür. OFDM tekniğine dair teorik altyapı Bölüm 2.4.2 ' de, Starlink sinyal yapısı ise Bölüm 2.4.3 ve 2.4.4' te ele alınmıştır.

#### 2.4.1 Starlink Uydu Takımının Yapısı

Starlink uyduları son yıllarda diğer uydu takımlarına göre çok daha hızlı biçimde yörüngeye yerleştirilmektedir. Starlink uydu takımı Mayıs 2024 tarihinde yaklaşık LEO' da 5845 aktif görev yapan uyduya ulaşmıştır [34]. Yeryüzünde kapsama alanının hızlı artış göstermesiyle, Starlink uydu sinyallerine erişim kolaylaşmış ve navigasyon amacıyla Starlink uydularının kullanımına olanak sağlamıştır. Starlink uydu takımının yörünge dağılımından dolayı yeryüzünde görünür uydu sayısı bölgeden bölgeye değişiklik gösterebilmektedir. Starlink uydu takımı içerisinde bulunan aktif uyduların yörünge yüksekliği ve eğim açısı Çizelge 2.5 ile verilmiştir.

Çizelge 2.5 Starlink uydu yörüngeleri ve yörüngede bulunan uydu sayısı

Yörünge Yüksekliği (km)	Eğim Açısı
525, 530, 535, 540, 550, 560, 559, 550, 570	43° – 43.2°, 53°, 70°, 97.5° - 97.6° ,

Starlink uyduları bulunduğu yörüngelerden dolayı, orta enlemlerde görünürlüğü daha fazladır [12]. Bu bölgelerde Çizelge 2.2'de görüldüğü üzere ortalama 10-50 arasında

uydunun takip edilmesine olanak sağlamaktadır. Alıcı tarafından belirtilen sayılarda uydu takip edildiği durumlarda, uyduların geometrik dağılımı navigasyon performansı için önemli olduğundan; kestirim performansını arttırmak amacıyla uydu seçimi yapılabilmektedir.

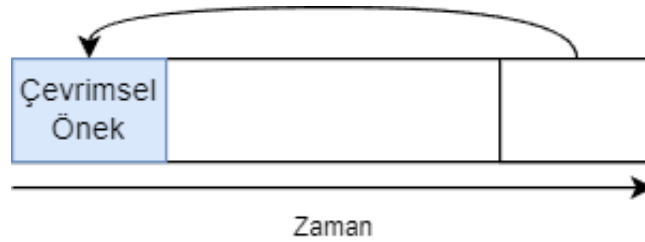
#### **2.4.2 Dikey Frekans Bölmeli Çoğullama (OFDM) Tekniği**

Dikey Frekans Bölmeli Çoğullama (OFDM) tekniği, verileri iletmek için birden fazla taşıyıcı kullanarak mevcut bant genişliğinin bir çok alt kanala bölünmesini sağlayan bir tür sayısal iletişim tekniğidir. Sayısal iletimde, ideal olmayan kanalların etkisi ile iletilen veriler arasında semboller arası girişim (ISI) oluşmaktadır. Özellikle seri haberleşmede, sembol süresi genellikle kanalın darbe tepkisinden daha küçük olduğundan, ISI etkili olmaktadır [35]. Bu etkiyi hafifletmek için kanal dengeleyicileri (channel equalizer) yaygın olarak kullanılır. OFDM ise yüksek hızlı seri veri akışını birden çok düşük hızlı alt akışa ayırarak paralel iletim yaklaşımı kullanır ve her sembol ayrı bir alt taşıyıcıda modüle edilerek iletilir. Birden fazla taşıyıcı kullanan sistemlerde sembol periyodu daha uzun olduğundan, ISI etkisi azalır. Her alt taşıyıcı sinyalin bant genişliği, kanalın bant genişliğine göre çok daha düşük olduğundan kanal etkisini her alt taşıyıcı sinyal için düz bir zayıflamaya dönüştürür[3],[5],[35]. Ayrıca OFDM tekniği ile alt taşıyıcı sinyallerin birbirine dik olması sağlanır. Her bir taşıyıcının izgesi, sistemde yer alan diğer taşıyıcıların merkez frekansında herhangi bir etkiye sahip olmamaktadır.

OFDM tekniğinin, çoklu yol etkisine karşı dayanım gösterebilmesi ve kanal dengeleyici sistemin karmaşıklığını ortadan kaldırması, zaman içerisinde değişimi düşük kanallara özel alt kanalda iletilen veri hızının ayarlanabilir olması ve dar bant karıştırmaya karşı dayanıklı olması; tekniğin getirdiği avantajlardır. Günümüzde OFDM tekniği genel olarak sayısal televizyon ve ses yayıncılığı, DSL internet erişimi, kablosuz ağlar, 4G/5G mobil iletişim gibi geniş bant sayısal haberleşmede kullanılmaktadır [3],[35]. Bu bölümde, OFDM tekniği içerisinde kullanılan koruma bandı, sinyalin pencerelemesi, OFDM sinyal modeli ve kanal etkisi açıklanmıştır.

### 2.4.2.1 Koruma Bandı ve Çevrimsel Önek

OFDM tekniğinde koruma aralığı, kanal üzerinden iletilen alt taşıyıcı sinyallerin birbirine dik olmasını sağlar ve ardışık olarak iletilen semboller arasındaki girişimi önler. OFDM sinyalleri, ISI etkilerini azaltmak için iki farklı koruma aralığı yöntemi kullanır. Bu yaklaşımlar, "Koruma Boşluğu (Guard Space)" ve "Çevrimsel Önek (Cyclic Prefix)" olarak adlandırılır ve çoklu yol etkilerinden kaynaklanan kanal bozulmalarıyla mücadele etmek için kullanılır [36]. Koruma boşluğu yöntemi, semboller arasına belirli bir süre boş aralıklar ekleyerek kanal etkilerini azaltmayı amaçlar. Ancak, bu yaklaşım alt taşıyıcı sinyallerin dikgenlik özelliğini tamamen korumamaktadır [3]. Bu nedenle, genellikle çevrimsel önek tekniği kullanılır. Çevrimsel Önek ise OFDM sembollerinin sonundaki belirli bir süredeki kopyasını sembollerin başına yerleştirir. Çevrimsel önek Şekil 2.2 ile gösterilmektedir. Koruma aralığının süresi  $T_g$ , kanalın oluşturduğu maksimum gecikmeden daha uzun seçilerek semboller arası girişim engellenmektedir [5].



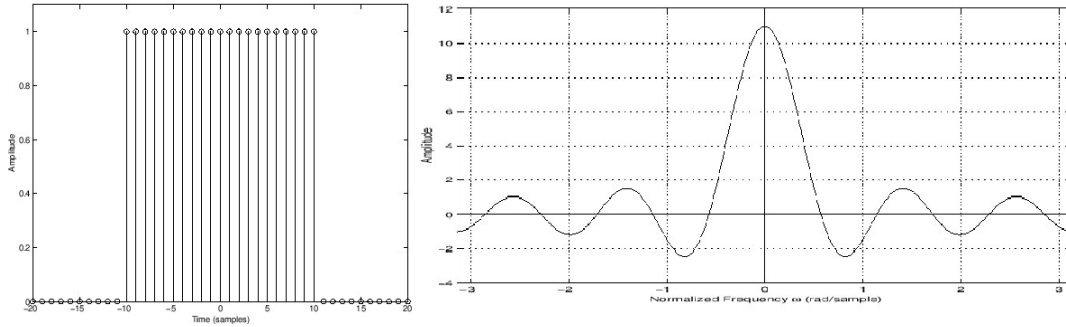
Şekil 2.2 Çevrimsel önek

Çevrimsel önek ile iletilen sinyal periyodik hale gelir ve girişimi önler. Ayrıca, çevrimsel önek sinyal-gürültü oranında (SNR) bir kayba neden olmasına rağmen, genellikle girişimi engellemek amacıyla kullanılmaktadır [3].

### 2.4.2.2 İletilen Sinyalin Pencerelemesi ve İzgesi

İletilen sinyal dikdörtgen pencereleme kullanılarak gönderildiğinde; her alt taşıyıcı sinyal frekans alanında sinc fonksiyonu yapısında olmaktadır. Bu durumda sinyalin güç izgesi sinc yapıda olduğundan etkisi  $f^{-2}$  ile zayıflamaktadır [3]. Sinyal gücünün zayıflaması yavaş olduğundan dolayı; kanal bant genişliğinin dışında da etkili olması komşu kanallarda

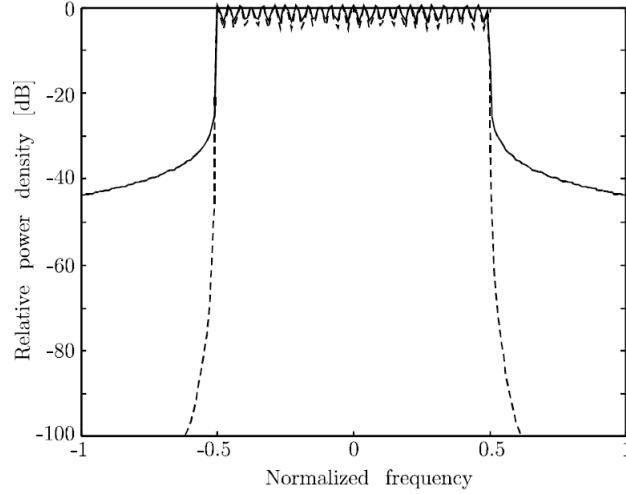
girişime neden olabilmektedir. Dikdörtgen pencerelemenin zaman ve frekans alanındaki davranışı Şekil 2.3 ile gösterilmiştir.



Şekil 2.3 Zaman ve frekans alanında dikdörtgen pencere fonksiyonu [2]

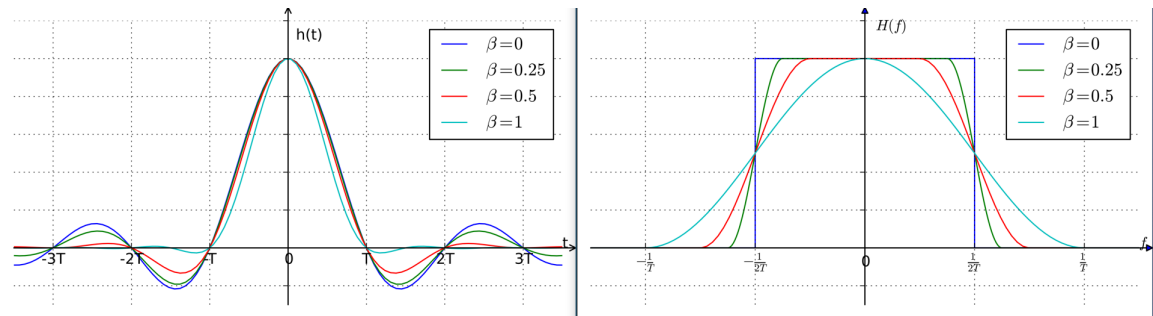
Şekil 2.3’ te görüldüğü gibi sinyal yüksek bant genişliğine sahiptir. Yan loblara olan etkisinin azaltılması ve sinyal gücünün etkili kullanılmasını sağlamak için darbe şekillendirici pencereleme yöntemleri OFDM sistemlerinde tercih edilmektedir [5].

OFDM tekniğinde, kullanılan pencereleme yöntemlerinden biri yükseltilmiş kosinüs pencereleme fonksiyonudur [3]. Yükseltilmiş kosinüs, zaman alanında sinc fonksiyonuna göre daha hızlı bir şekilde sönümlenir ve diğer sembolleri sinc fonksiyonuna göre daha az etkiler. Dikdörtgen pencerelemeye göre ise frekans alanında sınırlı bir bant genişliğine sahip olduğundan; komşu kanallara olan girişimi azaltır. Dikdörtgen pencereleme ve yükseltilmiş kosinüs pencereleme fonksiyonlarının kullanıldığı OFDM sinyalinin frekans alanında tepkisi Şekil 2.4 ile gösterilmiştir.



Şekil 2.4 Frekans alanında dikdörtgen (devamlı çizgi) ve yükseltilmiş kosinüs(kesikli çizgi) pencere fonksiyonu [3]

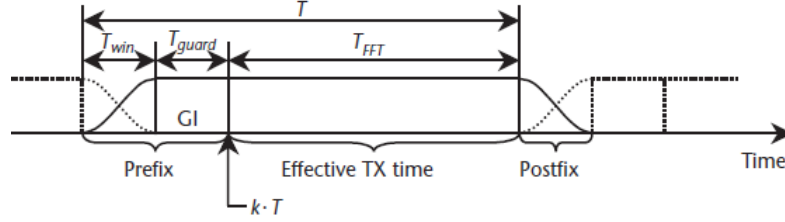
Gönderilen sinyalin yükseltilmiş kosinüs fonksiyonu kullanılarak pencerelenmesi,  $T$  süresi boyunca dikdörtgen darbenin bir sinüs yarım dalga fonksiyonu ile konvolüsyonu olarak görülebilir. Bu konvolüsyon, frekans alanında sinc fonksiyonunun, sinüs yarım dalga sinyalinin frekans spektrumu ile çarpılması anlamına gelir. Bu çarpmanın, gönderilen sinyalin frekans alanında yan loblara olan etkisini azalttığı görülür [5]. Yükseltilmiş kosinüs fonksiyonunun frekans ve zaman alanındaki davranışı Şekil 2.5 ile gösterilmiştir.



Şekil 2.5 Farklı düşüş faktörleri için zaman ve frekans alanında yükseltilmiş kosinüs fonksiyonu [4]

Yükseltilmiş kosinüs fonksiyonunun düşüş faktörü artış gösterdikçe zamanla sinyal daha hızlı sönümlenirken, bant genişliği artış göstermektedir.

Yükseltilmiş kosinüs fonksiyonunda bulunan azalma bölgesi aynı zamanda koruma aralığı görevi de görmektedir [3]. Koruma aralığı, çevrimsel önek ve OFDM sembolünün zaman alanında gösterimi Şekil 2.6 ile verilmiştir.



Şekil 2.6 Çevrimsel önek, koruma aralığı ve OFDM sembolünün zaman alanındaki gösterimi [5]

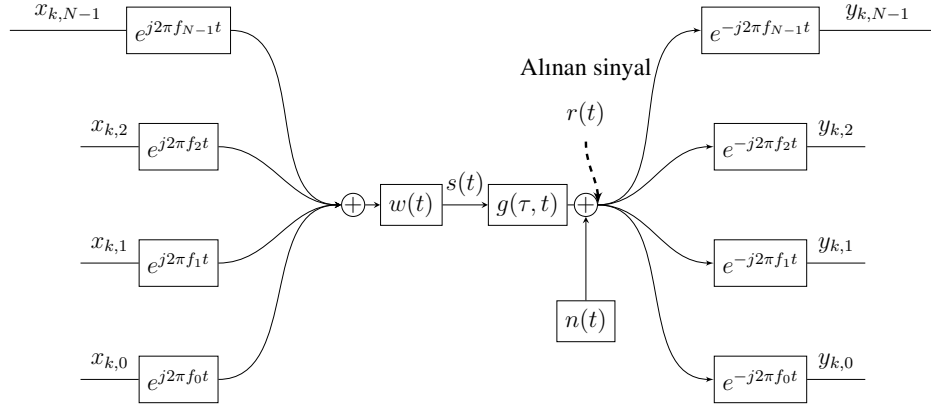
$T_{win}$  süresi pencerelemeden dolayı oluşan koruma aralığını,  $T_{guard}$  çevrimsel önek süresini,  $T_{FFT}$  sembolü içeren süresini,  $T_{win} + T_{guard} + T_{FFT}$  ise toplam sembol süresini  $T$ 'yi temsil etmektedir. Şekil 2.6 ile gösterilen pencereleme fonksiyonunun matematiksel gösterimi Eşitlik (1) ile ifade edilebilmektedir.

$$w(t) = \left\{ \begin{array}{ll} \frac{1}{2} \left( 1 - \frac{\cos \pi(t+T_{win}+T_{guard})}{T_{win}} \right), & -T_{win} - T_{guard} \leq t < -T_{guard} \\ 1, & -T_{guard} \leq t < T_{FFT} \\ \frac{1}{2} \left( 1 - \cos \pi \frac{(t-T_{FFT})}{T_{win}} \right), & T_{FFT} \leq t < T_{FFT} + T_{win} \end{array} \right\} \quad (1)$$

#### 2.4.2.3 OFDM Sinyal Modeli

Sürekli zamanda OFDM modeli, her alt taşıyıcı sinyal için bir modülatör ve demodülatöre ihtiyaç duymaktadır. OFDM'deki her alt taşıyıcı bağımsız olarak modüle edilmektedir ve tüm alt taşıyıcılar ile modüle edilmiş sinyaller daha sonra birleştirilerek bileşik OFDM sinyali oluşturulmaktadır [3]. Sürekli zamanda OFDM modelinin temel gösterimi Şekil 2.7 ile verilmiştir.





Şekil 2.7 Sürekli zaman taban bant OFDM sinyal modeli

OFDM sistemi,  $N$  adet sembolü,  $N$  farklı frekanstaki alt taşıyıcı sinyal  $e^{j2\pi f_i t}$  ile taşır. İletilecek sinyal  $w(t)$  ile şekillendirildikten sonra iletilir ve gürültü  $n(t)$  ve kanal tepkisinden  $g(\tau, t)$  etkilenerek alıcıya ulaşır. Alıcıda mesajın çözülmesi için sinyal alt taşıyıcı sinyaller ile demodüle edilerek tekrardan ana bant sinyale dönüştürülür ve kanal dengeleyiciler ile kanal etkisi ortadan kaldırılır.

Alt taşıyıcı sinyaller arasındaki frekans farkı ( $\Delta F$ ) toplam kanal bant genişliği ( $BW$ )'nin toplam alt taşıyıcı sinyal sayısı ( $N$ )'e bölümü ile elde edilebilir. OFDM sembolünü içeren süre  $\frac{1}{\Delta F}$ ' e eşittir. OFDM tekniğinde  $k$ . zamana ait  $i$ . alt taşıyıcı sinyal ile iletilen OFDM sembolü Eşitlik (2) ile ifade edilebilir.

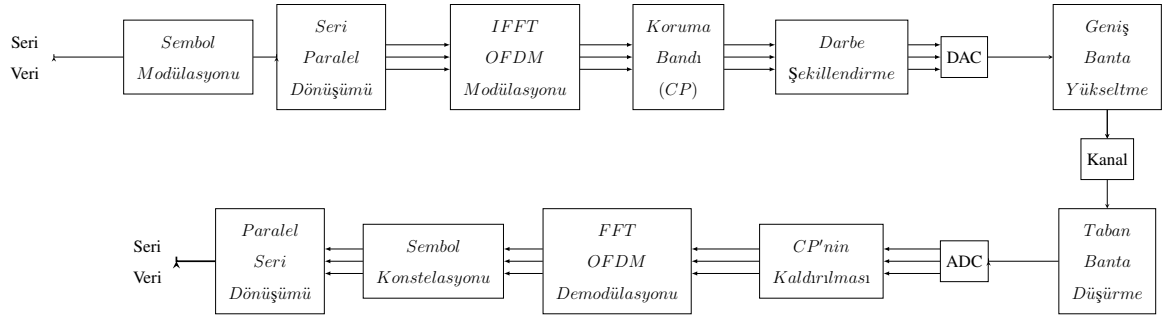
$$f_i = F_c + \frac{BW}{N}i \quad (2)$$

$$s_{k,i}(t - kT) = X_{k,i}e^{j2\pi f_i(t-kT)}$$

$F_c$  kanal merkez frekansını,  $s_{k,i}(t - kT)$   $k$ . zamana ait  $i$ . alt taşıyıcı ile iletilen sinyal,  $X_{k,i}$  karmaşık veri veya pilotu temsil eden  $k$ . zamandaki OFDM sembolleri içerisinde  $i$ . alt taşıyıcı sinyal ile iletilen sembolü,  $f_i$   $i$ . alt taşıyıcı sinyalin frekansı,  $e^{j2\pi f_i(t-kT)}$   $i$ . alt taşıyıcı sinyali ifade etmektedir. Bileşke OFDM sinyali ise tüm alt taşıyıcı sinyallerin toplanmasıyla elde edilmektedir.  $k$ . zamana ait OFDM sinyali Eşitlik (3) ile gösterilmektedir.

$$s_k(t - kT) = \begin{cases} w(t - kT) \sum_{i=-\frac{N}{2}}^{\frac{N}{2}-1} X_{k,i} e^{j2\pi f_i(t-kT)}, & kT - T_w - T_g \leq t < kT + T_{FFT} + T_w \\ 0, & t \geq kT + T_{FFT} + T_w \\ 0, & t < kT - T_w - T_g \end{cases} \quad (3)$$

OFDM sinyali bir temel bant sinyali olarak oluşturulduktan sonra, sayısalan analog forma dönüştürülür ve taşıyıcı sinyal frekansına yükseltilecek şekilde iletilir. Eşitlik (3) içindeki toplama işlemine karşılık gelen ifade, Ters Fourier Dönüşümü (IFFT) işlemine eşdeğerdir. OFDM tekniğinde, modüle edilmiş dalga formu, IFFT ile elde edilebilir. Sayısal iletimde OFDM sinyalinin oluşturulmasında modülatör yerine IFFT kullanılarak temel bant sinyali oluşturulur, CP eklenir ve darbe şekillendirme yapılarak sinyal sayısalan analog forma dönüştürülür. Taban bant sinyali taşıyıcı sinyal ile çarpılarak iletilir. OFDM tekniği ile sinyalin gönderimi Şekil 2.8 ile gösterilmektedir.



Şekil 2.8 Sayısal OFDM sisteminin akış şeması

#### 2.4.2.4 Kanal Etkisi

Haberleşme sırasında zamana bağlı değişiklik gösteren kanal, sinyalin gecikmesine ve zayıflamasına sebep olmaktadır [5]. Kanalın darbe tepkisi, sinyali  $[0, \tau_{max}]$  aralığında etkilemektedir ve diğer zamanlarda kanalın bozucu etkisi bulunmadığı varsayılmaktadır. Alıcıdaki sinyal, kanal etkisine maruz kaldığı durumda Eşitlik (4) ile ifade edilebilir.

$$r(t) = g(\tau, t) * s(t) + n(t) = \int_0^{\tau_{max}} g(\tau, t) s(t - \tau) dt + n(t) \quad (4)$$

Burada  $g(\tau, t)$  kanalın darbe tepkisi,  $n(t)$  toplanır beyaz Gauss gürültüsü,  $s(t)$  iletilen sinyali ifade etmektedir.

Kanal gecikme yayılması  $T_{guard}$  süresinden daha kısa olduğu durumda semboller arası girişimin önüne geçilebilmektedir [3]. Bu nedenle çevrimsel önek, kanal darbe tepkisinden daha uzun seçilerek semboller arası girişimi önlemektedir [5].

$$\underbrace{x(N-L+1), x(N-L), \dots, x(N-1), x(0), x(1), \dots, x(N-1)}_{\text{Çevrimsel önek}}$$

Çok kademeli kanal (Multi tap channel),  $\left[ g(0) \ g(1) \ \dots \ g(L-1) \right]$  ile modellenebilir. Çok kademeli kanal üzerinden OFDM sembol bloğu iletimi gerçekleştiğinde, alıcıda OFDM sinyalinin örnekleri Eşitlik (5) ile gösterilebilir. Önceki OFDM sembollerinin örneklerinden kaynaklanan ISI engellenebilmektedir.

$$\begin{aligned} y(0) &= g(0)x(0) + \underbrace{g(1)x(N-1) + \dots + g(L-1)x(N-L+1)}_{\text{Tüm örnekler şimdiki zamanda iletilen OFDM sembolüne aittir}} \\ y(1) &= g(0)x(1) + g(1)x(0) + g(2)x(N-1) + \dots + g(L-1)x(N-L+2) \quad (5) \\ &\vdots \\ y(N-1) &= g(0)x(N-1) + g(1)x(N-2), \dots, +g(L-1)x(N-L) \end{aligned}$$

$$\underbrace{\left[ y(0) \ y(1) \ \dots \ y(N-1) \right]}_{\text{alınan örnekler}} = \underbrace{\left[ g(0) \ g(1) \ \dots \ g(L-1) \right]}_{\text{Kanal Etkisi}} \otimes \underbrace{\left[ x(0) \ x(1) \ \dots \ x(N-1) \right]}_{\text{Şuan ki OFDM sembolüne ait N adet örnek}} \quad (6)$$

Çevrimsel önek, konvolüsyon işlemini dairesel forma dönüşmektedir. Dairesel konvolüsyon, Discrete Fourier Transform (DFT) alanında çarpma işlemine karşılık gelir. Dolayısıyla,  $y$ 'nin DFT'si  $Y(k) = G(k)X(k)$  olarak gösterilebilir. Bu nedenle, frekans seçici kanal dar bant düzleştirilmiş zayıflama kanallarını içeren bir gruba dönüşmektedir [3],[5].

### 2.4.2.5 OFDM Demodülatör

Sayısal demodülasyon yapılmadığı durumda; alıcı her alt taşıyıcı sinyal için uygun bir zaman aralığı  $[kT, kT + T_{FFT}]$  ile eşleşen bir filtre kullanmak zorundadır. OFDM sembollerinin başladığı zaman anlarının bilindiği varsayıldığında,  $x_{i,k}$  alıcıdaki sinyalden elde edilebilir. Demodülatör eşitlikleri türetilirken aşağıdaki varsayımlar yapılmıştır:

- Kanalin darbe tepkisi, çevrimsel önekten daha kısadır.
- Verici ve alıcı senkronize edilmiştir.
- Kanal gürültüsü toplanır beyaz karmaşık Gauss gürültüsüdür.
- Zayıflama, kanalın bir OFDM sembol aralığında sabit kabul edilmesi için yeterince yavaştır.

Alınan sinyale ait semboller  $(y_{m,k})$  iletilen  $x_{i,k}$ ' ya karşılık gelmektedir ve alınan sinyal taban bant sinyaline dönüştürüldükten sonra Eşitlik (7) ile ifade edilebilir.

$$\begin{aligned} y_{m,k} &= \frac{1}{T_{FFT}} \int_{t=kT}^{kT+T_{FFT}} r(t) e^{-j2\pi m \frac{t-kT}{T_{FFT}}} dt \\ &= \frac{1}{T_{FFT}} \int_{t=kT}^{kT+T_{FFT}} \left[ \int_0^{\tau_{max}} g_k(\tau) s(t-\tau) d\tau + n(t) \right] e^{-j2\pi m \frac{t-kT}{T_{FFT}}} dt \end{aligned} \quad (7)$$

$\tau_{max} < T_{guard}$  süresinden daha küçük olduğundan dolayı OFDM sembollerinde girişim bulunmamaktadır. Ayrıca Eşitlik (3),  $s(t)$  yerine yazılabilir.

$$\begin{aligned} y_{m,k} &= \frac{1}{T_{FFT}} \int_{t=kT}^{kT+T_{FFT}} \left[ \int_0^{\tau_{max}} g_k(\tau) w(t-kT-\tau) \sum_{i=-N/2}^{N/2-1} x_{i,k} e^{j2\pi \frac{i}{T_{FFT}} (t-kT-\tau)} d\tau \right] \\ &\quad e^{-j2\pi m \frac{t-kT}{T_{FFT}}} dt + \frac{1}{T_{FFT}} \int_{t=kT}^{kT+T_{FFT}} n(t) e^{-j2\pi m \frac{t-kT}{T_{FFT}}} dt \end{aligned} \quad (8)$$

Eşitlik (8)'deki  $w(t-kT-\tau)$ , integrasyon aralığı  $[kT, kT + T_{FFT}]$  içerisinde 1'e eşit olduğundan,  $w(t-kT-\tau)$  eşitlikten çıkarılabilir. Eşitlik (8)'deki ikinci integral, dikgen alt taşıyıcı sinyaller üzerinde oluşan gürültüyü temsil ettiği için k.zamanda i. alt taşıyıcı sinyale

ait gürültü  $n_{m,k}$  ile ifade edilebilir. Ayrıca Eşitlik (8)'de, toplama ve integrasyon sırası ile integral değişkeni  $u = (t - kT)$  olarak değiştirilebilir.

$$\begin{aligned}
y_{m,k} &= \sum_{i=-N/2}^{N/2-1} x_{i,k} \frac{1}{T_{FFT}} \int_{u=0}^{T_{FFT}} \left[ \int_0^{\tau_{max}} g_k(\tau) e^{-j2\pi i \frac{\tau-u}{T_{FFT}}} d\tau \right] e^{-j2\pi m \frac{u}{T_{FFT}}} du + n_{m,k} \\
&= \sum_{i=-N/2}^{N/2-1} x_{i,k} \frac{1}{T_{FFT}} \int_{u=0}^{T_{FFT}} \left[ \int_0^{\tau_{max}} g_k(\tau) e^{-j2\pi i \frac{\tau}{T_{FFT}}} d\tau \right] e^{-j2\pi(m-i) \frac{u}{T_{FFT}}} du + n_{m,k} \quad (9)
\end{aligned}$$

Eşitlik (9)'da içerideki integral, kanal tepkisinin  $i\Delta F$  frekansında Fourier dönüşümüne karşılık gelmektedir ve kanalın  $i$ . alt taşıyıcı sinyale olan etkisi Eşitlik (10) ile ifade edilmektedir.

$$g_{i,k} = \int_0^{\tau_{max}} g_k(\tau) e^{-j2\pi i \frac{\tau}{T_{sym}}} d\tau \quad (10)$$

$$y_{m,k} = \sum_{i=-N/2}^{N/2-1} x_{i,k} g_{i,k} \frac{1}{T_{FFT}} \int_{u=0}^{T_{sym}} e^{-j2\pi(m-i) \frac{u}{T_{FFT}}} du + n_{m,k} \quad (11)$$

Eşitlik (11)'deki integral ifadesi  $i$  ve  $m$ . alt taşıyıcı sinyallerin integralini ifade etmektedir. İntegral, alt taşıyıcı sinyaller birbirine dik olduğundan dolayı sadece  $i = m$  olduğunda 1 olurken,  $i \neq m$  ise, integral sıfırdır. Bu durumda  $i$ . alt taşıyıcı sinyal ile iletilen sembol Eşitlik (12) ile ifade edilebilir.

$$y_{m,k} = x_{i,k} g_{i,k} + n_{i,k} \quad (12)$$

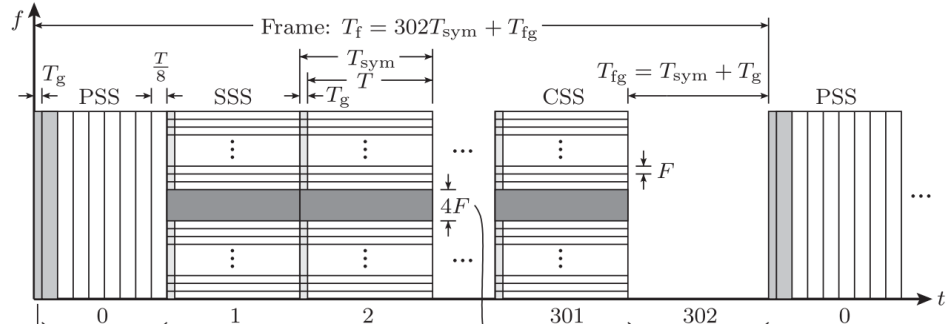
Eşitlik (12)'den, OFDM sisteminin bir dizi Gauss kanalından oluştuğu ve kanalın OFDM sembollerinin genlik ve fazını etkilediği görülebilir. Sinyal konstelasyonunda gerçek sembolü bulmak için kanalın etkisinin kaldırılması gerekmektedir. Bu nedenle kanal

dengeleyiciler kullanılır. Genel sayısal OFDM sisteminin işlem süreci Şekil 2.8 ile gösterilmektedir.

Gönderilecek seri veri önce paralel forma dönüştürülür ve her biri (x) bit olacak şekilde gruplandırılarak 4-QAM, 16QAM gibi modülasyon tekniklerine bağlı olarak kompleks bir sayı oluşturulur. Kompleks sayılar, ters FFT (IFFT) ile temel bantta modüle edilir. Semboller arasında çoklu yol bozulması nedeniyle oluşabilecek semboller arası girişimden kaçınmak için bir koruma aralığı eklenir, darbe şekillendirme işlemi uygulanır ve iletim için analog forma dönüştürülerek taban banttan gönderilecek banta yükseltilir. Alıcıda ise gelen sinyaller taban banta çekilir ve sayısal forma dönüştürülür. Çevrimsel önek kaldırıldıktan sonra FFT ile demodüle edilen semboller üzerinde kanaldan dolayı genlik ve fazda değişiklik meydana gelmektedir. Kanal etkisinin ortadan kaldırılması için kanal dengeleyici kullanılır. Kanal etkisinin kestirimi için OFDM sistemlerinde yer alan senkronizasyon dizileri kullanılmaktadır [6].

### 2.4.3 Starlink Aşağı Bağlantı Sinyal Yapısı

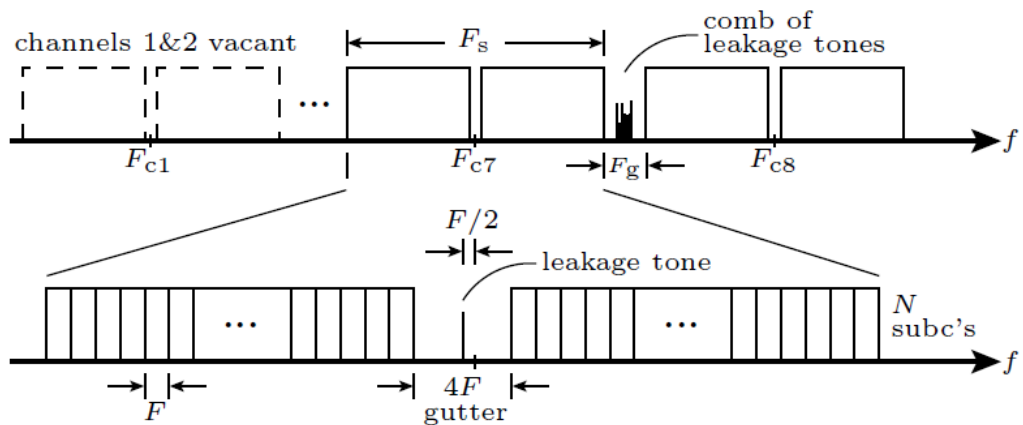
Starlink aşağı bağlantı sinyali 10.7 - 12.7 GHz Ku/Ka bandında 250 MHz bant genişliğine sahip 8 farklı kanaldan oluşmaktadır. 8 farklı kanalın merkez frekansları  $10.7 + \frac{\Delta F}{2} + 0.25(i - 1/2)$  olmaktadır. [6]'e göre, her kanal arasında 10 MHz koruma bandı yer almaktadır. Her kanal 1024 alt taşıyıcı sinyale bölünmüş ve her alt taşıyıcı sinyal arasında 234.375 kHz ( $\Delta F$ ) frekans farkı vardır. OFDM sinyal yapısında alt taşıyıcı sinyaller arasındaki frekans farkı, aynı zamanda sembol süresini belirlemektedir. Sembol süresi  $T = 4.266\mu s$  olmaktadır. OFDM sinyallerinin semboller arası girişimden korunması için semboller arasına koruma bandı yerleştirilmektedir. Starlink semboller arasında korumayı sağlamak amacıyla 0.133  $\mu s$  (32 sembol) uzunluğunda çevrimsel önek kullanılmaktadır. Çevrimsel önekte dolayı Starlink sinyalinin toplam sembol süresi  $T_{sym} = 4.4\mu s$  olmaktadır. Ayrıca OFDM yapısında semboller paketlenerek çerçeve oluşturulur. Starlink sinyal yapısında çerçeve 302 sembolden oluşur ve her çerçeve arasında yaklaşık 4.533  $\mu s$  koruma aralığı ( $T_{fg}$ ) bulunmaktadır. Starlink çerçeve yapısı Şekil 2.9 ile gösterilmektedir.



Şekil 2.9 Starlink çerçeve yapısı [6]

Starlink çerçeve yapısında, senkronizasyon dizileri bulunmaktadır. Her çerçeve, birincil senkronizasyon dizisi (PSS) ve ikincil senkronizasyon dizisi (SSS) dizileri ile başlar. Her çerçeve bitiminde [6] numaralı çalışmada bahsedilen coda senkronizasyon dizisi (CSS) ve çerçeve koruma aralığı bulunmaktadır.

Her kanalın merkezinde bulunan 4 alt taşıyıcı sinyal ile iletim yapılmamaktadır. Böyle bir boşluk oluşturulması OFDM tekniğinde yaygın bir uygulamadır. Kanal merkezinde bulunan alt taşıyıcı sinyaller ile iletim yapıldığı durumda alıcının kanal merkez frekansında oluşturulan sinyallerdeki sızıntıdan dolayı merkezi bilgi sembolleri bozulabilmektedir. Ayrıca, 10.825 ve 11.075 GHz merkezli iki alt kanal Starlink uydu takımı tarafından kullanılmamaktadır [33]. Starlink kanal yapısı Şekil 2.10 ile gösterilmiştir.

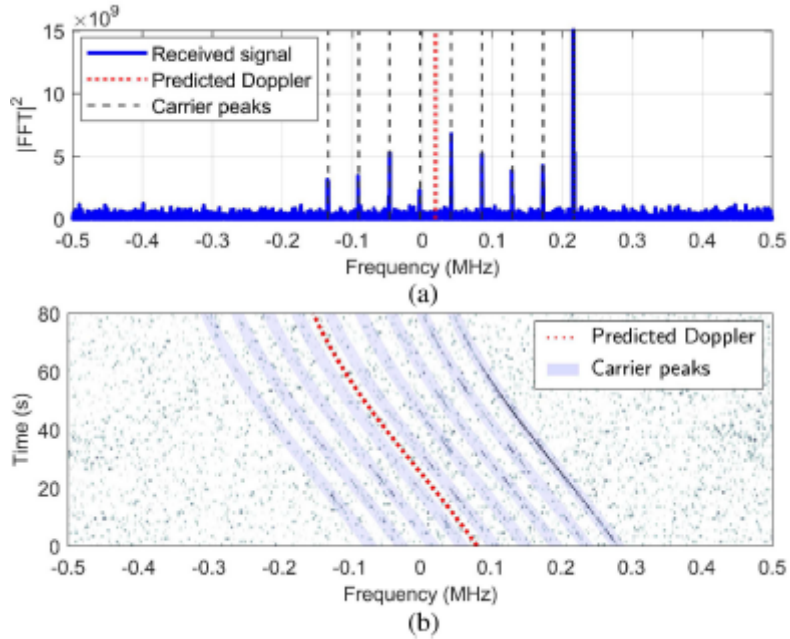


Şekil 2.10 Starlink kanal yapısı [6]

OFDM sinyallerinin bant genişliğinin yüksek olması; sinyal takibini zorlaştırmasına rağmen navigasyon amacıyla kullanılabilir. [37] numaralı çalışmada Starlink OFDM sinyali kullanılarak konumlama yapılabilen bir çözüm sunulmuştur.

#### 2.4.4 Starlink Aşağı Bağlantı Ton Sinyalleri

Starlink sinyalinin 250 MHz bant genişliğine sahip kanalları içerisinde internet haberleşmesini sağlayan OFDM sinyalleri dışında zamanla değişen genliklere sahip module edilmemiş sinyaller bulunmaktadır ve ton sinyaller olarak adlandırılmaktadır [10]. Ton sinyallerinin frekansları ve genlikleri uydudan uduya değişkenlik gösterebilmektedir. Starlink ton sinyalleri, yaklaşık 1MHz'lik bant genişliği içerisinde bulunmaktadır [29] ve 1 MHz bant genişliği içerisinde 44 kHz aralıklı 9 ton sinyali tespit edilmiştir. Ton sinyalleri arasında 44 kHz frekans farkı olduğu ve farklı genliklere sahip olduğu Şekil 2.11 ile gösterilmektedir.



Şekil 2.11 11.325 GHz frekansta görülen ton sinyalleri ve zamana bağlı Doppler değişimleri [7]



Starlink ton sinyallerinin, OFDM sinyallerine göre erişiminin kolay olmasından dolayı Starlink uydularının kullanıldığı navigasyon çalışmalarında genellikle ton sinyalleri kullanılmıştır[10],[6],[7].

## **2.5 İki Satırlı Eleman Seti ve SGP4 Yörünge Hesaplayıcısı**

Uydu tabanlı navigasyon sistemlerinde, alıcının takip ettiği uyduların konum ve hızının bilinmesi gerekmektedir. Uyduların konum ve hızları yörünge parametreleri kullanılarak hesaplanır. Zamanla LEO uydularının yörünge parametreleri dünyanın, ayın ve güneşin yerçekimi alanından, atmosferik etkilerden ve radyasyondan dolayı nominal değerinden uzaklaşır [8]. GNSS sistemlerindeki yörünge hatalarını gidermek amacıyla uygulanan düzeltmeler, LEO uydularında kullanılmadığından dolayı, uydu konum ve hızının hesaplanabilmesi için yörünge hesaplayıcı yazılımlar kullanılır. Starlink uydu sinyalleri kullanılarak yapılan konumlama çalışmalarında SGP4 modelinin kullanıldığı görülmüştür [10],[7],[22]. SGP4 modeli uyduların Kepler parametrelerini içeren açık kaynak TLE dosyalarına ihtiyaç duymaktadır. Bu bölümde TLE dosyasının içeriği ve SGP4 modeli sunulmuştur.

### **2.5.1 İki Satırlı Eleman Seti (TLE)**

TLE (Two Line Element), dünya çevresindeki nesnelerin yörünge parametrelerini içeren bir veri formatıdır. Dünya etrafındaki nesnelerin yörüngelerini tanımlamakta ve enkaz olaylarının risk analizi, yakın yaklaşım analizleri ve çarpışmadan kaçınma manevrası gibi görevleri desteklemek amacıyla kullanılmaktadır [38]. TLE formatı, ortalama yörünge parametreleri, uydu hareketindeki bozucu etkileri ve ölçüm zamanı bilgisini içermektedir ve NORAD (North American Aerospace Defence Command) tarafından oluşturulmaktadır. NORAD TLE dosyaları, SSN (Space Surveillance Network) tarafından elde edilen ölçümleri kullanan kendilerine ait yörünge tanımlama sistemleri ile oluşturulmaktadır [39]. Nesnenin belirli bir zamandaki konum ve hız değerleri ise TLE dosyası içerisindeki parametrelere dayalı özel kestirim yöntemleri kullanılarak hesaplanmaktadır [13].

TLE dosyaları, 2 veya 3 satır içermektedir. Dosya içerisinde 3 satır mevcut ise, ilk satır uydunun adını sonraki iki satır yörünge parametreleri, uydu hareketini etkileyen bozucu etkileri, ölçüm zamanı ve uyduya ait bilgileri içermektedir. İki satırdan oluşuyorsa uydunun adı TLE dosyasında bulunmamaktadır. Uydunun yörünge parametreleri, bozucu etkiler ve ölçüm zamanını belirleyen iki satırdan ve her satır 69 karakterden oluşmaktadır. Şekil 2.12 ile Starlink uydusuna ait TLE dosyası örneği gösterilmiştir.

```
STARLINK-1007
1 44713U 19074A 23312.50013234 .00021522 00000+0 14595-2 0 9996
2 44713 53.0552 52.2477 0001443 87.2596 272.8558 15.06396504220478
```

Şekil 2.12 Starlink uydusuna ait TLE dosyası

TLE dosyasının içeriği Starlink uydusuna ait parametreler ile beraber Çizelge 2.6 ve Çizelge 2.7 ile gösterilmiştir.

Çizelge 2.6 TLE dosyasının ikinci satır içeriği [13]

Sütun	Tanım	Veri Örneği
01	Satır numarası	1
03-07	Uydu Numarası	44713
08	Gizlilik Derecesi (U:Tasnif Dışı)	U
10-17	Uluslararası Sınıflandırma	19074A
19-20	Veri setinin ölçüldüğü yıl	23
21-32	Veri setinin ölçüldüğü zaman	312.50013234
34-43	Ortalama hareketin zamana göre birinci türevi(Balistik Katsayı)	0.00021522
45-52	Ortalama hareketin zamana göre ikinci türevi	00000+0
54-61	B* (atmosferik sürüklenme) terimi	14595-2
63	Veri seti tipi	0
65-68	Veri sayısı	999
69	Sağlama Toplamı	6

- Uydu numarası: NORAD tarafından dünya yörüngesinde bulunan her nesne için bir numara verilmiştir. NORAD Katalog Numarası olarak da adlandırılabilir.

- Uluslararası Sınıflandırma: İlk iki karakter nesnenin yörüngeye fırlatıldığı yılın son iki sayısını (19-2019), sonraki 3 karakter, belirtilen yıl içerisindeki fırlatılan uydu sayısını (2019 yılı içerisinde fırlatılan 74. uydu Starlink-1007' dir), sonraki karakter ise fırlatılan nesnenin türünü belirlemektedir (A- faydalı yük).
- Ölçüm zamanı: Uyduya ait yörünge parametrelerinin hesaplandığı zamanı temsil etmektedir. Julian günü kesiri olarak tanımlanmaktadır. Belirli bir yıldaki geçen gün sayısını temsil eder. Örneğin, 2023 yılının 312.gününde elde edilen ölçümler ile yörünge parametreleri hesaplanmıştır. Günün kesirli kısmı ile, ölçüm zamanı saat, dakika ve saniye hassasiyetinde elde edilebilir. Starlink uydu örneğinde, günün kesirli kısmı 0.50013234 olarak verilmiştir. Verinin tam zamanı şu şekilde hesaplanabilir:  

$$0.50013234 \text{ gün} \times 24 \text{ saat/gün} = 12.00317616 \text{ saat}$$

$$12.00317616 \text{ saat} - 12 = 0.00317616 \text{ saat}$$

$$0.00317616 \text{ saat} \times 60 \text{ dakika/saat} = 0.1905696 \text{ dakika (Dakika= 00)}$$

$$0.1905696 \text{ dakika} \times 60 \text{ saniye/dakika} = 11,434176 \text{ saniye (Saniye= 30.94)}$$
 Starlink-1007 uydusuna ait ölçümler ile hesaplanan parametrelerin zamanı, 08 Kasım 2023 12:00:11.434176 olarak belirlenir.
- Ortalama hareketin türevleri: Ortalama hareketin zamanla nasıl değiştiğini gösteren parametrelerdir. Ancak SGP4 modeli ortalama hareketin türevlerini kullanmamaktadır [13].
- $B^*$ ; SGP4 tarafından kullanılan katsayılardan biridir. Balistik katsayı ve atmosferik yoğunluk kullanılarak hesaplanmaktadır ve atmosferik etkiden dolayı uydunun hareketinde oluşan değişimi modellemek için kullanılmaktadır [40].

Çizelge 2.7 TLE dosyasının üçüncü satır içeriği [13]

Sütun	Tanım	Veri Örneği
01	Satır numarası	2
03-07	Uydu numarası	44713
09-16	Eğiklik açısı (derece)	53.0552
18-25	Yükselen düğüm boylamı (derece)	52.2477
27-33	Eksantriklik (kesirli değerdir 0.)	0001443
35-42	Yerberi açısı (derece)	87.2596
44-51	Ortalama anomali (derece)	272.8558
53-63	Ortalama hareket (tur/gün)	15.06396504
64-68	Ölçülen zamandaki tur sayısı	22047
69	Sağlama toplamı	8

TLE dosyasının 3.satırında uydunun ortalama yörünge parametreleri bulunmaktadır. Eğiklik açısı, yükselen düğüm boylamı, eksantriklik, yerberi açısı, doğru anomali ve yarı büyük eksen Kepler parametrelerini oluşturmaktadır. TLE dosyasında verilen ortalama anomali ve ortalama hareket değerleri ile doğru anomali ve yarı büyük eksen değişkenleri hesaplanabilmektedir.

### 2.5.2 SGP4 Yörünge Hesaplayıcısı

Yörünge parametreleri uyduların dünya çevresinde hareketini tanımlayan değişkenlerdir. Yörünge parametreleri kullanılarak uydunun herhangi bir zamanda konum ve hız vektörleri hesaplanabilmektedir. Alçak dünya yörüngelerinde bulunan uyduların konum ve hız vektörlerinin elde edilmesi için tercih edilen yöntemlerden biri TLE dosyalarını kullanan SGP4 modelidir. Bu model uzay nesnesinin yörüngesini modellemek için basitleştirilmiş pertürbasyonları kullanır. Modelde, atmosfer etkisinin statik olduğu varsayılırken kütle çekim etkilerinden sadece en büyükleri dikkate alınmaktadır. Bundan dolayı SGP4 yörünge

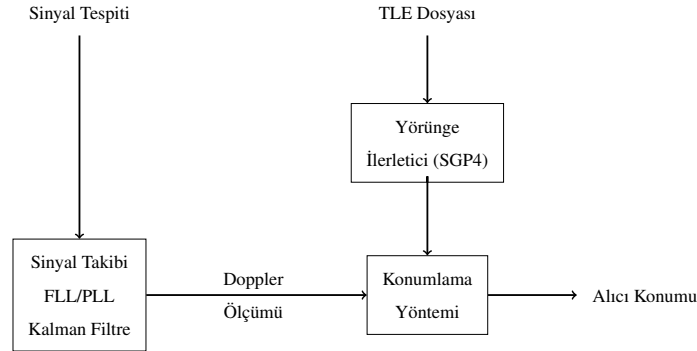
ilerletici, herhangi bir belirli an için nesnenin durum vektörünü tahmin edebilmesine rağmen, zaman içinde durum vektörünün hataları artış gösterebilmektedir [41].

SGP4 modeli kullanılarak uydunun durum vektörleri hesaplandığında, konum ve hız vektörleri gerçek ekvator ortalama ekinoks (TEME) koordinat sisteminde elde edilmektedir [13]. TEME koordinat sistemi dünya merkezlidir ve x eksenini doğru ekvator ve ortalama ekinoks'un kesiştiği yeri işaret etmektedir. SGP4 modeli kullanılarak yapılan konumlama çalışmasında ECEF (dünya merkezli dünyaya sabit) koordinat sisteminde alıcı konumunun hesaplanması için TEME koordinat sisteminde hesaplanan uydu konum ve hız vektörleri ECEF koordinat sistemine dönüştürülmektedir.

## 3 STARLINK TABANLI KONUMLAMA YÖNTEMİ

### 3.1 Giriş

Bu çalışmanın ana amacı, alçak irtifa yörüngelerinde bulunan Starlink uydularının konumlama amacıyla fırsat sinyalleri olarak kullanılabilirliğini incelemektir. Starlink uyduları ile yapılan navigasyon çalışmalarında genellikle Doppler ve taşıyıcı faz ölçümleri kullanılmaktadır. Doppler ölçümleri uydulardan gelen modüle edilmiş sinyaller için daha kolay ölçülebilir ve çoklu yol hatası, faz kesikliği gibi hatalardan diğer ölçümlere göre daha az etkilenmektedir [42]. Çalışma kapsamında Doppler ölçümleri kullanılarak konumlama yapılmıştır. Doppler ölçümlerinin elde edilmesi ve alıcı konumunun kestirilebilmesi için kullanılan sistemlerin genel yapısı Şekil 3.1 ile verilmiştir.



Şekil 3.1 LEO uydu tabanlı genel konumlama sistemi

Doppler ölçümlerinin elde edilebilmesi için LEO alıcısının Starlink uydu sinyalini tespit ve takip etmesi gerekmektedir. Konumlama sistemleri, alıcının tespit ettiği uydu sinyallerini FLL/PLL, Kalman Filtre gibi takip metotlarını kullanarak ürettiği yerel sinyalin ile uydu sinyal frekansı ile aynı olmasını sağlar. Alıcıya ulaşan sinyal ile başlangıçta Starlink kanal merkez frekansında üretilen sinyalin frekans farkı Doppler ölçümü olarak kullanılabilir. Uydudan yayınlanan sinyalin kanal merkez frekansı ile alıcının takip ettiği sinyal arasındaki frekans farkı içerisinde Bölüm 3.2 içerisinde belirtilen hatalar ve Doppler etkisinden kaynaklanan frekans kayması bulunmaktadır. Çalışma kapsamında, alıcının Starlink uydu

sinyallerini tespit ve takip ettiği varsayılmış ve en küçük kareler yöntemini temel alan kestirimci ile Doppler ölçümlerini kullanarak, alıcı konumunun kestirilmesi amaçlanmıştır.

Starlink tabanlı konumlama sistemlerinde dikkat edilmesi gereken bir diğer durum ise, uydu sayısının artış göstermesiyle beraber alıcının aynı anda çok fazla uyduyu takip etme olanağına sahip olmasıdır. Konumlama aşamasında işlem yükünün artması ve uydu sayısının kestirim performansına olan etkileri göz önünde bulundurulduğunda, takip edilen uydular arasında seçim yapmak gerekebilmektedir. Bu bölümde hata kaynakları, Doppler ölçüm modeli, uydu seçim yöntemi ve çalışmada kullanılan kestirim yönteminden bahsedilmiştir.

### 3.2 Konumlama Hata Kaynakları

Starlink uydu sinyallerinin kanal merkez frekansı ile alıcının takip ettiği sinyalin frekans farkı içerisindeki, Doppler etkisi, alıcı ve uydu saat kayması, iyonosfer ve troposfer etkileri, alıcı tarafından takip edilen Starlink alt taşıyıcı sinyallerinin kanalın merkez frekansı ile farkı ve gürültü kaynaklı frekans hataları Eşitlik (13) ile gösterilmektedir.

$$\Delta f^k = (f_{doppler}^k + f_{rx} - f_{sv}^k + f_{Tr}^k + f_{Iono}^k) \left(1 + \frac{N^k \Delta F}{F_c}\right) + N^k \Delta F + \nu^k \quad (13)$$

$f_{doppler}^k$  k. uydunun Kanal merkez frekansı( $F_c$ )'na göre Doppler kayması,  $f_{rx} = \delta t_r F_c$  alıcı saat kaymasından dolayı oluşan frekans kayması,  $f_{sv}^k = \delta t_s^k F_c$  k. uydunun saat kaymasından dolayı oluşan frekans kayması,  $f_{Tr}^k$  k. uydunun troposferik etkiden dolayı frekans kayması,  $f_{Iono}^k$  k. uydunun iyonosferden dolayı oluşacak frekans kayması,  $\nu^k$  termal, karıştırma gibi etkiler sebebiyle oluşan toplam gürültü,  $\Delta F$  alt taşıyıcı sinyal frekans aralığı (Starlink OFDM sinyali için 234.375 kHz, kiplenmemiş ton sinyali için 44 kHz),  $N^k$  ise k. uyduya ait takip edilen alt taşıyıcı sinyali belirtmektedir.

Doppler ölçümü üzerinde oluşan hata kaynakları dışında, konumlama performansını etkileyen bir diğer faktör takip edilen uyduların konum ve hız vektörlerinde oluşan hatalardır. LEO uydularının konum ve hız vektörlerinde, yörünge parametrelerinden dolayı oluşan uydu yörünge hatası ve alıcı saat sapmasından dolayı oluşan ölçüm zamanı hatası bulunmaktadır.

### 3.2.1 Alıcı ve Uydu Saat Hataları

Doppler tabanlı konumlama sistemlerinde, ana hata kaynaklarından biri alıcı ve uydunun saatlerindeki hatalardan dolayı oluşan frekans kaymalarıdır. Sinyal üretimini sağlamak amacıyla uydu ve alıcılarda, sabit bir aralıkta salınım yaparak sinyal oluşmasını sağlayan elektronik devre, osilatörler kullanılmaktadır. Osilatörlerin tipine göre sinyalde oluşan frekans hatası değişiklik göstermektedir. Genellikle osilatörlerde sıcaklık, titreşim, radyasyon, nem, basınç ve diğer istikrarsızlaştırıcı etkilere dayanımına ve kullanılan malzemeye bağlı olarak hataların büyüklüğü değişebilmektedir. LEO uydularında genellikle OCXO (Oven Controlled Crystal Oscillator) tipi osilatörler, navigasyon alıcılarında ise TCXO (Temperature Compensated Crystal Oscillator) tipi osilatörler tercih edilmektedir [8]. Bu çalışmada, TCXO ve OCXO osilatörlerin ortalama saat kayma hatası ve kayma oranı hatası Çizelge 3.1'deki gibi olduğu varsayılmıştır.

Çizelge 3.1 TCXO-OCXO Kayma ve Kayma Oranı Hata Seviyeleri

	Saat Kayma Hatası( $s/s$ )	Saat Kayma Oranı Hatası( $s/s^2$ )
TCXO	$1 \cdot 10^{-6}$	$1 \cdot 10^{-11}$
OCXO	$1 \cdot 10^{-7}$	$1 \cdot 10^{-13}$

Uydu tabanlı navigasyon sistemlerinde kullanılan saat tiplerinin ürettiği sinyalden dolayı oluşan frekans ve zaman hataları navigasyon performansını etkilemektedir. Doppler tabanlı konumlama sistemlerinde, uydu ve alıcıda üretilen sinyal frekansının hatalı olması, Doppler ölçümleri üzerinde hataya sebep olmaktadır. Sinyal frekansını etkileyen hata kaynakları saat kayma, kayma oranı ve gürültüdür. Bu çalışmada, osilatörde oluşan gürültünün beyaz gauss gürültüsü olduğu varsayılmıştır.

#### 3.2.1.1 Uydu ve Alıcı Saat Sapma, Kayma ve Kayma Oranı

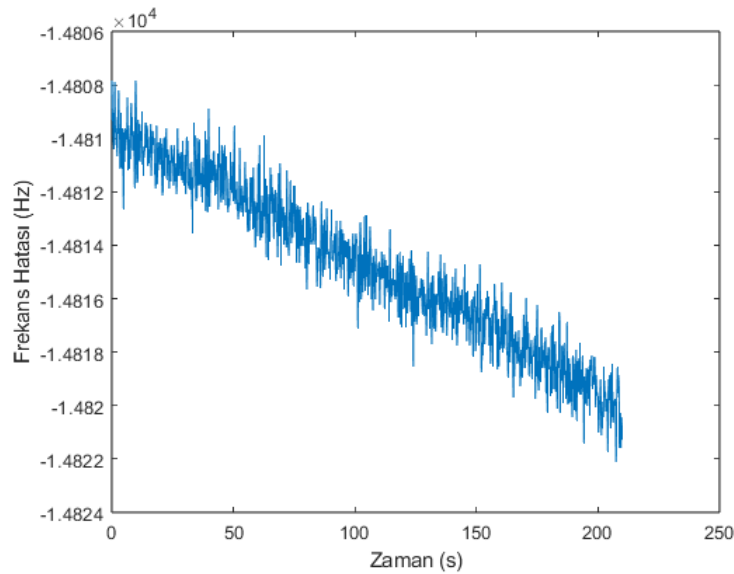


Uydu ve alıcı saat kayma ve kayma oranı hataları üretilen frekansta sapmaya ve zamanla frekansta kaymaya sebep olmaktadır. Saat kayma ve kayma oranı ilişkisi ile saat sapma ve saat kayma oranı ilişkisi, bu hataların üretilen sinyalin frekansına olan etkileri Eşitlik (14) ile gösterilmektedir.

$$\begin{aligned}
 \delta t &= \delta t + t\delta\dot{t} \\
 \delta\dot{t} &= \delta\dot{t} + t\delta\ddot{t} \\
 \delta f &= \delta\dot{t} \cdot F_{c,i} \\
 \delta\dot{f} &= \delta\ddot{t} \cdot F_{c,i}
 \end{aligned}
 \tag{14}$$

$\delta t$  (s) saat sapma hatasını,  $\delta\dot{t}$  (s/s) saat kayma hatasını,  $\delta\ddot{t}$  (s/s<sup>2</sup>) ise saat kayma oranı hatasını,  $\delta f$  uydu saat kaymasından kaynaklanan frekans sapmasını,  $\delta\dot{f}$  ise zaman içerisindeki üretilen sinyalin frekans değişimini,  $F_{c,i}$  ise i. alt taşıyıcı sinyalin frekansını temsil etmektedir.

Starlink uydu sinyalleri için 11.325 GHz merkez frekansına göre oluşturulan örnek bir alıcı frekans hatası Şekil 3.2 ile gösterilmektedir.

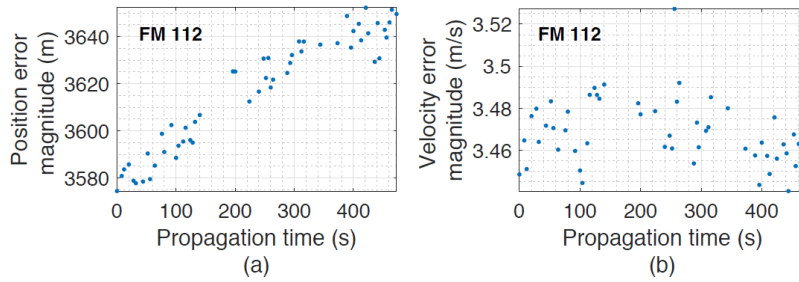


Şekil 3.2 Alıcı frekans hatası

Saat sapma hatası ise alıcı ve uydunun zamanında bir miktar sapma olduğunu gösterir. Bu sapma etkisi GNSS tabanlı navigasyon sistemlerinde sözde mesafe ölçümünü etkilerken, Doppler tabanlı konumlama sistemlerinde ise ölçüm zamanının yanlış bilinmesine sebep olmaktadır. Ölçüm zamanındaki hatadan dolayı uydu konum ve hız değerleri doğru ölçüm zamanı için hesaplanamayacaktır.

### 3.2.2 Uydu Yörünge Hataları

LEO tabanlı navigasyon sistemlerinin performansını etkileyen hata kaynaklarından biri uydu konum ve hız hatalarıdır. LEO uydularının konum ve hızının hesaplanmasında başlangıç parametrelerini TLE dosyalarından alan SGP4 yörünge ilerletici kullanılmaktadır. GNSS sistemlerindeki gibi yörünge parametrelerine düzeltme uygulanmadığından, yörünge ilerletici ile hesaplanan konum ve hız değerlerinde hata oluşmaktadır. LEO yörüngelerinde bulunan Orbcomm uydularına ait konum hataları Şekil 3.3 ile gösterilmektedir.



Şekil 3.3 SGP4 ilerletici ile hesaplanan uydu konumlarının hataları [8]

SGP4 orbit ilerletici kullanılarak hesaplanan uydu konum ve hızlarında, yörünge parametrelerinin ölçüldüğü zamanda yaklaşık 3 km konum hatası ve 3 m/s hız hatası oluşmaktadır [8]. LEO uydularının yörünge parametreleri, dünyanın, ayın ve güneşin yerçekiminden, atmosferik etkilerden ve radyasyondan dolayı zamanla değişiklik göstermektedir [8]. Bundan dolayı uydu konum ve hızı yörünge parametrelerinin ölçüldüğü zamandan uzaklaştıkça artış gösterecektir.

Doppler tabanlı konumlama sistemlerinde, uydu konum ve hız hataları Doppler etkisinin tahmininde ve konumlama yöntemlerinde yer alan ölçüm matrisinde hataya sebep olmaktadır. Bundan dolayı alıcı konumunun doğruluğunu etkilemektedir.

Bu çalışmada, Doppler ölçümlerinin oluşturulabilmesi için SGP4 çıktıları doğru kabul edilmiştir. Uydu yörünge hatalarının konumlandırmada etkisinin görülebilmesi için ise her uyduya ait SGP4 ile elde edilen konum ve hız durum vektörlerine farklı seviyelerde konum ve hız hataları eklenerek konumlandırma çalışması yapılmıştır. Uydu yörünge hataları her senaryo için Bölüm 4 altında paylaşılmıştır.

### 3.2.3 Alıcı Başlangıç Konum Hatası

GNSS sistemlerinde alıcı konumunun kestirilebilmesi için alıcının başlangıç konumu "0" veya daha farklı değerler tanımlanabilir. Konumlama yönteminde kullanılan sözde mesafe ölçümlerinin çok büyük olmasından dolayı GNSS sistemlerinde alıcı konumu, doğru konuma yakınsayabilmektedir. Ancak LEO tabanlı konumlama sistemlerinde ölçümlerin yeterince büyük olmamasından dolayı alıcı için tanımlanacak başlangıç konumunun doğru konuma yakınsayabilecek seviyede olması gerekmektedir. 300 km ve üzerinde başlangıç konum hatası olduğu durumda konumlama yöntemi doğru konumdan uzaklaşabilmektedir [42]. Bu çalışmada, alıcı başlangıç konum hatası 170 km belirlenmiştir.

### 3.2.4 Alt Taşıyıcı Sinyal Frekans Farkı

Alıcı tarafından Starlink uydusuna ait kiplenmemiş ton veya OFDM sinyallerinin hangi alt taşıyıcısının takip edildiği bilinemediği için alıcı ölçümü hesaplarken, alıcının takip etmeye çalıştığı bant genişliğini içeren kanalın merkez frekansı dikkate alınmaktadır. Bundan dolayı kanalın merkez frekansı ile alt taşıyıcı sinyal arasındaki frekans farkı ölçüm içerisinde bulunmaktadır. Her alt taşıyıcı sinyalin frekansı, Eşitlik (15) ile ifade edilebilir.

$$F_{c,i} = F_c + N_i \Delta F, N_i = -\frac{N}{2}, -\frac{N}{2} + 1, \dots, \frac{N}{2} - 1 \quad (15)$$

Alt taşıyıcı sinyalin frekans farkını ( $N\Delta F$ ) doğru bir şekilde tespit etmek için  $N$  değerinin tahmin edilmesi gerekmektedir. Doppler etkisinin kestirimi; ölçüm zamanına ait uydu konum ve hızı, alıcı konumu ve hızı ve sinyalin dalga boyu kullanarak hesaplanmaktadır. Doppler etkisinin kestirimi Eşitlik (16) ile ifade edilmektedir [10].

$$\hat{f}_{doppler}^k = -\frac{1}{\lambda} \frac{(r - r^k)^T}{|(r - r^k)|} (v - v^k) \quad (16)$$

$\lambda$  dalga boyunu,  $r, v$  sırasıyla alıcı konumu ve hızı,  $r^k, v^k$  uydu konumu ve hızını temsil etmektedir. Doppler etkisi kestirilirken uydu yörünge hatası, alıcı konum ve hız hatası, alıcı saat sapmasından dolayı oluşan ölçüm zamanı hatası kestirimi etkilemektedir. Doppler etkisi Eşitlik (17) ile gösterilen etkileri içermektedir.

$$\hat{f}^k \approx \hat{f}_{doppler}^k + f_O^k + f_u^k + f_{\Delta T}^k \quad (17)$$

1.  $f_O^k$ : Doppler etkisinin kestirimi için uydu konumunun ve hızının bilinmesi gereklidir. Uydu konumu ve hızı, SGP4 yörünge ilerletici kullanılarak hesaplanmaktadır. Ancak uydu yörünge parametrelerinin hatalı olması uydu konum ve hızında hataya sebep olmaktadır.  $k$ . uydu için yörünge hatasından kaynaklanan yaklaşık frekans kayması Eşitlik (18) ile gösterilmektedir [10].

$$f_O^k \approx \frac{1}{\lambda} \left( \frac{(r - r^k)^T}{|(r - r^k)|} \Delta v^k + \frac{(v - v^k)^T}{|(r - r^k)|} \Delta r^k \right) \quad (18)$$

$\Delta r^k$  ve  $\Delta v^k$ , sırasıyla  $k$ . uydu konumu ve hız hatalarını temsil etmektedir.

2.  $f_u^k$ :  $k$ . uydu için alıcı konumu ve hızından dolayı oluşan frekans kaymasıdır. Bu hatanın Doppler etkisinin tahmin edilmesinde oluşturacağı yaklaşık frekans kayması, Eşitlik (19) ile ifade edilebilmektedir.

$$f_u^k \approx -\frac{1}{\lambda} \left( \frac{(r - r^k)^T}{|(r - r^k)|} \Delta v + \frac{(v - v^k)^T}{|(r - r^k)|} \Delta r \right) \quad (19)$$

$\Delta r$  ve  $\Delta v$ , alıcının konum ve hız hatalarıdır.

3.  $f_{\Delta T}^k$ : Alıcı, saat sapma hatasından dolayı, ölçüm zamanını tam olarak bilememektedir [10]. Ölçüm süresinde oluşacak hata Doppler etkisinin değişimi ile ifade edilebilmektedir. Ölçüm zamanındaki hata kadar Doppler etkisi değişiklik gösterecektir. Doppler etkisinde, ölçüm zamanı hatasından dolayı oluşan frekans kayması Eşitlik (20) ile ifade edilebilir.

$$f_{\Delta T}^k = \Delta T \dot{f}_{doppler}^k(t)$$

$$\frac{\partial f_{doppler}^k(t)}{\partial t} = \frac{1}{\lambda} \left( \frac{u_k^{iT} \dot{r}_k u_k^{iT} - \dot{r}_k^{iT}}{|r_r - r_k^i|} (v_r - v_k^i) - u_k^{iT} \dot{v}_k^i \right) \quad (20)$$

$\Delta T$ , ölçüm zaman hatasını (alıcı saat sapması), ve  $\dot{f}_{doppler}^k$  ( $\frac{Hz}{s}$ ) Doppler kayma oranını,  $u_k^i$  i. andaki k. uydu ve alıcı arasındaki görüş vektörünü temsil etmektedir.

Alıcı tarafından elde edilen frekans ölçümü ile Doppler etkisinin kestirimi arasındaki fark alt taşıyıcı sinyaller arasındaki frekans farkı  $\Delta F$ 'e bölüldüğünde takip edilen sinyalin hangi alt taşıyıcı sinyale ait olduğu, ( $N$ ) değeri elde edilebilir.

$$\hat{N} = \frac{\Delta f^k - \Delta \hat{f}^k}{\Delta F} \quad (21)$$

Frekans farkından kaynaklanabilecek hatanın ortadan kaldırılabilmesi için Doppler etkisinin kestirimini etkileyen; uydu, alıcı konum ve hız hataları, ölçüm zamanı hatası ve ölçümü etkileyen saat hatalarının toplam etkisi  $\frac{\Delta F}{2}$  'den daha küçük olmalıdır [10]. Hata kaynaklarından dolayı oluşacak frekans kayması Starlink OFDM sinyalleri için 117.187 kHz ton sinyalleri için ise 22 kHz' den daha düşük olması gerekmektedir.

### 3.2.5 Atmosferik Etkiler

Radyo sinyalleri, alıcıya ulaşırken atmosferi geçmek zorundadır. Yaklaşık 1000 km yükseklikte, sinyaller elektriksel olarak yüklü parçacıklar içeren iyonosfer tabakasıyla karşılaşılır, bu tabaka yaklaşık 50 km yüksekliğe kadar uzanır. Bunun altında, elektriksel

olarak nötr gazlardan oluşan troposfer bulunmaktadır. Her iki tabaka da sinyal frekansı üzerinde değişikliğe sebep olmaktadır. [43].

İyonosferden kaynaklı frekans değişimi taşıyıcı sinyalin frekansına, uydunun yükseliş açısının değişimine ve iyonosferde bulunan toplam elektron içeriğinin değişimine bağlıdır. İyonosferden dolayı oluşacak gecikme, gecikme oranı Eşitlik (22) ile gösterilmektedir[42].

$$\begin{aligned} I_r^s &= \frac{40.3}{f^2} STEC = \frac{40.3}{f^2} \alpha(E) VTEC \\ \dot{I}_r^s &= \frac{40.3}{f^2} \frac{dSTEC}{dt} \end{aligned} \quad (22)$$

$I_r^s$  metre türünde iyonosferik gecikmeyi,  $f$  sinyal frekansını,  $\alpha(E)$ , uydu yükseliş açısı (E)'ye bağlı katsayıyı, STEC eğik elektron içeriğini, VTEC dikey elektron içeriğini,  $\dot{I}_{r,f}^s$  iyonosfer gecikme oranını temsil etmektedir. İyonosfer etkisi, taşıyıcı sinyal frekansının karesi ile ters orantılı olarak azalmaktadır. Bu nedenle, Starlink uydu sinyallerine olan etkisi çok düşük olmaktadır. Ayrıca, iyonosfer tabakasından dolayı oluşacak frekans kayması sadece tabaka içerisinde olduğundan dolayı yeryüzünde bulunan alıcıların takip ettiği sinyallerde iyonosferden dolayı bir frekans kayması oluşmamaktadır. İyonosfer etkisi bu çalışmada göz ardı edilmiştir.

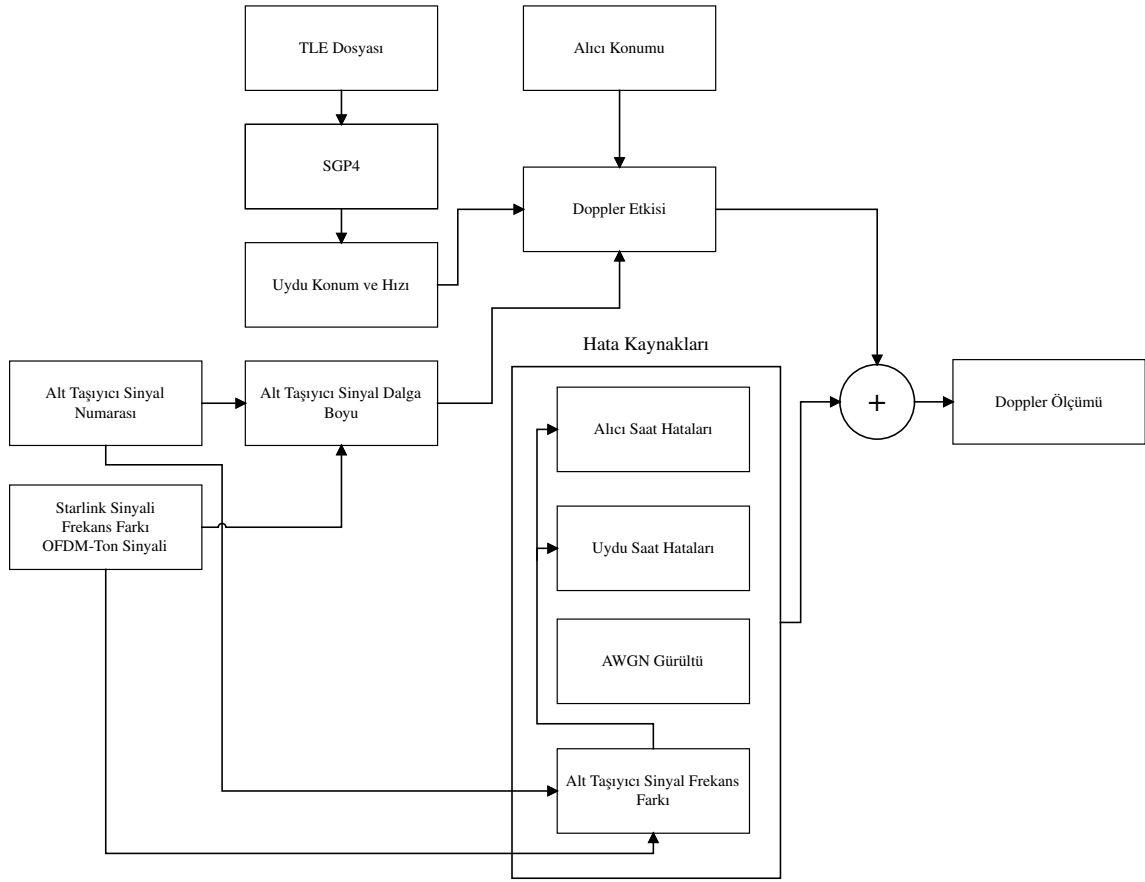
Troposferden dolayı oluşan frekans kayması ise uydunun alıcıya göre yükseliş açısına göre değişiklik göstermektedir. Starlink uydularının dinamiğinin fazla olması ve yükseliş açısının GNSS uydularına göre çok daha hızlı değişiklik göstermesinden dolayı troposfer gecikmesinin değişim oranı daha fazla olmaktadır. Ancak troposfer gecikmesi ve gecikme oranı etkileri Hopfield, Saastamoinen gibi troposfer modelleri kullanılarak düzeltilebilmektedir [42]. Bu nedenle troposfer etkisi bu çalışmada göz ardı edilmiştir.

### 3.3 Doppler Ölçümlerinin Oluşturulması

Kestirimcinin alıcı konumunu kestirebilmesi için takip edildiği varsayılan uyduların konum ve hız değerleri ile Doppler ölçümlerine ihtiyaç duymaktadır. Takip edilen uydulara ait Doppler etkisinin hesaplanabilmesi için; alıcı ve uydu konumu ve hızı, sinyalin dalga

boyunun bilinmesi gerekmektedir. Alıcı konumu yeryüzünde bulunan AMC400USA adlı GPS istasyonu seçilmiştir ve konumu bilinmektedir. Yapılan çalışmada alıcının statik durumda olduğu varsayılmıştır. Uydu konum ve hızları ise SGP4 yörünge hesaplayıcı kullanılarak hesaplanabilmektedir. Ancak bu konum ve hız değerleri yörünge hatalarından dolayı hatalı olmaktadır. Uyduların gerçek konum ve hız değerleri bilinemediği için bu çalışmada SGP4' ün uyduya ait doğru konum ve hız değerlerini ürettiği varsayılmış ve Doppler etkisi hesaplanırken SGP4 ile elde edilen uydu konum ve hız bilgileri esas alınmıştır. Sinyale ait dalga boyu için ise takip edildiği varsayılan alt taşıyıcı sinyalin dalga boyu kullanılmıştır. Eşitlik (16) ile takip edilen her uydunun belirli zamanlardaki Doppler kayması; uydu konum ve hızı, alıcı konum ve hızı, sinyalin dalga boyu bilgisi kullanılarak oluşturulmuştur.

Doppler etkisi ve hata kaynakları her uydu için modellendikten sonra, Şekil 3.4 ile gösterildiği gibi Doppler ölçümleri elde edilmiştir.



Şekil 3.4 Doppler ölçüm modeli

### 3.4 Alıcı Konumu ve Konumlama Hatalarının Kestirilmesi

Takip edilen sinyalin frekansının kanal merkez frekansı ile farkı Doppler ölçümünü oluşturur. Takip edilen uyduların Doppler ölçümleri, alıcının konumunu belirlemek için kullanılır. Bu bölümde, alıcı konumunu bulmak için Doppler ölçümlerini kullanan bir konumlama yöntemi gösterilecektir.



Konumlama yöntemi, ilk olarak Doppler ölçümlerini kullanarak sözde mesafe oranını Eşitlik (23) ile hesaplar. Sözde mesafe oranı alıcı ile uydu arasındaki mesafenin değişim hızıdır.

$$\dot{\rho}^k = -\frac{c}{F_{c,i}} \Delta f^k \quad (23)$$

$\dot{\rho}^k$  k.uyduya ait sözde mesafe oranını,  $c$  ışık hızı,  $F_{c,i}$  alt taşıyıcı sinyal frekansını  $\Delta f^k$  ise k.uyduya ait Doppler ölçümünü temsil etmektedir. Ayrıca sözde mesafe oranı, uydu konumu ve hızı, alıcı konumu ve hızı, iyonosferik ve troposferik etkiler, alıcı-uydu saat kayma hataları ve alıcının ölçüm zamanı hatası (saat sapması) kullanılarak Eşitlik (24) ile ifade edilebilir. Uydu sinyal modelinin OFDM olmasından dolayı oluşan alt taşıyıcı sinyal ile kanal merkez frekansı arasındaki fark sözde mesafe oranı ölçümünde gösterilmemiştir. Alt taşıyıcı sinyal numarası ( $N$ ), alıcı konumu ve hızı, uydu konumu ve hızı kullanılarak hesaplanan Doppler kestirimi ile tahmin edilebilmektedir.

$$\dot{\rho}_k^i = (\dot{r}_r - \dot{r}_k^i) \frac{(r_r - r_k^i)}{|r_r - r_k^i|} + c(\delta t_r - \delta t_k^i) + c\delta t_{tropo,k}^i + c\delta t_{iono,k}^i + \left( \frac{u_k^{iT} \dot{r}_k^i u_k^{iT} - \dot{r}_k^{iT}}{|r_r - r_k^i|} (v_r - v_k^i) - u_k^{iT} \dot{v}_k^i \right) \delta t + \eta_k^i \quad (24)$$

$\dot{\rho}_k^i$  i.andaki k.uyduya ait sözde mesafe oranı ölçümü,  $r_r$  alıcı konumu,  $r_k^i$  i.andaki k.uydunun konumu,  $\delta t_r$  alıcı saat sapması,  $\delta t_k^i$  i.andaki alıcı saat kayması,  $\delta t_k^i$  k. uyduya ait i.andaki saat kayması,  $v_r$  alıcı hızı,  $v_k^i$  i.andaki k.uydunun hızı,  $u_k^i$  ise i.andaki k.uyduya ait görüş hattı birim vektörü,  $\eta_k^i$  ise i.andaki k.uyduya ait ölçüm gürültüsüdür.  $u_k^i$  ise i. andaki alıcı ile k. uydu arasındaki görüş birim vektörüdür ve Eşitlik (25) ile ifade edilmektedir.

$$u_k = \frac{\begin{bmatrix} r_{r,x} \\ r_{r,y} \\ r_{r,z} \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} r_{k,x}^i \\ r_{k,y}^i \\ r_{k,z}^i \end{bmatrix}}{\sqrt{(r_{r,x} - r_{k,x}^i)^2 + (r_{r,y} - r_{k,y}^i)^2 + (r_{r,z} - r_{k,z}^i)^2}} \quad (25)$$

Starlink aşağı bağlantı sinyallerinin yüksek frekanslı olması nedeniyle, iyonosferik etkiler

ihmal edilebilir. Troposferden dolayı oluşan frekans kayması ise, troposfer modelleri ile telafi edilebileceğinden troposfer ve iyonosfer etkileri Eşitlik (26)'da verilmemiştir.

$$\begin{aligned} \dot{\rho}_k^i = & (\dot{r}_r - \dot{r}_k^i) \frac{(r_r - r_k^i)}{|r_r - r_k^i|} + c(\delta \dot{t}_r - \delta \dot{t}_k^i) + \\ & \left( \frac{u_k^{iT} \dot{r}_k^i u_k^{iT} - \dot{r}_k^{iT}}{|r_r - r_k^i|} (v_r - v_k^i) - u_k^{iT} \dot{v}_k^i \right) \delta t + \eta_k^i \end{aligned} \quad (26)$$

K adet uydunun takip edildiği varsayıldığında, i. anda K adet sözde mesafe oranı ölçümü elde edilmektedir. K adet ölçüm içerisinde, K tane uydunun saat kayması, alıcı saat kayma ve sapma hatası, alıcı konumu ve hızı olarak toplamda K + 8 bilinmeyen parametre ölçüm içerisinde bulunmaktadır. Bundan dolayı belirli bir zamandaki K adet uydudan elde edilen ölçüm ile K + 8 bilinmeyen, alıcının hareketli olduğu durumda kestirilememektedir. Alıcı hızının toplam ölçüm süresi içerisindeki değişimi, hız ve konum durumlarının dinamiğe bağlı olarak değişiklik göstermesine sebep olacaktır. Durum vektörünün kestirilebilmesi için hız vektörünün toplam ölçüm süresi boyunca sabit olması gerekmektedir. Alıcının statik olduğu durumda hem hız vektörünün sabit olması hemde bilinmeyen sayısının K + 5'e indirgenmesi ve *m* farklı zamandaki ölçümlerin bir arada kullanılmasına olanak sağlaması bilinmeyen parametrelerin kestirimini mümkün kılmaktadır [10]. Sistem bu sayede yetersiz belirtilmiş formdan aşırı belirtilmiş forma dönüşmektedir. Doğrusal olmayan aşırı belirtilmiş sistem içerisinde bilinmeyen parametreler en küçük kareler yöntemi ile kestirilebilmektedir. Statik alıcı için, bilinmeyen parametreler bu varsayımlar kullanılarak K + 5'e indirgenir. Ayrıca, m farklı zamandaki sözde mesafe oranı ölçümleri bir arada kullanılarak toplamda, K + 5 parametrenin tahmini için m x K ölçüm elde edilir.

### 3.4.1 En Küçük Kareler Yöntemi

En Küçük Kareler (Least Square) yaklaşımı, ölçüm  $y[n]$  ile ölçüm tahmini  $s[n]$  arasındaki karesel farkın toplamının minimum yapılmaya çalışıldığı bir yaklaşım kullanır. Ölçüm tahmini, bilinmeyen parametre  $\theta$ 'ya bağlı olan bir model tarafından üretilmektedir.  $\theta$ 'nın en küçük kareler kestirimi,  $s[n]$ 'yi ölçüm  $y[n]$ 'e en yakın hale getirir [44]. Ölçümler ile ölçüm

tahmini arasındaki farkların toplamı Eşitlik (27) ile gösterilmektedir.

$$J(\theta) = \sum_{n=0}^{N-1} (y[n] - s[n])^2 \quad (27)$$

$J(\theta)$ 'yı en aza indiren  $\theta$  değeri, en küçük kareler yönteminin kestirimidir. En küçük kareler yöntemi, herhangi bir olasılıksal varsayımda bulunmadığından genellikle verinin istatistiksel karakteristiğinin bilinmediği veya en uygun kestirimcinin bulunamadığı durumlarda kullanılmaktadır[44]. En küçük kareler yöntemi hem Gauss dağılımına sahip gürültü veya hata kaynakları için hem de Gauss olmayan dağılımlar için kullanılabilir. Ancak gürültü veya hata kaynaklarının yapısına bağlı olarak kestirimcinin performansı değişiklik göstermektedir.

#### 3.4.1.1 Doğrusal Olmayan En Küçük Kareler Yöntemi

Doğrusal olmayan en küçük kareler kestirim yöntemi, doğrusal olmayan sistem parametrelerinin kestirimi için kullanılan istatistiksel bir modelleme yöntemidir. Bu yöntem, genellikle doğrusal modeller için kullanılan en küçük kareler yönteminin bir uzantısıdır.

Kapalı form çözüm elde edilemediği durumlarda, doğrusal olmayan en küçük kareler yöntemi kullanılabilir. Bu durumda,  $\theta$  bilinmeyen parametrelerinin kestirimi için, parametrelerin başlangıç değerleri belirlenmeli, model bir doğrusal model ile yaklaşık olarak temsil edilmeli ve ardışık iterasyonlarla parametre kestirimleri iyileştirilmelidir [44]. Ölçüm tahmin modeli Eşitlik (28)'daki gibi doğrusal olmayan bir model ile ifade edilmektedir.

$$y = f(\theta) + r \quad (28)$$

$\theta$  parametre vektörü,  $f(\theta)$  ise  $\theta$  parametrelerine bağlı doğrusal olmayan ölçüm modelini temsil etmektedir. En küçük kareler kestiriminin genel amacı doğrusal olmayan sistemlerde değişim göstermez ve artıkların karesinin toplamının minimum olmasını sağlayan parametre

değerlerini kestirir.

$$R(\theta) = r^T r = (y - f(\theta))^T (y - f(\theta)) \quad (29)$$

$R(\theta)$  fonksiyonu artıkların karesinin toplamını,  $r$  artık vektörünü temsil etmektedir. Doğrusal olmayan sistemlerde, artıkların toplamını temsil eden  $f(\theta)$  fonksiyonunun türevi bağımsız değişkenlerin yanı sıra bilinmeyen parametrelere de bağımlı olacaktır. Bu nedenle, kapalı form çözüm elde edilemediğinden, bilinmeyen parametreler başlangıç değerleri almalı ve yinelemeli olarak parametre tahminleri güncellenmelidir. Her iterasyonda, ölçüm tahminini hesaplayan fonksiyon  $f$ , birinci dereceden Taylor açılımı kullanılarak doğrusallaştırılır.

$$\begin{aligned} f(\theta) &\approx f(\theta_k) + \nabla_{\theta} f(\theta_k)(\theta - \theta_k) \\ &\approx f(\theta_k) + H(\theta_k)(\theta - \theta_k) \end{aligned} \quad (30)$$

$H$  sabitlerin, bağımsız değişkenlerin ve  $\theta$ 'nın bir fonksiyonu olarak tanımlanmaktadır ve her iterasyonda parametre kestirimine bağlı değişkenlik gösterir. Bu doğrusallaştırılmış modele göre artık, Eşitlik (31) ile ifade edilebilir.

$$r_k = y - f(\theta_k) - \nabla_{\theta} f(\theta_k)(\theta - \theta_k) \quad (31)$$

$\theta_0$  noktasında doğrusallaştırılan modele göre artıkların karesinin toplamı, Eşitlik (32) ile gösterilmektedir.

$$r^T r = (y - (f(\theta_0) - H(\theta_0)\theta_0 + H(\theta_0)\theta))^T (y - (f(\theta_0) - H(\theta_0)\theta_0 + H(\theta_0)\theta)) \quad (32)$$

Artıkların karesinin toplamını minimum yapan  $\hat{\theta}$  parametreleri,  $R(\theta)$  fonksiyonunun türevini sıfıra eşitleyen değerlerdir.  $\theta$  parametrelerinin kestirimi Eşitlik (33) ile ifade edilmektedir.

$$\begin{aligned} \frac{dR(\theta)}{d\theta} &= -2H^T(\theta_0)y + 2H^T(\theta_0)f(\theta_0) - 2H^T(\theta_0)H(\theta_0)\theta_0 + 2H^T(\theta_0)H(\theta_0)\theta = 0 \\ \hat{\theta} &= \theta_0 + (H^T(\theta_0)H(\theta_0))^{-1}H^T(\theta_0)(y - f(\theta_0)) \end{aligned} \quad (33)$$

$\hat{\theta}$ 'nin iteratif çözümü bu durumda Eşitlik (34) ile gösterilmektedir.

$$\hat{\theta}_{k+1} = \hat{\theta}_k + (H^T(\hat{\theta}_k)H(\hat{\theta}_k))^{-1}H^T(\hat{\theta}_k)(y - f(\hat{\theta}_k)) \quad (34)$$

### 3.4.2 Farklı Zamanlardaki Ölçümler ile Konum Belirleme

Alıcının konumunu hesaplarken,  $K + 5$  bilinmeyen parametrenin kestirilmesi gerekmektedir. Bu parametreler, farklı zamanlardaki ölçümler kullanılarak kestirilir. Bu çalışmada, sözde mesafe oranı modeli doğrusal olmadığından dolayı parametre tahmini için doğrusal olmayan en küçük kareler yaklaşımı kullanılmıştır. Konumlama sisteminde, uydu saat kayma hatası, alıcı saat sapma ve kayma hataları, alıcı konumu kestirilir ve bunun dışında ölçümü etkileyen hatalar ise ölçüm gürültüsü olarak tanımlanabilir. Bu durumda en küçük kareler yönteminde durum elemanları aşağıdaki gibi tanımlanmaktadır;

$$x = \begin{bmatrix} x_r & y_r & z_r & c\delta\dot{t}_r & \delta t_r & c\delta\dot{t}_1^s & \dots & c\delta\dot{t}_K^s \end{bmatrix}$$

$x_r, y_r, z_r$  ECEF koordinat sisteminde alıcı konumunu,  $c\delta\dot{t}_r$  alıcı saat kayma hatasınının sözde mesafe oranına etkisini,  $\delta t_r$  alıcı saat sapma hatasını ve  $c\delta\dot{t}_1^s \dots c\delta\dot{t}_K^s$  takip edilen  $K$  adet uydunun saat kayma hatasının sözde mesafe oranına etkisini temsil etmektedir. Ayrıca alıcı saat sapma hatası, 1 saniye içerisinde alıcı saat kayma hatası kadar değişiklik göstermektedir. Bundan dolayı alıcı saat sapma hatası Eşitlik (35) ile ifade edilebilir.

$$\delta t_r = \delta t_r + \Delta t \delta\dot{t}_r \quad (35)$$

$\Delta t$  başlangıç zamanından itibaren geçen süreyi temsil etmektedir. Yapılan varsayımlar ve alıcı saat sapsmasının alıcı saat kayma hatasına bağlı değişim göstermesi dikkate alındığında

i. andaki k. uyduya ait sözde mesafe oranı ölçümü Eşitlik (36) ile ifade edilebilmektedir.

$$\begin{aligned} \dot{\rho}_k^i &= \left( \dot{r}_r - \dot{r}_k^i \right) \frac{(r_r - r_k^i)}{|r_r - r_k^i|} + c(\delta \dot{t}_r - \delta \dot{t}_k) + \\ &\left( \frac{u_k^{iT} \dot{r}_k u_k^{iT} - \dot{r}_k^{iT}}{|r_r - r_k^i|} (v_r - v_k^i) - u_k^{iT} \dot{v}_k^i \right) (\delta t_r + \Delta t \cdot \delta t_r) + \eta_k^i \end{aligned} \quad (36)$$

En küçük kareler yaklaşımı, bilinmeyen parametreler ile ölçümler arasındaki doğrusallaştırılmış ilişkiyi ölçüm matrisi (H) kullanarak tanımlar. Bu matris, ölçümlerin durumlara göre nasıl değiştiğini gösterir. Ölçüm vektörü y'nin ise K adet uydunun m farklı zamandaki sözde mesafe oranı ölçümlerini içerdiği, Eşitlik (37) ile gösterilmiştir.

$$y = \begin{bmatrix} \dot{\rho}_{1,1} & \dot{\rho}_{1,2} & \dots & \dot{\rho}_{1,K} & \dot{\rho}_{2,1} & \dots & \dot{\rho}_{2,K} & \dots & \dot{\rho}_{m,K} \end{bmatrix} \quad (37)$$

Doğrusal olmayan sistemlerde, sinyal modeli birinci dereceden Taylor açılımıyla doğrusallaştırılır. Sistemin ölçüm matrisi  $\frac{\partial y}{\partial x}$  e eşittir.

Ölçümün her bir duruma göre türevi sırasıyla Eşitlik (38) ile ölçüm matrisi H ise Eşitlik (39) ile verilmiştir.

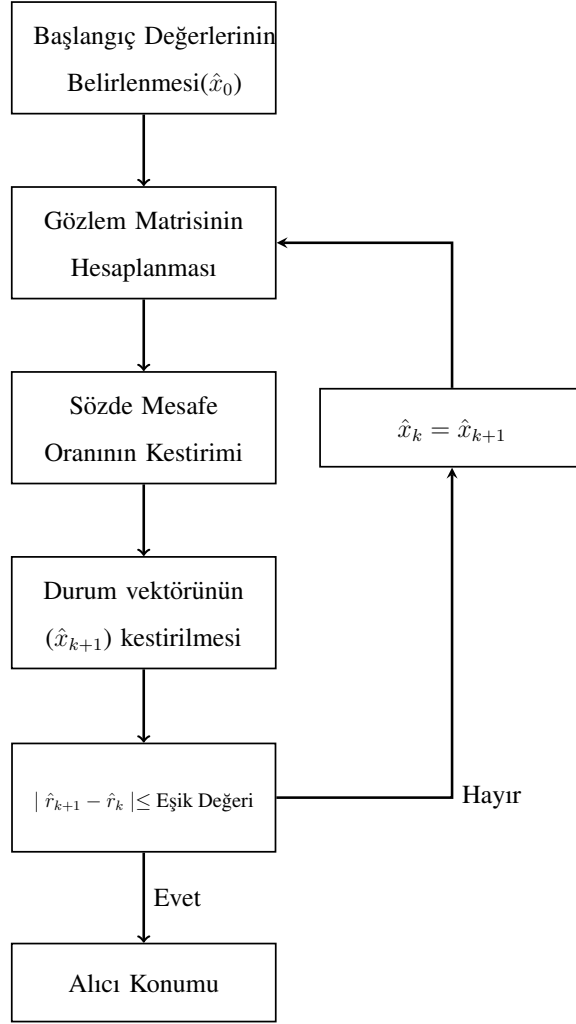
$$\begin{aligned} \frac{\partial \dot{\rho}_k^i}{\partial x_r} &= \frac{(v_{r,x} - v_{k,x}^i)}{\rho} - \frac{(r_{r,x} - r_{k,x}^i)(v_r - v_k^{iT})(r_r - r_k^i)}{\rho^3} \\ \frac{\partial \dot{\rho}_k^i}{\partial y_r} &= \frac{(v_{r,y} - v_{k,y}^i)}{\rho} - \frac{(r_{r,y} - r_{k,y}^i)(v_r - v_k^{iT})(r_r - r_k^i)}{\rho^3} \\ \frac{\partial \dot{\rho}_k^i}{\partial z_r} &= \frac{(v_{r,z} - v_{k,z}^i)}{\rho} - \frac{(r_{r,z} - r_{k,z}^i)(v_r - v_k^{iT})(r_r - r_k^i)}{\rho^3} \\ \frac{\partial \dot{\rho}_k^i}{\partial \delta t_r} &= \left( \frac{u_k^{iT} \dot{r}_k u_k^{iT} - \dot{r}_k^{iT}}{|r_r - r_k^i|} (v_r - v_k^i) - u_k^{iT} \dot{v}_k^i \right) = h_{\delta t_r, k}^i \\ \frac{\partial \dot{\rho}_k^i}{\partial c \delta t_r} &= 1 + \frac{\Delta t \cdot h_{\delta t_r, k}^i}{c} \\ \frac{\partial \dot{\rho}_k^i}{\partial c \delta t_1^s} &= -1 \end{aligned} \quad (38)$$

$$H = \begin{bmatrix} \frac{\partial \hat{\rho}_1^1}{\partial x_r} & \frac{\partial \hat{\rho}_1^1}{\partial y_r} & \frac{\partial \hat{\rho}_1^1}{\partial z_r} & h_{\delta t_r,1}^1 & 1 + \frac{\Delta t \cdot h_{\delta t_r,1}^1}{c} & -1 & 0 & \dots & 0 \\ \frac{\partial \hat{\rho}_2^1}{\partial x_r} & \frac{\partial \hat{\rho}_2^1}{\partial y_r} & \frac{\partial \hat{\rho}_2^1}{\partial z_r} & h_{\delta t_r,2}^1 & 1 + \frac{\Delta t \cdot h_{\delta t_r,2}^1}{c} & 0 & -1 & \dots & 0 \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & & & \ddots & \\ \frac{\partial \hat{\rho}_K^1}{\partial x_r} & \frac{\partial \hat{\rho}_K^1}{\partial y_r} & \frac{\partial \hat{\rho}_K^1}{\partial z_r} & h_{\delta t_r,K}^1 & 1 + \frac{\Delta t \cdot h_{\delta t_r,K}^1}{c} & 0 & 0 & \dots & -1 \\ \frac{\partial \hat{\rho}_1^2}{\partial x_r} & \frac{\partial \hat{\rho}_1^2}{\partial y_r} & \frac{\partial \hat{\rho}_1^2}{\partial z_r} & h_{\delta t_r,1}^2 & 1 + \frac{\Delta t \cdot h_{\delta t_r,1}^2}{c} & -1 & 0 & \dots & 0 \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & & & \ddots & \\ \frac{\partial \hat{\rho}_K^m}{\partial x_r} & \frac{\partial \hat{\rho}_K^m}{\partial y_r} & \frac{\partial \hat{\rho}_K^m}{\partial z_r} & h_{\delta t_r,K}^m & 1 + \frac{\Delta t \cdot h_{\delta t_r,K}^m}{c} & 0 & \dots & & -1 \end{bmatrix} \quad (39)$$

Yinelemeli olarak bilinmeyen parametre kestiriminin yapılması belirli bir yineleme sayısı veya parametre kestirimlerinin değişim farkının belirli bir değerin altına indiği duruma kadar devam ettirilir. Eşitlik (34) 'de belirtilen  $f(\theta_k)$  fonksiyonu sözde mesafe oranının parametrelere bağlı kestirimini hesaplamaktadır ve Eşitlik (40) ile verilmiştir.

$$f(\hat{\theta}_k^i) = ((\hat{r}_r - \hat{r}_k^i) \frac{\hat{r}_r - \hat{r}_k^i}{|\hat{r}_r - \hat{r}_k^i|}) + c \cdot \hat{\delta t}_r (1 + \frac{N_k \Delta F}{F_c}) - c \cdot \hat{\delta t}_k (1 + \frac{N_k \Delta F}{F_c}) + h_{\delta t_r,k}^i \cdot (\hat{t}_r + \Delta t \cdot \hat{t}_r) \quad (40)$$

$f(\hat{\theta}_k^i)$  i. andaki k. uyduya ait sözde mesafe oranı kestirimini temsil etmektedir. Alıcı ve uydu saat kayma hatası alt taşıyıcı sinyalin frekansına bağlı frekans kayması oluşturduğu için alt taşıyıcı sinyal frekans farkının etkisi sözde mesafe oranı kestirilirken hesaba katılması gerekmektedir. Özellikle Starlink OFDM sinyallerinde alt taşıyıcı sinyaller arasındaki frekans farkı yüksek olduğundan kestirim performansını etkileyebilmektedir. LEO tabanlı konumlama yönteminin akış şeması Şekil 3.5 ile verilmiştir.



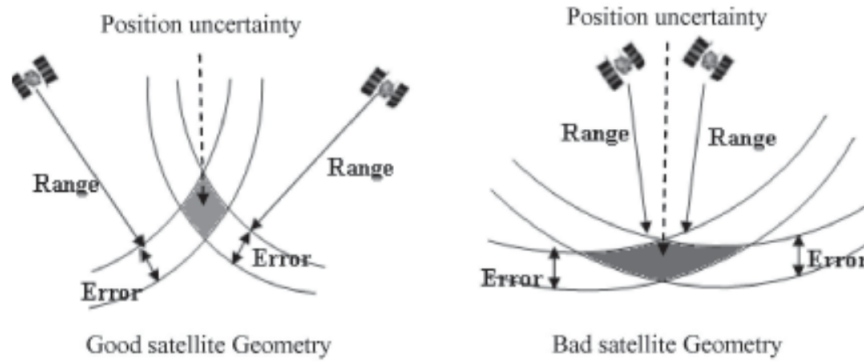
Şekil 3.5 En küçük kareler yöntemi akış şeması

### 3.5 Konumlama Hassasiyeti (DPDOP)

DOP (Dilution of Precision), genellikle uydu tabanlı konumlama sistemlerinde, ölçüm hatası ve uydu dağılımının durum vektörlerinin kestirimini nasıl etkileyeceğini belirler ve kestirim sonrası elde edilecek konum çözümünün hassasiyetini ifade eder. GNSS sistemlerinde konum hassasiyetinin ifade edilmesi için birden fazla DOP değeri kullanılmaktadır. Yatay konum hassasiyeti (HDOP), dikey konum hassasiyeti (VDOP), konum hassasiyeti (PDOP) ve geometrik DOP değerleri bulunmaktadır. Doppler tabanlı konumlama sistemlerinde ise ölçüm hatalarının ve uydu dağılımının konum hassasiyetine olan etkisini ölçeklendiren parametre DPDOP (Doppler Positioning Dilution of Precision) değeridir.



GNSS sistemlerinde alıcı konumunun kestirilmesi için sözde mesafe ölçümleri kullanılmaktadır. Bir uyduya ait sözde mesafe ölçümü, yeryüzünde uyduya aynı uzaklıktaki noktaların birleşimiyle bir çember oluşturur. 3 farklı uydudan elde edilen sözde mesafe ölçümlerinin oluşturduğu çemberlerin kesişimi, alıcının konumunu gösterir. Ancak sözde mesafe ölçümlerinin hataları ve uyduların dağılımına bağlı alıcının konumu tam olarak bilinmemektedir. Ölçüm hatası ve uydu dağılımının etkisine bağlı alıcı konumunun bulunabileceği noktalar Şekil 3.6 ile gösterilmiştir.



Şekil 3.6 GNSS sistemlerinde ölçüm hatası ve uydu dağılımının konum kestirimine etkisi [9]

GNSS sistemlerinde DOP değerleri uydu-alıcı birim vektörlerinin oluşturduğu hacime bağlı olarak değişkenlik göstermektedir. Uydu dağılımı daha iyi olduğunda birim vektörlerin oluşturduğu hacim artış gösterir ve DOP değerleri azalır [43]. Bu sayede konumlama sistemi, alıcı konumu ve hata kaynaklarını ayırt edebilir duruma gelmektedir.

Doppler tabanlı konumlama sistemlerinde sözde mesafe oranı ölçümleri kullanıldığı için uydu ile alıcı arasındaki birim vektör yerine alıcı ile uydu arasındaki bağıl hızın sözde mesafeye oranı kullanılarak DPDOP değeri hesaplanmaktadır. Bu durumda hem GNSS sistemleri için hem de Doppler tabanlı konumlama sistemleri için ölçüm matrisi kullanılarak DOP değeri hesaplanabilmektedir. Starlink tabanlı konumlama için ölçüm belirsizliğinin konum hassasiyetine olan etkisi Eşitlik (41) ile gösterilmektedir.

$$\sigma_p = DPDOP \cdot \sigma_y \quad (41)$$

$\sigma_p$  alıcı konum belirsizliğini,  $\sigma_y$  sözde mesafe oranı ölçüm belirsizliğini temsil etmektedir. DPDOP değeri, ölçüm matrisi içerisindeki alıcı konumuna bağlı değişkenler kullanılarak hesaplanabilmektedir ve Eşitlik (42) ile verilmiştir.

$$Q = (H^T H)^{-1} \quad (42)$$

$$DPDOP = \sqrt{Q(1,1) + Q(2,2) + Q(3,3)}$$

GNSS sistemlerinde, alıcı konum hatasının düşük olması için genellikle GDOP değerinin 3'ten küçük olması beklenir [42]. LEO uyduları kullanılan Doppler konumlama sistemlerinde ise DPDOP değerleri yaklaşık  $10^2$  seviyesinde olmaktadır.

### 3.6 Uydu Seçimi

Starlink tabanlı navigasyon sistemlerinde, özellikle orta enlemlerde daha fazla Starlink uydusunun bulunması alıcının yüksek sayıda uydu takip etmesine olanak sağlamaktadır. Ancak görünür uyduların çoğunluğu takip edilebilse dahi konumlama çalışmalarında fazla işlem gücüne ihtiyaç duyulmasına neden olmaktadır. Ayrıca Starlink uydularının yörünge hataları ve saat hatalarından dolayı takip edilen uydu sayısının fazla olması, konumlama performansında iyileşme sağlamamaktadır. Bundan dolayı takip edilen uydular arasında seçim yapmak gerekebilir. Uydu seçimi yapılırken, uydu dağılımı göz önüne alınarak bu seçim yapılmalıdır. Dağılım konumlama performansını önemli ölçüde etkileyen durumlardan biridir.

Bu çalışmada, yükseliş açısı  $20^\circ$  üzerinde bulunan n adet Starlink uydusu içerisinde konumlama için kullanılacak K adet uydunun seçilmesi amacıyla alıcı hızı, uydu hızı ve alıcı ve uydu arasındaki mesafeye göre tanımlanmış bir maliyet fonksiyonu kullanılmaktadır. Maliyet fonksiyonu Eşitlik (43) ile tanımlanmaktadır.

$$J_{k,j}^{i,t} = \left( \frac{|v_r - v_k^i| \cdot |v_r - v_j^t|}{\rho_k^i \cdot \rho_j^t} \cos(\theta_{k,j}^{i,t}) \right)^2 \quad (43)$$

$v_r$  alıcı hızını,  $v_k^i$  i. andaki k. uydu hızını,  $v_j^t$  t. andaki j. uydu hızını,  $\rho_k^i$  i. andaki k. uydunun alıcı ile arasındaki mesafeyi,  $\rho_j^t$  t. andaki j. uydunun alıcı ile arasındaki mesafeyi,  $\cos(\theta_{k,j}^{i,t})$  vektörler arasındaki açıyı,  $J_{k,j}^{i,t}$  ise i. andaki k. uydunun t. andaki j. uyduya göre maliyetini temsil etmektedir. İki vektör arasındaki açı  $90^\circ$  'ye yakın olduğunda uyduların hız vektörleri birbirinden farklı olduğu için maliyet düşürürken, açı  $0^\circ$  veya  $180^\circ$  'ye yaklaştığında iki uydunun hız vektörleri benzerlik gösterdiğinden dolayı maliyeti arttırmaktadır.

Ölçüm matrisi Eşitlik (38) ile gösterilen alıcı konumuna ait durum değişkenlerine göre oluşturulduğunda ve ikinci terim ihmal edildiğinde, maliyet değerleri  $H_s$  matrisi kullanılarak hesaplanabilmektedir. Uydu seçimi için oluşturulan  $H_s$  matrisi Eşitlik (44) ile gösterilmiştir.

$$H_s = \begin{bmatrix} \frac{(v_{r,x}-v_{1,x}^1)}{\rho_1^1} & \frac{(v_{r,y}-v_{1,y}^1)}{\rho_1^1} & \frac{(v_{r,z}-v_{1,z}^1)}{\rho_1^1} \\ \vdots & \vdots & \vdots \\ \frac{(v_{r,x}-v_{n,x}^1)}{\rho_n^1} & \frac{(v_{r,y}-v_{n,y}^1)}{\rho_n^1} & \frac{(v_{r,z}-v_{n,z}^1)}{\rho_n^1} \\ \frac{(v_{r,x}-v_{1,x}^2)}{\rho_1^2} & \frac{(v_{r,y}-v_{1,y}^2)}{\rho_1^2} & \frac{(v_{r,z}-v_{1,z}^2)}{\rho_1^2} \\ \vdots & \vdots & \vdots \\ \frac{(v_{r,x}-v_{n,x}^2)}{\rho_n^2} & \frac{(v_{r,y}-v_{n,y}^2)}{\rho_n^2} & \frac{(v_{r,z}-v_{n,z}^2)}{\rho_n^2} \\ \vdots & \vdots & \vdots \\ \frac{(v_{r,x}-v_{n,x}^m)}{\rho_n^m} & \frac{(v_{r,y}-v_{n,y}^m)}{\rho_n^m} & \frac{(v_{r,z}-v_{n,z}^m)}{\rho_n^m} \end{bmatrix} \quad (44)$$

Bu durumda maliyet fonksiyonu;  $H_s$  matrisinin kendi devrik matrisi ile çarpımı kullanılarak hesaplanabilmektedir.

$$\begin{aligned}
A = H_s H_s^T = & \left[ \begin{array}{cccc}
\frac{|v_r - v_1^1| \cdot |v_r - v_1^1|}{\rho_1^1 \cdot \rho_1^1} \cos(\theta_{1,1}^{1,1}) & \dots & \frac{|v_r - v_1^1| \cdot |v_r - v_n^1|}{\rho_1^1 \cdot \rho_n^1} \cos(\theta_{1,n}^{1,1}) & \dots \\
\frac{|v_r - v_2^1| \cdot |v_r - v_1^1|}{\rho_2^1 \cdot \rho_1^1} \cos(\theta_{2,1}^{1,1}) & \dots & \frac{|v_r - v_2^1| \cdot |v_r - v_n^1|}{\rho_2^1 \cdot \rho_n^1} \cos(\theta_{2,n}^{1,1}) & \dots \\
\vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\
\frac{|v_r - v_n^1| \cdot |v_r - v_1^1|}{\rho_n^1 \cdot \rho_1^1} \cos(\theta_{n,1}^{1,1}) & \dots & \frac{|v_r - v_n^1| \cdot |v_r - v_n^1|}{\rho_n^1 \cdot \rho_n^1} \cos(\theta_{n,n}^{1,1}) & \dots \\
\frac{|v_r - v_2^2| \cdot |v_r - v_1^1|}{\rho_2^2 \cdot \rho_1^1} \cos(\theta_{1,1}^{2,1}) & \dots & \frac{|v_r - v_2^2| \cdot |v_r - v_n^1|}{\rho_2^2 \cdot \rho_n^1} \cos(\theta_{1,n}^{2,1}) & \dots \\
\vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\
\frac{|v_r - v_n^2| \cdot |v_r - v_1^1|}{\rho_n^2 \cdot \rho_1^1} \cos(\theta_{1,1}^{2,1}) & \dots & \frac{|v_r - v_n^2| \cdot |v_r - v_n^1|}{\rho_n^2 \cdot \rho_n^1} \cos(\theta_{1,n}^{2,1}) & \dots \\
\frac{|v_r - v_2^2| \cdot |v_r - v_2^2|}{\rho_2^2 \cdot \rho_2^2} \cos(\theta_{2,1}^{2,2}) & \dots & \frac{|v_r - v_2^2| \cdot |v_r - v_n^2|}{\rho_2^2 \cdot \rho_n^2} \cos(\theta_{2,n}^{2,2}) & \dots \\
\vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\
\frac{|v_r - v_n^2| \cdot |v_r - v_2^2|}{\rho_n^2 \cdot \rho_2^2} \cos(\theta_{2,1}^{2,2}) & \dots & \frac{|v_r - v_n^2| \cdot |v_r - v_n^2|}{\rho_n^2 \cdot \rho_n^2} \cos(\theta_{2,n}^{2,2}) & \dots \\
\vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\
\frac{|v_r - v_n^m| \cdot |v_r - v_1^1|}{\rho_n^m \cdot \rho_1^1} \cos(\theta_{n,1}^{m,1}) & \dots & \frac{|v_r - v_n^m| \cdot |v_r - v_n^1|}{\rho_n^m \cdot \rho_n^1} \cos(\theta_{n,n}^{m,1}) & \dots \\
\frac{|v_r - v_n^m| \cdot |v_r - v_2^2|}{\rho_n^m \cdot \rho_2^2} \cos(\theta_{n,2}^{m,2}) & \dots & \frac{|v_r - v_n^m| \cdot |v_r - v_n^2|}{\rho_n^m \cdot \rho_n^2} \cos(\theta_{n,n}^{m,2}) & \dots \\
\vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\
\frac{|v_r - v_n^m| \cdot |v_r - v_n^m|}{\rho_n^m \cdot \rho_n^m} \cos(\theta_{n,n}^{m,m}) & \dots & \frac{|v_r - v_n^m| \cdot |v_r - v_n^m|}{\rho_n^m \cdot \rho_n^m} \cos(\theta_{n,n}^{m,m}) & \dots
\end{array} \right]
\end{aligned}
\tag{45}$$

A matrisi kullanılarak i. andaki k. uydunun maliyet değeri Eşitlik (46) ile hesaplanabilmektedir.

$$J_k^i = (A[ik][1])^2 + (A[ik][2])^2 + (A[ik][3])^2 + \dots + (A[ik][nm])^2 \quad (46)$$

Uydunun toplam maliyeti ise farklı zamanlardaki aynı uyduya ait ölçümlerden dolayı oluşan maliyetlerin toplamına eşit olmaktadır. Uydunun toplam maliyeti Eşitlik (47) ile gösterilmiştir.

$$J_k = \sum_{i=1}^m J_k^i \quad (47)$$

k. uyduya ait toplam maliyet değeri diğer tüm uydular ile olan ilişkisini göstermektedir. Tüm uydular için hesaplanan maliyet değerleri içerisinde en büyük değere sahip uyduya ait tüm ölçümler elenir ve belirlenen uydu sayısına ulaşılışına kadar bu işlem tekrarlanır.

$$\max\{J_1, J_2, \dots, J_n\} \quad (48)$$

Maliyet fonksiyonu uydu ile alıcı arasındaki mesafe ile ters orantılı olduğu için, uydu seçim yöntemi yükseliş açısı düşük olan uyduları konumlama için seçmektedir. Bundan dolayı konumlama için kullanılacak uydulara en yüksek yükseliş açısına sahip uydu da dahil edilmektedir.

## 4 BENZETİM ÇALIŞMALARI

Yapılan çalışmada, Starlink uydu sinyallerinin fırsat sinyalleri olarak kullanılabilirliğini incelemek için; hata kaynakları, Doppler ölçümleri ve kestirim yöntemi simülasyon ortamında modellenmiştir. Hata kaynaklarının konumlama üzerindeki etkilerini ve konumlama yönteminin kestirim başarımını görebilmek amacıyla farklı senaryolar oluşturularak konumlama performansı; konum hataları ve DPDOP değerleri referans alınarak incelenmiştir. Bu bölümde hata kaynakları ve kestirim yöntemine ait parametrelerin konumlandırma başarımı üzerine etkileri açıklanmıştır.

### 4.1 Senaryo 1: Uydu Dağılımının Konuclamaya Etkisi

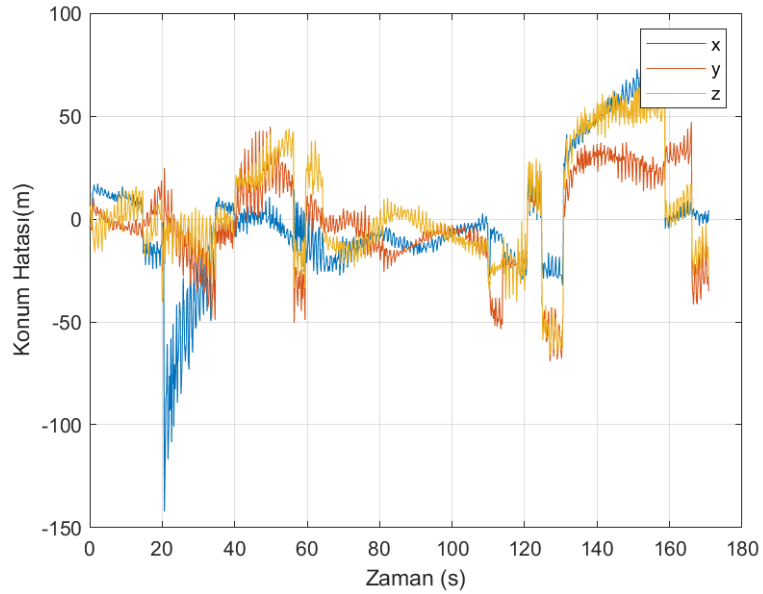
Yapılan çalışmada, 8 Kasım 2023 tarihinde yayınlanan TLE dosyaları içerisinde bulunan Starlink uydularının, UTC+0 'a göre 12:00:00 ile 12:02:50 saatleri arasında AMC400USAR adlı GNSS istasyonuna göre yükseliş açısı  $20^\circ$  üzerinde bulunan uyduların konum ve hızları hesaplanmıştır. Belirtilen zaman aralığında ortalama 40 Starlink uydusunun istasyona göre  $20^\circ$  ve üzerinde yükseliş açısına sahip olduğu görülmüştür. Bu sayıda uydunun alıcıda konumlama işlemi sırasında oluşturduğu işlem yükünün fazla olması ve benzer konumlardaki uyduların konumlama performansına fayda sağlamamasından dolayı tüm uyduların konumlama sistemine dahil edilmesine ihtiyaç duyulmamaktadır. Ancak uydu dağılımının konumlama performansındaki etkisinden dolayı bu çalışmada, uydular arasında seçim yapılmaktadır. Test 1 ve 2'de alıcının, veri süresi boyunca 6 uydu takip ettiği varsayılmış, ve takip edilen uydulardan herhangi birinin yükseliş açısı  $20^\circ$  altına indiğinde uydu seçimi tekrardan gerçekleştirilmiştir. Test-1'de uydu seçimi Bölüm 3.6'da belirtildiği gibi seçilirken, Test-2'de ise ortalama 40 uydu içerisinde uydu seçimi rastgele gerçekleştirilmiştir.

Senaryo 1'de takip edilen uyduların dağılımının, kestirim performansına ve DPDOP değerine olan etkileri gözlemlenmiştir. Senaryo 1'e ait hata seviyeleri Çizelge 4.1 ile, test adımlarına ait alıcı konum hatası ve DPDOP değerleri Şekil 4.1 ile Şekil 4.6 arasında verilmiştir.

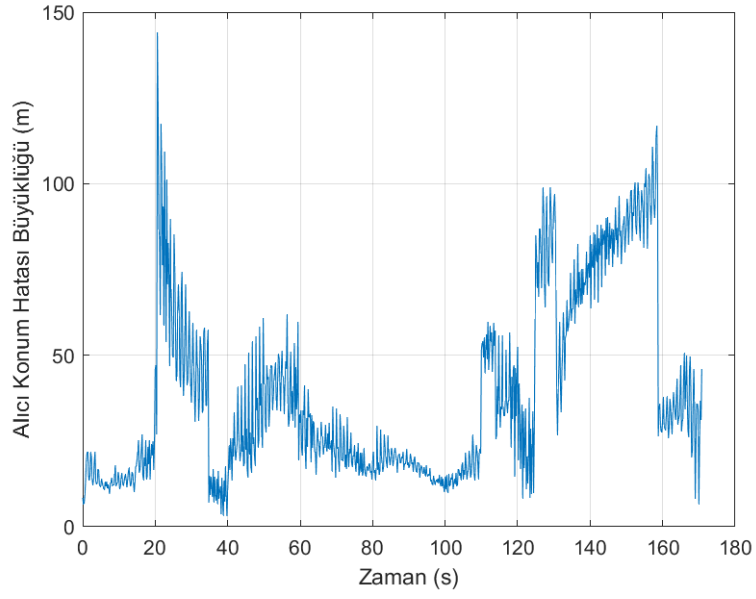
Çizelge 4.1 Senaryo-1 gürültü, alıcı ve uydu saat hata seviyeleri

	Hata Kaynakları								Ölçüm Parametreleri		
	$\delta \dot{t}_r (s/s)$	$\delta \ddot{t}_r (s/s^2)$	$\delta \dot{t}_s (1\sigma)(s/s)$	$\delta \ddot{t}_s (1\sigma)(s/s^2)$	$\delta t_r (s)$	$\delta r_s (m)$	$\delta v_s (m/s)$	$w (Hz)$	$m$	Ölçüm Sıklığı (Hz)	Uydu Sayısı
Senaryo-1	$-2.0486 \cdot 10^{-7}$	$1.2627 \cdot 10^{-12}$	$1 \cdot 10^{-7}$	$1 \cdot 10^{-13}$	0.05	0	0	1	30	1	6

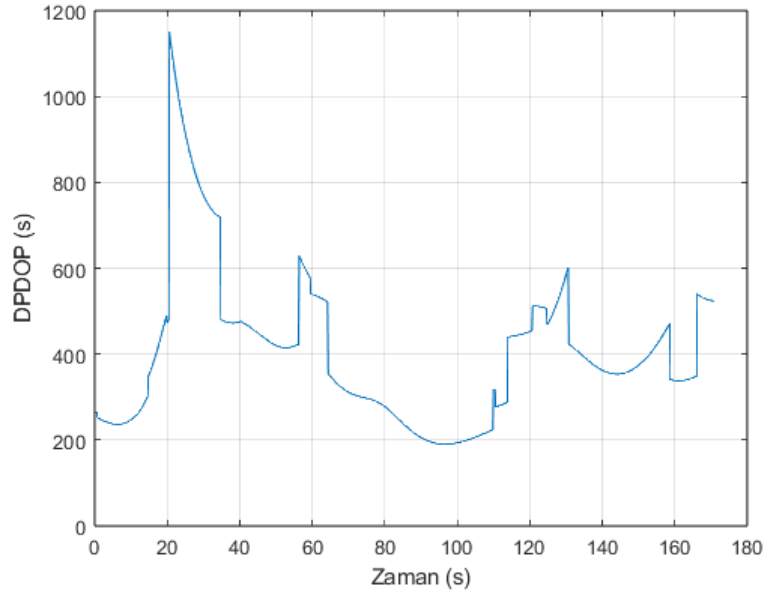
$\delta r_s$  ve  $\delta v_s$  uydu konum ve hız hatalarını,  $w$  gürültüyü,  $m$  farklı zamanlara ait toplam ölçüm sayısını temsil etmektedir. Test-1 ve Test-2’de uydu dağılımının kestirim performansı üzerindeki etkilerinin görülebilmesi için uydu yörünge hataları, alıcı ve uydu saat gürültü hataları göz ardı edilmiştir. Doppler ölçümleri üzerinde oluşan beyaz Gauss gürültüsü ise bu senaryoda 1 Hz kabul edilmiştir.



Şekil 4.1 Senaryo-1 Test-1 alıcı konum hataları



Şekil 4.2 Senaryo-1 Test-1 alıcı konum hatasının büyüklüğü

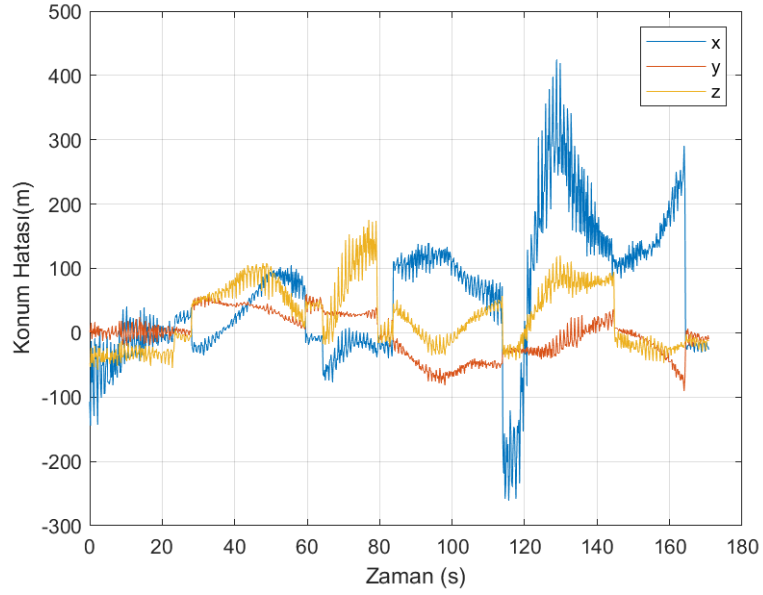


Şekil 4.3 Senaryo-1 Test-1 DPDOP değerleri

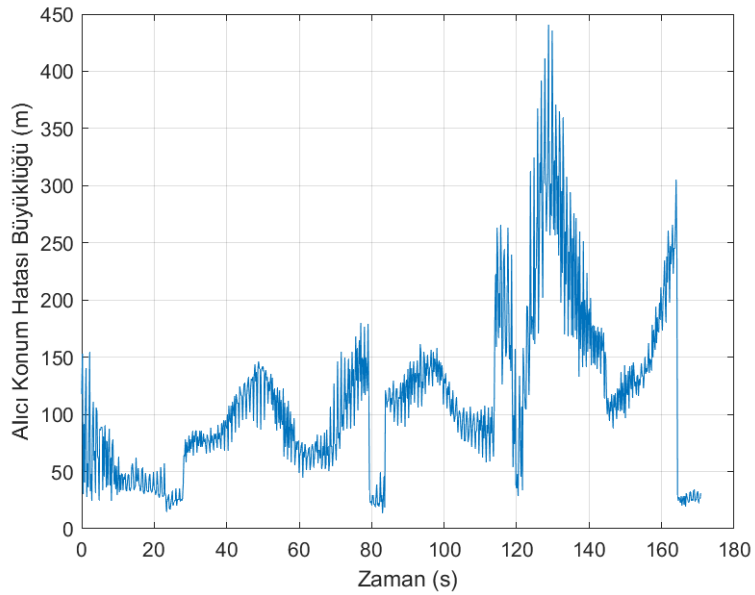
Test-1’de takip edildiği varsayılan uydular seçilirken Bölüm 3.6’da belirtilen yöntem kullanılmıştır. Test-1’de alıcı konum hataları her ekseninde yaklaşık  $\pm 100$  m arasında olurken, alıcı konum hatasının büyüklüğü en fazla 143 m, en düşük 3 olmaktadır. Veri



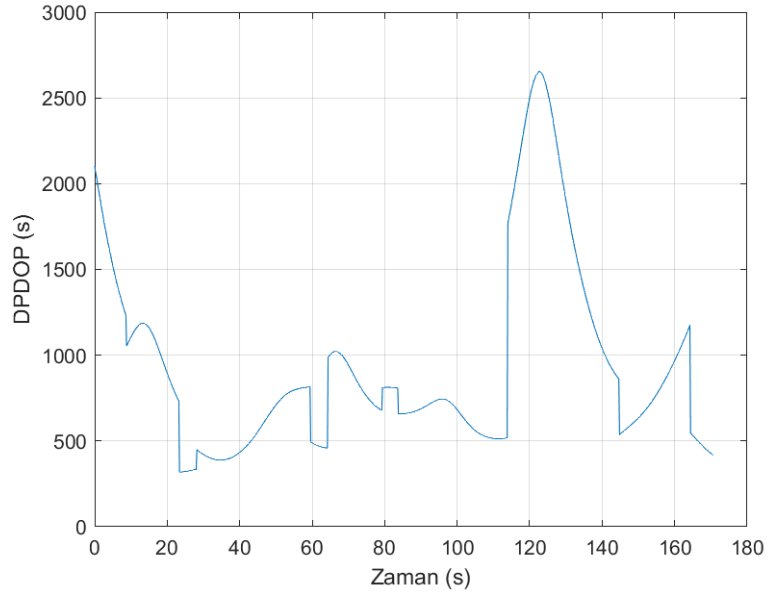
süresi boyunca uydu seçimi tekrarlandığı zamanlarda DPDOP değerlerinin ani değişiklik gösterdiği görülmektedir. Ayrıca aynı uyduların takip edildiği sürelerde konum hatasının büyüklüğündeki değişim; DPDOP değerlerinin değişimi ile benzerlik göstermektedir.



Şekil 4.4 Senaryo-1 Test-2 alıcı konum hataları



Şekil 4.5 Senaryo-1 Test-2 alıcı konum hatasının büyüklüğü



Şekil 4.6 Senaryo-1 Test-2 DPDOP değerleri

Test-2’de ortalama 40 uydu içerisinde konumlandırmada kullanılacak 6 uydu rastgele seçilmiştir. Rastgele seçilen uyduların dağılımından dolayı DPDOP değerlerinin daha yüksek olduğu görülmektedir. Alıcı konumu ise her ekseninde değişiklik göstermekle beraber yaklaşık  $\pm 400$  m’ den daha düşük olurken, konum hatasının büyüklüğü en fazla 442 m, en düşük 14.2 m olmaktadır.

Test-1’de seçilen uyduların; birbirlerine göre çok daha farklı noktalarda olması ve hızlarının değişkenlik göstermesi, ölçüm matrisinin elemanlarının birbirinden farklı olmasını sağlamaktadır. Bu sayede, ölçüm matrisinin satırları doğrusal bağımsız olurken; hata kaynaklarının etkisi ayırt edilebilir ve alıcı konumu daha iyi hassasiyet ile kestirilebilmektedir.

Gerçekleştirilen testlerde aynı yapay veri kullanılarak uydu dağılımlarının parametre kestirimlerine olan etkisi incelenmiştir. Test-1’de, konumlama için uydu dağılımının daha iyi olduğu uydular tercih edildiğinden dolayı, DPDOP değerleri test-2’ye göre daha düşük olmaktadır. Bu sayede test-1’de alıcı konum hataları genellikle daha düşük olmuştur. Test-1

ve Test-2'ye ait ortalama alıcı konum hatası ve standart sapma değerleri Çizelge 4.2 ile verilmiştir.

Çizelge 4.2 Senaryo 1 ortalama alıcı konum hatası ve standart sapma değerleri

Test Adımı	$\overline{\delta r_r}(m)$	$\sigma_{\delta r}(m)$	$\sigma_{x,RMS}(m)$	$\sigma_{y,RMS}(m)$	$\sigma_{z,RMS}(m)$	$\overline{DPDOP}$
Test-1	38.5	26.9	30.9	22.6	27.2	403
Test-2	112.8	70.74	116.4	34.1	55.1	942

$\overline{\delta r_r}(m)$  ortalama konum hatası büyüklüğünü,  $\sigma_{\delta r}(m)$  konum hatası büyüklüğünün standart sapma değerlerini,  $\sigma_{x,RMS}$ ,  $\sigma_{y,RMS}$ ,  $\sigma_{z,RMS}$  sırasıyla x, y, z eksenlerinde oluşan konum hatasının RMS değerini,  $\overline{DPDOP}$  ise ortalama DPDOP değerini temsil etmektedir.

Uydu seçiminin yapıldığı zamanlarda DPDOP değerleri ani değişiklikler göstermektedir. Ayrıca Starlink uydularının yüksek dinamiğe sahip olmasından dolayı, uydu dağılımına bağlı, DPDOP değerleri kısa süre içerisinde de değişiklik göstermektedir. Bundan dolayı alıcı konum hatası da DPDOP'un değişimine benzer şekilde davranmıştır. Ancak alıcı konum hatasının belirsizliği, ölçüm belirsizliğine de bağlı olduğundan, DPDOP değerinin ani artış veya azalış gösterdiği zamanlarda konum hatasının da aynı seviyede değişiklik göstermesi gerekmemektedir.

## 4.2 Senaryo 2: Ölçüm Sayısının Konuclamaya Etkisi

Konuclama performansını etkileyen faktörlerden biride kestirim yöntemi içerisinde kullanılan ölçüm sayısıdır. Starlink uydularından kaynaklanan saat hatalarının kestirilebilmesi için konuclama yönteminde, kullanılan her uydu için bir durum değişkeni eklenmektedir. Bundan dolayı belirli bir zamanda elde edilen Doppler ölçümlerinin sayısı durum değişkeni sayısından az olduğundan dolayı sistem, eksik belirtilmiş sistem olmaktadır. Sistemin aşırı belirtilmiş forma dönüştürülmesi amacıyla statik durumda farklı zamanlardaki ölçümler bir arada kullanılmaktadır. Bu senaryoda test-1 için 10, test-2 için

30 ve test-3 için 60 saniye boyunca 1 Hz sıklık ile elde edilen Doppler ölçümleri bir arada kullanılmıştır. Senaryo 1' de kullanılan 170 saniyelik yapay veriye Çizelge 4.3 ile belirtilen saat hataları ve gürültü, Çizelge 4.4 ve Çizelge 4.5'e göre ise uydu yörünge hataları eklenmiş ve konumlama performansı incelenmiştir. Gerçekleştirilen testlere ait konum hataları ve DPDOP değerleri Şekil 4.7 ile Şekil 4.15 arasında verilmiştir.

Çizelge 4.3 Senaryo-2 gürültü, alıcı ve uydu saat hata seviyeleri

	Hata Kaynakları								Ölçüm Parametreleri		
	$\delta\dot{t}_r(s/s)$	$\delta\ddot{t}_r(s/s^2)$	$w_{rc}(1\sigma)Hz$	$\delta\dot{t}_s(1\sigma)(s/s)$	$\delta\ddot{t}_s(1\sigma)(s/s^2)$	$w_{sc}(1\sigma)Hz$	$\delta t_r(s)$	w (Hz)	m	Ölçüm Sıklığı (Hz)	Uydu Sayısı
Test 1	$-5.6026 \cdot 10^{-7}$	$-8.83 \cdot 10^{-12}$	1	$1 \cdot 10^{-7}$	$1 \cdot 10^{-13}$	0.1	0.05	3	<b>10</b>	1	6
Test 2	$-5.6026 \cdot 10^{-7}$	$-8.83 \cdot 10^{-12}$	1	$1 \cdot 10^{-7}$	$1 \cdot 10^{-13}$	0.1	0.05	3	<b>30</b>	1	6
Test 3	$-5.6026 \cdot 10^{-7}$	$-8.83 \cdot 10^{-12}$	1	$1 \cdot 10^{-7}$	$1 \cdot 10^{-13}$	0.1	0.05	3	<b>60</b>	1	6

$w_{rc}$  alıcı saatindeki gürültü hatasını,  $w_{sc}$  ise uydu saatindeki gürültü hatasını temsil etmektedir. Uydu ve alıcı saatindeki gürültü hatalarının beyaz Gauss gürültüsü olduğu varsayılmıştır.

Çizelge 4.4 Senaryo-2 başlangıç anında uyduların konum ve hız hatalarının dağılımı

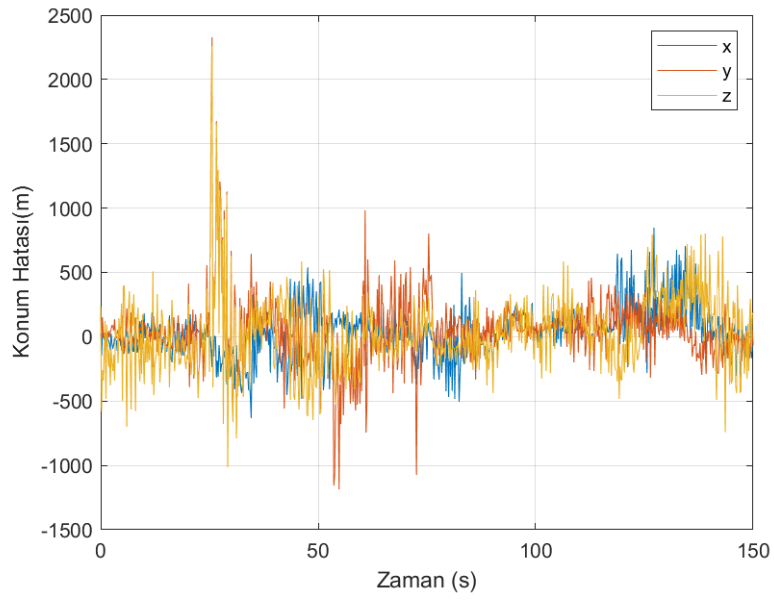
Test Adımı	$\overline{\delta r_{x,0}}$	$\overline{\delta r_{y,0}}$	$\overline{\delta r_{z,0}}$	$\overline{\delta v_{x,0}}$	$\overline{\delta v_{y,0}}$	$\overline{\delta v_{z,0}}$	$\overline{\delta r_{\sigma x,0}}$	$\overline{\delta r_{\sigma y,0}}$	$\overline{\delta r_{\sigma z,0}}$	$\overline{\delta v_{\sigma x,0}}$	$\overline{\delta v_{\sigma y,0}}$	$\overline{\delta v_{\sigma z,0}}$
Senaryo-2	0	0	0	$\pm 0.25$	$\pm 0.25$	$\pm 0.25$	0	0	0	0.1	0.1	0.1

$\overline{\delta r_{x,0}}$ ,  $\overline{\delta r_{y,0}}$ ,  $\overline{\delta r_{z,0}}$ ,  $\overline{\delta r_{\sigma x,0}}$ ,  $\overline{\delta r_{\sigma y,0}}$ ,  $\overline{\delta r_{\sigma z,0}}$  başlangıç anındaki ortalama uydu konum hatalarını ve standart sapma değerlerini,  $\overline{\delta v_{x,0}}$ ,  $\overline{\delta v_{y,0}}$ ,  $\overline{\delta v_{z,0}}$ ,  $\overline{\delta v_{\sigma x,0}}$ ,  $\overline{\delta v_{\sigma y,0}}$ ,  $\overline{\delta v_{\sigma z,0}}$  başlangıç anındaki ortalama uydu hız hataları ve standart sapma değerlerini temsil etmektedir. Bu durumda, her uydu için farklı başlangıç konum ve hız hataları oluşmaktadır.

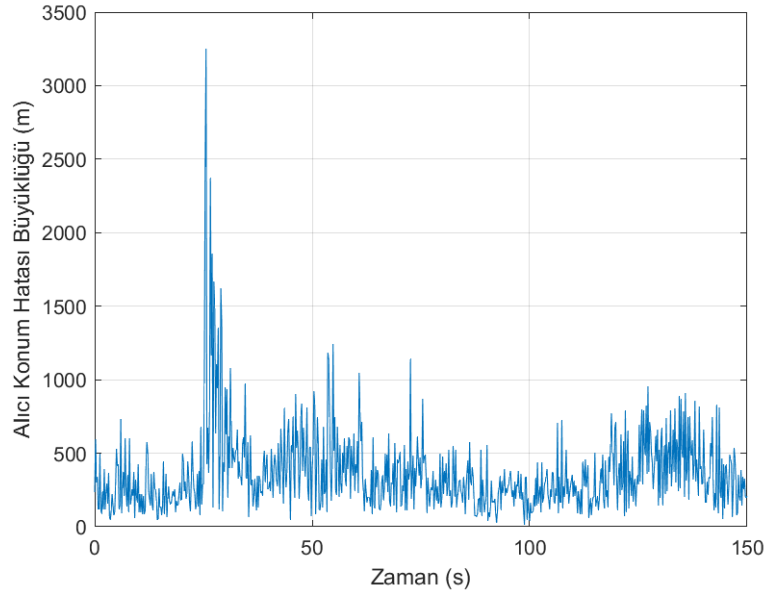
Çizelge 4.5 Senaryo-2 süresince uydu konum ve hız hatalarının değişim seviyeleri

Test Adımı	$\delta r_{\sigma x}(m)$	$\delta r_{\sigma y}(m)$	$\delta r_{\sigma z}(m)$	$\delta v_{\sigma x}(m/s)$	$\delta v_{\sigma y}(m/s)$	$\delta v_{\sigma z}(m/s)$
Senaryo-2	4	4	4	0.03	0.03	0.03

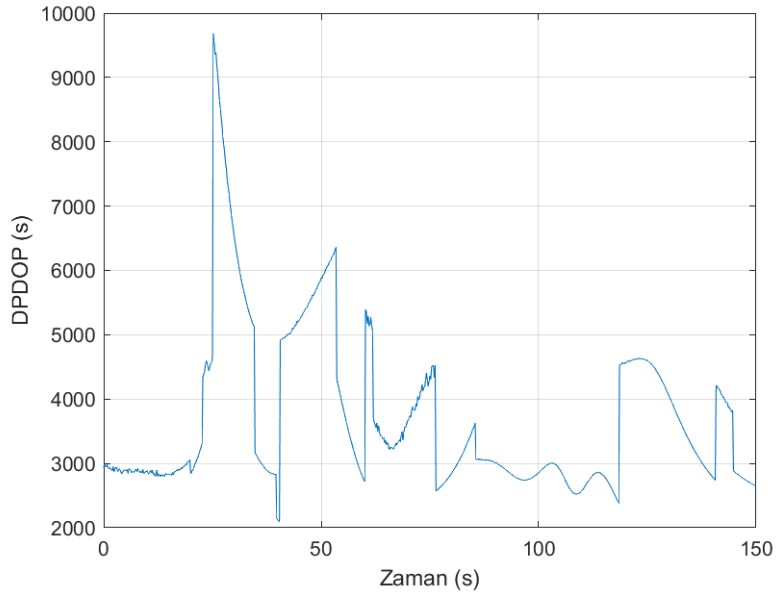
3 test için de aynı uydu konum ve hız hataları kullanılmıştır.



Şekil 4.7 Senaryo-2 Test-1 alıcı konum hataları



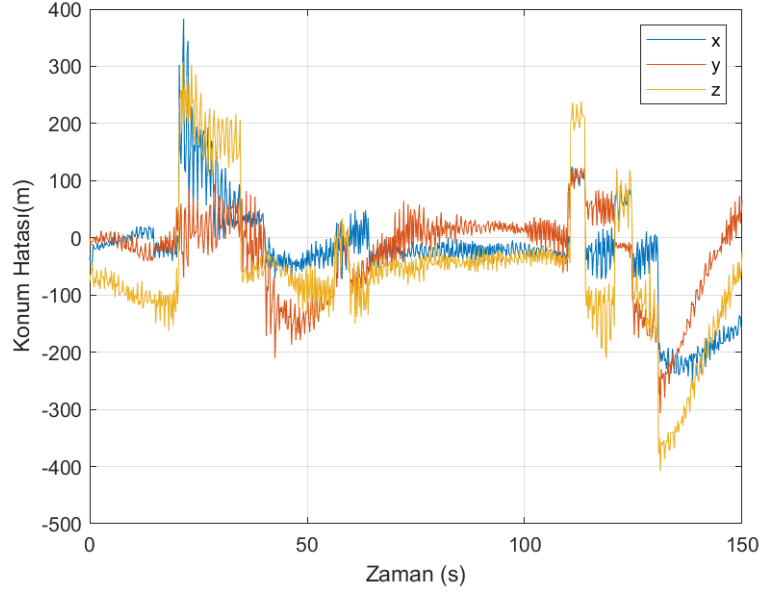
Şekil 4.8 Senaryo-2 Test-1 alıcı konum hatasının büyüklüğü



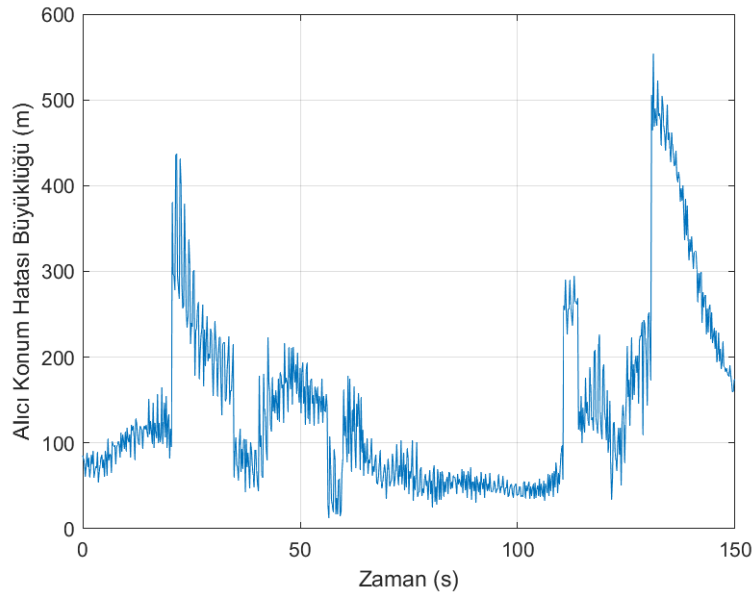
Şekil 4.9 Senaryo-2 Test-1 DPDOP değerleri

Test-1’de aynı anda 10 saniye boyunca, 1 saniye aralıklar ile elde edilen Doppler ölçümleri kullanılarak konumlama yapılmıştır. Alıcı konum hatalarının her ekseninde yaklaşık  $\pm 600$  m arasında olurken, alıcı konum hatasının büyüklüğü en fazla 3248 m, en düşük ise

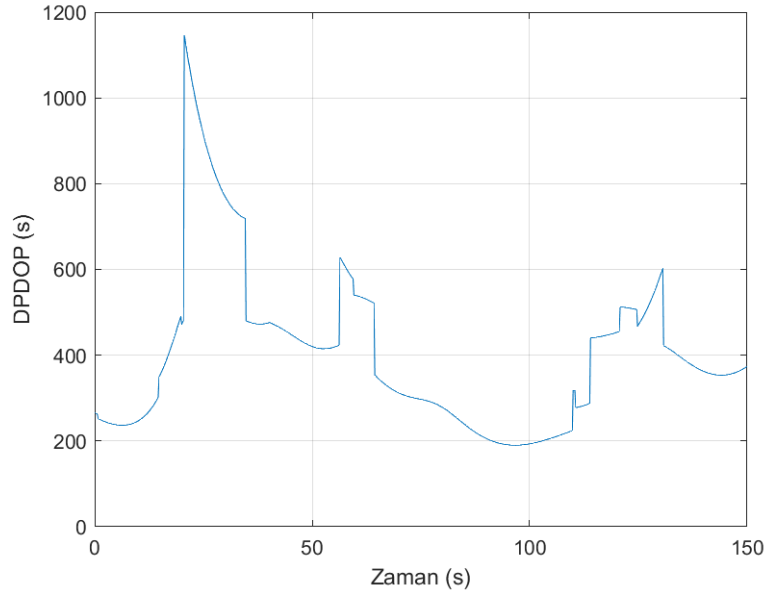
20 m olmaktadır. Alıcı konum kestiriminde oluşan hatanın sürekli değişkenlik gösterdiği ve diğer testlere göre daha yüksek hataya sahip olduğu görölmektedir. Senaryo-2'de gerçekleştirilen testlere ait ortalama alıcı konum hatası, standart sapma değeri, eksenlerdeki konum hatalarının RMS değerleri ve ortalama DPDOP değerleri Çizelge 4.6 ile verilmiştir.



Şekil 4.10 Senaryo-2 Test-2 alıcı konum hataları



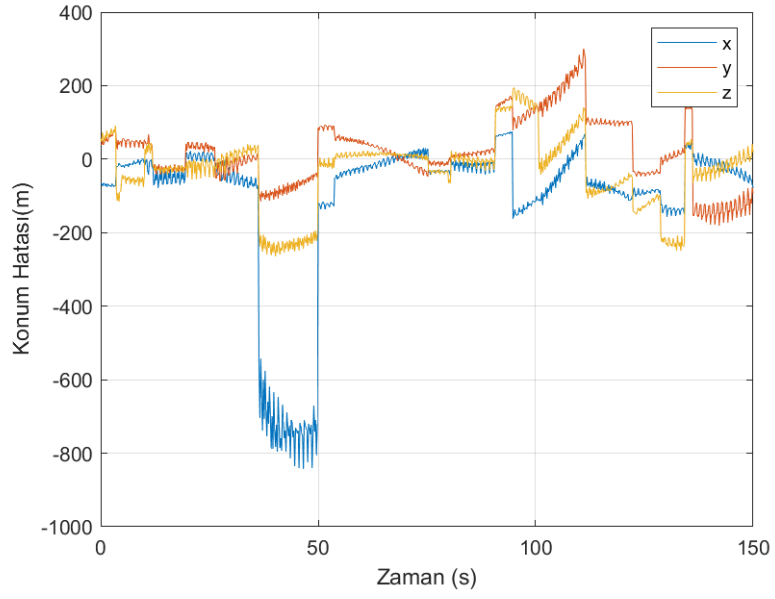
Şekil 4.11 Senaryo-2 Test-2 alıcı konum hatasının büyüklüğü



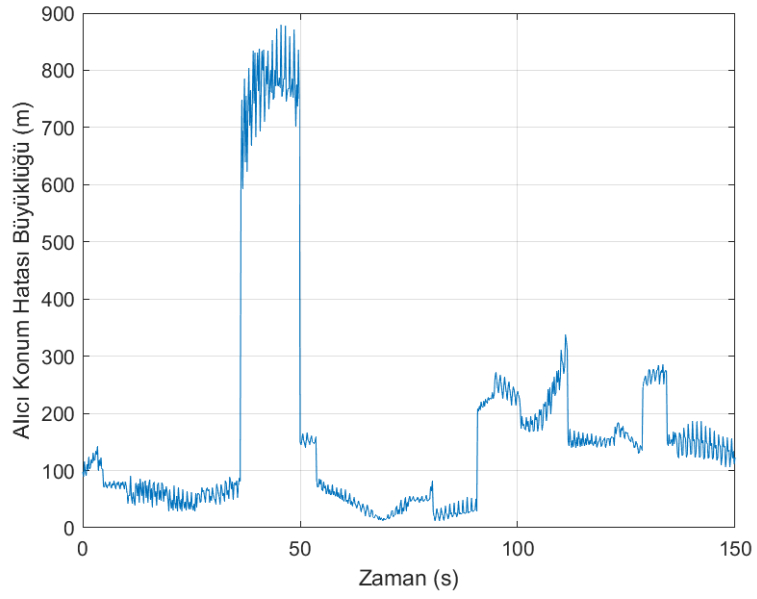
Şekil 4.12 Senaryo-2 Test-2 DPDOP değerleri

Test-2' de 30 saniye boyunca, 1 Hz sıklık ile elde edilen Doppler ölçümleri kullanılmıştır. Alıcı konum hataları her ekseninde yaklaşık  $\pm 400$  m içerisinde olmaktadır. Alıcı konum hatalarının her ekseninde yaklaşık  $\pm 400$  m arasında olurken, alıcı konum hatasının büyüklüğü en fazla 554 m, en düşük ise 12 m olmaktadır. Alıcı konum hatalarının davranışı uydu dağılımına bağlı olarak değişim göstermektedir. DPDOP değerinin değişimine göre alıcı konum hataları da aynı yönde değişiklik göstermiştir. DPDOP, ortalama alıcı konum hatası ve standart sapması test-1'e göre çok daha düşük olmaktadır.

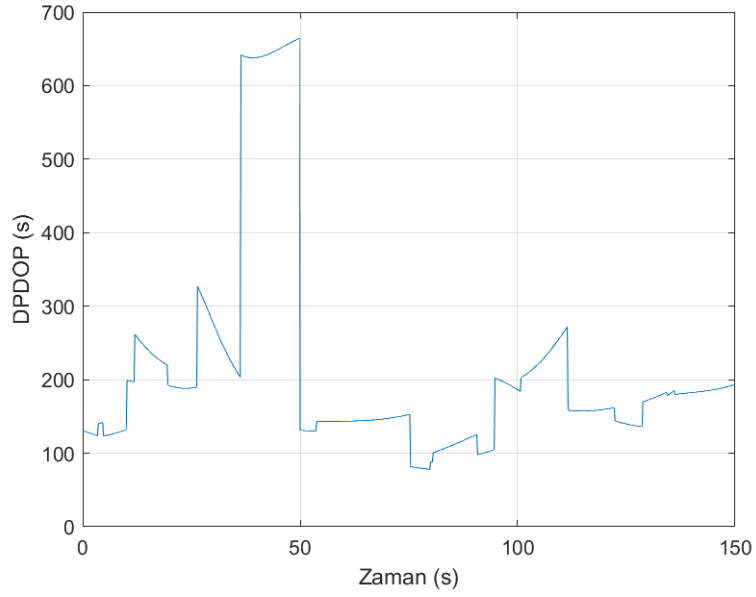




Şekil 4.13 Senaryo-2 Test-3 alıcı konum hataları



Şekil 4.14 Senaryo-2 Test-3 alıcı konum hatasının büyüklüğü



Şekil 4.15 Senaryo-2 Test-3 DPDOP değerleri

Test-3' de kullanılan her uydu için 60 saniye boyunca elde edilen Doppler ölçümleri kullanılmıştır. Alıcı konum hataları her ekseninde değişiklik gösterse de yaklaşık  $\pm 800$  m'den daha düşük olurken, alıcı konum hatasının büyüklüğü en fazla 879 m, en düşük ise 11.7 m olmaktadır. Alıcı konum hatasının davranışı DPDOP ile benzerlik göstermektedir. Alıcı konum hatalarının ortalama ve standart sapma değerleri test-1' e göre daha düşük, test-2' ye göre daha yüksek olmaktadır.

Çizelge 4.6 Senaryo-2 konum hatalarının ortalama, standart sapma ve RMS değerleri

Test Adımı	m	$\overline{\delta r_r}(m)$	$\sigma_{\delta r}(m)$	$\sigma_{x,RMS}(m)$	$\sigma_{y,RMS}(m)$	$\sigma_{z,RMS}(m)$	$\overline{DPDOP}$
Test-1	10	425.8	418.3	182.6	399.75	403.6	3993
Test-2	30	143.4	99.3	92.2	80.5	124.2	411
Test-3	60	173.3	201.9	228.2	91.3	101.6	212

Starlink uydularının yüksek dinamiğinden dolayı, hem uydunun konum ve hızı hem de Doppler ölçümleri zaman içerisinde hızla değişiklik göstermektedir. Bu sayede konumlama

yönteminde kullanılan ölçüm matrisi ve aynı uyduya ait farklı zamanlardaki ölçümler hata kaynaklarının ayırt edilmesini sağlayabilmektedir. Ancak 10 saniyelik ölçümlerin kullanıldığı test-1’de bu sürenin yeterli olmadığı, ölçüm matrisinin tekil forma yaklaştığı ve DPDOP değerinin çok daha büyük olduğu görülmektedir. Bundan dolayı hata kaynakları ve alıcı konumu gözlemlenebilir olmadığından dolayı alıcı konum hatası daha büyüktür.

Ölçüm sayısı fazla olduğu durumda alıcı konumunun kestirim başarımında artış görülmemektedir. Konumlama yöntemi durum değişkenlerinin sabit olduğunu varsaymaktadır. Bundan dolayı alıcı ve uydu saat hataları, uydu yörünge hatalarının zamanla değişimi konumlama performansını etkilemektedir. Ölçüm sayısı arttırıldığı durumda değişkenlik gösteren hata kaynakları, alıcı konum hatasının artmasına neden olabilmektedir.

### 4.3 Senaryo 3: Doppler Ölçüm Sıklığının Konuclamaya Etkisi

Konumlama yönteminde kullanılan Doppler ölçümlerinin sıklığı, alıcı konumunun kestirimini etkilemektedir. Farklı zamanlardaki Doppler ölçümleri bir arada kullanılarak yapılan kestirim çalışmalarında ölçüm sıklığının etkisini gözlemek için Senaryo-1 için oluşturulan yapay veriye Çizelge 4.7, Çizelge 4.8 ve Çizelge 4.9 ile belirtilen hata modeli eklenerek test adımları oluşturulmuştur. Her testte sırasıyla ölçüm sıklığı değiştirilerek alıcı konumunun kestirim doğruluğu ve DPDOP değerleri incelenmiştir. Bu senaryoda sırasıyla ölçüm frekansı test-1 için 2.5 Hz, test-2 için 1 Hz ve test-3 için 0.5 Hz belirlenmiştir.

Çizelge 4.7 Senaryo-3 gürültü, alıcı ve uydu saat hata seviyeleri

	Hata Kaynakları								Ölçüm Parametreleri		Uydu Sayısı
	$\delta\dot{t}_r(s/s)$	$\delta\ddot{t}_r(s/s^2)$	$w_{rc}(1\sigma)Hz$	$\delta\dot{t}_s(1\sigma)(s/s)$	$\delta\ddot{t}_s(1\sigma)(s/s^2)$	$w_{sc}(1\sigma)Hz$	$\delta t_r(s)$	w (Hz)	m	Ölçüm Sıklığı (Hz)	
Test 1	$-5.6026 \cdot 10^{-7}$	$-8.83 \cdot 10^{-12}$	1	$1 \cdot 10^{-7}$	$1 \cdot 10^{-13}$	0.1	0.05	3	30	<b>2.5 Hz</b>	6
Test 2	$-5.6026 \cdot 10^{-7}$	$-8.83 \cdot 10^{-12}$	1	$1 \cdot 10^{-7}$	$1 \cdot 10^{-13}$	0.1	0.05	3	30	<b>1 Hz</b>	6
Test 3	$-5.6026 \cdot 10^{-7}$	$-8.83 \cdot 10^{-12}$	1	$1 \cdot 10^{-7}$	$1 \cdot 10^{-13}$	0.1	0.05	3	30	<b>0.5 Hz</b>	6

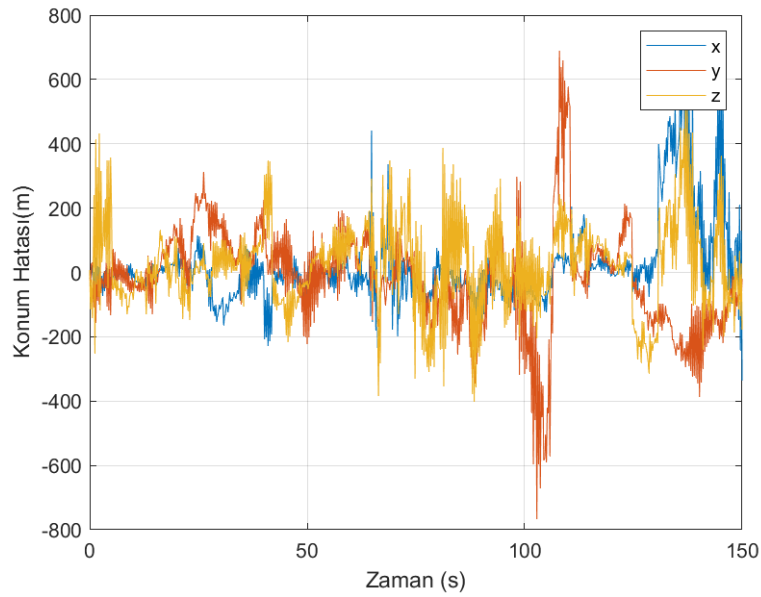
Çizelge 4.8 Senaryo-3 başlangıç anında uyduların konum ve hız hatalarının dağılımı

Test Adımı	$\overline{\delta r_{x,0}}$	$\overline{\delta r_{y,0}}$	$\overline{\delta r_{z,0}}$	$\overline{\delta v_{x,0}}$	$\overline{\delta v_{y,0}}$	$\overline{\delta v_{z,0}}$	$\delta r_{\sigma x,0}$	$\delta r_{\sigma y,0}$	$\delta r_{\sigma z,0}$	$\delta v_{\sigma x,0}$	$\delta v_{\sigma y,0}$	$\delta v_{\sigma z,0}$
Senaryo-3	0	0	0	$\pm 0.25$	$\pm 0.25$	$\pm 0.25$	0	0	0	0.1	0.1	0.1

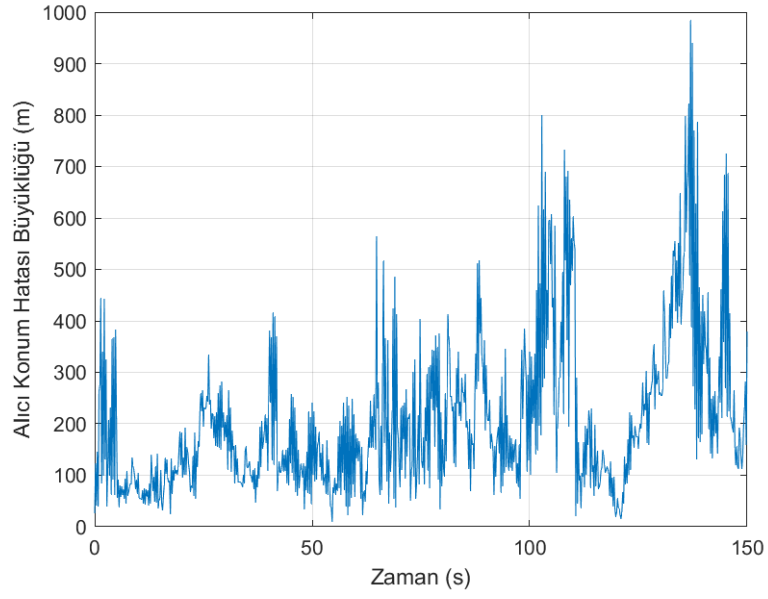
Çizelge 4.9 Senaryo-3 süresince uydu konum ve hız hatalarının değişim seviyeleri

Test Adımı	$\delta r_{\sigma x}(m)$	$\delta r_{\sigma y}(m)$	$\delta r_{\sigma z}(m)$	$\delta v_{\sigma x}(m/s)$	$\delta v_{\sigma y}(m/s)$	$\delta v_{\sigma z}(m/s)$
Senaryo-3	10	10	10	0.06	0.06	0.06

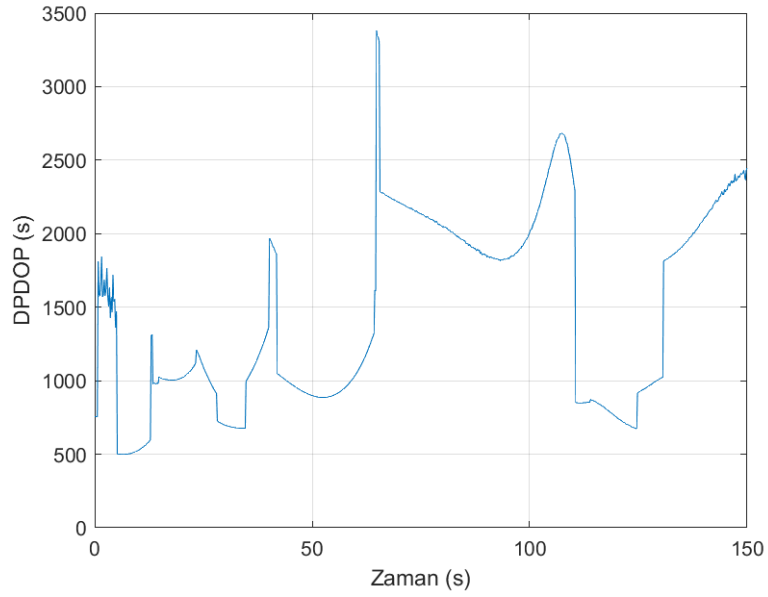
Gerçekleştirilen testlere ait üç eksendeki konum hataları, konum hatasının büyüklüğü ve DPDOP değerleri Şekil 4.16 ile Şekil 4.24 arasında verilmiştir.



Şekil 4.16 Senaryo-3 Test-1 alıcı konum hataları



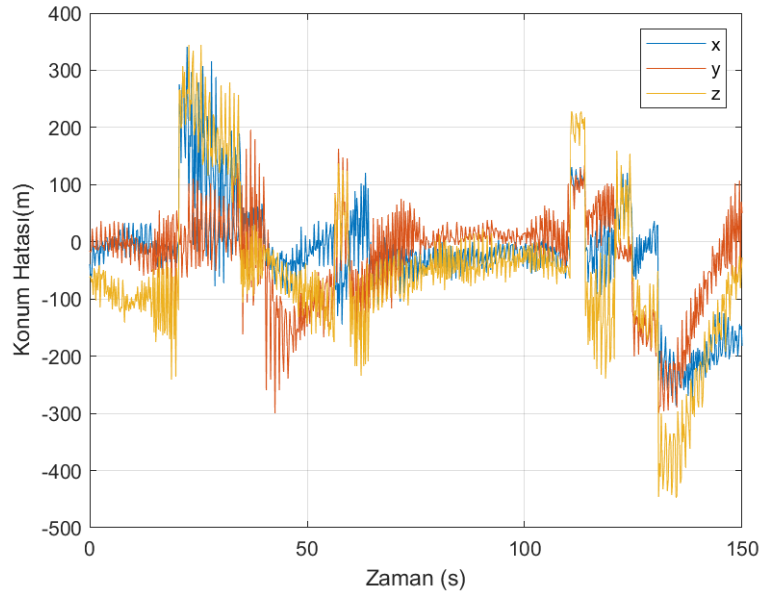
Şekil 4.17 Senaryo-3 Test-1 alıcı konum hatasının büyüklüğü



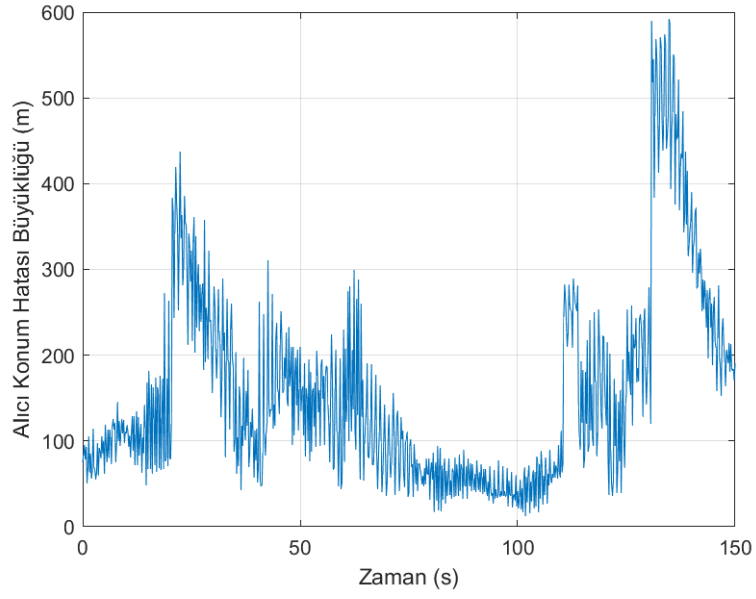
Şekil 4.18 Senaryo-3 Test-1 DPDOP değerleri

Test-1' de 0.4 saniye aralıklar ile elde edilen Doppler ölçümleri kullanılarak konumlandırma yapılmıştır. Aynı uyduya ait farklı zamanlardaki ölçümlerin aralığının düşük olması,uydu konumu ve ölçümlerde değişimi azaltmaktadır. Uydu konumlarındaki değişimin düşük

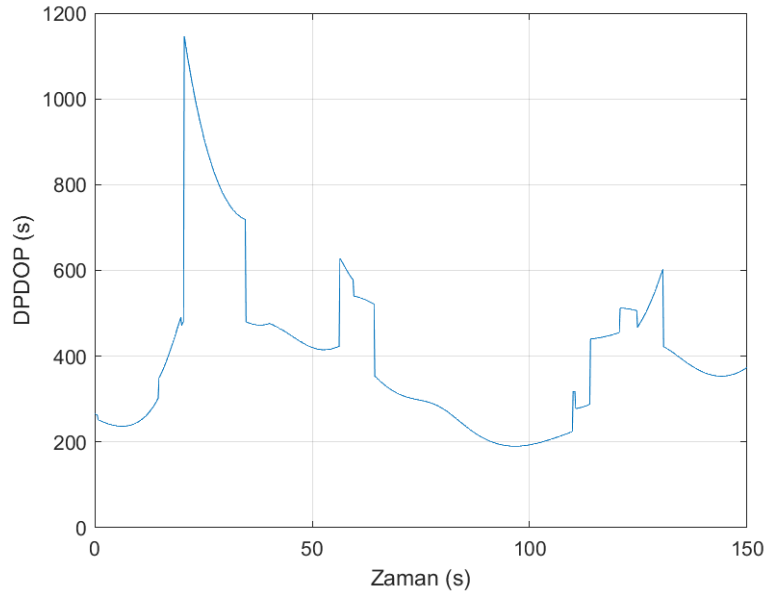
olması, DPDOP değerini yükseltmekte ve durum değişkenlerinin gözlemlenebilirliğini azalmaktadır. Bu nedenle alıcı konumunun kestiriminde daha büyük hatalar ile karşılaşmaktadır. Alıcı konum hatasının ortalaması ve değişimi Doppler ölçüm sıklığının daha düşük olduğu testlere göre çok daha fazla olmaktadır. Senaryo-3' e ait ortalama alıcı konum hatası, standart sapma değeri, eksenlerdeki konum hatalarının RMS değerleri ve ortalama DPDOP değerleri Çizelge 4.10 ile verilmiştir.



Şekil 4.19 Senaryo-3 Test-2 alıcı konum hataları



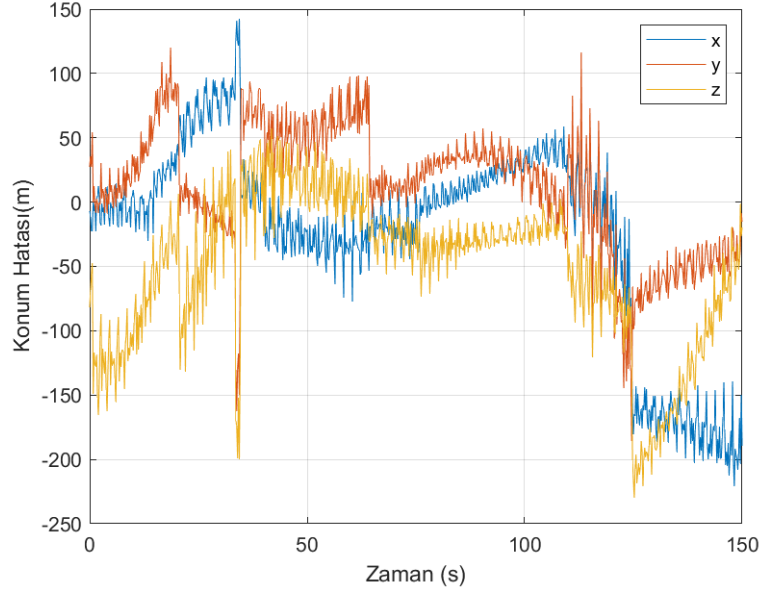
Şekil 4.20 Senaryo-3 Test-2 alıcı konum hatasının büyüklüğü



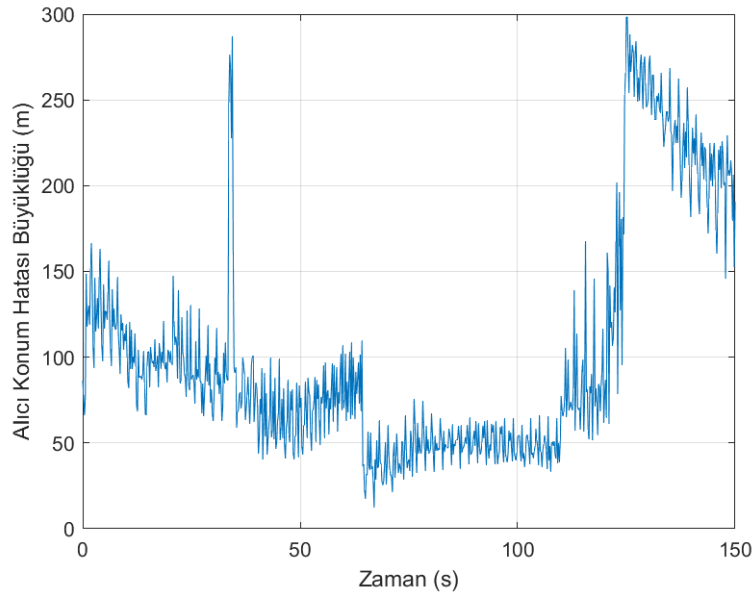
Şekil 4.21 Senaryo-3 Test-2 DPDOP değerleri

Test-2’de 1 saniye aralıklar ile elde edilen Doppler ölçümleri kullanılarak konumlandırma yapılmıştır. Ölçümler arasındaki zaman farkının artmasıyla alıcı konum kestirimindeki başarımın arttığı ve Test-1’e göre daha az hata ile konum kestirimi yapılabildiği

görülmektedir. Alıcı konum hataları her ekseninde değişiklik gösterse de yaklaşık  $\pm 400$  m'den daha düşük olurken, alıcı konum hatasının büyüklüğü en fazla 592 m, en düşük ise 12.5 m olmaktadır. Ölçüm aralığının artış göstermesi uydu konumlarındaki değişimin artmasını sağlayarak, DPDOP değerini düşürmüştür.

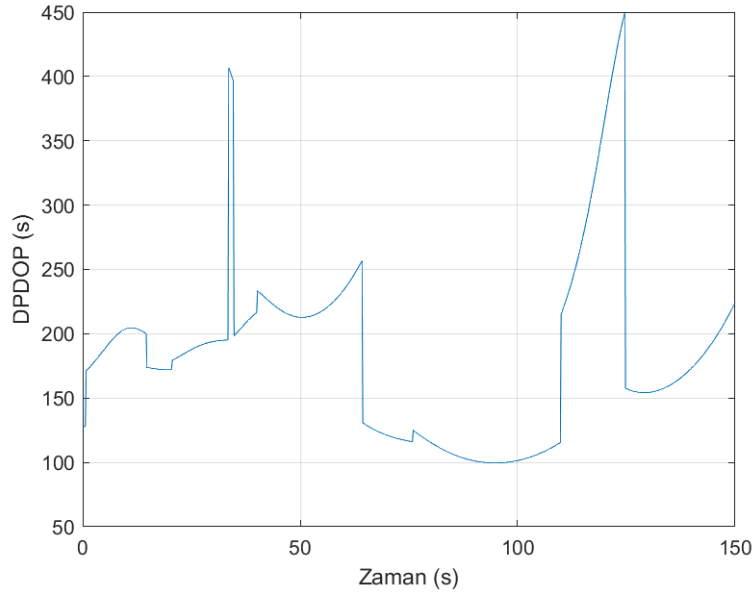


Şekil 4.22 Senaryo-3 Test-3 alıcı konum hataları



Şekil 4.23 Senaryo-3 Test-3 alıcı konum hatasının büyüklüğü





Şekil 4.24 Senaryo-3 Test-3 DPDOP değerleri

Test-3' de 2 saniye aralıklar ile elde edilen Doppler ölçümleri kullanılarak konumlandırma yapılmıştır. Alıcı konum hataları her ekseninde değişiklik gösterse de yaklaşık  $\pm 200$  m 'den daha düşük olurken, alıcı konum hatasının büyüklüğü en fazla 298 m, en düşük ise 12.2 m olmaktadır. Ölçümler arasındaki zaman farkının 2 saniye olması ölçüm zamanlarına ait uydu konumlarının daha fazla değişim göstermesine olanak sağlamaktadır. Bundan dolayı DPDOP değeri diğer testlere göre daha düşük olmaktadır. Ayrıca gözlemlenebilirliğin artması hata kaynakları ve alıcı konum hatalarının ayırt edilebilmesine olanak sağlamış ve alıcı konumu diğer testlere göre daha düşük hata ile kestirilebilmiştir.

Doppler ölçümlerinin sıklığı artış gösterdikçe; ölçüm periyodu azaldığı için hem ölçümde hem de uydu konumlarında değişimin azalmasına sebep olmaktadır. Gözlem matrisinde aynı uyduya ait satırlarda değişimin az olması; matrisin tekil forma yakınsamasına ve gözlemlenebilirliğin azalmasına neden olur. Bu nedenle Doppler ölçümlerinin sıklığı belirlenirken, uydu konumu ve ölçümlerde yeterli değişim sağlanmasına ve zamanla değişkenlik gösteren hataların konumlama performansı üzerindeki etkilerine dikkat edilmelidir. Ayrıca ölçüm sıklığının düşürülmesi ve aynı sayıda ölçümün kullanılması; daha uzun sürelerdeki ölçümlerin kullanılmasına sebep olmaktadır. Ancak uydu yörünge hatası

ve saat hataları zamanla değişiklik göstermesine rağmen, gözlemlenebilirliğin artışı kestirim performansını iyileştirebilmektedir.

Çizelge 4.10 Senaryo-3 ortalama alıcı konum hatası ve standart sapma değerleri

Test Adımı	Ölçüm Sıklığı (Hz)	$\overline{\delta r_r}(m)$	$\sigma_{\delta r}(m)$	$\sigma_{x,RMS}(m)$	$\sigma_{y,RMS}(m)$	$\sigma_{z,RMS}(m)$	$\overline{DPDOP}$
Test-1	2.5	228.1	178.3	181.8	155.7	162.7	1532
Test-2	1	157.0	108.6	99.3	91.1	135.2	411
Test-3	0.5	102.8	68.1	81.0	49.9	78.3	183

#### 4.4 Senaryo 4: Uydu Yörünge Hatalarının Konumlamaya Etkisi

Starlink tabanlı navigasyon sistemlerinde konumlama performansını etkileyen ana hata unsurlarından biri uydu konum ve hız hatalarıdır. GNSS sistemlerindeki gibi uydu yörüngelerinin yüksek hassasiyet ile bilinmemesinden dolayı Starlink uydularının yörünge hataları çok daha yüksek olmaktadır. Bölüm 3.2.2’ de açıklandığı gibi SGP4 modeli kullanılarak hesaplanan uydu konum ve hızlarında zamanla artış gösteren hatalar bulunmaktadır. Uydu yörünge hatalarının konumlandırma üzerindeki etkilerinin görülebilmesi amacıyla Çizelge 4.12 ve Çizelge 4.13 ile belirtilen uydu konum ve hız hataları ile Çizelge 4.11 ile belirtilen saat hataları, Senaryo-1’ de oluşturulan yapay verilere eklenmiştir. Gerçekleştirilen testlere ait üç eksendeki konum hataları, konum hatasının büyüklüğü ve DPDOP değerleri Şekil 4.25 ile Şekil 4.37 arasında verilmiştir.

Çizelge 4.11 Senaryo-4 gürültü, alıcı ve uydu saat hataları

	Hata Kaynakları								Ölçüm Parametreleri		Uydu Sayısı
	$\delta \dot{t}_r(s/s)$	$\delta \dot{t}_s(s/s^2)$	$w_{rc}(1\sigma)Hz$	$\delta \dot{t}_s(1\sigma)(s/s)$	$\delta \dot{t}_s(1\sigma)(s/s^2)$	$w_{sc}(1\sigma)Hz$	$\delta t_r(s)$	w (Hz)	m	Ölçüm Sıklığı (Hz)	
Test 1-3	$-1.3077 \cdot 10^{-6}$	$4.2048 \cdot 10^{-12}$	1	$1 \cdot 10^{-7}$	$1 \cdot 10^{-13}$	0.1	-0.04	3	30	0.5	6
Test 4	$-1.3077 \cdot 10^{-6}$	$4.2048 \cdot 10^{-12}$	1	$1 \cdot 10^{-7}$	$1 \cdot 10^{-13}$	0.1	-0.04	3	30	0.5	9
Test 5	$-1.3077 \cdot 10^{-6}$	$4.2048 \cdot 10^{-12}$	1	$1 \cdot 10^{-7}$	$1 \cdot 10^{-13}$	0.1	-0.04	3	30	0.5	4

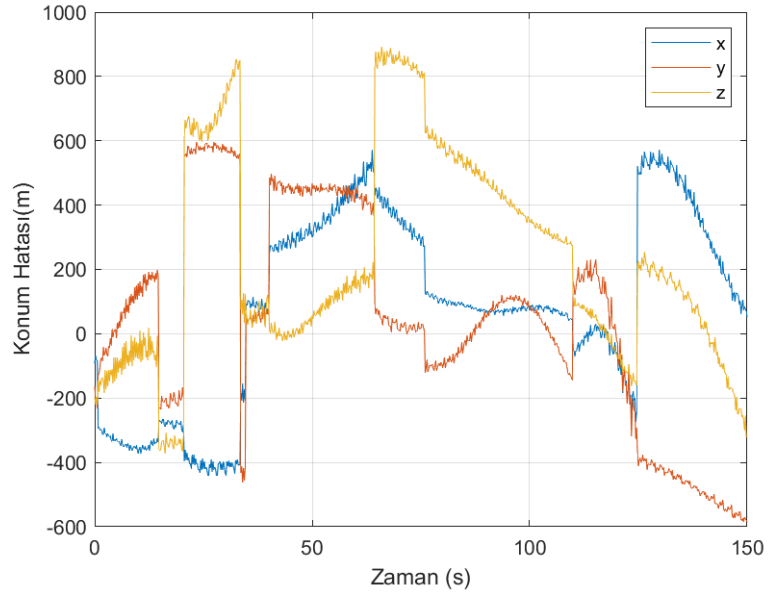
Çizelge 4.12 Senaryo-4 başlangıç anında uyduların konum ve hız hatalarının dağılımı

Test Adımı	Uydu Sayısı	$\overline{\delta r_{x,0}}$	$\overline{\delta r_{y,0}}$	$\overline{\delta r_{z,0}}$	$\overline{\delta v_{x,0}}$	$\overline{\delta v_{y,0}}$	$\overline{\delta v_{z,0}}$	$\delta r_{\sigma x,0}$	$\delta r_{\sigma y,0}$	$\delta r_{\sigma z,0}$	$\delta v_{\sigma x,0}$	$\delta v_{\sigma y,0}$	$\delta v_{\sigma z,0}$
Test-1	6	$\pm 300$	$\pm 300$	$\pm 300$	$\pm 0.3$	$\pm 0.3$	$\pm 0.3$	100	100	100	0.1	0.1	0.1
Test-2	6	$\pm 300$	$\pm 300$	$\pm 300$	$\pm 3.0$	$\pm 3.0$	$\pm 3.0$	100	100	100	1.0	1.0	1.0
Test 3	6	$\pm 1500$	$\pm 1500$	$\pm 1500$	$\pm 3.0$	$\pm 3.0$	$\pm 3.0$	300	300	300	0.5	0.5	0.5
Test 4	9	$\pm 1500$	$\pm 1500$	$\pm 1500$	$\pm 3.0$	$\pm 3.0$	$\pm 3.0$	300	300	300	0.5	0.5	0.5
Test 5	4	$\pm 1500$	$\pm 1500$	$\pm 1500$	$\pm 3.0$	$\pm 3.0$	$\pm 3.0$	300	300	300	0.5	0.5	0.5

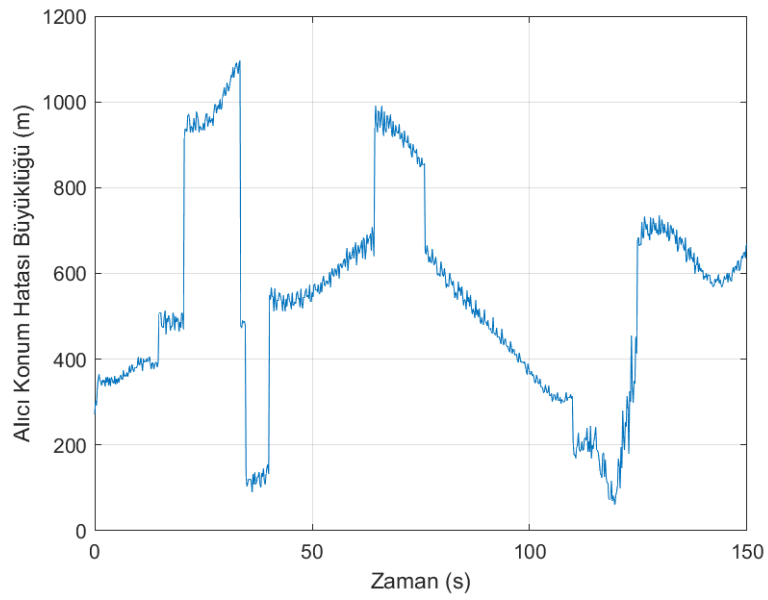
Çizelge 4.13 Senaryo-4 süresince uydu konum ve hız hatalarının değişim seviyeleri

Test Adımı	$\delta r_{\sigma x}(m)$	$\delta r_{\sigma y}(m)$	$\delta r_{\sigma z}(m)$	$\delta v_{\sigma x}(m/s)$	$\delta v_{\sigma y}(m/s)$	$\delta v_{\sigma z}(m/s)$
Senaryo-4	10	10	10	0.06	0.06	0.06

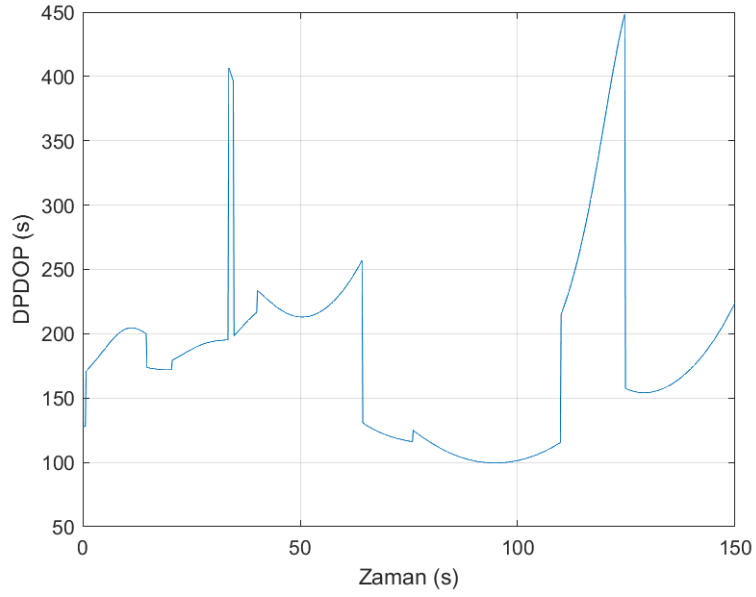
İlk üç test içerisinde sadece uydu yörünge hatasının büyüklüğü değişiklik göstermiş ve farklı yörünge hatalarının alıcı konum kestirimi üzerindeki etkileri incelenmiştir. Test-4 ve test-5’de ise sırasıyla 9 ve 4 uydu takip edildiği durumda uydu sayısının kestirim başarımına olan etkileri incelenmiştir.



Şekil 4.25 Senaryo-4 Test-1 alıcı konum hataları

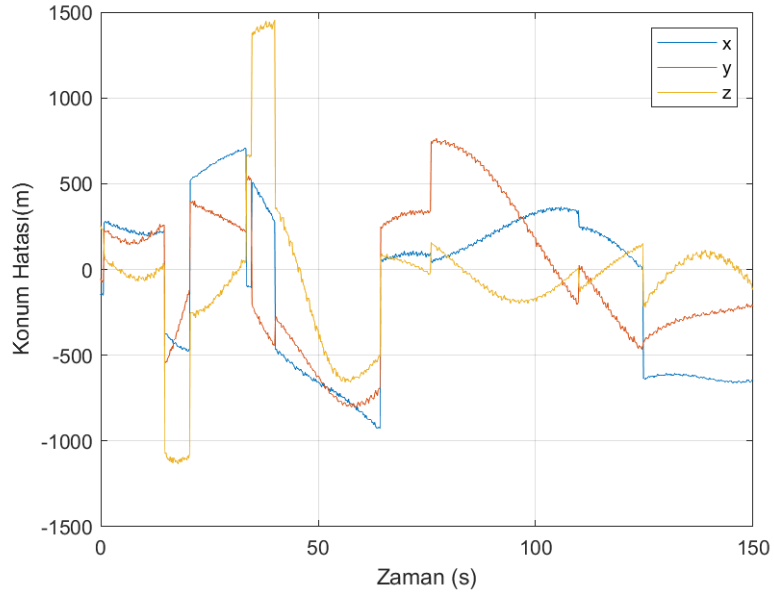


Şekil 4.26 Senaryo-4 Test-1 alıcı konum hatasının büyüklüğü

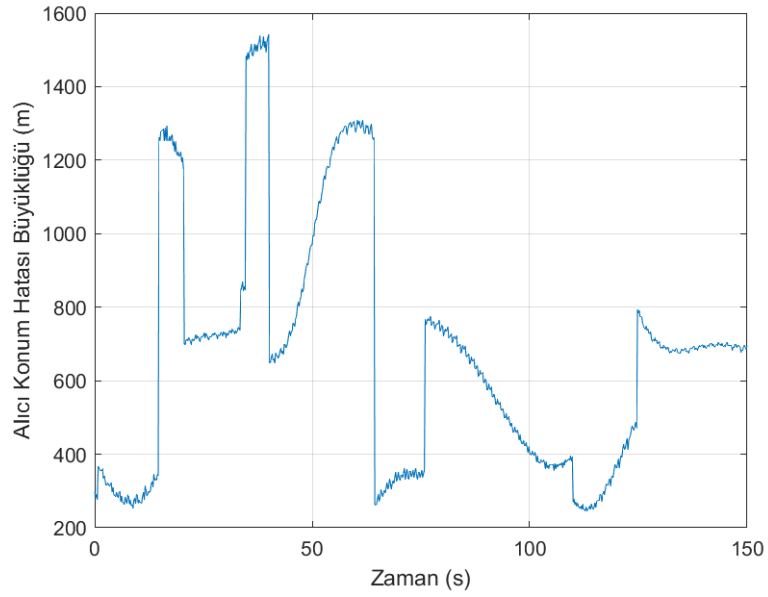


Şekil 4.27 Senaryo-4 Test-1 DPDOP değerleri

Test-1' de uydu konum ve hız değerlerine  $\pm 300m$  ortalama konum hatası ve  $\pm 0.3m/s$  hız hatası eklenmiştir. Alıcı konum hatalarının uydu yörünge hatasından dolayı artış gösterdiği görülmektedir. Kestirim sonrasında alıcı konum hatası, 1096 m' ye kadar artış göstermiştir. Alıcı konumu en düşük 60 m hata ile kestirilebilmiştir. Senaryo-4' e ait ortalama alıcı konum hatası, standart sapma değeri, eksenlerdeki konum hatalarının RMS değerleri ve ortalama DPDOP değerleri Çizelge 4.14 ile verilmiştir. Test 1-3'te takip edilen uyduların aynı olması ve ölçüm parametrelerinde herhangi bir değişiklik yapılmadığından dolayı; DPDOP değerleri benzerlik göstermektedir. Takip edilen uydular değiştiğinde alıcı konum hatasının karakteristiği de değişiklik göstermektedir.

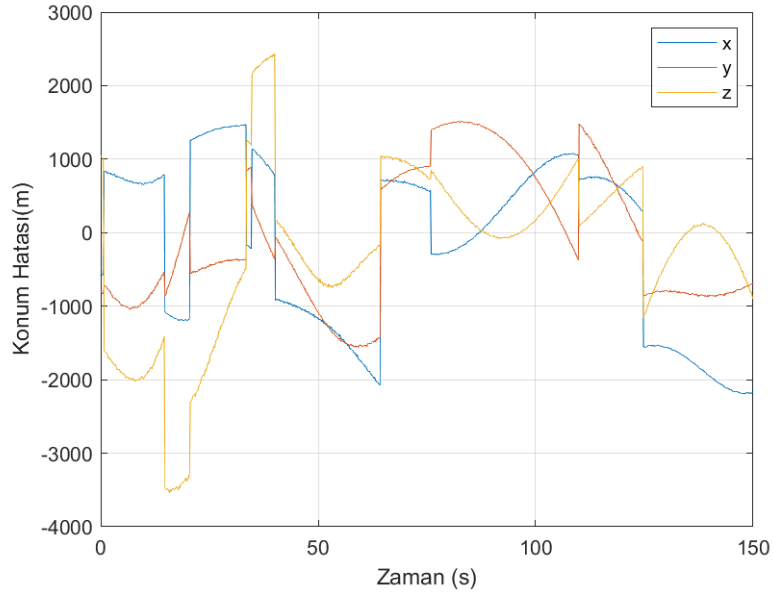


Şekil 4.28 Senaryo-4 Test-2 alıcı konum hataları

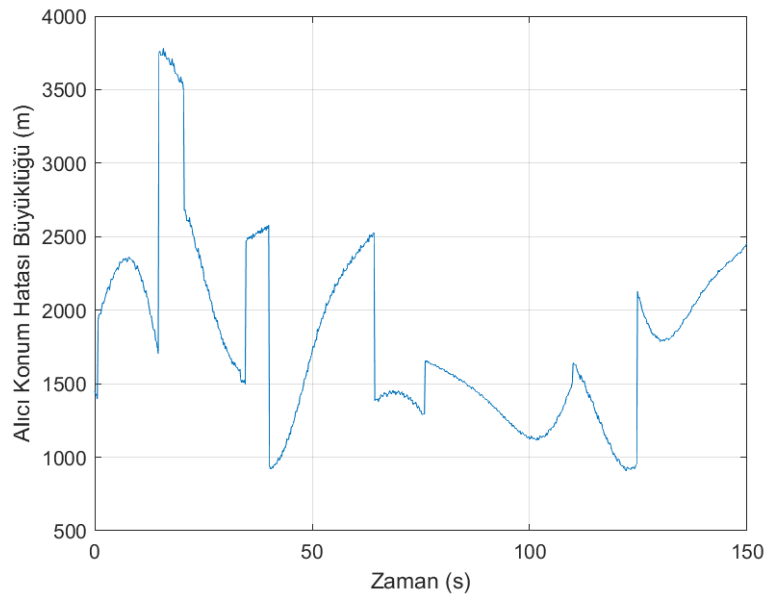


Şekil 4.29 Senaryo-4 Test-2 alıcı konum hatasının büyüklüğü

Test-2' de uydu konum ve hız değerlerine  $\pm 300m$  ortalama konum hatası ve  $\pm 3.0m/s$  ortalama hız hatası eklenmiştir. En yüksek konum hatası 1542 m, en düşük konum hatası ise 245 m olmaktadır.



Şekil 4.30 Senaryo-4 Test-3 alıcı konum hataları

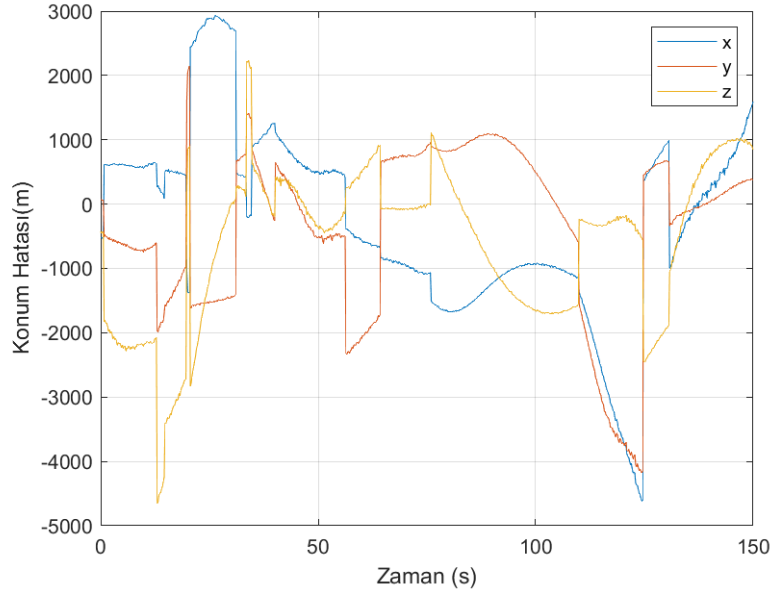


Şekil 4.31 Senaryo-4 Test-3 alıcı konum hatasının büyüklüğü

Test-3'de uydu konum ve hız değerlerine  $\pm 1500m$  ortalama konum hatası ve  $\pm 3.0m/s$  hız hatası eklenmiştir. Kestirim sonrasında alıcı konum hatası, 3800 m'ye kadar artış

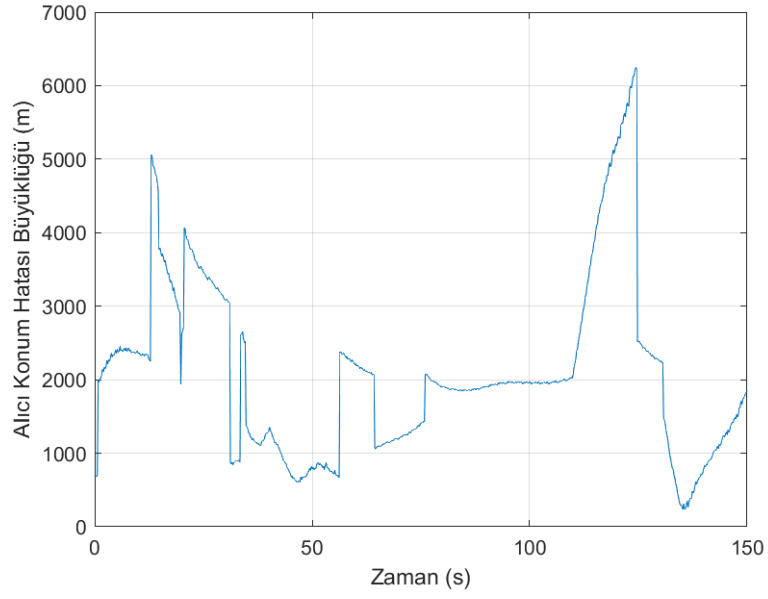
göstermiştir. Alıcı konumu en düşük 920 m hata ile kestirilebilmiştir. Uydu yörünge hataları artış gösterdikçe kestirim başarımı azalmaktadır.

Uydu konumunun ECEF koordinat sistemindeki değerlerinin büyük olması ve Starlink uydularının LEO'da bulunmasından dolayı hızının yüksek olması konum ve hız değerlerindeki hataların, uydu konum ve hız değerlerinin yanında çok küçük olmasına sebep olmaktadır. Bundan dolayı ölçüm matrisi üzerindeki etkisi düşük olurken DPDOP değerlerinin testlerde değişiklik göstermemesine sebep olmaktadır.

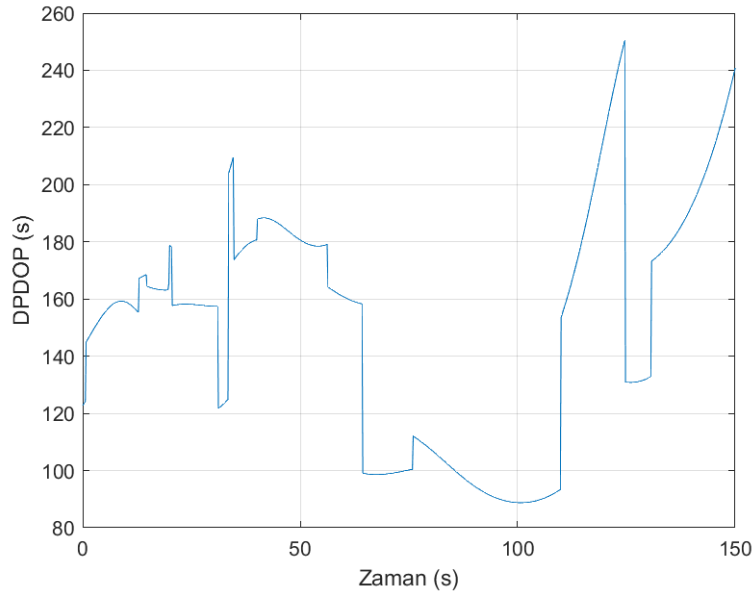


Şekil 4.32 Senaryo-4 Test-4 alıcı konum hataları





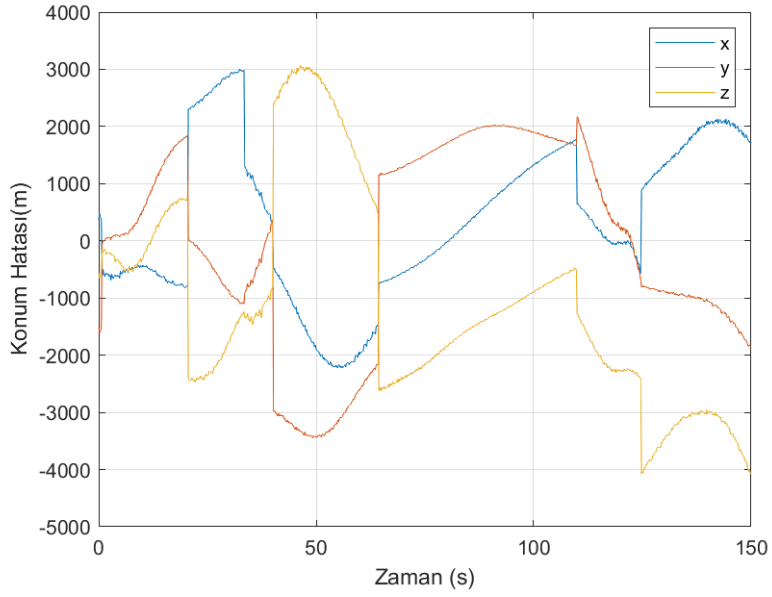
Şekil 4.33 Senaryo-4 Test-4 alıcı konum hatasının büyüklüğü



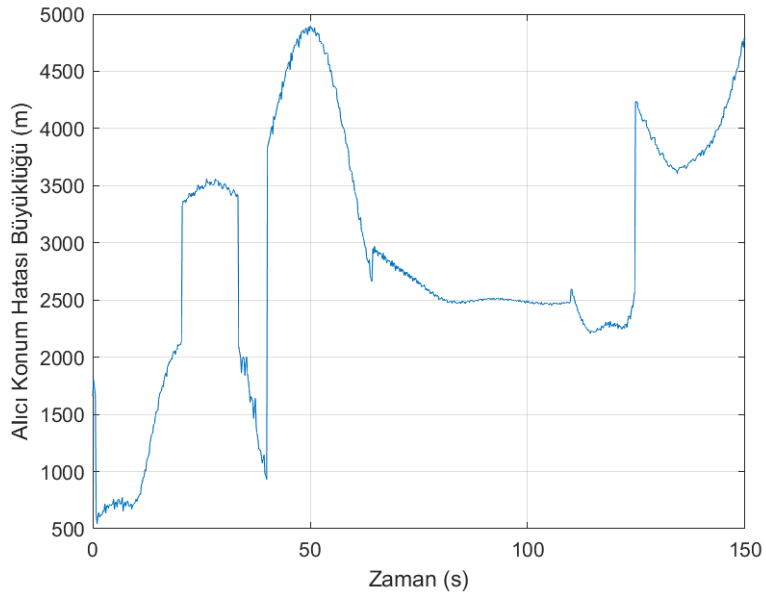
Şekil 4.34 Senaryo-4 Test-4 DPDOP değerleri

Test-4'de uydu konum ve hız değerlerine  $\pm 1500m$  ortalama konum hatası ve  $\pm 3.0m/s$  hız hatası eklenirken takip edilen uydu sayısı artırılmıştır. Yapay veri süresi boyunca alıcının 9 uydu takip ettiği varsayılmış ve kestirim başarımı incelenmiştir. Daha fazla

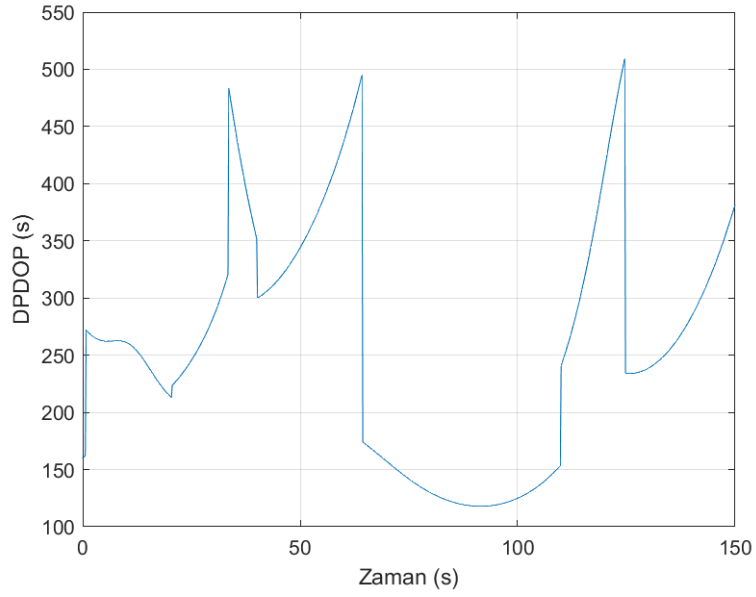
uydunun takip edilmesi DPDOP değerini düşürmektedir. Ancak durum değişkeni sayısının artması ve uydularda yörünge hatalarının bulunması alıcı konumunun kestirim başarımını etkileyebilmektedir. Test-4'de en yüksek konum hatası büyüklüğü 6249 m, en düşük konum hatası ise 238 m olmaktadır.



Şekil 4.35 Senaryo-4 Test-5 alıcı konum hataları



Şekil 4.36 Senaryo-4 Test-5 alıcı konum hatasının büyüklüğü



Şekil 4.37 Senaryo-4 Test-5 DPDOP değerleri

Test-5’de test-3 ile aynı uydu konum ve hız hataları kullanılmıştır. Test-5’de yapay veri süresi boyunca 4 uydu takip edildiği varsayılmıştır. Daha az uydu takip edildiğinden dolayı DPDOP değeri test-3 ve test-4’e göre daha yüksek olmaktadır. Daha az uydunun takip edilmesi durum vektörünün gözlemlenebilirliğini azaltabilir ve alıcı konumunun kestirim başarımını düşürebilmektedir. Test-5’de en yüksek konum hatası 4898 m, en düşük konum hatası 543 m olmaktadır.

Çizelge 4.14 Senaryo-4 ortalama alıcı konum hatası ve standart sapma değerleri

Test Adımı	Uydu Sayısı	$\overline{\delta r_r}(m)$	$\sigma_{\delta r}(m)$	$\sigma_{x,RMS}(m)$	$\sigma_{y,RMS}(m)$	$\sigma_{z,RMS}(m)$	$\overline{DPDOP}$
Test-1	6	545.9	240.9	301.6	329.4	395.6	183
Test-2	6	667.8	336.5	467.6	418.0	407.1	183
Test-3	6	1810.3	596.8	1170.9	931.6	1180.7	183
Test-4	9	2092.0	1211.7	1489.6	1364.0	1327.9	151
Test-5	4	2880.8	1085.4	1408.0	1714.4	2133.9	258

Uydu yörünge hatası testlerde artış gösterdikçe ortalama alıcı konum hatası ve standart sapma değerleri de artış göstermektedir. TLE dosyaları ve SGP4 modeli kullanılarak uydu konum ve hızları hesaplandığında ölçüm zamanında yaklaşık 3 km ve 3 m/s konum ve hız hatası oluşmaktadır. Bu nedenle Test 3-5 takip edilen uydu sayılarına bağlı olarak konumlama sisteminin yapabileceği konum hatasını göstermektedir.

Az uydu takip edilmesi gözlemlenebilirliği azaltırken, daha fazla uydu takip edildiği durumda ise uyduya ait hatalar, alıcı konumunun kestirimini etkileyebilmektedir. Bu nedenle takip edilen uydu sayısının etkisi uydu geometrisine ve takip edilen uyduların saat ve yörüngelerindeki hata seviyelerine bağlı olarak değişkenlik gösterebilmektedir.

Sonuç olarak, uydu yörünge hataları, kestirim başarımını etkileyen önemli hata kaynaklarından biridir. Uyduların yörünge hataları artış gösterdikçe konumlama yöntemi hata kaynaklarını ayırt edememektedir. Uydu yörünge hatasının bulunmadığı testlerde saat sapma hatası yaklaşık olarak kestirilebilmektedir. Uydu yörünge hatalarının bulunduğu testlerde ise hatanın büyüklüğüne bağlı olarak alıcı saat sapma değeri doğru değerden uzaklaşmaktadır. Alıcı ve uydu saat hataları ise artık fonksiyonunu minimum yapacak şekilde konumlama yöntemi tarafından kestirilebilmektedir. Ancak uydu yörünge hataları artış gösterdikçe ölçüm ile ölçüm tahmini arasındaki farkın büyüklüğü de artış göstermektedir.

## 5 SONUÇLAR

Bu tez çalışması kapsamında, GNSS sistemlerine alternatif olabilecek, Starlink tabanlı konumlandırma sisteminin, bir alıcının statik olduğu durumda, konum başarımı ve hata kaynaklarının konum kestirimi üzerindeki etkileri çalışılmıştır. Bu hata kaynaklarının etkileri ve sunulan konumlama tekniği detaylı şekilde incelenmiştir.

İlk olarak GNSS tabanlı konumlama sistemleri ve LEO tabanlı konumlama sistemlerinden ve iki sistemin farklarından bahsedilmiştir. Ardından Starlink uydularının LEO'da dağılımı ve dünya üzerindeki kapsama alanının hangi bölgelerde yüksek olduğu ve takip edilebilmesi mümkün uydu sayıları açıklanmıştır. Starlink'in internet haberleşmesi için kullandığı OFDM tekniğinin genel yapısı, Starlink OFDM parametrelerinden ve ton sinyallerinin yapısı incelenmiştir. Starlink uydularının herhangi bir zaman için konum ve hızlarının hesaplanmasında kullanılan TLE dosyaları içeriğinden ve SGP4 modelinden bahsedilmiştir. Daha sonra Starlink tabanlı konumlama sistemlerinde ölçümü etkileyen uydu ve alıcı saat kayma ve kayma oranı hataları, gürültü hataları, uydu konum ve hızı üzerinde, TLE dosyaları ve SGP4 modelinden dolayı oluşan hatalar, ölçüm zamanındaki hataların etkileri incelenmiştir.

Çalışmada, alıcı konumunu kestirebilmek amacıyla kullanılan en küçük kareler yönteminin teorik altyapısı paylaşılmıştır. Ardından, yöntem Starlink tabanlı konumlama sistemlerine uyarlanarak kestirim modeli tasarlanmıştır. Sonrasında konumlama amacıyla kullanılacak uyduların, parametrelerin kestirim doğruluğunu arttıracak şekilde seçilmesini sağlayacak uydu seçme algoritması açıklanmıştır.

Son aşamada ise Starlink uydularından elde edildiği varsayılan Doppler ölçümleri ile alıcı konumunun tahmin edilmesi amaçlanmış ve kestirim performansının hata kaynaklarına ve ölçüm parametrelerine göre nasıl değişiklik gösterdiği görülmüştür. İlk olarak uydu dağılımının bilinmeyen parametreler, alıcı konumu, alıcı saat kayma ve sapma hatası ve uyduların saat kayma hatalarının kestirimine olan etkileri değerlendirilmiştir. Testler sonucunda uydu dağılımının kötü olması alıcı konum hatasını arttırdığını ve parametrelerin

kestirim doğruluğunu azalttığı görülmüştür. Ayrıca gözlem matrisindeki satırların uyduların birbirine yakın olmasından dolayı benzerlik göstermesi, satırların doğrusal bağımsız olmasını engellediğini ve bu nedenle DPDOP değerinin artış gösterdiği değerlendirilmiştir. İkinci senaryoda ise ölçüm sayısının etkileri gözlemlenmiş ve ölçüm sayısının az olduğu durumda uydu konum ve hızında yeterli değişim olmadığından DPDOP değerinin arttığını, ölçüm sayısı yüksek olduğunda ise uydu yörünge hatalarının ve saat hatalarının zamanla değişiklik göstermesinden dolayı konum kestiriminin başarımında artış görülmemiştir. Ardından ölçüm sıklığının etkisine bakıldığında ise ölçüm sayısı ile benzer etkilere sahip olduğu ve ölçüm sıklığının fazla olmaması gerektiği görülmüştür. Son olarak uydu yörünge hatalarının ve takip edilen uydulardaki sayıların değişiklik gösterdiği durumda konum kestirim doğruluğunu nasıl etkilediği benzetim çalışmaları ile gösterilmiştir. Uydu yörünge hatalarının konum kestiriminde etkili olduğu ancak DPDOP değerinde değişime sebep olmadığı görülmüştür. Sonuç olarak kullanılan kestirim yönteminin hata kaynaklarını ayırt edememesine rağmen ortalama hatayı kestirebildiği değerlendirilirken, uydu yörünge hatalarının konum kestirimi üzerinde etkili olduğu görülmüştür.

Konum kestirim başarımını arttırmak ve dinamik ortamda Starlink uydularının kullanımını sağlamak amacıyla iki farklı alıcının kullanıldığı diferansiyel yöntemler veya alıcıya ek olarak ivmeölçer, dönüölçer, altimetre gibi farklı sensörler ile desteklenerek konum kestirim başarımı artırılabilir.

## 6 KAYNAKLAR

- [1] "Why-Starlink-is-Already-a-Gamechanger". <https://www.connectivity.technology/2021/03/why-starlink-is-already-gamechanger.html>. [Erişim tarihi; 01.05.2024].
- [2] "The Rectangular Window". [https://ccrma.stanford.edu/jos/sasp/rectangular\\_window.html](https://ccrma.stanford.edu/jos/sasp/rectangular_window.html). [Erişim tarihi; 15.04.2024].
- [3] Ove Edfors, Magnus Sandell, Jaap van de Beek, Daniel Landström, and Frank Sjöberg. An introduction to orthogonal frequency-division multiplexing. Technical Report 1997:03, Luleå University of Technology, **1997**. Godkänd; 1997; 20080220 (ysko).
- [4] "Raised-cosine filter". [https://en.wikipedia.org/wiki/raised-cosine\\_filter](https://en.wikipedia.org/wiki/raised-cosine_filter). [Erişim tarihi; 15.04.2024].
- [5] Ramjee Prasad. *OFDM for wireless communications systems*. Artech House, **2004**.
- [6] Todd E. Humphreys, Peter A. Iannucci, Zacharias M. Komodromos, and Andrew M. Graff. Signal structure of the starlink ku-band downlink. *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, 59(5):6016–6030, **2023**. doi:10.1109/TAES.2023.3268610.
- [7] Joe Khalife, Mohammad Neinavaie, and Zaher M Kassas. The first carrier phase tracking and positioning results with starlink leo satellite signals. *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, 58(2):1487–1491, **2021**.
- [8] Zaher (Zak) M. Kassas. Navigation from low-earth orbit. *Position, Navigation, and Timing Technologies in the 21st Century: Integrated Satellite Navigation, Sensor Systems, and Civil Applications*, pages 1381–1412, **2021**. doi:10.1002/9781119458555.ch43b.

- [9] VBS Srilatha Indira Dutt, G Sasi Bhushana Rao, S Swapna Rani, Swarna Ravindra Babu, Rajkumar Goswami, and Ch Usha Kumari. Investigation of gdop for precise user position computation with all satellites in view and optimum four satellite configurations. *J. Ind. Geophys. Union*, 13(3):139–148, **2009**.
- [10] Nabil Jardak and Ronan Adam. Practical use of starlink downlink tones for positioning. *Sensors*, 23(6):3234, **2023**.
- [11] F. S. Prol, R. Morales Ferre, Z. Saleem, P. Välisuo, C. Pinell, E. S. Lohan, M. Elsanhoury, M. Elmusrati, S. Islam, K. Çelikbilek, K. Selvan, J. Yliaho, K. Rutledge, A. Ojala, L. Ferranti, J. Praks, M. Z. H. Bhuiyan, S. Kaasalainen, and H. Kuusniemi. Position, navigation, and timing (pnt) through low earth orbit (leo) satellites: A survey on current status, challenges, and opportunities. *IEEE Access*, 10:83971–84002, **2022**. doi:10.1109/ACCESS.2022.3194050.
- [12] SpaceX. Revised spacex gen2 non-geostationary satellite system technical attachment. Technical report, SpaceX, **2021**.
- [13] David A. Vallado and Paul Crawford. Sgp4 orbit determination. **2008**. ISBN 9781563479458. doi:10.2514/6.2008-6770.
- [14] MATHIEU JOERGER, LIVIO GRATTON, BORIS PERVAN, and CLARK E. COHEN. Analysis of iridium-augmented gps for floating carrier phase positioning. *NAVIGATION*, 57(2):137–160, **2010**. doi:https://doi.org/10.1002/j.2161-4296.2010.tb01773.x.
- [15] David G. Lawrence, Henry Stewart Cobb, G. M. Gutt, François Tremblay, Pascal Laplante, and Michael L. O’Connor. Test results from a leo-satellite-based assured time and location solution. pages 125–129. **2016**. doi:https://doi.org/10.33012/2016.13416.



- [16] Joshua Morales, Joe Khalife, Ali Abdallah, Christian Ardito, and Zak Kassas. Inertial navigation system aiding with orbcomm leo satellite doppler measurements. pages 2718–2725. **2018**. doi:10.33012/2018.16059.
- [17] T.D. Hall. Radiolocation using AM broadcast signals: The role of signal propagation irregularities. *PLANS 2004. Position Location and Navigation Symposium (IEEE Cat. No.04CH37556)*, pages 752–761, **2004**. doi:10.1109/PLANS.2004.1309070.
- [18] Igor Bisio, Matteo Cerruti, Fabio Lavagetto, Mario Marchese, Matteo Pastorino, Andrea Randazzo, and Andrea Sciarrone. A trainingless wifi fingerprint positioning approach over mobile devices. *IEEE Antennas and Wireless Propagation Letters*, 13:832–835, **2014**. doi:10.1109/LAWP.2014.2316973.
- [19] M. Rabinowitz and J.J. Spilker. A new positioning system using television synchronization signals. *IEEE Transactions on Broadcasting*, 51(1):51–61, **2005**. doi:10.1109/TBC.2004.837876.
- [20] Joe Khalife and Zaher M. Kassas. Navigation with cellular cdma signals—part ii: Performance analysis and experimental results. *IEEE Transactions on Signal Processing*, 66(8):2204–2218, **2018**. doi:10.1109/TSP.2018.2799166.
- [21] Zaher M. Kassas, Nadim Khairallah, and Sharbel Kozhaya. Ad astra: Simultaneous tracking and navigation with megaconstellation leo satellites. *IEEE Aerospace and Electronic Systems Magazine*, pages 1–19, **2024**. doi:10.1109/MAES.2023.3267440.
- [22] Mohammad Neinavaie, Zeinab Shadram, Sharbel Kozhaya, and Zaher M Kassas. First results of differential doppler positioning with unknown starlink satellite signals. In *2022 IEEE Aerospace Conference (AERO)*, pages 1–14. IEEE, **2022**.
- [23] "Low earth orbit definition, theory and facts". <https://www.space.com/low-earth-orbit>. [Erişim tarihi; 07.04.2024].

- [24] Despoina Skoulidou, Aaron Rosengren, Kleomenis Tsiganis, and G. Voyatzis. Medium earth orbit dynamical survey and its use in passive debris removal. *Advances in Space Research*, 63, **2019**. doi:10.1016/j.asr.2019.02.015.
- [25] G. Sebestyen, S. Fujikawa, N. Galassi, and A. Chuchra. *Low Earth Orbit Satellite Design*. Space Technology Library. Springer International Publishing, **2019**. ISBN 9783319885797.
- [26] Dave Wells, N Beck, Demitris Delikaraoglou, A Kleusberg, E.J. Krakiwsky, Gérard Lachapelle, R Langley, M Nakiboglu, K Schwarz, James Tranquilla, and Petr Vanicek. *Guide to GPS Positioning*. **1986**. ISBN 0-920-114-73-3. doi:10.13140/2.1.3771.4889.
- [27] Celalettin Karaali and Ömer Yıldırım. Global konum belirleme sistemi (gps). *Pamukkale Üniversitesi Mühendislik Bilimleri Dergisi*, 2(2):103–108, **1996**.
- [28] Elliott D Kaplan and C Hegarty. *Understanding GPS/GNSS: principles and applications*. Artech House, Boston, third edition edition, **2017**.
- [29] Mohammad Neinavaie, Joe Khalife, and Zaher M Kassas. Acquisition, doppler tracking, and positioning with starlink leo satellites: First results. *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, 58(3):2606–2610, **2021**.
- [30] Joe J. Khalife and Zaher M. Kassas. Receiver design for doppler positioning with leo satellites. In *ICASSP 2019 - 2019 IEEE International Conference on Acoustics, Speech and Signal Processing (ICASSP)*, pages 5506–5510. **2019**. doi:10.1109/ICASSP.2019.8682554.
- [31] Zak M. Kassas, Joshua Morales, and Joe J. Khalife. New-age satellite-based navigation – stan: Simultaneous tracking and navigation with leo satellite signals. *Inside GNSS Magazine*, 14(4):56–65, **2019**.
- [32] Sterling Thompson, Scott Martin, and David Bevly. Single differenced doppler positioning with low earth orbit signals of opportunity and angle of arrival

- estimation. *Proceedings of the 2021 International Technical Meeting of The Institute of Navigation*, pages 497–509, **2021**. doi:<https://doi.org/10.33012/2021.17845>.
- [33] Pedro Gomez-del Hoyo, Piotr Samczynski, and Filip Michalak. Analysis of starlink users’ downlink for passive radar applications: signal characteristics and ambiguity function performance. In *2023 IEEE Radar Conference (RadarConf23)*, pages 1–6. **2023**. doi:10.1109/RadarConf2351548.2023.10149600.
- [34] ”Starlink satellites: Facts, tracking and impact on astronomy”. <https://www.space.com/spacex-starlink-satellites.html>. [Erişim tarihi; 14.04.2024].
- [35] John G Proakis and Masoud Salehi. *Fundamentals of communication systems*. Pearson Education India, **2007**.
- [36] Zhendao Wang and G.B. Giannakis. Wireless multicarrier communications: Where fourier meets shannon. *Signal Processing Magazine, IEEE*, 17:29 – 48, **2000**. doi:10.1109/79.841722.
- [37] Mohammad Neinavaie and Zaher M Kassas. Unveiling starlink leo satellite ofdm-like signal structure enabling precise positioning. *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, **2023**.
- [38] Ali Alperen Boşnak. *Uydu Yörünge Kontrol Manevralarının Çözümlemesi ve Benzetimi*. Yüksek lisans tezi, Hacettepe Üniversitesi, Türkiye, **2023**.
- [39] Byoung-Sun Lee. Norad tle conversion from osculating orbital element. *Journal of Astronomy and Space Sciences*, 19:395–402, **2002**. doi:10.5140/JASS.2002.19.4.395.
- [40] ”Two-Line Element Set Format”. <https://celestrak.org/columns/v04n03/>. [Erişim tarihi; 06.04.2024].

- [41] Jonas Narkeliunas. A numerical approach to estimate the ballistic coefficient of space debris from the orbital data. Technical report, **2016**. <https://ntrs.nasa.gov/citations/20160001336>, [Erişim Tarihi: 15 Mayıs 2024].
- [42] Chuang Shi, Yulu Zhang, and Zhen Li. Revisiting doppler positioning performance with LEO satellites. *GPS Solutions*, 27(3):126, **2023**. doi:10.1007/s10291-023-01466-w.
- [43] P. Teunissen and O. Montenbruck. *Springer Handbook of Global Navigation Satellite Systems*. Springer Handbooks. Springer International Publishing, **2017**. ISBN 9783319429281.
- [44] Steven M Kay. *Fundamentals of statistical signal processing: estimation theory*. Prentice-Hall, Inc., **1993**.