

**İSTANBUL TEKNİK ÜNİVERSİTESİ ★ FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ**

**UYDU İLE HASSAS GÖRÜNTÜLEMEDE İZ DÜŞÜM YÖNLENDİRME  
METODU**



**DOKTORA TEZİ**

**Erhan TOPAL**

**Uçak ve Uzay Mühendisliği Anabilim Dalı**

**Uçak ve Uzay Mühendisliği Programı**

**HAZİRAN 2016**



**İSTANBUL TEKNİK ÜNİVERSİTESİ ★ FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ**

**UYDU İLE HASSAS GÖRÜNTÜLEMEDE İZ DÜŞÜM YÖNLENDİRME  
METODU**



**DOKTORA TEZİ**

**Erhan TOPAL  
(511052004)**

**Uçak ve Uzay Mühendisliği Anabilim Dalı**

**Uçak ve Uzay Mühendisliği Programı**

**Tez Danışmanı: Prof. Dr. Alim Rüstem ASLAN  
Eş Danışman: Prof. Dr. Orhan AKYILMAZ**

**HAZİRAN 2016**



İTÜ, Fen Bilimleri Enstitüsü'nün 511052004 numaralı Doktora öğrencisi, Erhan TOPAL, ilgili yönetmeliklerin belirlediği gerekli tüm şartları yerine getirdikten sonra hazırladığı “UYDU İLE HASSAS GÖRÜNTÜLEMEDE İZ DÜŞÜM YÖNLENDİRME METODU” başlıklı tezini, aşağıda imzaları olan jüri önünde başarı ile sunmuştur.

**Tez Danışmanı :**      **Prof. Dr. A. Alim Rüstem ASLAN** .....  
İstanbul Teknik Üniversitesi

**Eş Danışmanı :**      **Prof. Dr. Orhan AKYILMAZ** .....  
İstanbul Teknik Üniversitesi

**Jüri Üyeleri :**      **Prof. Dr. Rahmi Nurhan ÇELİK** .....  
İstanbul Teknik Üniversitesi

**Doç. Dr. Güneş Z. Karabulut KURT** .....  
İstanbul Teknik Üniversitesi

**Doç. Dr. Emrah KALEMÇİ** .....  
Sabancı Üniversitesi

**Doç. Dr. Cüneyt AYDIN** .....  
Yıldız Teknik Üniversitesi

**Yrd. Doç. Dr. M. Emre AYDEMİR** .....  
Hava Harp Okulu

**Teslim Tarihi :**      **03 Mayıs 2016**  
**Savunma Tarihi :**    **06 Haziran 2016**





*Eşime ve Oğluma,*





## ÖNSÖZ

Doktora tezimi gerçekleştirmemde emeği geçen ve lisans eğitimim sırasında da birlikte çalışma fırsatı bulduğum danışmanım Prof. Dr. Rüstem Aslan'a, eş danışmanım Prof. Dr. Orhan Akyılmaz'a ve değerli görüşleri ile tezime katkı sağlayan tez izleme kurulu üyelerine teşekkür ederim. Bununla beraber, tez çalışmam için beni destekleyen Prof. Dr. Filiz Sunar'a da teşekkürü borç bilirim.

Göktürk 1 Projesi kapsamında Thales Alenia Space firmasında çalıştığım dönemdeki amirim Dr. Eric Savaria'ya da verdiği fikirler ve sahip olduğu mühendislik tecrübesi ile bana kattıklarından dolayı teşekkürlerimi sunarım. Bununla birlikte, halen çalışmakta olduğum Türk Havacılık ve Uzay Sanayii A.Ş.'ye bana sağladığı çalışma ortamı, destek ve fırsatlar sebebiyle teşekkür ederim.

Uzay Mühendisliği lisans eğitiminden itibaren bugünlere kadar beni hep destekleyen ve sahip olduğu bilgi ve tecrübe birikimi ile geçmiş çalışmalarımda bana katkısı büyük olan Prof. Dr. Umur Daybelge'ye teşekkür ederim.

Verdikleri moral desteği ile annem Semra Topal'a, babam Yalçın Topal'a ve kız kardeşim Füsun Courcelle Labrousse'ye teşekkür ederim.

Son olarak, evlendiğimizden beri bana tez çalışmamda destek veren, yaptığı fedakarlıkla çalışmamda zaman kazandıran, zor zamanlarımda bana güç veren sevgili eşim Duygu'ya ve yaptığı şirinlikler ile bana moral veren oğlum Sinan'a sonsuz teşekkürlerimi sunarım.

Mayıs 2016

Erhan Topal



## İÇİNDEKİLER

### Sayfa

ÖNSÖZ.....	vii
İÇİNDEKİLER .....	ix
KISALTMALAR .....	xi
ÇİZELGE LİSTESİ .....	xvii
ŞEKİL LİSTESİ .....	xix
SEMBOLLER .....	xiii
ÖZET .....	xxiii
SUMMARY .....	xxv
<b>1. GİRİŞ .....</b>	<b>1</b>
1.1. Tezin Amacı .....	3
1.2. Problemin Detayları .....	3
1.2.1. Optik Kamera İle Görüntüleme / Tarama Teknikleri .....	4
1.2.2. Görüntüleme Geometrisi .....	6
1.2.3. Yavaşlatma Faktörü ve Görüntüye Etkisi .....	9
1.3. Tez Çalışmasının Düzeni .....	9
<b>2. KULLANILAN TEMEL TANIMLAMALAR VE MODELLER .....</b>	<b>11</b>
2.1. Referans Eksen Takımları Ve Dönüşümleri .....	11
2.2. Arazi Yüksekliklerinin Hesaplara Katılması .....	18
2.3. Görüntüye İlişkin Tanımlamalar .....	20
2.4. Kullanılan Yörünge İlerletici Ve Parametrelerinin Tanımlanması .....	23
2.4.1. Güneş eşzamanlı yörünge .....	23
2.4.2. Durağan yörünge kavramı .....	25
2.4.3. Tam tekrarlı yörünge kavramı .....	26
2.4.4. Gereksinimler ve referans yörünge parametrelerinin belirlenmesi .....	28
2.4.5. Yörünge İlerletici .....	31
2.5. "Push-Broom" Kamera Ekipmanının Geometrik Modeli .....	32
2.6. Görüntüleme Aktivitesi Parametrelerinin Hesaplanması .....	35
2.7. Yeryüzü Yükseltilerinin WGS-84 Referansına Göre Belirlenmesi .....	38
2.8. Parametreler .....	42
<b>3. İZ SÜRÜCÜ ALGORİTMANIN BAŞLANGIÇ KOŞULLARI .....</b>	<b>43</b>
3.1. Yalpa Açısı Limitine Göre Yer Noktalarının Hesaplanması .....	47
3.2. Poligon Testi .....	48
3.3. Aday Tarihin Hesaplanması .....	51
3.4. Tarih Ve Yalpa Açısının Hesaplanması .....	52
<b>4. İZ SÜRÜCÜ ALGORİTMA .....</b>	<b>57</b>
4.1. İz Sürücü Kipleri .....	59
4.2. İz Sürücü Fonksiyonel Akış Diyagramı .....	64
4.3. Hedef Koordinatlarının Belirlenmesi .....	65
4.4. Sapma Açısının Hesaplanması .....	67
4.4.1. Azimut açısı ile süpürmede sapma açısının hesaplanması .....	67
4.4.2. Uydu yer izine paralel süpürmede sapma açısının hesaplanması .....	68
4.5. Görüş Eksenini Yer İzinin İlerletilmesi .....	69
4.5.1. Büyük yay hattının kullanımı .....	71
4.5.2. Loksodrom hattının kullanımı .....	74
4.5.3. Uydu yer izine paralel hattın kullanımı .....	77

4.6. Yalpa Ve Yunuslama Açılarının Hesaplanması .....	78
4.7. Polinom Uydurma .....	80
<b>5. ANALİZLER .....</b>	<b>83</b>
5.1. İz Sürücü Yönteminin Getirdiği Hatalar ve Parametre Etkileri .....	86
5.1.1. Yönelim parametreleri hesaplama başarımı .....	86
5.1.1.1. Azimut kipinde yalpa, yunuslama ve sapma başarımı .....	86
5.1.1.2. YİP kipi yalpa ve yunuslama başarımı .....	91
5.1.2. Polinom mertebesinin seçimi .....	97
5.1.2.1. Sıfıncı mertebeden polinom, sabit yönelim .....	99
5.1.2.2. Sıfırdan büyük mertebeden polinom kullanımı .....	100
5.1.3. Maksimum işlenebilir süre .....	106
5.2. Uygulamaya yönelik analizler .....	107
5.2.1. Yeryüzü yüksekliklerinin hatalı kullanımı .....	107
5.2.2. Yönelim gerçekleştirme hataları .....	111
5.2.2.1. Analizlerde kullanılan görüntüleme aktiviteleri .....	116
5.2.2.2. Yönelim açılarının dinamik dağılımı .....	122
5.2.2.3. Yönelim gerçekleştirme analiz sonuçları .....	127
5.2.2.4. Kararlılık gereksiniminin belirlenmesi .....	129
5.2.3. Yörünge belirleme hataları .....	135
5.2.3.1. Ayakucu yönelimde yörünge belirleme hataları .....	136
5.2.3.2. Ayakucu dışı yönelimde yörünge belirleme hataları .....	137
5.2.3.3. Yarı asal eksen boyu değişiminin SH'ye etkisi .....	137
5.2.4. Uygulamaya yönelik diğer analizler .....	138
5.2.4.1. Farklı enlem açılarında görüntüleme aktiviteleri .....	138
5.2.4.2. Yükseliş düğümü saat açısı ve güneş başucu açısı .....	145
5.2.4.3. Süpürme hızına bağlı algılanabilecek en uzun şerit görüntü .....	149
<b>6. SONUÇ .....</b>	<b>159</b>
<b>KAYNAKLAR .....</b>	<b>161</b>
<b>EKLER .....</b>	<b>167</b>
<b>ÖZGEÇMİŞ .....</b>	<b>173</b>

## KISALTMALAR

<b>AGI</b>	: Analytical Graphics, Inc.
<b>AI</b>	: Adjacent interval
<b>Bkz.</b>	: Bakınız
<b>CE90</b>	: Circular Error (%90)
<b>CIO</b>	: Conventional International Origin
<b>DEM</b>	: Digital Elevation Model
<b>DTED</b>	: Digital Terrain Elevation Data
<b>ECEF</b>	: Earth Centered Earth Fixed (referans eksen takımı)
<b>ECI</b>	: Earth Centered Inertial (referans eksen takımı)
<b>EGM-96</b>	: Earth Gravitational Model 1996
<b>ENU</b>	: East-North-Up (referans eksen takımı)
<b>ENVISAT</b>	: Environmental Satellite
<b>EO</b>	: Electro Optical
<b>EOPL</b>	: Electro Optic Payload (Görev Yüğü)
<b>EoT</b>	: Equation of Time
<b>erf</b>	: Error Function (hata fonksiyonu)
<b>ESA</b>	: European Space Agency (Avrupa Uzay Ajansı)
<b>f</b>	: Flatness (WGS-84 eğikliği)
<b>FI</b>	: Fundamental interval
<b>GA</b>	: Great Arc (Büyük Yay)
<b>GETASSE30</b>	: Global Earth Topography And Sea Surface Elevation
<b>GEZ</b>	: Güneş Eş Zamanlı
<b>GMST</b>	: Greenwich Mean Sidereal Time
<b>GSD</b>	: Ground Sampling Distance (YÖM'ün İngilizcesi)
<b>HDF</b>	: Hierarchical Data Format (Hiyerarşik Veri Formatı)
<b>IERS</b>	: International Earth Rotation and Reference Systems
<b>IT</b>	: Integration Time (Entegrasyon Süresi)
<b>KH</b>	: Key Hole
<b>LOF</b>	: Local Orbital Frame
<b>LoS</b>	: Line of Sight (Görüş Hattı)
<b>LTAN</b>	: Local Time of Ascending Node
<b>LTDN</b>	: Local Time of Descending Node
<b>MF</b>	: Mesafe Farkı
<b>MS</b>	: Multispectral
<b>MTF</b>	: Modulated Transfer Function
<b>MTF<sub>LM</sub></b>	: Modulated Transfer Function, linear motion
<b>N</b>	: North (Kuzey Yönü)
<b>NaN</b>	: Not a Number
<b>OF</b>	: Orbital Frame (referans eksen takımı)
<b>OOP</b>	: On Orbit Position
<b>PAN</b>	: Panchromatic
<b>pinv</b>	: pseudoinverse
<b>r.e.t.</b>	: Referans Eksen Takımı
<b>RAAN</b>	: Right Ascension of the Ascending Node
<b>s</b>	: Saniye
<b>Sa</b>	: Sapma Açısı
<b>SAR</b>	: Synthetic Aperture Radar (yapay açıklıklı radar)

<b>sgn</b>	: Signum (işaret fonksiyonu)
<b>SH</b>	: Süpürme Hızı
<b>SNR</b>	: Signal to Noise Ratio
<b>ST</b>	: Sidereal Time
<b>STK</b>	: Systems Tool Kit
<b>SZA</b>	: Sun Zenith Angle (Güneş Başucu Açısı)
<b>TEKG</b>	: Tolere Edilebilir Kararlılık Gereksinimi
<b>TDI</b>	: Time Delay Integration
<b>TTY</b>	: Tam Tekrarlı Yörüğe
<b>TUSAŞ</b>	: Türk Havacılık ve Uzay Sanayii A.Ş.
<b>TY</b>	: Tarama Yönünde
<b>TYDY</b>	: Tarama Yönüne Dik Yönde
<b>UGA</b>	: Uydu Görev Analizi
<b>UP</b>	: Up (yeryüzünde yukarı yönü)
<b>UTC</b>	: Coordinated Universal Time (Eşgüdümlü Evrensel Zaman)
<b>WGS-84</b>	: World Geodetic System 1984
<b>Ya</b>	: Yalpa Açısı
<b>YF</b>	: Yavaşlatma Faktörü
<b>YİP</b>	: Yer İzine Paralel
<b>YÖM</b>	: Yer Örnekleme Mesafesi (GSD'nin Türkçesi)
<b>Yu</b>	: Yunuslama Açısı
<b>YYS</b>	: Yalpa-Yunuslama-Sapma

## SEMBOLLER

<b>a, b, c</b>	: Dünya'nın yarı-asal (a, b) ve yarı-minör (c) eksen boyları
<b><math>AI_{en}</math></b>	: Adjacent Interval
<b><math>a_{en}</math></b>	: İlgili enlem dairesi yarıçapı
<b><math>\alpha</math></b>	: Tarama yönü açısı (yerel Kuzey eksenine göre)
<b><math>\beta</math></b>	: Maksimum şerit uzunluğuna denk gelen Dünya merkezli yay açısı
<b><math>a_y</math></b>	: Yörünge yarı-asal eksen boyu
<b><math>b_y</math></b>	: Yörünge yarı-minör eksen boyu
<b><math>C_k, C_b</math></b>	: Bozuntu torku etkisi altındaki uydunun bir zaman adımı içinde ulaşabileceği yönelim açısının sırasıyla alt ve üst limitleri.
<b>D</b>	: Bölüm 2.4.3'te gün sayısı, diğer bölümlerde mesafe
<b><math>\Delta alt</math></b>	: İrtifa değişimi
<b><math>\Delta BT</math></b>	: Birim tarih değişimine bağlı boylam açısındaki değişim
<b><math>\Delta BR</math></b>	: Birim yalpa açısı değişimine bağlı boylam değişim
<b><math>\Delta ET</math></b>	: Birim tarih değişimine bağlı enlem açısındaki değişim
<b><math>\Delta ER</math></b>	: Birim yalpa açısı değişimine bağlı enlem açısındaki değişim
<b><math>\Delta R</math></b>	: Birim yalpa açısı değişimi
<b><math>\Delta T</math></b>	: Birim tarih değişimi
<b><math>\Delta \theta</math></b>	: Bir pikselin görev yükü odağında kapladığı açı
<b>e</b>	: Yörünge eksantrisitesi
<b><math>\epsilon</math></b>	: Mesafe hatası
<b><math>\epsilon_e</math></b>	: Görüş eksenini yükseklik açısı
<b>f</b>	: WGS-84 elipsoidinin basıklığı
<b><math>FI_{en}</math></b>	: Fundamental Interval (en: enlem açısı)
<b>g</b>	: Dünya merkezinden yer noktasına yönelmiş vektör
<b>G</b>	: Tepki tekerleklerinin uydudaki yerleşimini ifade eden matris
<b><math>\gamma</math></b>	: Maksimum uzunluktaki şerit görüntülemeye uydunun başlangıç ve son konumu arasındaki mesafeye denk gelen yer merkezli yay açısı
<b>h</b>	: Kullanıldığı yer göre uydu irtifası veya arazi yüksekliği
<b>H</b>	: Uydunun açısal momentumu
<b><math>H_G</math></b>	: Ortalama saat açısı
<b><math>H_{TT}</math></b>	: Uydudaki tepki tekerleklerinin toplam açısal momentumu
<b><math>\vec{I}</math></b>	: Uydunun atalet momenti tensörü
<b>i</b>	: Inclination (yörünge eğimi)
<b><math>J_2</math></b>	: Dünya'nın ikinci bölgesel (zonal) harmonik katsayısı
<b><math>J_3</math></b>	: Dünya'nın üçüncü bölgesel (zonal) harmonik katsayısı
<b><math>J_{12}</math></b>	: Dünya'nın on ikinci bölgesel (zonal) harmonik katsayısı
<b><math>\kappa</math></b>	: True anomaly (gerçek anomali açısı)
<b>L</b>	: Bölüm 4.3'te görüş eksenini, diğerlerinde yeryüzünde mesafe
<b><math>L_e</math></b>	: Bir derece enlem açısı farkına denk gelen ortalama yeryüzü mesafesi
<b><math>L_b</math></b>	: Bir derece boylam açısı farkına denk gelen ortalama yeryüzü mesafesi
<b><math>\lambda</math></b>	: Boylam açısı

<b>M</b>	: Mean anomaly (ortalama anomali)
$\mu$	: Dünya'nın standart gravitasyonel parametresidir
$\mu\text{rad}$	: Mikro radyan
$\mu\text{s}$	: Mikro saniye
<b>n</b>	: Polinom mertebesi
<b>N<sub>l</sub></b>	: Görüntü merkezinden itibaren $-y^{\text{EOPL}}$ yönündeki piksel adedi
<b>N<sub>r</sub></b>	: Görüntü merkezinden itibaren $y^{\text{EOPL}}$ yönündeki piksel adedi
<b>N<sub>tdi</sub></b>	: TDI adedi
<b>n<sub>k</sub></b>	: Uydunun ortalama açısal hızı
<b>n<sub>s</sub></b>	: Dünya'nın Güneş etrafında günlük ortalama dönüş açısıdır
$\Omega$	: Right Ascension of the Ascending Node
$\varphi$	: Enlem açısı
$\varphi_{ym}$	: Merkezi enlem açısı
$\phi$	: Uydu yer izi noktası ile görüş eksenin kestiği yer noktası arasındaki yer merkezli açı
<b>q<sub>0</sub>, q<sub>1</sub>, q<sub>2</sub>, q<sub>3</sub></b>	: Yönelim dördlüğü (quaternion, q <sub>0</sub> skaler kısım)
<b>Q</b>	: Quaternion matrisi
<b>r</b>	: Yer noktası ile yer merkezi arasındaki mesafe
<b>R</b>	: Bölüm 2'de tur sayısı, diğerlerinde uydu – Dünya merkezi mesafesi
<b>r<sub>e</sub></b>	: Dünya'nın ortalama yarıçapı (aksi belirtilmedikçe)
<b>r<sub>eq</sub></b>	: Dünya'nın ekvatorial yarıçapı
<b>rpm</b>	: Rounds per minute
<b>r2g</b>	: Görev yükünden hedefe doğru yönelmiş vektör
$\rho$	: Yer noktası koordinatları (enlem, boylam)
$\rho_v$	: Arazinin WGS-84'e göre yüksekliği
$\rho_c$	: Algılanması istenen ve algılanan nokta arasındaki fark
$\sigma$	: Yer örnekleme mesafesi (istatistiksek hesaplamalarda ise standart sapmayı ifade eder)
<b>t</b>	: 2 Ocak'tan itibaren geçen gün sayısıdır
<b>t<sub>0</sub></b>	: Başlangıç zamanı
<b>T</b>	: Yörünge düğüm noktası geçiş periyodu
<b>T<sub>d</sub></b>	: Bir tarih ile 1 Ocak 2000 00:00:00 arasındaki gün sayısıdır
$\tau_{\text{boz}}$	: Uyduya etkileyen bozuntu torku
$\tau_r$	: Uyduya etkimesi gereken kontrol torku
$\tau_{TT}$	: Tepki tekerleklerinin uygulaması gereken tork komutu
<b>T<sub>r</sub><sup>A,B</sup></b>	: B ve A eksen takımları arasındaki dönüşüm matrisi
$\theta$	: Genel olarak iki eksen arasındaki açı için kullanılmıştır
$\theta_{\text{err}}$	: Açısal hata
$\theta_{\text{OOP}}$	: Uydu konum açısı (yükseliş düğümüne göre)
$\theta_{\text{std}}$	: Yönelim hassasiyeti ( $3\sigma$ )
<b>U</b>	: Yeryüzünde başucu yönü (UP)
<b>V<sub>np</sub></b>	: Görüntü merkezini bir yanındaki piksel için yön vektörü
<b>V<sub>lp</sub></b>	: $-y^{\text{EOPL}}$ yönündeki en son piksel için yön vektörü
<b>V<sub>rp</sub></b>	: $y^{\text{EOPL}}$ yönündeki en son piksel için yön vektörü
$\vec{v}$	: Uydu çizgisel hız vektörü
<b>v</b>	: Görüntü tarama / süpürme yönü vektörü
<b>v<sub>err</sub></b>	: Süpürme hızı hatası
<b>v<sub>k</sub></b>	: Görüntü tarama / süpürme yönüne dik yön vektörü
<b>WRB</b>	: Birim yalpa açısı değişiminin boylam üzerindeki ağırlığı
<b>WTB</b>	: Birim tarih değişiminin boylam açısı üzerindeki ağırlığı
<b>WRE</b>	: Birim yalpa açısı değişiminin enlem açısı üzerindeki ağırlığı
<b>WTE</b>	: Birim tarih değişiminin enlem açısı üzerindeki ağırlığı



$\omega$	: Argument of perigee (yerberi argümanı açısı)
$\omega_e$	: Dünya'nın kendi eksen etrafındaki dönüş hızı
$\omega_s$	: Dünya'nın periapsis (perihelion) açısıdır
$w$	: Uydunun açısal hızı
$w$	: Uydunun yörüngesel açısal hızı
$\varpi$	: Uydu kararlılık gereksinimi
$x, y, z$	: Genel eksen takımı birim vektör bileşenleri
$k_1, k_2, k_3$	: Genel eksen takımı birim vektör bileşenleri
$3\sigma$	: Standart sapma değerinin üç katı
'	: Matris transpozu





## ÇİZELGE LİSTESİ

### Sayfa

<b>Çizelge 1.1</b> : Elektro-optik yer gözlem uydu sistemlerinden bazıları [1]. .....	<b>1</b>
<b>Çizelge 1.2</b> : Metre altı çözünürlüklü uydu sistemlerinin karşılaştırılması [1].....	<b>1</b>
<b>Çizelge 1.3</b> : Yakın geçmişte fırlatılmış veya halen görevde olan uydular.....	<b>2</b>
<b>Çizelge 1.4</b> : Tarama tekniklerinin karşılaştırılması [8]. .....	<b>6</b>
<b>Çizelge 1.5</b> : Çeşitli uyduların yavaşlatma faktörleri. ....	<b>9</b>
<b>Çizelge 2.1</b> : Tez çalışmasında sıklıkla kullanılan referans eksen takımları.....	<b>14</b>
<b>Çizelge 2.2</b> : Kullanılan Kepler parametreleri. ....	<b>31</b>
<b>Çizelge 3.1</b> : Görüntüleme olanakları tablosu.....	<b>55</b>
<b>Çizelge 4.1</b> : İz sürücü algoritmanın temel girdileri.....	<b>58</b>
<b>Çizelge 4.2</b> : İz sürücü kipleri.....	<b>63</b>
<b>Çizelge 5.1</b> : Analizlerde kullanılan polinom mertebeleri ve IT süreleri. ....	<b>101</b>
<b>Çizelge 5.2</b> : Polinom mertebesi kaynaklı hatalar, özet tablo. ....	<b>105</b>
<b>Çizelge 5.3</b> : Bozuntu olmadığında görüntüleme aktivitelerinin performansları.....	<b>122</b>
<b>Çizelge 5.4</b> : Analizlerinde kullanılan bozuntu parametreleri.....	<b>128</b>



## ŞEKİL LİSTESİ

### Sayfa

Şekil 1.1 : Uydu kamera ekseni izdüşümünün hareketi.....	3
Şekil 1.2 : Görüntülemeye kullanılan ekipmanlar [7]. ....	4
Şekil 1.3 : Görüntülemeye kullanılan tarama teknikleri [8].....	5
Şekil 1.4 : Push-broom kamera ile algılama. ....	7
Şekil 1.5 : Görüntüleme gereksinimleri. ....	7
Şekil 1.6 : Tarama yönü açısı. ....	8
Şekil 2.1 : Kullanılan Euler çevrimi. ....	12
Şekil 2.2 : Kullanılan Kepler parametreleri.....	13
Şekil 2.3: Yörünge yarı-asal ve yarı-minör eksen boyları. ....	14
Şekil 2.4 : OF, ECI ve LOF arasındaki ilişki.....	15
Şekil 2.5 : LOF ve EOPL arasındaki ilişki. ....	16
Şekil 2.6 : ECI ve ECEF arasındaki ilişki. ....	16
Şekil 2.7 : ENU ve ECEF arasındaki ilişki.....	18
Şekil 2.8 : Yüksekliğe bağlı oluşturulan elipsoit modeli. ....	19
Şekil 2.9 : Yüksekliğe bağlı elipsoit oluşturma yönteminin getirdiği hata. ....	20
Şekil 2.10 : Nokta ve şerit hedefler. ....	21
Şekil 2.11 : Geniş alan ve stereo görüntüleme. ....	22
Şekil 2.12 : GEZ yörünge. ....	23
Şekil 2.13 : Bir yıllık saat açısı değişimi.....	24
Şekil 2.14 : Durağan ve durağan olmayan yörüngelerde “e” değişimi [27]. ....	25
Şekil 2.15 : Uydu yer izinin bir dönüş periyodunda hareketi.....	26
Şekil 2.16 : Zamana göre ardışık iki yer izi arasındaki mesafe.....	27
Şekil 2.17 : Tam kapsama sonrasında ardışık iki yer izi arasındaki mesafe. ....	27
Şekil 2.18 : Farklı saat açılarına sahip GEZ yörüngeler. ....	29
Şekil 2.19 : Gereksinimlere göre kullanılabilecek R ve D değerleri. ....	30
Şekil 2.20 : Kepler parametreleri üzerindeki periyodik ve sürekli değişimler [8]. ....	31
Şekil 2.21 : EO görev yükü basitleştirilmiş geometrik model .....	34
Şekil 2.22 : Yönelime bağlı TYDY değişimi. ....	36
Şekil 2.23 : TY-YÖM değerinde merkez piksel boyu ve IT süresi.....	37
Şekil 2.24 : Görüntüleme süresine göre faktör etkisi için örnek betimleme. ....	37
Şekil 2.25 : Yükselti bilgisinin elde edilmesinde kullanılan kullanıcı arayüzü. ....	41
Şekil 2.26 : Örnek yükselti grafiği (Pico Do Fogo Volkanı, Cape Verde). ....	42
Şekil 3.1 : Başlangıç tarihi ve yönelim (ayakucundan sapma açısı). ....	43
Şekil 3.2 : Randevu algoritması fonksiyonel akış diyagramı (kısım 1).....	45
Şekil 3.3 : Randevu algoritması fonksiyonel akış diyagramı (kısım 2).....	46
Şekil 3.4 : Yalpa limitlerine göre Doğu & Batı yer noktaları. ....	47
Şekil 3.5 : Yer noktalarından geçen poligon alanı. ....	48
Şekil 3.6 : Yer noktalarının saat yönünde sıralandırılması. ....	49
Şekil 3.7 : Poligon alanı içindeki ve dışındaki hedefler. ....	49
Şekil 3.8 : Gerçek ulaşılabilir alan.....	50
Şekil 3.9 : Genişletilmiş poligon alanı. ....	51
Şekil 3.10 : İkiye bölme yöntemiyle aday tarihin hesaplanması.....	51
Şekil 3.11 : Zaman ve yalpa açısı değişimlerinin yer noktası üzerindeki ağırlıkları. ....	52
Şekil 3.12 : Yalpa açısının başlangıç tahmininin hesaplanması. ....	54
Şekil 4.1 : İz sürücü algoritmanın çalışma prensibi (sabit azimut açılı şerit için). ....	58

Şekil 4.2 : A kipi iz sürücü, sürme tekniği. ....	60
Şekil 4.3 : B kipi iz sürücü, sürme tekniği. ....	60
Şekil 4.4 : C kipi iz sürücü, sürme tekniği. ....	61
Şekil 4.5 : D kipi iz sürücü, sürme tekniği. ....	61
Şekil 4.6 : E kipi iz sürücü, sürme tekniği. ....	62
Şekil 4.7 : İz sürücü algoritma fonksiyonel akış diyagramı. ....	64
Şekil 4.8 : Uydu görüş eksenini ve yeryüzü ile kesişimi. ....	65
Şekil 4.9 : Tarama yönüne dik vektör üzerindeki piksel şeridi ve sapma açısı. ....	67
Şekil 4.10 : YİP kipinde tarama yönünün hesaplanması. ....	68
Şekil 4.11 : Büyük yay hattı ve Loksodrom hattı, iki boyutlu gösterim. ....	70
Şekil 4.12 : Büyük yay hattı ve Loksodrom hattı, üç boyutlu gösterim. ....	70
Şekil 4.13 : GA hattı, başlangıç ve bitiş noktaları. ....	71
Şekil 4.14 : GA hattı üzerinde döndürme düzleminin gösterimi. ....	72
Şekil 4.15 : GA hattı üzerinde döndürme düzlemine eksen takımı atanması. ....	73
Şekil 4.16 : Loksodrom hattı üzerinde iteratif koordinat hesaplama. ....	75
Şekil 4.17 : Enlem / Boylam seçim kriteri. ....	76
Şekil 4.18 : SH > 0 ve YİP kipinde yer izinin ilerletilmesi. ....	78
Şekil 4.19 : Hedeflenen görüş eksenini yönelimi. ....	78
Şekil 4.20 : Yalpa açısı ile z ekseninin götürüleceği düzlem. ....	79
Şekil 5.1 : Uydu Görev Analizi aracı ekran görüntüsü. ....	84
Şekil 5.2 : Görüntü analizi veri paketi içeriği. ....	84
Şekil 5.3 : Görüntüleme analizi için temel işleyiş şekli. ....	85
Şekil 5.4 : Görüntülenecek hedefler. ....	85
Şekil 5.5 : Görüntüleme aktivitesi sırasındaki görüş eksenini hareketi. ....	85
Şekil 5.6 : Doğru ve hatalı iz sürme şekilleri. ....	87
Şekil 5.7 : Sabit azimut açısı ile şerit görüntüleme. ....	88
Şekil 5.8 : Örnek görüntüleme aktivitesi, yönelim açıları. ....	88
Şekil 5.9 : Örnek görüntüleme aktivitesindeki YÖM değerleri. ....	89
Şekil 5.10 : Birim entegrasyon süresi içinde yer izinin ilerletilmesi. ....	90
Şekil 5.11 : Azimut açısında gerçekleşen hata. ....	90
Şekil 5.12 : Piksel dizilimi yönünde gerçekleşen hata. ....	91
Şekil 5.13 : Örnek yörüngede, tam yörünge turunda $\pm 45^\circ$ görüş hatları. ....	92
Şekil 5.14 : Yer izine paralel algılamada paralellikten sapma. ....	93
Şekil 5.15 : Tam tur ( $360^\circ$ ) algılamada paralellikten sapma. ....	94
Şekil 5.16 : 1 dakikalık örnek algılama aktivitesinde paralellikten sapma. ....	95
Şekil 5.17 : YİP kipi paralellikten sapmalar, basitleştirilmiş model. ....	95
Şekil 5.18 : Tam tur ( $360^\circ$ ) algılamada paralellikten sapma ve basit model. ....	96
Şekil 5.19 : 1 dakikalık algılamada paralellikten sapma ve basit model. ....	97
Şekil 5.20 : YİP kipinde görüntüleme senaryoları için yönelim profilleri. ....	98
Şekil 5.21 : 0 derece azimut açısı için yönelim profilleri. ....	98
Şekil 5.22 : -90 derece azimut açısı için yönelim profilleri. ....	99
Şekil 5.23 : YİP kipinde n: 0 ve n: 5 için YÖM değerleri. ....	99
Şekil 5.24 : Doğrusal yönelim profili kullanımında görüntünün şekli. ....	100
Şekil 5.25 : Yönelim üzerinde sırasıyla IT = 73.5 ve 91 $\mu$ s için polinom etkileri. ....	102
Şekil 5.26 : Yer izi üzerinde sırasıyla IT = 73.5 ve 91 $\mu$ s için polinom etkileri. ....	103
Şekil 5.27 : YÖM üzerinde sırasıyla IT = 73.5 ve 91 $\mu$ s için polinom etkileri. ....	104
Şekil 5.28 : Uzun ve kısa görüntüleme aktivitesi için örnek (YİP kipinde). ....	107
Şekil 5.29 : Yükseklik hatası analizde kullanılan görüntüleme aktiviteleri. ....	108
Şekil 5.30 : Ayakucu dışı yönelimde görüntüdeki kayma (0.8 km hata için). ....	109
Şekil 5.31 : İrtifa değişimi ve arazi yüksekliği etkilerinin birlikte gösterilmesi. ....	109
Şekil 5.32 : 0.8 km arazi yüksekliğinde yatayda sapma ve basitleştirilmiş model. ....	110
Şekil 5.33 : 700 km irtifadaki bir uyduda görüntünün yatayda sapması. ....	111
Şekil 5.34 : Yönelim kontrol tanımlamaları. ....	112
Şekil 5.35 : Bozuntulu görüntüleme aktivitesi analizi fonksiyonel akış diyagramı. ....	115

<b>Şekil 5.36</b> : Yönelim gerçekleşme analizinde kullanılan görüntüleme aktiviteleri. .	<b>116</b>
<b>Şekil 5.37</b> : EOPL açısal hız grafikleri.....	<b>120</b>
<b>Şekil 5.38</b> : EOPL açısal ivme grafikleri.....	<b>121</b>
<b>Şekil 5.39</b> : Yönelim açısı dinamik dağılım modeli fonksiyonel akış diyagramı. ....	<b>123</b>
<b>Şekil 5.40</b> : Elde edilebilecek maksimum ve minimum açı sınırları. ....	<b>124</b>
<b>Şekil 5.41</b> : Örnek bozuntu profili ve türevleri. ....	<b>126</b>
<b>Şekil 5.42</b> : Örnek bozuntu profilinin maksimum ve minimum açı sınırları. ....	<b>127</b>
<b>Şekil 5.43</b> : Yönelim gerçekleştirme analizi sonuçları.....	<b>128</b>
<b>Şekil 5.44</b> : YİP kipinde görüntüleme aktivitesi basit gösterim.....	<b>130</b>
<b>Şekil 5.45</b> : Basit model ile Senaryo 1 kararlılık gereksiniminin belirlenmesi. ....	<b>131</b>
<b>Şekil 5.46</b> : Farklı SH değerlerinde %1 hata için kararlılık gereksinimleri.....	<b>133</b>
<b>Şekil 5.47</b> : Farklı irtifalarda uydular için kararlılık gereksinimleri. ....	<b>133</b>
<b>Şekil 5.48</b> : TDI adedinin SNR'ye ve kararlılık gereksinimine etkisi.....	<b>135</b>
<b>Şekil 5.49</b> : Yörünge hatası (x, y) sebebiyle yatayda kayma. ....	<b>136</b>
<b>Şekil 5.50</b> : Ayakucu dışı yönelimde X ve Y hatalarının etkisi. ....	<b>137</b>
<b>Şekil 5.51</b> : Yarı asal eksen boyunun belirlenmesindeki hatanın SH'ye etkisi. ....	<b>138</b>
<b>Şekil 5.52</b> : Analizde kullanılan yörünge için Enlem açısına bağlı irtifa değerleri. .	<b>140</b>
<b>Şekil 5.53</b> : Analizde kullanılan görüntüleme aktiviteleri. ....	<b>140</b>
<b>Şekil 5.54</b> : D Kipi, ayakucu görüntüleme aktivitesi. ....	<b>140</b>
<b>Şekil 5.55</b> : -70° enlem açısında görüntüleme aktivitesi analiz sonuçları. ....	<b>141</b>
<b>Şekil 5.56</b> : -50° enlem açısında görüntüleme aktivitesi analiz sonuçları. ....	<b>141</b>
<b>Şekil 5.57</b> : -30° enlem açısında görüntüleme aktivitesi analiz sonuçları. ....	<b>142</b>
<b>Şekil 5.58</b> : -10° enlem açısında görüntüleme aktivitesi analiz sonuçları. ....	<b>142</b>
<b>Şekil 5.59</b> : +10° enlem açısında görüntüleme aktivitesi analiz sonuçları. ....	<b>143</b>
<b>Şekil 5.60</b> : +30° enlem açısında görüntüleme aktivitesi analiz sonuçları. ....	<b>143</b>
<b>Şekil 5.61</b> : +50° enlem açısında görüntüleme aktivitesi analiz sonuçları. ....	<b>144</b>
<b>Şekil 5.62</b> : +70° enlem açısında görüntüleme aktivitesi analiz sonuçları. ....	<b>144</b>
<b>Şekil 5.63</b> : Güneş başucu açısı. ....	<b>145</b>
<b>Şekil 5.64</b> : 20 Mart Ekinoksu ve farklı LTAN değerli yörüngeler.....	<b>147</b>
<b>Şekil 5.65</b> : 21 Haziran Gündönümü ve farklı LTAN değerli yörüngeler. ....	<b>147</b>
<b>Şekil 5.66</b> : 23 Eylül Ekinoksu ve farklı LTAN değerli yörüngeler. ....	<b>147</b>
<b>Şekil 5.67</b> : 21 Aralık Gündönümü ve farklı LTAN değerli yörüngeler. ....	<b>148</b>
<b>Şekil 5.68</b> : 21 Aralık Gündönümü ve farklı LTDN değerli yörüngeler. ....	<b>148</b>
<b>Şekil 5.69</b> : En uzun şerit görüntüleme yunuslama açısı limiti. ....	<b>149</b>
<b>Şekil 5.70</b> : Ufuk çizgisini gören yunuslama açısı.....	<b>150</b>
<b>Şekil 5.71</b> : Seçilebilir maksimum yunuslama açısı limiti. ....	<b>150</b>
<b>Şekil 5.72</b> : Maksimum şerit uzunluğu hesabında kullanılan fiziksel model.....	<b>151</b>
<b>Şekil 5.73</b> : Maksimum uzunlukta görüntüleme aktivitesi, detaylı analiz. ....	<b>152</b>
<b>Şekil 5.74</b> : Maksimum uzunlukta görüntüleme aktivitesi, Euler açıları. ....	<b>153</b>
<b>Şekil 5.75</b> : Maksimum uzunlukta görüntüleme aktivitesi, YÖM değerleri. ....	<b>153</b>
<b>Şekil 5.76</b> : Hedef ile uydu arasındaki mesafe değişimi. ....	<b>154</b>
<b>Şekil 5.77</b> : İrtifa ve ekipmana bağlı maksimum şerit görüntü uzunlukları. ....	<b>155</b>
<b>Şekil 5.78</b> : Faktör 1 ve 2'nin eşit tutulduğu yunuslama açısının fiziksel modeli....	<b>156</b>
<b>Şekil 5.79</b> : Uzun şeritlerde sabit YÖM'ün sağlanması.....	<b>157</b>
<b>Şekil 5.80</b> : Sabit YÖM değeri ile uzun şerit görüntüleme yunuslama açısı. ....	<b>158</b>





## UYDU İLE HASSAS GÖRÜNTÜLEMEDE İZ DÜŞÜM YÖNLENDİRME METODU

### ÖZET

Gerek askeri gerekse sivil alanlarda görüntü ihtiyacı için, tek seferde büyük alanları kapsayabilmesi ve küresel olarak tüm coğrafi bölgelere ulaşım imkanları sebebiyle yer gözlem uydularına olan rağbet gittikçe artmaktadır. Bununla birlikte, gelişen teknoloji ile elektro-optik görev yükü ekipmanının içindeki aynalar büyümekte ve algılayıcı üzerindeki piksel boyları küçülmekte olup, böylelikle daha yüksek çözünürlüklere ve kaliteye ulaşılması mümkün olmaktadır. Günümüzde metre altı seviyelerde yer örnekleme mesafesine sahip elektro-optik yer gözlem uydularının sayısı gittikçe artmaktadır.

Ancak, görüntüyü algılayacak kamera ekipmanının (görev yükü) yüksek çözünürlükte kaliteli görüntü algılama kabiliyeti olsa da, görev yükünün işlevini kalite, çözünürlük ve doğru hedefin görüntülenebilmesi bakımından tam olarak gerçekleştirebilmesi için uydunun da yeterli doğrulukta konum ve yönelim profiline sahip olması gerekmektedir.

Push-broom tipinde elektro-optik görev yüküne sahip bir uydunun görüntüyü algılaması için görüş eksenini belirli bir sabit hızda yeryüzünde hareket ettirmesi gerekmektedir. Uydunun bunu sağlayabilmesi için görüntüleme aktivitesinin başında doğru konumda ve doğru yönelimde (ve yönelim hızında) olması gerekmektedir. Bununla birlikte, görüntüleme aktivitesi sırasında görüş ekseninin yeryüzünde sabit hızda hareket edebilmesi için referans yönelim profilini (örneğin yer istasyonundan sağlanan) yeterli doğrulukta gerçekleştirebilmesi gerekmektedir.

Bu çalışmada, push-broom tipinde görev yüküne sahip yüksek çözünürlüklü yer gözlem uydularının görüntüleme aktiviteleri sırasında takip etmesi gereken yönelim profilini oluşturmada kullanılacak bir yöntem olan ve iz düşüm yönlendirme metodu olarak adlandırılan yöntem sunulmaktadır. Çalışmada, tez kapsamında geliştirilen ve yöntemin uygulandığı iz sürücü algoritma tanıtılmaktadır.

Bu yöntem ile hesaplanan yönelim profilinin çıktısı polinom katsayılarıdır. Polinom katsayılarının kullanılmasındaki sebepler, uydu bilgisayarında istenen zaman adımı (örneğin kontrol frekansında) ile çözülmesinin kısa zamanda oluşu, yer istasyonundan gönderilen tele-komuttaki parametreleri azaltması ve analitik türevinin alınmasındaki basitliktir.

Görüntüleme aktivitelerinin ve hata analizlerinin gerçekleştirilebilmesi için gerekli tüm girdiler, yine tez kapsamında geliştirilen algoritmalar kullanılarak elde edilmiştir. Üst seviyede bu algoritmalar yörünge ilerleticiyi, randevu algoritmasını (görüntüleme olanaklarının hesaplanması), sayısal yükseklik modelinden yükseklik değerlerinin elde edilmesini, yeryüzünde yer izinin ilerletilmesini, görselleme araçlarını, test & hata analizi fonksiyonlarını ve uygulamaya yönelik analizlerin gerçekleştirilmesinde kullanılan fonksiyon ve arayüzleri kapsamaktadır.

Yeryüzündeki görüntünün geometrik özelliklerini / gereksinimlerini ve push-broom görüntüleme tekniğinin temel prensiplerini kullanan ve tez çalışması kapsamında geliştirilen iz düşüm yönlendirme metodunun çıktısı, belirli bir görüntüleme aktivitesine ilişkin uydunun takip etmesi gereken yönelim profilidir (polinom formatında). Ancak, polinomun mertebesine bağlı olarak metodun kendisi de bir hata kaynağıdır. Tez

çalışması kapsamında polinom mertebesine bağlı olarak görüntünün geometrik özelliklerinde ve yönelim profilinde oluşabilecek göreceli hatalar farklı entegrasyon sürelerine sahip görev yüklerini de içine katacak şekilde analiz edilmiştir.

İz sürücü algoritmanın girdilerinde yapılabilecek hatalar da elde edilecek görüntünün özellikleri için birer hata kaynağıdır. Örneğin görüntülenecek bölgedeki yeryüzü yüksekliğinin hatalı olarak belirlenmesi ve/veya uydunun yörüngedeki konumunun hatalı olarak bilinmesi, üretilen yönelim profiline ve dolayısıyla görüntünün özelliklerine etkiyecektir. Bu hatalara ilişkin analizler de yine tez çalışması kapsamında gerçekleştirilmiş olup, sonuçları farklı özellikte yörüngeye veya görev yüküne sahip uydular için incelenmiştir.

Referans olarak üretilen yönelim profilinde hiç hata olmasa dahi, uydunun bu referansı takip etmesi (gerçeklemesi) sırasında da hatalar meydana gelebilir. Bu hatalar, yönelim hassasiyeti ve kararlılığı kapsamında incelenmiştir (kararlılık analizlerinde katı cisim modeli kullanılmış olup yüksek frekanslı jitter etkileri incelenmemiştir). Görüntünün geometrik özellikleri ile yönelim hassasiyeti ve kararlılığı arasında ilişki kurulmuş ve Monte Carlo analizleri yardımı ile oluşabilecek hatalar incelenmiştir. Bununla birlikte, görev yüküne ve yörüngeye bağlı kararlılık gereksinimi hesaplanmasında kullanılabilecek bir basitleştirilmiş model elde edilmiştir.

İz sürücü algoritma kullanılarak coğrafi olarak her bölgede görüntülemenin gerçekleştirilmesi için gerekli yönelim profili elde edilebilmektedir. Ancak elbette bu profil uydu tarafından gerçekleştirilebilse dahi, bu durum tüm coğrafi bölgelerden kaliteli görüntü alınması için yeterli olmayabilir. Elektro-optik görüntüleme görüntülenecek bölgeye yeterli seviyede Güneş ışını düşmelidir ki görev yükü bu ışığı toplayabilsin. Yörünge yüksekliği saat açısına ve mevsime göre görüntülenebilecek coğrafi bölgeler (görev yükü kabiliyeti ile ilişkilendirilerek), Güneş başucu açısına bağlı olarak irdelenmiş ve grafiksel olarak sunulmuştur.

Son olarak, görev yükü kabiliyetlerine ve yörünge yüksekliğine bağlı olarak tek sefer algılanabilecek en uzun şerit görüntüleme aktiviteleri analiz edilmiştir. Bu kapsamda gerçekleştirilen analizlerde uydunun hafıza, güç ve ısı kısıtları kullanılmamış, sadece yer örnekleme mesafesi kısıtlarına göre algılanabilecek mesafeler irdelenmiştir. Bununla birlikte, push-broom tekniği ile uzun şerit görüntüleme aktivitelerinin bir problemi olan; yer örnekleme mesafesinin görüntü boyunca değişken olması durumuna çözüm olarak bir yöntem sunulmuştur. Bu yöntemde, yer örnekleme mesafesinden bir miktar ödün verilerek, görüntü içinde sabite yakın yer örnekleme mesafesi elde edilebilmekte ve ayrıca bu şekilde algılanabilecek görüntü uzunluğunda Güneş'in aydınlatma etkisi ve uydunun hafıza, güç ve ısı kabiliyetleri haricinde bir kısıt oluşmamaktadır. Not edilmelidir ki, bu tip yöntemlerin uydu üreten firmalarca uygulandığı bilinmekle birlikte, nasıl yapıldığı bilinmemektedir. Tez kapsamında sunulan bu çalışma ise özgün bir çalışmadır.

Sonuç olarak, tez çalışması kapsamında geliştirilen iz düşün yönlendirme metodu, girdilerindeki hataların, metodun getirdiği hataların ve çıktılarının uygulanması sırasında oluşabilecek hataların etkileri incelenerek analiz edilmiştir.

Tez çalışması kapsamında gerçekleştirilen hemen hemen tüm hata analizlerinde ve uygulamaya yönelik analizlerde, detaylı analizlerde elde edilen sonuçlara yakın değerlerin elde edilebildiği basitleştirilmiş modeller de oluşturulmuştur. Oluşturulan basit modeller kullanılarak, farklı yörüngelerde ve farklı kabiliyette görev yüküne sahip uydular için sonuçlar irdelenmiştir.

# **LINE OF SIGHT TRACK GUIDANCE METHOD FOR PRECISE SATELLITE IMAGERY**

## **SUMMARY**

For the need of the large scale images both in military and in civilian areas, the demand for the earth observation satellites increases because of they can acquire images from large areas at one time and they can cover globally all geographic regions in a short time interval depending on the orbit of the satellite. At the same time, with the developing technology, the mirror of the electro-optical payload equipment enlarging and the pixel size on the detector gets small which make it possible to achieve images having higher quality and higher resolution.

Nowadays, the number of the electro-optical earth observation satellites being have below meter ground sampling distance increases. It is known that Turkey, Spain, Canada, China, England, Argentina, Russia, Kazakhstan, Australia and many other countries have tends to develop imagery satellites with sub-meter ground sampling distance levels. As an example, Spain launched their first very-high resolution satellite, DEIMOS-2 in 2014 and Turkey is working on Göktürk-1 satellite which has a launch date of 2015. Institutions and organizations have a trend of developing imagery satellites which have 0.5 meters of ground sampling distance values. For this reason, 0.5 meters of ground sampling distance requirement is taken into account for the analysis in this study.

However, even if the capabilities of the electro-optical payload are enough to detect high resolution and high quality images, to perform the payload's tasks in terms of resolution, quality and targeting performance, the satellite shall have sufficiently correct position and orientation profile.

To acquire an image, a satellite having an electro-optical payload in push-broom type shall scan the image on ground with a fixed rate (the velocity of the line of sight track on ground shall be constant). To allow this activity, the satellite shall be at the correct position and orientation (and at the correct attitude rate) at the starting point of the acquisition activity. At the same time, the satellite should track the reference attitude profile (which can be uploaded from ground station via mission plan) with high accuracy to maintain the line of sight axis in a fixed rate on ground during the image acquisition activity.

In this study, a method named "line of sight track guidance" is developed which can be used to obtain reference attitude profile during an acquisition activity for a satellite equipped with high resolution push-broom electro-optical payload is presented. In the presented study, an algorithm called as "line of sight track driver" which uses this method is described with all related functions. The scope of this thesis is to describe the developed method, to identify its inputs (and to develop all algorithms necessary to obtain required inputs), to analyze the outputs (errors) and lastly to make analysis particular to applications which uses the presented method.

The output (attitude profile) of the algorithm which uses the presented method is in the format of polynomial coefficients. The reasons for the usage of the polynomial coefficients are that polynomials are computationally simple to solve in satellites on board computer in any step size (such as in control frequency), it reduces the

parameter size which is sent from the ground station via tele command and also for the simplicity of computation of analytical derivative of the polynomial.

The all necessary inputs for the analysis of acquisition activities and errors are performed with the algorithms which are also developed in the scope of this thesis. At the top level, these algorithms cover the orbit propagation, rendezvous algorithm (for the calculation of data take opportunities), ground elevation values obtained from digital elevation model, incrementing a ground location in the given direction (direct geodetic problem), inverse geodetic problem, visualization tools, test & error analysis functions and functions & user interfaces for the implementation of the application analysis of the presented method.

The line of sight track driver algorithm which is developed in the scope of this thesis uses the geometrical properties / requirements of the image and the fundamentals of the push-broom image acquisition technique. The output of this algorithm is the reference attitude profile (in the polynomial coefficients format) of the satellite for a given image acquisition activity.

However, the method itself also an error source, primarily depending on the order of the polynomial. As an example, if the order of the polynomial is one, then the rate of change of the attitude will be constant which means a linear attitude profile, whereas the line of sight track on ground will be nonlinear due to the geometry of the Earth surface – satellite orbit relation. If the order of the polynomial is zero (it means constant attitude), then it is not possible to acquire images with different heading angles, only images which are oriented as parallel to satellites ground track can be acquired (this situation limits the operational usage of the satellite system). Higher than the order one of the polynomial makes it possible to define complex attitude behavior of the satellite during the image acquisition activity.

In this study, the relative errors which can be occurred in the reference attitude profile and therefore in the geometrical properties of the image due to the order of the polynomial is analyzed. In this analysis, parameters such as integration time of different push-broom electro-optical payloads are also included to obtain a general conclusion.

The errors in the inputs of the algorithm are also error sources effecting on the properties of the image which is going to be acquired. As an example, if the elevation data belonging to geographical place to be imaged is known with an error and/or the orbital position of the satellite is known with an error, the produced attitude profile will have errors and therefore the properties of the image will have errors, especially for the off-nadir acquisition activities. In the scope of this thesis, the analysis regarding to these errors also are performed and the results are investigated for the satellites having different altitudes and different push-broom electro-optical payload equipment.

Even if there is no error in the produced reference attitude profile (ideal reference attitude profile), there could be errors occurred while the satellite is tracking the reference profile (realizing the attitude profile). These errors are investigated according to satellites pointing accuracy and stability (stability is analyzed assuming that the satellite is a rigid body and therefore high frequency jitter effects are not examined).

The relationship between the geometrical properties of the image and the pointing accuracy and stability requirements is established and investigated for the errors which may occur due to the pointing accuracy and stability criteria by using Monte Carlo analysis. For this purpose, instead of modeling a complete disturbance model for a specific satellite configuration, an algorithm named as Attitude Dynamic Distribution is developed which produces perturbed attitude angles with respect to pointing accuracy and stability requirements.

Monte Carlo analysis carried out by adding the attitude perturbation to the reference attitude profile and running the analysis code hundreds of time to observe the error behavior during the acquisition activities. This approach is selected to achieve generalized solutions. Furthermore, a simplified model which can be used to determine satellites stability requirement regarding to payload and orbit specifications is obtained.

By using line of sight track driver algorithm, reference attitude profile can be obtained for the acquisition activities within geographically all regions of the world (constraints may come only by the orbits inclination and attitude limits of the satellite). However, even if the satellite performs the reference attitude profile perfectly, this may not be enough to acquire high quality image from all geographical regions.

For the electro-optical observation missions, to receive enough light from the region to be acquired by the payloads detector, the region shall be sufficiently illuminated by the sun to ensure quality requirements such as signal to noise ratio. In this study, the regions which can be acquired with plenty amount of light are investigated associated to sun zenith angle and regarding to orbits local time of ascending node parameter, seasons and payload capabilities. Also illustrations of imageable zones for different sun zenith angle criteria and for different local time of ascending node parameters are given.

Finally, the longest strip map activities are investigated regarding to payload capabilities and orbit altitude. The analysis under this scope is made by assuming that there are no constraints exist on satellites memory, power and thermal conditions. The only constraint is on the ground sampling distance related to range between the satellite and the image portion to be acquired.

Furthermore, a method to be used to solve the problem of varying ground sampling distance throughout the strip for the long strip map images, is presented. In this method, it is shown that by giving an amount of concession on the ground sampling distance, it is possible and feasible to obtain constant ground sampling distance throughout the strip map image.

Further, by using this method, there will be no constraints on the length of the strip map image excluding illumination factors, memory constraints, power and thermal effects. It should be noted that, it is known that companies which designs state of art earth observation satellite systems use these types of methods, however the way / approach is not known. Therefore, the presented method in this thesis is individual.

As a conclusion, the method of line of sight track guidance which is developed in the scope of this thesis is investigated by the analysis of the errors in the inputs, the errors caused by the method itself and the errors related to the applications which use the outputs of the method.

In especial, simplified models are presented which give approximately same results with the detailed analysis results, almost for all error and application analysis. By using the simplified models, results are investigated for the earth observation satellites having different altitudes and payload capabilities.



## 1. GİRİŞ

Yükselen uydu teknolojisi ile beraber, uydu ile yeryüzünün görüntülenmesinde büyük ilerlemeler kat edilmiştir. Günümüzde, alınan görüntülerin yer örnekleme mesafelerinde (YÖM) metre altı seviyelere ulaşabilmektedir.

Çizelge 1.1'de 1999 – 2004 yılları arasında fırlatılan uydu sistemlerinden bazılarının listesi yer almaktadır.

**Çizelge 1.1 :** Elektro-optik yer gözlem uydu sistemlerinden bazıları [1].

Sistem	Fırlatma	YÖM (m) PAN / MS	İz Genişliği (km)	Açıklama
SPOT 5, Fransa	2002	5 / 10	60 ve 120	Algılama yönü sabit
IRS P6, Hindistan	2003	5.7 MS	24 / 70	Algılama yönü sabit
KOMPSAT 2, Güney Kore	1999	6.6 PAN	17	Algılama yönü sabit
CBERS 1, Çin ve Brezilya	1999	20	113	Algılama yönü sabit
CBERS 2	2003	CBERS 1 ile aynı		
TERRA ABD	1999	15, 30 ve 90 MS	60	Algılama yönü sabit
IKONOS 2, ABD	1999	0.82 / 3.24	11	Algılama yönü değiştirilebilir
EROS A1, İsrail	2000	1.8 PAN	12.6	Algılama yönü değiştirilebilir
TES, Hindistan	2001	1 PAN	15	Algılama yönü değiştirilebilir
QUICKBIRD 2, ABD	2002	0.62 / 2.48	17	Algılama yönü değiştirilebilir
ORBVIEW 2, ABD	2003	1 / 4	8	Algılama yönü değiştirilebilir
FORMOSAT 2, Tayvan	2004	2 / 8	24	Algılama yönü değiştirilebilir

PAN: Panchromatic, MS: Multispectral

Çizelge 1.2'de ise bazı metre ve metre altı çözünürlükte uydu sistemlerinin karşılaştırması yer almaktadır.

**Çizelge 1.2 :** Metre altı çözünürlüklü uydu sistemlerinin karşılaştırılması [1].

	IKONOS	QUICKBIRD	ORBVIEW-3
Ayakucunda YÖM PAN / MS (m)	0.82 / 3.28	0.61 / 2.44	1 / 4
PAN'da piksel adedi	13816	27552	8000
İz Genişliği (km)	11	16.8	8
İrtifa (km)	681	450	470

Çizelge 1.3'de ise 2005-2014 yılları arasında fırlatılmış hassas YÖM değerli görüntüleme uydularının listesi (bkz. [1]) yer almaktadır ve çizelgeden de görüldüğü gibi düşük YÖM değerine ulaşma eğilimi bulunmaktadır.

**Çizelge 1.3 :** Yakın geçmişte fırlatılmış veya halen görevde olan uydular.

Sistem	Fırlatma	YÖM (m) PAN / MS	İz Genişliği (km)	Açıklama
CARTOSAT 1	2005	2.5 PAN	30	Algılama yönü sabit
CARTOSAT 2	2007	1 PAN	10	Algılama yönü değiştirilebilir
ALOS	2006	2.5 / 10	35 / 70	Algılama yönü sabit
KOMPSAT 3	2012	1 / 4	15	Algılama yönü değiştirilebilir
RESURS DK1	2006	1 / 2.5 – 3.5	28	Algılama yönü değiştirilebilir
MONITOR-E	2005	8 / 20	94 / 160	Algılama yönü değiştirilebilir
EROS B	2006	0.7 PAN	14	Algılama yönü değiştirilebilir
RAZAKSAT	2009	2.5 / 5	20	Algılama yönü değiştirilebilir (7°'ye kadar)
CBERS 2B	2007	2.5 / 20	27	Algılama yönü sabit
CBERS 4	2014	5 / 20	60 / 120	-
WORLDVIEW 1-2-3	2007, 2009, 2014	0.46, 0.46, 0.31 PAN	17.6, 16.4, 13.1	Algılama yönü değiştirilebilir
GEOEYE 1 (ORBVUE 5)	2008	0.41 / 1.64	15.2	Algılama yönü değiştirilebilir
THEOS	2008	2 / 15	-	Algılama yönü değiştirilebilir
PLEIADES 1	2011	0.7 / 2.8	20	Algılama yönü değiştirilebilir
PLEIADES 2	2012	Pleiades 1 ile aynı		

Yukarıdaki tablolarda yer alan uydulara ek olarak, Amerika Birleşik Devletlerine ait Key Hole (KH) serisi çok daha yüksek görüntüleme çözünürlükte sahip uydu sistemleri de bulunmaktadır. KH serisi uyduların görüntüleme çözünürlükleri 5-15 cm kadar olduğu düşünülmektedir ([2] ve [3]).

Türkiye, İspanya, Kanada, Çin, İngiltere, Arjantin, Rusya, Kazakistan ve Avustralya gibi pek çok ülkenin metre altı görüntüleme çözünürlüklerine sahip uydu sistemleri üretme çalışmaları olduğu bilinmektedir [2]. Örneğin, İspanya'nın ilk yüksek çözünürlüklü yer gözlem uydusu olan DEIMOS-2 2014 yılında yörüngeye yerleştirilmiştir [4]. Türkiye ise 2016 yılında yörüngeye yerleştirilmesi planlanan Göktürk-1 uydusu üzerinde çalışmaktadır [5] (Türkiye'nin uydu yol haritası [6]'da verilmektedir).

Çizelge 1.3'den de görüldüğü gibi, günümüzde üzerinde çalışılan uydular 0.5 metre ve altında yer örnekleme mesafesine göre tasarlanmaktadır. Bu sebeple tez çalışmasındaki analizlerde YÖM gereksinimi olarak 0.5 metre ele alınmıştır.



Uydu kamerası ve yönelim eyleyicisi donanımlarının gelişimi, hedef nişanlama performansı (*targeting performance*) gereksinimlerinin artışı da beraberinde getirmiştir. Yeryüzünde istenen uzunlukta, çözünürlükte ve doğru koordinatlara sahip bölgenin görüntülenebilmesi için, uydu yönelim parametrelerinin hassas olarak belirlenebilmesi gerekmektedir. Bu tezde temel olarak, yüksek hassasiyet ile görüntüleme ihtiyacı duyulan yönelim parametrelerinin elde edilmesinde kullanılacak yöntemin geliştirilmesi konusunda çalışma yapılmıştır. Geliştirilen metodun ihtiyaç duyduğu parametreler, bu parametrelerin doğruluğuna ve çıktılarının uygulanmasına yönelik pek çok analiz de yine bu çalışmada sunulmaktadır.

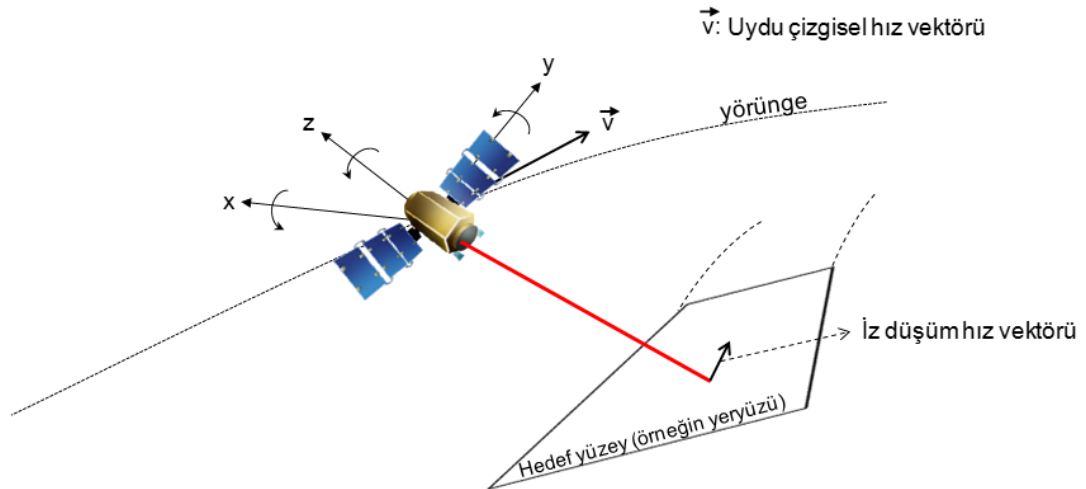
### 1.1. Tezin Amacı

Bu çalışmanın amacı, iz düşüm yönlendirme metodu olarak isimlendirilen metodun (kısaca iz sürücü algoritma) geliştirilmesi ve yöntemin getirdiği hatalar ile çıktılarının uydu tarafından uygulanmasına ilişkin hataların analizidir.

Bu yöntem, uydu üzerinde tanımlı bir eksenin yeryüzü üzerindeki iz düşümünün hareketini, belirli kısıtlara uygun olarak sağlayacak yönelim profilini hesaplama yöntemidir.

### 1.2. Problemin Detayları

Bir görüntüleme aktivitesi sırasında, uydu eksen takımında tanımlı bir eksenin (görüş ekseni) yeryüzü üzerindeki iz düşümünün hareketi, uzaktan algılama ekipmanının (elektro-optik / radar) gerektirdiği kısıtlara uygun olarak yönlendirilmesi gerekmektedir (bkz. Şekil 1.1).

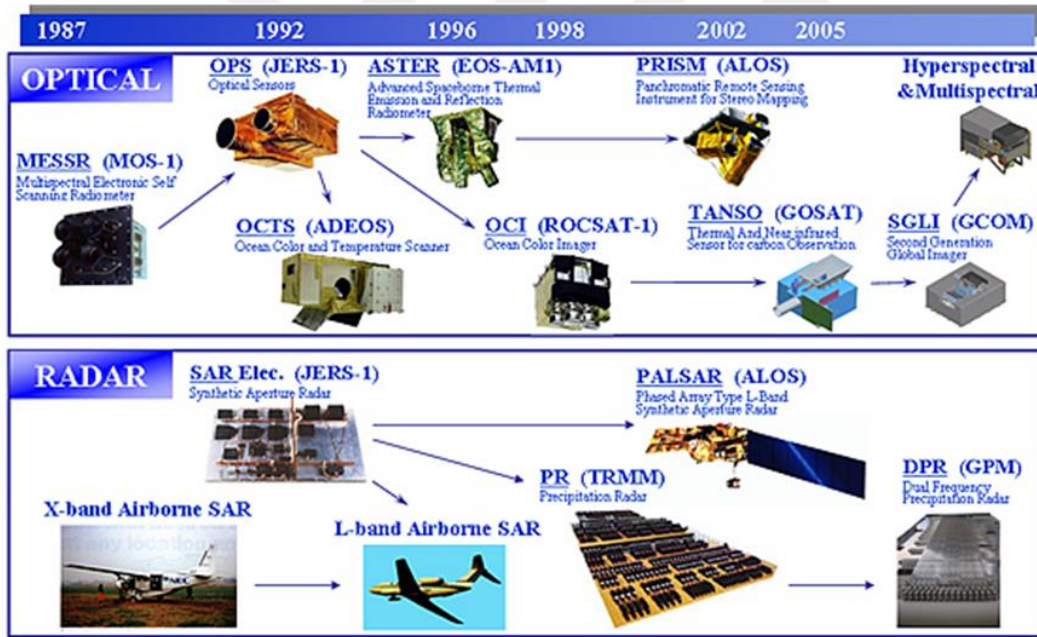


Şekil 1.1 : Uydu kamera ekseni izdüşümünün hareketi.

Uzaktan algılamada değişik tipte algılayıcılardan (veya kamera sistemlerinden) faydalanılmaktadır. Bu algılayıcılar, optik ve radar olmak üzere ikiye ayrılabilir.

Optik algılayıcılar, görünür dalga boylarında ışığı algılayan hücrelere (piksellere) sahip olmaktadır. Bu hücreler çoklu sıralı veya tek sıralı halde yerleştirilebilirler. Uydunun yönelim profili ile optik algılayıcıların dizilimi arasında yakın bir ilişki bulunmaktadır.

Radarların kullanımı ile de görüntüleme yapılabilmektedir. Uydunun görevine göre pasif veya aktif radarlar kullanılabilir. Radar ile yeryüzünün görüntülenmesinde en büyük avantajlardan biri, geceleyin de görüntü alınabilmesi ve bulut gibi optik görüntülemeye engel olan koşullarda dahi görüntülemenin yapılabilmesidir. Bu sistemlere, SAR (*Synthetic Aperture Radar, yapay açıklıklı radar*) uyduları örnek olarak verilebilir. Şekil 1.2'de, çeşitli uydularda kullanılmış olan algılayıcı ekipmanların listesi verilmektedir. Bu tezde çalışılacak yöntem, hem optik hem de SAR ile görüntülemeye kullanılabilecektir.



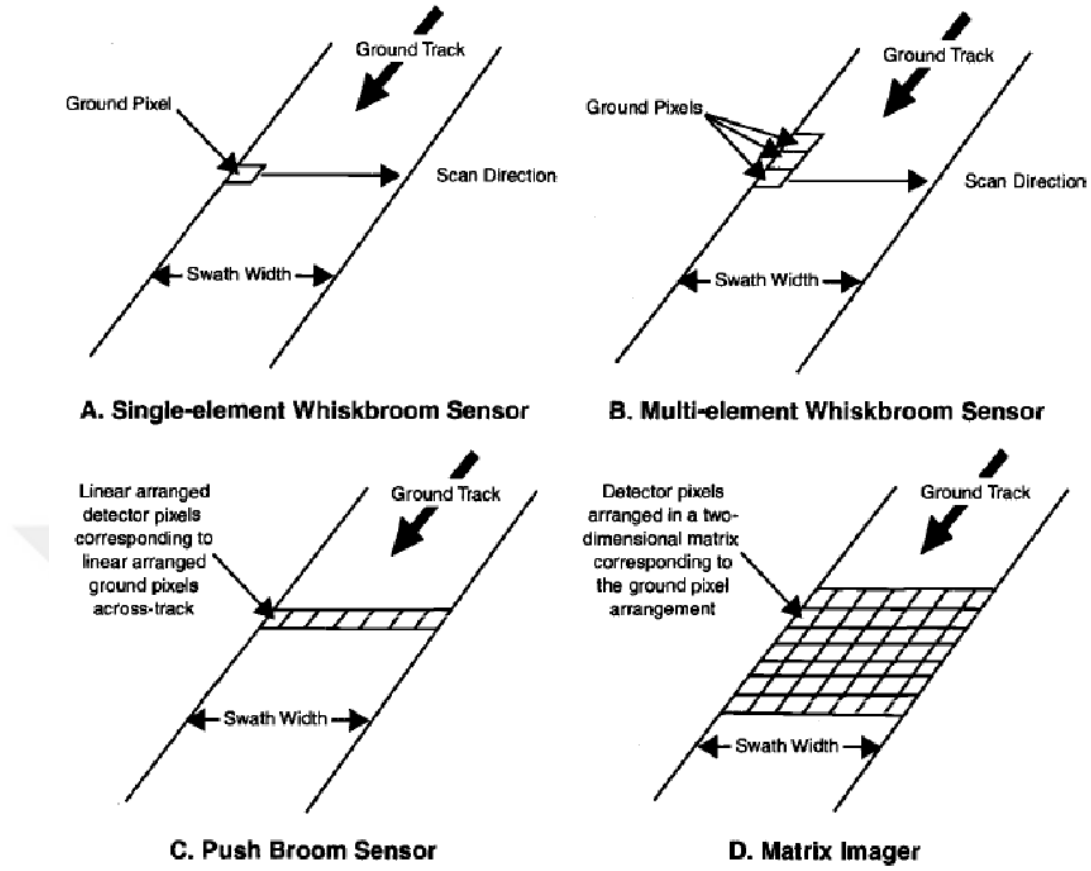
Şekil 1.2 : Görüntüleme ekipmanları [7].

### 1.2.1. Optik Kamera İle Görüntüleme / Tarama Teknikleri

Optik kamera sistemleri ile yeryüzünün görüntülenmesinde çeşitli teknikler kullanılmaktadır. Bu tekniklerde kullanılan algılayıcılar aşağıda listelenmektedir.

- Tek hücreli whiskbroom algılayıcı (single-element whiskbroom sensor).
- Çok hücreli whiskbroom algılayıcı (multi-element whiskbroom sensor).
- Push-broom algılayıcı (push-broom sensor).
- Matris algılayıcı (matrix imager).

Şekil 1.3'de tarama tekniklerinin gösterimi verilmektedir.



Şekil 1.3 : Görüntüleme kullanılan tarama teknikleri [8].

“Whiskbroom” algılayıcının kullanıldığı teknikte taramanın yönü, uydu yer izine dik yönde gerçekleştirilmektedir. Matris yapıda algılayıcılara sahip görüntüleme sistemleri ise fotoğraf makinalarına benzemekte olup, her bir algılayıcı eleman yeryüzü görüntüsünde bir piksele denk gelmektedir.

“Push-Broom” görüntüleme tekniği ise, tek sıralı hücelere (piksellere) sahip ekipmanın görüş ekseninin, görüntüsü alınacak bölge üzerinde gezdirilmesiyle (süpürülmesiyle) görüntünün elde edilmesi yöntemine verilen isimdir.

Tek sıra algılayıcıların görüntüyü algılaması için gereken süreye ve yer örnekleme mesafesine bağlı olarak, kamera yer iz düşümünün uygun hız ve yönelimde hareket ettirilmesi ilkesine göre görüntüleme yapılmaktadır.

Diğer tipte kamera sistemleri ile “Push-Broom” tekniğinin karşılaştırması Çizelge 1.4'te verilmektedir.

**Çizelge 1.4 : Tarama tekniklerinin karşılaştırılması [8].**

Tarama Tekniği	Avantajları	Dezavantajları
Tek Hücreli Whiskbroom Algılayıcı	Görüntü üzerindeki cevap fonksiyonunun düzgünlüğü, optik yapının basitliği.	Her pikselin bekleme süresinin kısa olması, bant genişliği gereksiniminin ve detektörün zaman cevabının yüksek olması.
Çok Hücreli Whiskbroom Algılayıcı	İz genişliği boyunca cevap fonksiyonunun düzgünlüğü, optik yapının basitliği.	Bant genişliği gereksiniminin ve detektörün zaman cevabının yüksek olması.
Push-Broom Algılayıcı	Algılama yönünde cevap fonksiyonunun düzgünlüğü, mekanik tarama ihtiyacının olmaması, görüntü üzerindeki bekleme süresinin uzun olması.	Her piksel dizilimi için piksel adedinin çokluğu, optik yapının karmaşıklığı.
Matris Algılayıcı	Görüntü üzerindeki geometrinin iyi tanımlı olması, görüntü üzerindeki bekleme süresinin uzun olması (yavaşlatma manevrası uygulandığında).	Matris içindeki piksel adedinin çokluğu, tüm görüntüyü kapsayacak optik yapının karmaşıklığı, tüm pikseller için patern görüntüsünün kalibrasyonunun zorluğu.

Bu çalışmada, günümüzde yer gözlem uydularında sıklıkla ([9]) kullanılan “Push-Broom” tipinde kamera, görev yükü olarak ele alınmıştır. Bu kameraya özgü görüntü alma kısıtları ve alınacak görüntünün geometrik yapısının getirdiği kısıtlar kullanılacaktır. Bu kısıtlar aşağıda listelenmektedir:

- Yeryüzü süpürme hızı (SH: süpürme hızı; entegrasyon süresi ve çözünürlük ile ilişkilidir),
- Süpürme açısı (coğrafi kuzeye göre / uydu yer izine göre) ve
- Görüntünün uzunluğudur (veya kameranın maksimum görüntüleme süresidir).

“Süpürme” ifadesi push-broom tipte kamera için kullanılmaktadır. “Tarama” ifadesi ise daha genel bir tanımdır. Tez çalışmasında, her iki kelime de kullanılmaktadır ve eş anlama gelmektedir. Bununla beraber, süpürme işlevinden veya hızından bahsedilirken süpürme hızı/işlevi ifadesi, bu işlevin gerçekleştirildiği yönden bahsedilirken “tarama yönü” ifadesi kullanılmaktadır.

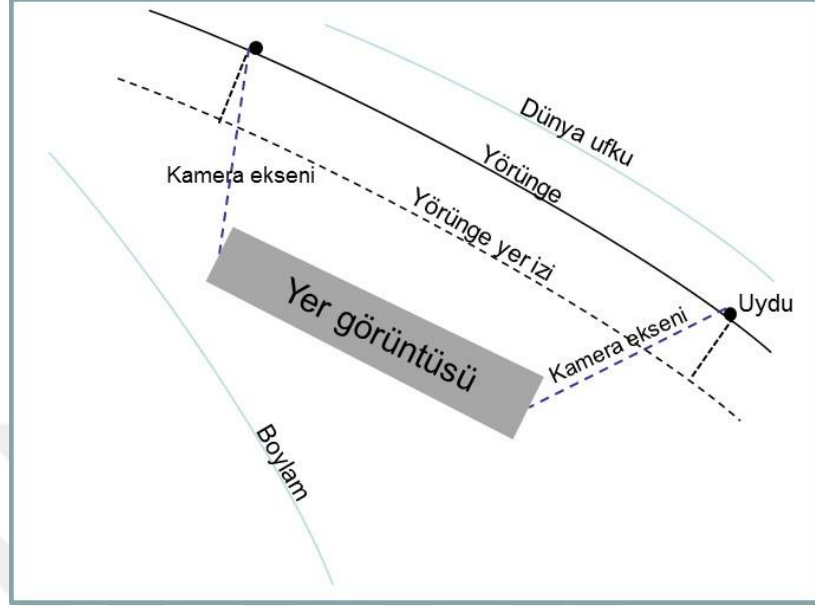
Entegrasyon süresi (IT), push-broom tipte kameradaki bir sıra hücrenin gelen ışığı algılaması için gereken süre olarak düşünülebilir (tez çalışmasında IT süresi örnekleme periyodu (sampling period) ile eş anlamda kullanılmıştır). Bölüm 1.2.2’de bu kısıtlar, grafiksel gösterim ile belirtilmiştir.

Push-broom kamera özelliklerine, görüntü geometrisine, uydu kısıtlarına ve gereksinimlerine göre uydu yönelim profilinin elde edilmesinde kullanılacak yöntemin geliştirilmesi bu tezin ana konusunu oluşturmaktadır.

### 1.2.2. Görüntüleme Geometrisi

Uydu yönelimini etkileyen, hassas görüntülemeadaki görüntünün geometrik özellikleri aşağıdaki gibi listelenebilir (bkz. Şekil 1.4 ve Şekil 1.5).

- ❑ Tarama yönünde YÖM (Along track ground sampling distance (Along track GSD)).
- ❑ Süpürme açısı (coğrafi kuzeye göre / uydu yer izine göre) ve
- ❑ Görüntünün konumu.

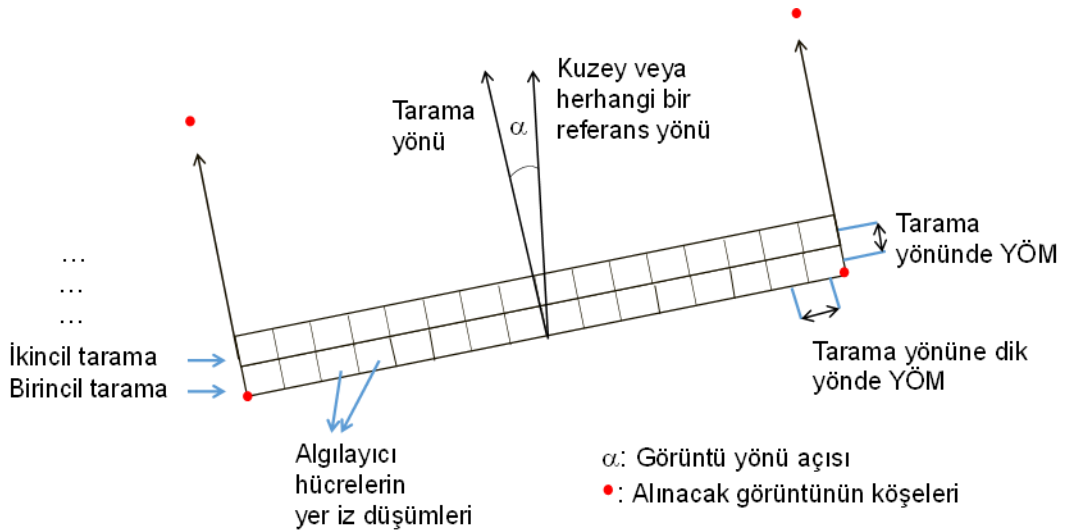


**Şekil 1.4 :** Push-broom kamera ile algılama.

Yeryüzünden alınan görüntünün koordinatlarının istenen değerlere yakın olması önem teşkil etmektedir. Uygulamaya göre değişmekle beraber, alınan görüntünün merkezinin örneğin 20 metre kadar sapması bile önemli bir problem olabilmektedir.

700 km irtifada bir uyduda en iyi ihtimal ile (ayakucu yönünde)  $10^{-3}$  derecelik bir hata bile yeryüzünde ~12 metrelik hataya yol açabilmektedir.

Şekil 1.5'te, görüntüleme geometrisine ilişkin parametreler gösterilmektedir.



**Şekil 1.5 :** Görüntüleme gereksinimleri.

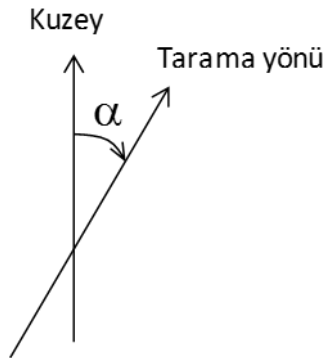
Yer örnekleme mesafesi iki yön için ayrı ayrı değerlendirilmesi gerekmektedir (tarama yönünde (TY) ve taramaya yönüne dik yönde (TYDY)).

Tarama yönünde yersel çözünürlük, kameranın algılama süresi (entegrasyon süresi) ile ilintilidir ve uydu yönelimi bu kısıda göre hesaplanmalıdır ki istenen YÖM değerine ulaşılabilsin.

Örneğin algılama hızı yavaş ise, yer izinin hızı yavaşlatılmalıdır. Bu durumda, uydu yavaşlatılmayacağından, kamera eksenini ile yeryüzü iz düşümünün kesiştiği noktanın hareketi yavaşlatılır (uygun yönelimi ile). Bu harekete, görüş eksenini yer izi yavaşlatma hareketi denilebilir (slow down motion veya forward motion compensation). Literatürde uydu yer hızının SH'ye oranına Yavaşlatma Faktörü (YF) denmektedir (İngilizce adı slow down factor [10]).

Tarama yönüne dik yöndeki YÖM ise temel olarak kamera ekipmanındaki algılayıcı dizilimine ve uydunun ayakucu yöneliminden sapmasına bağlıdır.

Tarama yönü açısı ( $\alpha$ , bkz. Şekil 1.6), belirli bir referans eksene göre tanımlanabilmektedir. Alınacak görüntünün yeryüzü üzerindeki konumunu belirleyen parametrelerden biridir. Algılama aktivitesi uydunun yer izine paralel olarak gerçekleştirilecekse,  $\alpha$  açısı uydu yer izi hattına paralel olacak şekilde değiştirilmesi gerekmektedir. Görüntüleme aktivitesi "equirectangular" haritada düz bir hat üzerinde gerçekleştirilecek ise,  $\alpha$  açısı Kuzey yönünü referans alacak şekilde sabit bir değerde olabilir. Tarama yönü sabit azimut açısı olarak kullanılacak ise  $\alpha$  açısı Şekil 1.6'da gösterildiği gibi kullanılabilir (Kuzey yönü referans alınarak saat yönünde tanımlanabilir).



**Şekil 1.6** : Tarama yönü açısı.

Tez çalışmasında, ayrı ayrı hem uydu yer izine paralel hem de sabit azimut açılı görüntü algılama aktivitelerinin analizleri gerçekleştirilmiştir.

### 1.2.3. Yavaşlatma Faktörü ve Görüntüye Etkisi

Çizelge 1.5'te çeşitli elektro-optik yer gözlem uydularının görüntüleme özellikleri ve yavaşlatma faktörleri yer almaktadır ([10], sadece PAN (*Panchromatic*) değerleri verilmiştir).

**Çizelge 1.5** : Çeşitli uyduların yavaşlatma faktörleri.

Uydu	Örnekleme Hızı (çizgi/s)	Uydu Yer Hızı (km/s)	Ayakucundaki YÖM (m)	Yavaşlatma Faktörü
IKONOS	6500	6.79	0.82	1.27
QuickBird	6900	6.89	0.61	1.64
WorldView-1	24000	7.06	0.5	0.59
WorldView-2	24000	6.66	0.5	0.55
GeoEye-1	20000	6.79	0.5	0.68
Cartosat 2	2732	6.85	0.8	3.13
Kompsat-2	7100	6.78	1	0.96
Pleiades	14000	6.77	0.5	0.97
EROS-B	≤3050	7.04	0.7	3.3

Yavaşlatma faktörü uydu yer hızının süpürme hızına oranıdır. Örnekleme hızı (literatürde *sampling rate* veya *line rate* olarak geçmektedir) ise entegrasyon süresinin tersidir (örnekleme hızı =  $IT^{-1}$ ). Yavaşlatma faktörü yükseldikçe görüntüleme aktivitesi sırasında YÖM değerine de bağlı olarak uydunun yönelim hızının da yükselmesi gerekir ki istenen özelliklere sahip (YÖM, kalite) görüntü algılanabilsin. Bu durum uydunun yönelim kabiliyetinin hem hassas hem de kıvrak olmasını gerektirir. TDI (*Time Delay Integration*, ayrıntılı bilgi için [11]) adedi (veya adımı) kimi uydularda seçilebilir değerlerdedir ve buna bağlı olarak yavaşlatma faktörü değiştirilebilir. Yavaşlatma faktörü yükseltildiğinde aynı bölgeden daha fazla ışın toplanacağından, mevsime bağlı olarak az ışık olan enlemlerden de görüntü alınabilse de bu durum görüntü kalitesinin yükseleceği anlamına gelmez. Buna örnek olarak yerde çekilen fotoğraflar gösterilebilir. Karanlıkta (veya loş ışıkta) uzun pozlama yapılarak da görüntü alınabilir ancak fotoğraf kamerasının özelliklerine de bağlı olarak görüntüde bazı bozulmalar meydana gelebilir. Bu durum görüntünün SNR (*Signal to Noise Ratio*) değeri ile ilintilidir. Benzer durum elektro-optik yer gözlem uyduları için de geçerlidir.

### 1.3. Tez Çalışmasının Düzeni

Bölüm 2'de iz düşüm yönlendirme metodunun kendisinde, girdilerinde, hata analizlerinde ve uygulamaya yönelik analizlerde sıklıkla kullanılan tanım ve modeller aktarılmaktadır.

Bölüm 3'de ise, bir görüntüleme aktivitesinin iz sürücü metodun başlangıç değerlerinden olan, bir görüntüleme aktivitesinin başlatılma tarihi ve uydunun başlangıç yöneliminin hesaplanmasında kullanılabilecek bir yöntem tanımlanmaktadır.

Bir görüntüleme aktivitesinin başlangıç tarihi ve yönelimi ile görüntünün geometrik tanımını kullanarak, uydunun görüntüleme sürecindeki yönelim profilini belirleyen iz düşünme yönlendirme metodu Bölüm 4'te verilmektedir.

Son olarak Bölüm 5'te, gerçekleştirilen analiz çalışmaları aktarılmaktadır. Analiz çalışmaları üç ana gruba ayrılmıştır (analiz bölümünün alt başlıkları olarak). Bunlar kısaca, örnek görüntüleme aktivitelerini ve bu aktivitelerin hatasız uygulanması durumundaki analiz sonuçlarını, iz düşünme yönlendirme metodunun kendisine özgü hataların analizlerini ve son olarak uygulamaya yönelik analizleri kapsamaktadır.



## 2. KULLANILAN TEMEL TANIMLAMALAR VE MODELLER

Bu bölümde ilk olarak, tezin tamamında sıklıkla kullanılan referans eksen takımları (r.e.t.) ve bu eksen takımları arasındaki dönüşümler verilmektedir.

Tez çalışmasında yer alan ancak sıklıkla kullanılmayan tanım ve r.e.t. dönüşümleri ise ilgili bölümlerde tanımlanmaktadır.

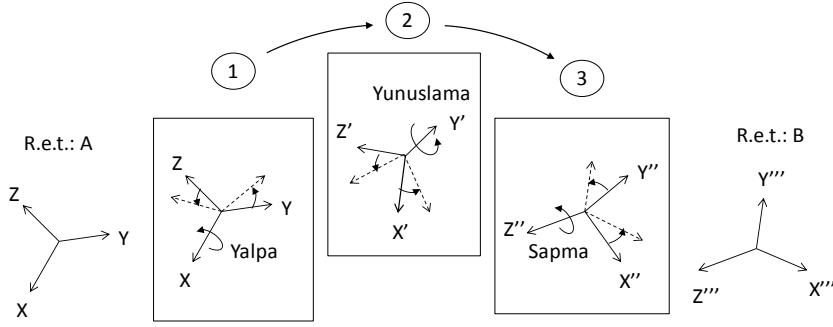
Analizlerde kullanılan yörünge iletici, ekipman modeli (elektro-optik görev yükü için), algılanacak görüntüye ilişkin tanımlamalar, performans parametrelerinin hesaplanmasında kullanılan yöntemler ve arazi yüksekliklerinin hesaplara nasıl katıldığına ilişkin bilgileri yine Bölüm 2 içinde açıklanmaktadır.

Son olarak, iz sürücünün girdilerinden biri olan arazi yüksekliği bilgisinin sağlanabileceği bir sayısal yükseklik modeli hakkındaki açıklamalar, bölüm sonunda verilmektedir.

### 2.1. Referans Eksen Takımları Ve Dönüşümleri

Tez çalışmasında tanımlanan eksen takımlarının tamamı sağ el kuralına uygun şekilde oluşturulmuştur. Bir eksen takımının bir diğerine dönüşümünü ifade etmek için kullanılan yöntemlerden biri olan Euler açıları (bkz. Şekil 2.1), tez çalışması genelinde ve Çizelge 2.1’de yer alan referans eksen takımları (r.e.t.) arasındaki dönüşümlerde kullanılmıştır. Simülasyon ve analiz çalışmalarında Matlab bilgisayar programı kullanılmıştır. Matlab programının özellikle matris hesaplamalarında getirdiği avantajlar sebebiyle iki eksen takımı arasındaki dönüşüm için, Euler açıları doğrultu kosinüsleri matrisi formunda kullanılmıştır.

Euler açıları, döndürülen bir eksen takımının yeni yönelimini orijinaline göre tanımlamakta kullanılmaktadır. Kullanılan Euler çevrimi “body-three 1-2-3” çevrimidir [12]. Bu çevrim sırasıyla, birinci (X) eksen etrafında “Yalpa” açısı, oluşan yeni r.e.t.’nin ikinci (Y) eksen etrafında “Yunuslama” açısı ve oluşan yeni r.e.t.’nin üçüncü (Z) eksen etrafında “Sapma” açısıdır. Euler açılarının standart kullanımına ilişkin grafiksel gösterim Şekil 2.1’de verilmektedir.



**Şekil 2.1 : Kullanılan Euler çevrimi.**

Şekil 2.1’de verilen A ve B arasındaki dönüşüm (transformation) matrisi  $Tr^{A-B}$  terimi ile ifade edilmektedir.  $Tr^{A-B}$  ifadesindeki “Tr” kısmı, dönüşümü ifade etmektedir. A ve B ise eksen takımlarını belirtmektedir.  $Tr^{A-B}$  matrisi B eksen takımının A göre yönelimini tanımlamaktadır. Bir başka deyişle bu matris, B r.e.t.’de tanımlı bir vektörü A r.e.t.’de tanımlamak için kullanılmaktadır.  $Tr^{A-B}$  matrisi matematiksel olarak aşağıdaki gibi yazılabilir:

$$Tr^{A-B} = A_i \cdot B_j. \quad (2.1)$$

Denklem (2.1)’de yer alan i ve j, A ve B r.e.t.’lerin i ve j numaralı eksenleridir (i, j = 1, 2, 3). Şekil 2.1’de verilen örnek dönüşüm için A ile B arasındaki dönüşüm matrisi, üç temel döndürme matrisinin çarpımıyla elde edilebilir (Kane’in [12] gösterimine göre “body three 1-2-3”) ve ortaya çıkan dönüşüm matrisi aşağıda verilmektedir. Dönüşüm matrisinde kısaltma amacıyla kosinüs yerine “c”, sinüs yerine “s”, Yalpa yerine “Ya”, Yunuslama yerine “Yu” ve Sapma yerine “Sa” kısaltmaları kullanılmıştır:

$$Tr^{A-B} = \begin{bmatrix} A_1 \cdot B_1 & A_1 \cdot B_2 & A_1 \cdot B_3 \\ A_2 \cdot B_1 & A_2 \cdot B_2 & A_2 \cdot B_3 \\ A_3 \cdot B_1 & A_3 \cdot B_2 & A_3 \cdot B_3 \end{bmatrix},$$

$$A_1 \cdot B_1 = c(Yu) \cdot c(Sa), \quad A_2 \cdot B_1 = s(Ya) \cdot s(Yu) \cdot c(Sa) + s(Sa) \cdot c(Ya),$$

$$A_3 \cdot B_1 = -c(Ya) \cdot s(Yu) \cdot c(Sa) + s(Sa) \cdot s(Ya),$$

(2.2)

$$A_1 \cdot B_2 = -c(Yu) \cdot s(Sa),$$

$$A_2 \cdot B_2 = -s(Ya) \cdot s(Yu) \cdot s(Sa) + c(Sa) \cdot c(Ya),$$

$$A_3 \cdot B_2 = c(Ya) \cdot s(Yu) \cdot s(Sa) + c(Sa) \cdot s(Ya), \quad A_1 \cdot B_3 = s(Yu),$$

$$A_2 \cdot B_3 = -s(Ya) \cdot c(Yu), \quad A_3 \cdot B_3 = c(Ya) \cdot c(Yu).$$

Tez çalışmasında uydunun / ekipmanın yönelimi LOF r.e.t.’ye göre tanımlanmaktadır. Dolayısıyla,  $Tr^{A-B}$  genel dönüşüm matrisi olup, aynı zamanda denklem (2.3)’te verildiği gibi EOPL r.e.t.’nin LOF r.e.t.’ye göre yönelimini göstermekte kullanılmaktadır:

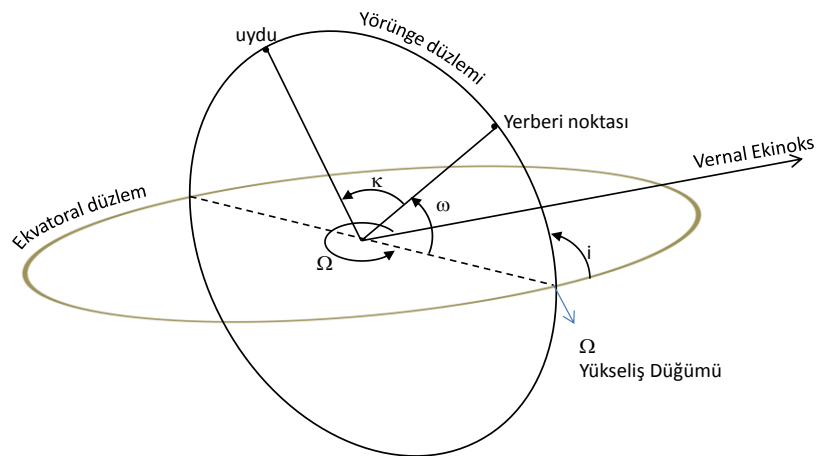
$$Tr^{LOF\_EOPL} = Tr^{A\_B}. \quad (2.3)$$

Tez çalışmasında, bir vektörün hangi r.e.t.'de tanımlı olduğunu belirtmek için kısaca (örnek olarak) "A'ya göre v vektörü" ya da "A'da tanımlı v vektörü" ya da sadece sembolik olarak " $v^A$ " ifadeleri kullanılmaktadır (r.e.t. ifadesi kullanılmamaktadır). Benzer şekilde, r.e.t.'ler arasındaki ilişkiden bahsedilirken "A'ya göre B" veya "B'ye göre A" ifadeleri kullanılmaktadır. A ve B referans eksen takımları Çizelge 2.1'de verilen r.e.t.'lerden herhangi ikisi olabilir. r.e.t.'ler büyük harf ile yazılmaktadır (EOPL gibi).

Bir vektörün yanında parantez içinde bir sayı kullanıldığında (örneğin  $r(i)$ ,  $i = 1, 2, 3$ ), o vektörün  $i$ . elemanı kastedilmektedir.

Tez çalışmasında kullanılan uydu yörüngesine ait temel dönüşümlerde Kepler parametreleri kullanılmaktadır. Şekil 2.2'de altı Kepler parametresinden dördü gösterilmektedir. " $\Omega$ " açısı, yükseliş düğümü ile Vernal ekinoks doğrultusu arasındaki açıdır ( $\Omega = RAAN$ , *Right Ascension of the Ascending Node*). " $i$ " açısı yörünge eğikliğidir (*inclination*) ve yükseliş düğümü etrafında, ekvatorial düzlemden itibaren ölçülür. " $\omega$ " ve " $\kappa$ " sırasıyla yerberi noktası argümanı (*argument of perigee*) ve gerçek anomali açılarıdır. Tez çalışmasında uydu konumunu ifade etmek için referans olarak daha çok yükseliş düğümü kullanılmaktadır ve bu referansa göre uydunun konumu  $\theta_{OOP}$  ifadesi ile betimlenmektedir.  $\theta_{OOP}$  açısı, yerberi noktası argümanı ile gerçek anomali açılarının toplanmasıyla aşağıdaki gibi elde edilir:

$$\theta_{OOP} = \omega + \kappa. \quad (2.4)$$

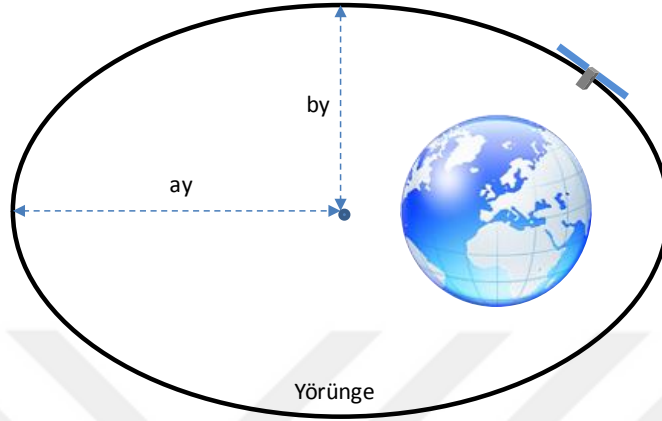


**Şekil 2.2 :** Kullanılan Kepler parametreleri.

Diğer iki Kepler parametresi ise yörünge eksantrikliği ve yarı-asal eksen boyudur. Şekil 2.3'de eliptik yörüngeye ait yarı-asal ve yarı minör eksen boyları gösterilmektedir

( $a_y$  ve  $b_y$ ). Yörünge eksantrikliği ise yarı-asal ve yarı-minör eksen boylarına ( $a_y$  ve  $b_y$ ) göre aşağıdaki gibi hesaplanabilmektedir:

$$e = \sqrt{1 - \left(\frac{b_y}{a_y}\right)^2} \quad (2.5)$$



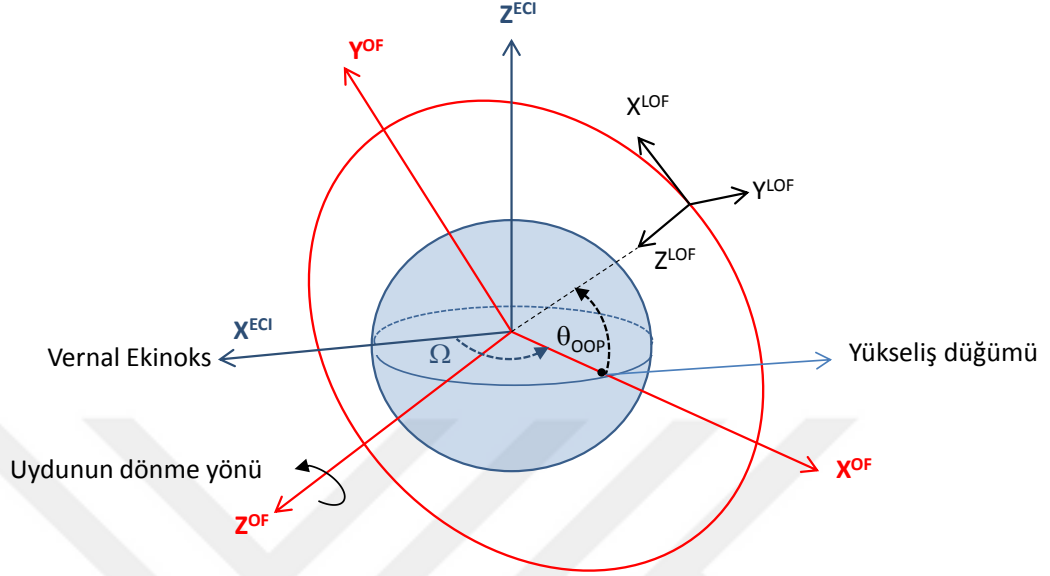
**Şekil 2.3:** Yörünge yarı-asal ve yarı-minör eksen boyları.

Tez çalışmasında Çizelge 2.1'de listelenen referans eksen takımları kullanılmaktadır.

**Çizelge 2.1 :** Tez çalışmasında sıklıkla kullanılan referans eksen takımları.

Referans Eksen Takımı	Açıklama
EOPL	Uyduda yer alan algılayıcıya ait eksen takımıdır. Hesaplanan yönelim profili, LOF'a göre EOPL'nin yönelimidir.
ENU	ENU (East-North-Up) yerel yeryüzü koordinatlarında tanımlıdır. İlk eksen Doğu yönündedir, ikincisi Kuzey ve üçüncüsü ise başucu (zenith) yönündedir.
ECEF	ECEF: Earth Centered Earth Fixed. ECEF'in orijini WGS-84 elipsoit modelinin merkezidir. Birinci eksen Greenwich boylamının ekvator düzlemini kestiği noktayı işaret eder. Üçüncü eksen ise Kuzey kutbunu işaret eder. İkinci eksen ise sağ el kuralına uyacak şekilde üçlü eksen takımını tamamlar.
ECI	ECI: Earth Centered Inertial. Ataletsel eksen takımıdır. Orijini ECEF'in orijini ile aynıdır. Birinci eksen Vernal Ekinoks yönündedir (tez çalışmasında J2000 referansına göre ECI tanımı kullanılmaktadır). Üçüncü eksen ise yer merkezinden Kuzey Kutbu doğrultusundadır ve ikinci eksen sağ el kuralına uyacak şekilde üçlü eksen takımını tamamlar.
LOF	LOF: Local Orbital Frame. Uydu konumuna ve uyduya sabit eksen takımıdır. Tez çalışmasında kullanılan EOPL'nin sıfır Euler açılara sahipken LOF ile aynı olduğu varsayılmaktadır. Eğer, EOPL uyduya ait r.e.t.'den farklı ise, uydu ile EOPL arasındaki dönüşüm matrisi de hesaba katılmalıdır. Kısaca EOPL'nin hesaplanan yönelim profili, LOF'a göre tanımlanmaktadır.
OF	OF: Orbital Frame. Yörünge düzlemini tanımlayan r.e.t.'dir. Merkezi ECEF ve ECI ile aynıdır. Birinci eksen ( $X^{OF}$ ), ekvatorial düzlemde yer alan yörünge yükseliş düğümünden (ascending node) geçer ve $X^{OF}$ ve $X^{ECI}$ arasındaki açı $\Omega$ (RAAN) açısıdır. Üçüncü eksen yörünge düzlemi normal yönündedir ve ikinci eksen ise sağ el kuralına göre eksen takımını tamamlar.

Yörünge düzlemini (OF) ECI'ye göre tanımlayan üç temel açı vardır. Bu açılar  $\Omega$  (RAAN),  $i$  (inclination) ve  $\theta_{OOP}$ 'dir. OF, ECI ve LOF arasındaki ilişki Şekil 2.4'te gösterilmektedir.



**Şekil 2.4** : OF, ECI ve LOF arasındaki ilişki.

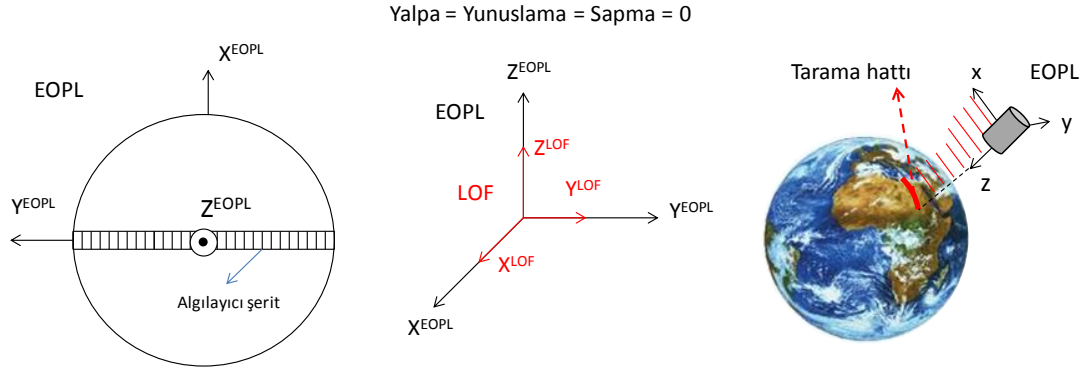
Uydu konumuna bağlı LOF ile yörünge düzlemini tanımlayan OF arasındaki dönüşüm matrisi, OF'nin x eksenini etrafında  $-90^\circ$  ve ardından oluşan yeni y eksenini etrafında ( $-90^\circ - \theta_{OOP}$ ) kadar döndürülerek elde edilebilir ve elde edilen dönüşüm matrisi aşağıda verilmektedir:

$$T_{r^{OF\_LOF}} = \begin{bmatrix} -\sin(\theta_{OOP}) & 0 & -\cos(\theta_{OOP}) \\ \cos(\theta_{OOP}) & 0 & -\sin(\theta_{OOP}) \\ 0 & -1 & 0 \end{bmatrix}. \quad (2.6)$$

Güneş eşzamanlı uydu yörüngesi için ECI ile OF arasındaki dönüşüm matrisi  $\Omega$  ve  $i$  parametrelerine bağlıdır. ECI ile OF arasındaki dönüşüm matrisi aşağıda verilmektedir:

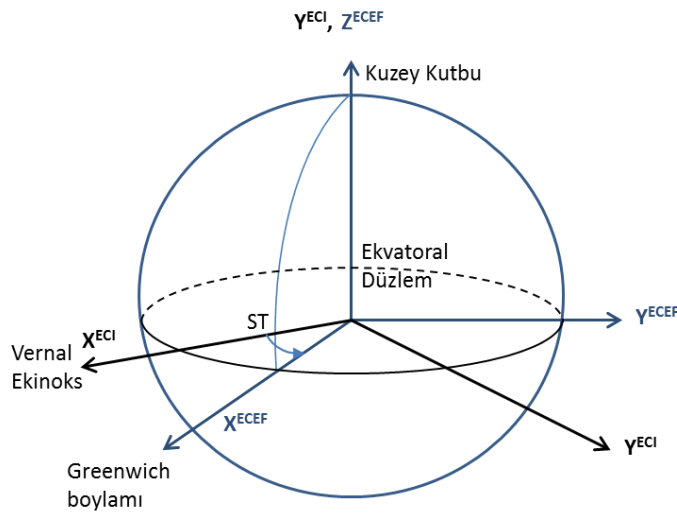
$$T_{r^{ECI\_OF}} = \begin{bmatrix} \cos(\Omega) & -\sin(\Omega) \cdot \cos(i) & \sin(\Omega) \cdot \sin(i) \\ \sin(\Omega) & \cos(\Omega) \cdot \cos(i) & -\cos(\Omega) \cdot \sin(i) \\ 0 & \sin(i) & \cos(i) \end{bmatrix}. \quad (2.7)$$

LOF ve EOPL arasındaki ilişki Şekil 2.5'te gösterilmektedir. Şekilde gösterildiği gibi, sıfır yalpa, yunuslama ve sapma açıları EOPL ile LOF çakışmıştır. EOPL ve LOF arasındaki dönüşüm matrisi denklem (2.2)'de verilmektedir.



**Şekil 2.5** : LOF ve EOPL arasındaki ilişki.

ECI ve ECEF arasındaki ilişki Şekil 2.6'da verilmektedir.



**Şekil 2.6** : ECI ve ECEF arasındaki ilişki.

Diğer eksen takımlarından ayrı olarak ECI ve ECEF arasındaki dönüşüm deneysel bilgilere dayanmaktadır. Uydunun görüş eksenini gibi ECI'de tanımlı bir vektörün yeryüzünde nereyi gördüğünün hesaplanması gibi konularda doğruluğundan emin olunması gereken en önemli dönüşümlerden birisi ECI ve ECEF arasındaki dönüşümdür. Bu dönüşüme dört temel etki bulunmaktadır. Bu etkiler aşağıda listelenmektedir [13].

- Dünya'nın presesyon (precession) hareketi.
- Dünya'nın nütasyon (nutaton) hareketi.
- Dünya'nın kutup ekseninin CIO'dan (*Conventional International Origin*) sapması.
- Dünya'nın kutup ekseninde dönme hareketi.

Tez çalışmasında, hesaplamaların hızlandırılması amacıyla nütasyon, presesyon ve kutup eksen sapmaları hesaba katılmamıştır. Bir başka deyişle basit bir  $Tr^{ECI\_ECEF}$  dönüşümü kullanılmıştır. Ancak ark saniye bazında hassasiyet gerektiren uygulamalarda, diğer etkenlerin de hesaplanması önem teşkil etmektedir. Böyle bir

durumda, IERS'nin (*International Earth Rotation and Reference Systems Service*) verdiği nütasyon parametreleri kullanılabilir. Nütasyon modeli ve parametrelerine [14] ve [15]'ten ulaşılabilir. Nütasyon parametreleri belirli aralıklarla yayınlanmakla beraber, [16]'da belirtilen yaklaşım kullanılarak iki yüzyıl boyunca parametre güncellemesi yapılmadan da 1 ark-saniyeden az hata ile dönüşüm yapılabilir.

İz sürücü ismi verilen algoritmanın doğruluğu ECI ve ECEF arasında kullanılan dönüşümün doğruluğundan bağımsızdır. İz sürücü algoritma mantığı değiştirilmeden, gerektiğinde daha hassas dönüşümler uygulanabilir ve diğer alt fonksiyonlar güncellenebilir. Bununla beraber, iz sürücü algoritma gerçek uydu görevlerinde kullanıldığında, basit  $Tr^{ECI\_ECEF}$  dönüşüme bağlı hatalar sebebiyle görüntüleme enlem ve boylam hataları (kaymaları), periyodik olarak yıldız zamanına (*Sidereal Time*) ve ekvatorial & ekliptik düzlemler arasındaki açığa uygulanabilecek ofsetler ile azaltılabilir.

Bu şartlar altında, ECI ve ECEF arasındaki dönüşüm matrisi aşağıdaki gibi tanımlanabilir:

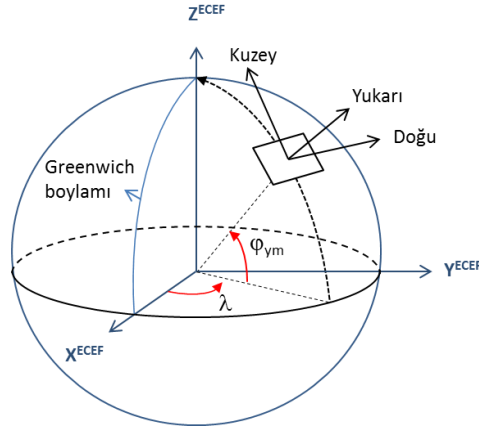
$$Tr^{ECI\_ECEF} = \begin{bmatrix} \cos(ST) & -\sin(ST) & 0 \\ \sin(ST) & \cos(ST) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}. \quad (2.8)$$

Denklem (2.8)'de yer alan ST ifadesi Greenwich ortalama yıldız zamanı, saat açısıdır (GMST: *Greenwich Mean Sidereal Time*, saat açısı) ve aşağıdaki gibi hesaplanmaktadır:

$$ST = ST_0 + \omega_e \cdot T_d. \quad (2.9)$$

ST değerinin hesaplanmasında kullanılan  $ST_0$  değeri 1 Ocak 2000 tarihinde saat 00:00:00'da Greenwich boylamı ile  $X^{ECI}$  arasındaki açıdır.  $T_d$  ise 1 Ocak 2000 saat 00:00:00'dan itibaren gelinen gün sayısıdır. " $\omega_e$ " ise Dünya'nın kendi eksenini etrafındaki dönüş hızıdır (ataletsel eksen takımına göre).

ENU (East-North-Up), uydu gibi bir objenin yeryüzünde bir noktaya göre koordinatlarının hesaplanması gerektiğinde kullanılan bir r.e.t.'dir. ECEF ve ENU arasındaki ilişki ise Şekil 2.7'de verilmektedir.



**Şekil 2.7 :** ENU ve ECEF arasındaki ilişki.

Şekil 2.7’de gösterilen  $\lambda$  açısı boylam açısıdır.  $\varphi_{ym}$  ise merkezi enlem açısıdır. Jeodezik enlem açısı ( $\varphi$ ) ise merkezi enlem açısı kullanılarak aşağıdaki gibi hesaplanabilir ([17], sayfa 23):

$$\varphi = \tan^{-1} \left( \frac{\tan(\varphi_{ym})}{(1-f)^2} \right). \quad (2.10)$$

WGS-84 elipsoidinin basıklığı  $f$  parametresi ile ifade edilmiş olup değeri  $f = (a - c) / a$  denklemi ile hesaplanabilir ([17], sayfa 8). Burada  $a = b$  ve  $c$  sırasıyla WGS-84 elipsoidinin büyük ve küçük yarı eksenleridir.

Bu durumda ECEF ile ENU arasındaki dönüşüm matrisi aşağıda verildiği gibi hesaplanabilir [18]:

$$T_{r^{ECEF\_ENU}} = \begin{bmatrix} -\sin(\lambda) & -\sin(\varphi) \cdot \cos(\lambda) & \cos(\varphi) \cdot \cos(\lambda) \\ \cos(\lambda) & -\sin(\varphi) \cdot \sin(\lambda) & \cos(\varphi) \cdot \sin(\lambda) \\ 0 & \cos(\varphi) & \sin(\varphi) \end{bmatrix}. \quad (2.11)$$

Son olarak, WGS-84 yüzeyinde jeodezik enlem açısına bağlı olarak yer noktası yarı-çapı aşağıdaki denklem kullanılarak hesaplanabilir [19]:

$$\|r\| = \sqrt{\frac{((a)^2 \cdot \cos \varphi)^2 + ((c)^2 \cdot \sin \varphi)^2}{((a) \cdot \cos \varphi)^2 + ((c) \cdot \sin \varphi)^2}}. \quad (2.12)$$

## 2.2. Arazi Yüksekliklerinin Hesaplara Katılması

Hedeflenen görüntünün doğru bir şekilde algılanabilmesi için, hedef görüntünün enlem ve boylam bilgisinin yanında, WGS-84 veya başka bir referans elipsoide göre yükseklik bilgisi de önem taşımaktadır.

Yükseklik bilgisi kullanılmadığı takdirde, yeryüzü yüksekliğinin WGS-84’ten sapması sebebiyle uydu görüş eksenini yeryüzündeki görelî hızı ve yeri değiştirecektir. Bu etki,



görüntü tarama yönündeki YÖM değerini de olumsuz yönde etkileyecektir (analiz sonuçlarına göre bu etki küçüktür).

Bununla beraber, istenen süpürme hızına göre yer izinin ilerletilmesinde hatalar oluşacak ve buna bağlı olarak da yönelim profili hatalı hesaplanacaktır.

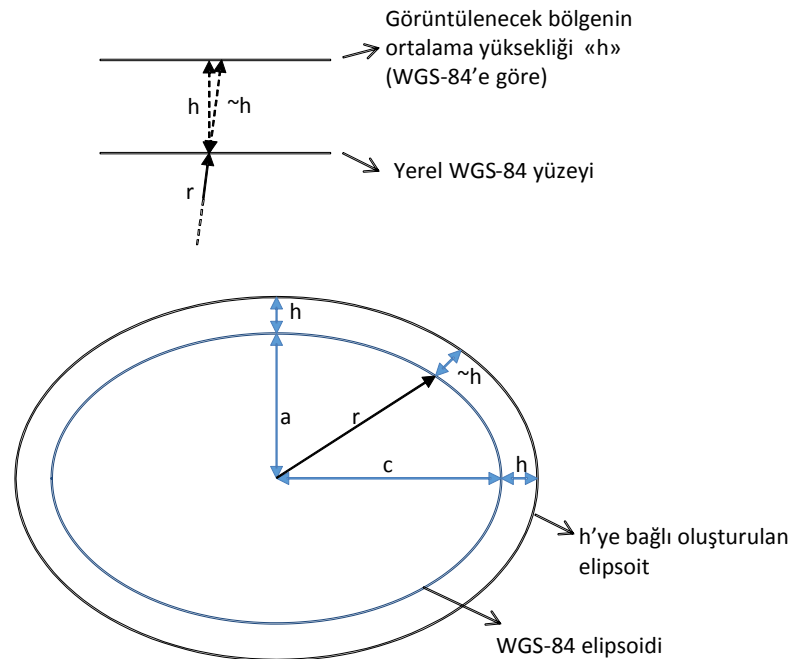
Görüntüleme aktivitesi sırasında oluşabilecek bu hataların haricinde, iz sürücü algoritmanın başlangıç değerlerinin hesaplanmasında kullanılan randevu algoritması da hatalı tarih veya yalpa açısı değerlerini hesaplayabilir (özellikle yüksek yunuslama açılı uygulamalarda). Bu durum da istenen görüntüde kaymaya sebebiyet verecektir (analiz sonuçlarına göre bu etki büyüktür).

Yükseklik bilgisinin hesaba katılması, iz sürme ve başlangıç değer bulma tekniklerinin başarımını artıracaktır.

Temel olarak aşağıda listelenen üç işlem içine yükseklik bilgisi katılmalıdır.

- Görüş ekseninin yeryüzünü kestiği noktanın hesaplanmasında,
- GA (*Great Arc*) veya Loksodrom hattına göre yeryüzünde mesafenin hesaplanmasında,
- Yer noktasının Dünya merkezine uzaklığının hesaplanmasında.

Yükseklik bilgisinin hesaplara katılmasında kullanılan yöntem; WGS-84 elipsoidinin büyük ve küçük yarı eksenlerine yükseklik değerinin eklenmesiyle, WGS-84 elipsoidi ile aynı basıklığa sahip ancak daha dar / geniş yeni bir elipsoit elde etme ilkesine dayanmaktadır. Yöntem, Şekil 2.8'de grafiksel olarak gösterilmektedir.

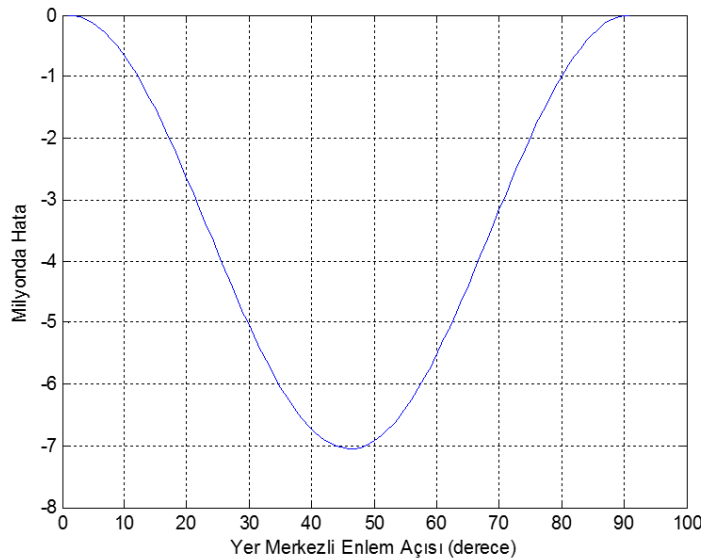


**Şekil 2.8 :** Yüksekliğe bağlı oluşturulan elipsoit modeli.

Görüş ekseninin yeryüzünü kestiği noktanın hesaplanmasında ve GA veya Loksodrom hattına göre yeryüzünde mesafenin hesaplanmasında kullanılan büyük ve küçük yarı eksenleri, Şekil 2.8’de gösterilen yüksekliğe bağlı yeni oluşturulan elipsoit parametreleri ile değiştirilir. Bu durumda,  $a = a + h$  ve  $c = c + h$  olur. İstlenen yer noktasındaki  $r$  vektörünün boyu ise, denklem (2.12)’de  $a$  yerine  $a + h$  ve  $c$  yerine  $c + h$  yerleştirilerek hesaplanabilir:

$$\|r\| = \sqrt{\frac{((a + h)^2 \cdot \cos \varphi)^2 + ((c + h)^2 \cdot \sin \varphi)^2}{((a + h) \cdot \cos \varphi)^2 + ((c + h) \cdot \sin \varphi)^2}} \quad (2.13)$$

Hesaplamalardaki kolaylığın yanında yöntemin getirdiği hata ise kabul edilebilir değerlerdedir. Merkezi enlem açısı ile jeodezik enlem açısı arasındaki fark nedeniyle en büyük hata,  $45^\circ$  enlem açısında meydana gelmektedir ve değeri milyonda 7 mertebesindedir. Yöntemin getirdiği, enlem açısına bağlı oluşan hata değerleri Şekil 2.9’da gösterilmektedir (milyonda hata olarak). Şekil 2.9’daki grafikte, enlem açısı ve  $h$  değerlerine bağlı olarak denklem (2.13) kullanılarak elde edilen  $r$  değeri ile  $r + h$  değerinin farkları kullanılmıştır. Örneğin, WGS-84’e göre 800 metre ortalama yüksekliğe sahip bir bölgedeki  $(r + h)$  boyu 5.6 mm hata ile hesaplanabilmektedir ( $h$  ile  $\sim h$  arasındaki farktır). Hata oranı yükseklikten çok enlem açısına bağlıdır ( $h = 5$  km için de Şekil 2.9’da verilen milyonda 7’lik maksimum hata oranı geçerlidir).

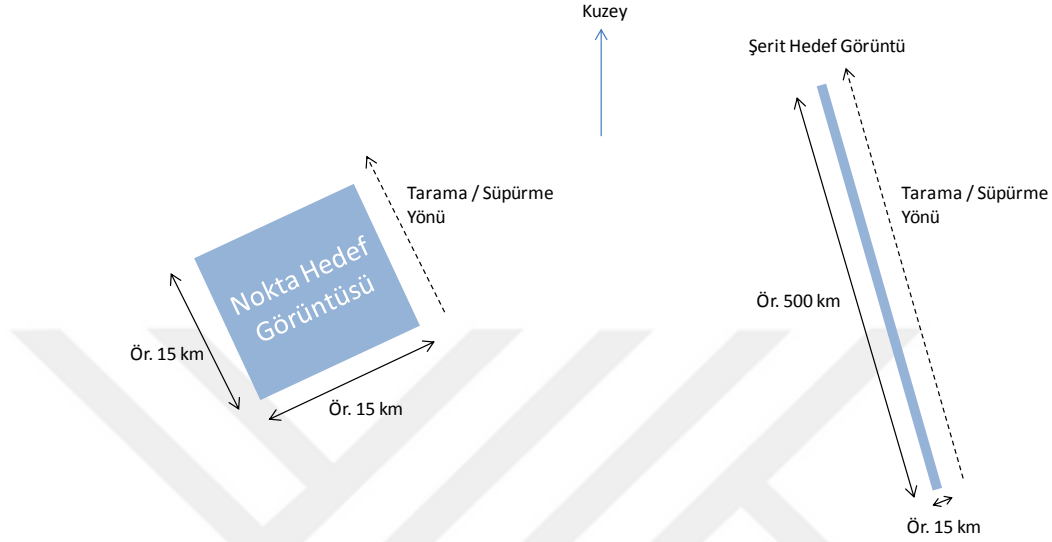


**Şekil 2.9 :** Yüksekliğe bağlı elipsoit oluşturma yönteminin getirdiği hata.

### 2.3. Görüntüye İlişkin Tanımlamalar

Günümüzde kullanılan farklı tiplerde görüntüleme ekipmanları bulunmaktadır (SAR, EOPL gibi). Bu ekipmanların görüntüleme teknikleri birbirinden farklı olabilmektedir. Örneğin EOPL için kamera görüntüleme tekniği “push-broom” ise, görüş eksenini

İstenen görüntü üzerinde uygun hızda kaydırılarak (süpürülerek) görüntü algılaması gerçekleştirilebilir. Yeryüzünde ise görüntülenecek hedef bölge Şekil 2.10'da gösterilen örnek nokta ve şerit hedefler olabilir (soldaki şekil nokta hedef, diğeri ise şerit hedeftir). Şekildeki boyutlar örnek olarak verilmiştir ve hedefin uydudan olan uzaklığına bağlı olarak değişken olabilmektedir.



**Şekil 2.10** : Nokta ve şerit hedefler.

Şerit hedefin bir boyu, nokta hedefin boyundan daha uzundur. "Push-broom" tekniği kullanılacak ise bu iki hedefin birbirinden tek farkı şerit görüntünün birçok nokta hedeften oluşması, bir başka deyişle görüntülemenin daha uzun sürmesidir. Şekil 2.10'da verilen örnekte nokta hedef görüntüsü 3 saniyede algılanıyorsa, şerit hedef görüntüsü 100 saniyede ( $500 \times 3 / 15$ ) algılanacaktır. Nokta hedef, temel görüntü boyutu olarak düşünülebilir. Ancak şerit görüntü nokta hedef boyutunun tam katları olmak zorunda değildir. Şerit görüntünün boyu algılama süresiyle ilintilidir.

Bu şekilde, uydu kaynakları izin verdiği müddetçe ve coğrafi kısıtlar elverdiği (uydu görüş ekseninin hedefi gördüğü) sürece push-broom kamera ile istenen uzunlukta görüntüleme gerçekleştirilebilecektir (görüntü kalitesi yönünden kısıtlar da hesaba katılmalıdır, Bölüm 5.2.4'te bu konuya ilişkin analiz sonuçları verilmektedir).

Push-broom kamera ekipmanı ile elektro-optik görüntülemeye uygulamaya yönelik görüntü tiplerinden diğeri ikisi ise geniş alan ve stereo görüntülemedir. Geniş alan ve stereo görüntülemeye ilişkin örnek gösterimler Şekil 2.11'de verilmektedir.

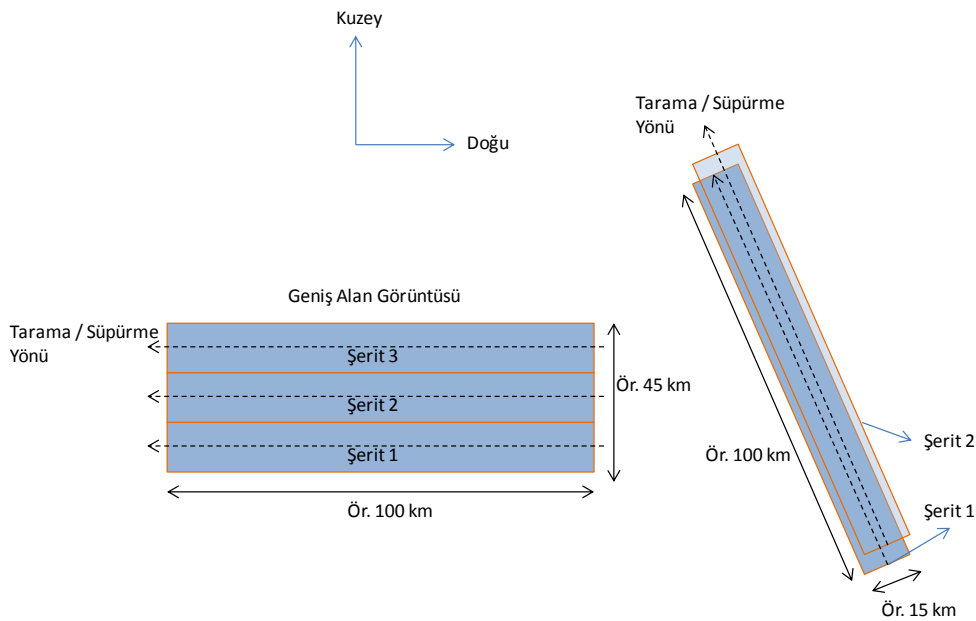
Geniş alan görüntü, görüntü alanının iki kenar uzunluğunun da uydu iz genişliğinde büyük olduğu görüntülerdir. Bu tip görüntüler, uydunun yönelim kıvraklığı kabiliyetine bağlı olarak uydunun tek bir yörünge turunda algılanabileceği gibi, birden fazla geçişte de algılanabilir (örneğin her bir geçişte bir şerit algılama gerçekleştirilerek). Stereo

algılama ise, aynı şerit (veya nokta) hedefin birbirine zıt iki farklı ayakucu uydu yönelim açısıyla algılanması ile elde edilebilen görüntülerdir. Ancak en nihayetinde geniş alan görüntüleri ve stereo görüntüleri oluşturan ana görüntüler şerit (veya nokta) görüntülerdir.

Şekil 2.11'de betimlenen geniş alan görüntüsü için süpürme yönü örnek olarak Doğu'dan Batı'ya doğru gösterilmiştir. Uydunun yönelim kabiliyetine ve elektro-optik ekipmanının kabiliyetine bağlı olarak ilk şerit tarandıktan sonra ikinci şeridin başına dönülmeden, ikinci şeridin sonundan Doğu yönünde süpürmeye devam edilebilir. Son şerit görüntüleme de yine Doğu'dan Batı yönüne doğru taranabilir. Bu tamamen uydunun yönelim ve ekipmanın kabiliyeti ile ilgilidir. Stereo görüntüleme tarama yönü için de aynı mantık geçerlidir.

Geniş alan görüntüleme sırasında, uydu tarafında oluşabilecek hatalar sebebiyle algılanan şeritler arasında boşluk kalmaması için şerit görüntüler kısmen üst üste bindirilmesi (kısmen çakıştırılması) gerekebilir. Çakıştırma sebebiyle geniş alan görüntüsünün genişliği azalacaktır. Şeritler arasında boşluk kalmaması ve çakışmanın minimumda tutulması için özellikle yönelim hassasiyetinin ve yörünge belirleme hatalarının küçük tutulması önem teşkil etmektedir. Yönelim hassasiyetinin ve yörünge belirleme hatalarının etkisine yönelik gerçekleştirilen analizler sırasıyla Bölüm 5.2.2'de ve 5.2.3'de verilmektedir.

Stereo algılamada ise geniş alan görüntünün aksine, iki şerit görüntünün üst üste bindirilmesi gerekmektedir. Bunun için görev doğru zamanda, doğru konumda ve doğru yönelimde algılamanın başlatılması önem kazanmaktadır.



**Şekil 2.11** : Geniş alan ve stereo görüntüleme.

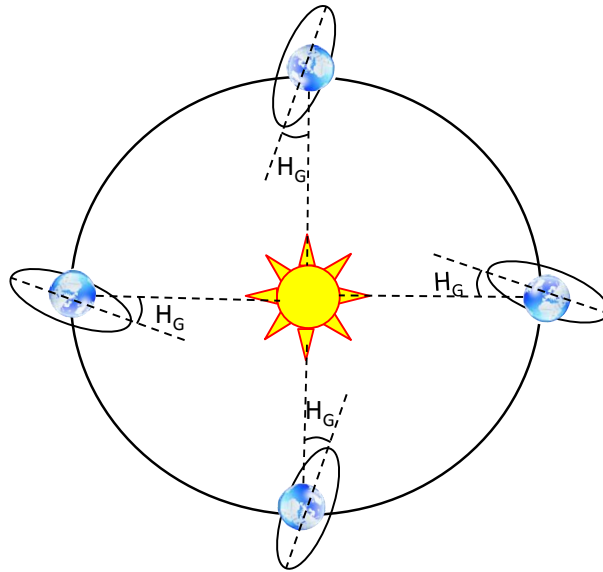
Nokta ve şerit hedefler istenen tarama yönünde veya uydu yer izine paralel olarak algılanabilir.

## 2.4. Kullanılan Yörünge İlerletici Ve Parametrelerinin Tanımlanması

Bu bölümde, tez çalışmasında gerçekleştirilen analizlerde kullanılan yörünge ilerleticinin ve parametrelerinin tanımı ve gerekçelendirilmesi yapılmaktadır. Gerekçelendirme yapılırken, kapsama gibi bir yer gözlem uydusunda kullanılabilecek gereksinimler ile de bağlantı kurulmaya çalışılmıştır. Tez çalışmasında yer alan analizler, çeşitli irtifalarda ve yükseliş düğümü saat açısındaki yörüngeler için gerçekleştirilmiştir. Ancak yörünge parametrelerinin oluşturulmasında bu bölümde ele alınan metotlar ve yörünge ilerletici kullanılmıştır.

### 2.4.1. Güneş eşzamanlı yörünge

EO görev yükü ile yer gözlem uydularında sıklıkla kullanılan yörünge tipi, Güneş ile eşzamanlı (GEZ) ve alçak irtifalı yörüngelerdir [20]. Alçak yörünge olmasının nedeni, EO kamera ekipmanının yeryüzüne yaklaşmasıyla elde edilebilecek YÖM değerinin azalmasıdır (çözünürlüğün iyileşmesi). GEZ yörüngesinin en önemli avantajı ise yörünge düzlemi ile Güneş vektörü arasındaki açının ( $H_G$ ) sabit kalması sebebiyle uydunun yeryüzünde hep aynı yerel saatte geçmesidir (bkz. Şekil 2.12). Bu durum, uydunun aynı bölgeden algıladığı görüntülerdeki aydınlanma miktarının aynı veya benzer olmasını sağlar [20].



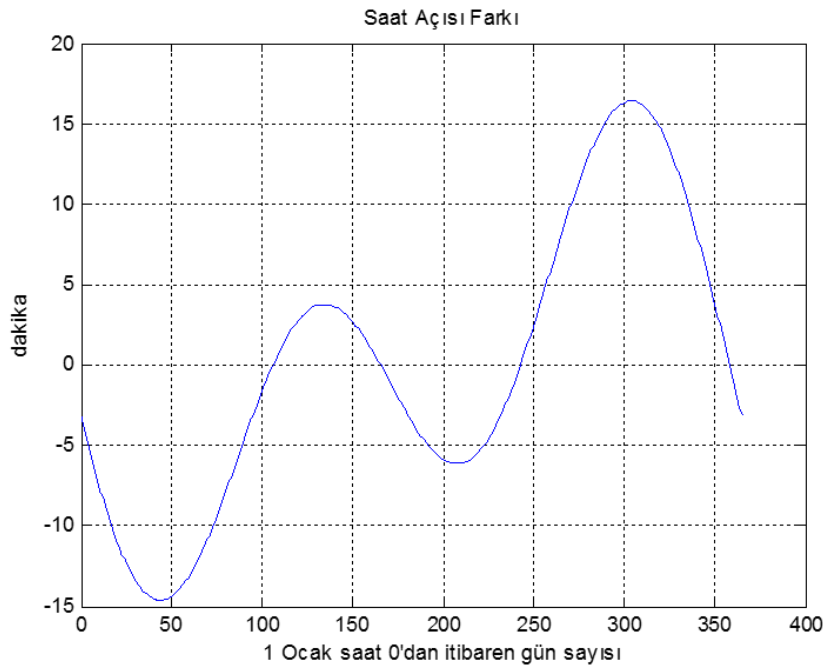
Şekil 2.12 : GEZ yörünge.

Ancak, Dünya'nın Güneş etrafındaki yörüngesinin tam dairesel olmaması sebebiyle bir miktar fark olacaktır. Bu fark, denklem (2.14)'te verilen zaman denklemi (*equation*

of time, EoT) ile yaklaşık olarak saniye biriminde ifade edilebilir ([21], sayfa 33) (işareti negatif olarak kabul edilmiştir [22]):

$$EoT = -[460\sin(n_s t) - 592\sin(2(w_s + n_s t))]. \quad (2.14)$$

Denklemden yer alan “ $n_s$ ”, Dünya'nın bir günde Güneş etrafındaki ortalama dönüş açısıdır ( $\sim 0.9856^\circ$ ). “ $t$ ” ise 2 Ocak'tan itibaren geçen gün sayısıdır. “ $w_s$ ” ise Dünya'nın periapsis (perihelion) açısıdır ( $\sim 280^\circ$ , [21], sayfa 33). Bu durumda,  $H_G$  ortalama saat açısıdır ve gerçek saat açısından farkı yaklaşık olarak EoT kadardır (bkz. Şekil 2.13).



**Şekil 2.13** : Bir yıllık saat açısı değişimi.

Bir uydunun yörüngesinin Güneş ile eşzamanlı (yaklaşık) olabilmesi için aşağıdaki koşulun sağlanabilmesi gerekmektedir [20]:

$$\dot{\Omega} = -\frac{3}{2}J_2 \left( \frac{r_{eq}}{a_y(1-e^2)} \right)^2 n_k \cos(i). \quad (2.15)$$

$J_2$ , Dünya'nın ikinci bölgesel (zonal) harmonik katsayısıdır. “ $n_k$ ” ise uydunun ortalama açısal hızıdır ve aşağıdaki gibi ifade edilebilir ( $\mu$ : Dünya'nın standart gravitasyonel parametresidir):

$$n_k = \sqrt{\frac{\mu}{a_y^3}}. \quad (2.16)$$

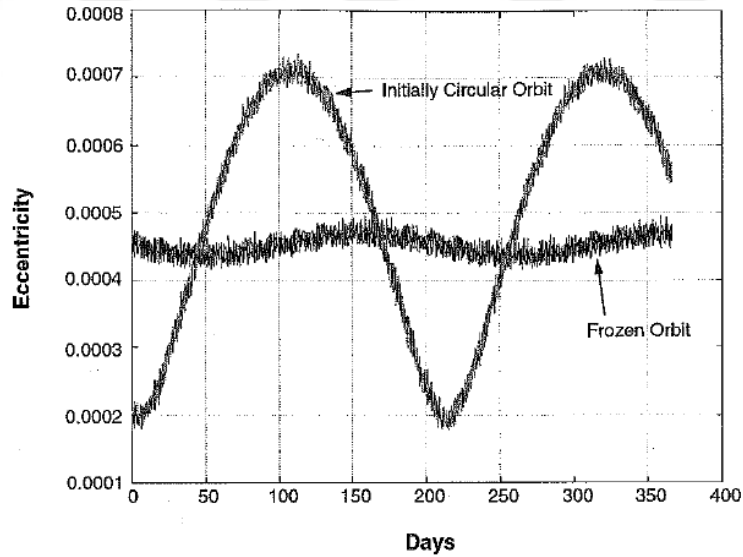
Uydunun yarı asal eksen boyu ve eksantrisite değeri kullanılarak GEZ yörünge için eğim açısı ( $i$ , *inclination*) hesaplanabilir. Ancak,  $J_2$ 'nin yarı asal eksen boyu üzerindeki etkisi sebebiyle yukarıdaki denklem ile elde edilen eğim açısı yaklaşık bir değerdir

[23]. Hesaplanan eğim açısının doğruluğunu artırmak için iteratif yöntem kullanılabilir. İlk iterasyonda hesaplanan eğim açısı kullanılarak,  $J_2$  bozuntusu etkisi altındaki yeni ortalama açısal hız değeri denklem (2.17)'teki gibi hesaplanabilir [24]. Eğim açısında belirli bir tolerans değerine kadar bu işlem devam ettirilerek doğru eğim açısı hesaplanabilmektedir. [25]'te eğim açısının iteratif yöntem ile elde edilmesine ilişkin bir algoritma verilmektedir:

$$n_{k+1} = n_k \left( 1 + \frac{3}{2} J_2 \left( \frac{r_{eq}}{a_y (1-e^2)} \right)^2 \sqrt{1-e^2} \left( 1 - \frac{3}{2} \sin^2(i) \right) \right). \quad (2.17)$$

#### 2.4.2. Durağan yörünge kavramı

Yer gözlem uydularının yörünge parametrelerinin seçiminde GEZ koşulunun yanında, bölgesel harmoniklerin yörünge parametreleri (eksantrisite ve yerberi argümanı) üzerindeki bozucu etkisinin minimize edilmesi de göz önünde bulundurulmaktadır (yakıt tüketiminin azaltılması amacıyla ([8], sayfa 180-183)). Bu konseptte “*frozen orbit*” adı verilmektedir ([26], [8]). Tez çalışmasında “*frozen orbit*” yerine “durağan yörünge” ifadesi kullanılmaktadır. Şekil 2.14'te, durağan ve durağan olmayan iki yörüngede eksantrisite değişiminin karşılaştırması verilmektedir.



**Şekil 2.14** : Durağan ve durağan olmayan yörüngelerde “e” değişimi [27].

[26]'da (sayfa 260) verilen eksantrisite ve yerberi argümanına ilişkin ortalama varyasyonel oran denklemlerinde yerberi argümanı 90 dereceye eşitlendiğinde ve dairesel yakın yörünge varsayımıyla durağan yörünge için eksantrisite değeri aşağıdaki gibi hesaplanabilmektedir [26]:

$$e \approx -\frac{J_3}{2J_2} \left( \frac{r_{eq}}{a_y} \right) \sin(i). \quad (2.18)$$

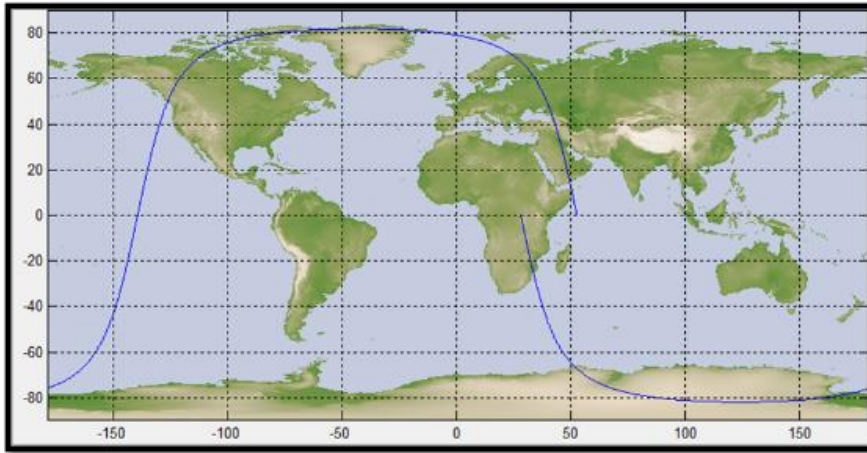
Dikkat edilmelidir ki, yerberi argümanının 90 derece olması, Kuzey yarım kürede enlem açısına bağlı irtifa değerinin hem simetrik hem de minimum olmasını sağlar. Denklem (2.18)'de yer alan  $J_3$ , Dünya'nın üçüncü bölgesel harmonik katsayısıdır. Durağan yörünge için eksantrisitenin daha hassas belirlenmesi için, daha üst seviyede harmoniklerin de hesaba katılması uygun olacaktır [28]. Durağan yörünge için eksantrisite değerinin hesaplanmasında  $J_{12}$ 'ye kadar harmoniklerin kullanılması durumunda, eğim açısına bağlı eksantrisite değerleri ve bu değerlerin,  $J_3$ 'e kadar harmoniklerin kullanılmasıyla elde edilen eksantrisite değerleri ile karşılaştırılması [26]'da, sayfa 262'de verilmektedir. Tez çalışmasında kullanılan eksantrisite değerinin hesaplanmasında ise denklem (2.18) kullanılmıştır.

### 2.4.3. Tam tekrarlı yörünge kavramı

Yer gözlem uydularının yörünge parametrelerinin hesaplanmasında kullanılan bir kavram da "tam tekrarlı yörünge" (TTY) kavramıdır (*exact repeat orbit*) [20].

TTY, belirli sayıda gün (tam gün) geçtikten sonra, uydu yer izinin tekrar etmesi ilkesine dayanmaktadır. Böylelikle, belirli periyodlar ile belirli bir hedefin aynı görüntüleme açısıyla görüntülenebilmesine olanak sağlanmış olur. Ancak bu durum seçilebilir irtifa değerlerini kısıtlamaktadır [8] (sayfa 182).

Yer izinin tekrar periyodu hesaplanırken, uydunun düğüm noktasından geçişleri göz önünde bulundurulur (*nodal period*). Şekil 2.15'te  $\sim 98^\circ$  eğim açısındaki uydunun bir düğüm periyodunda yer izinin hareketi betimlenmektedir.



Şekil 2.15 : Uydunun bir düğüm periyodunda hareketi.

Uydunun yerküre etrafında dönüşü sırasında, ardışık iki yer izi arasındaki mesafe, herhangi bir enlem açısında aşağıdaki gibi hesaplanabilir [20]:

$$Fl_{en} = 2\pi a_{en} \frac{D}{R} \quad (2.19)$$

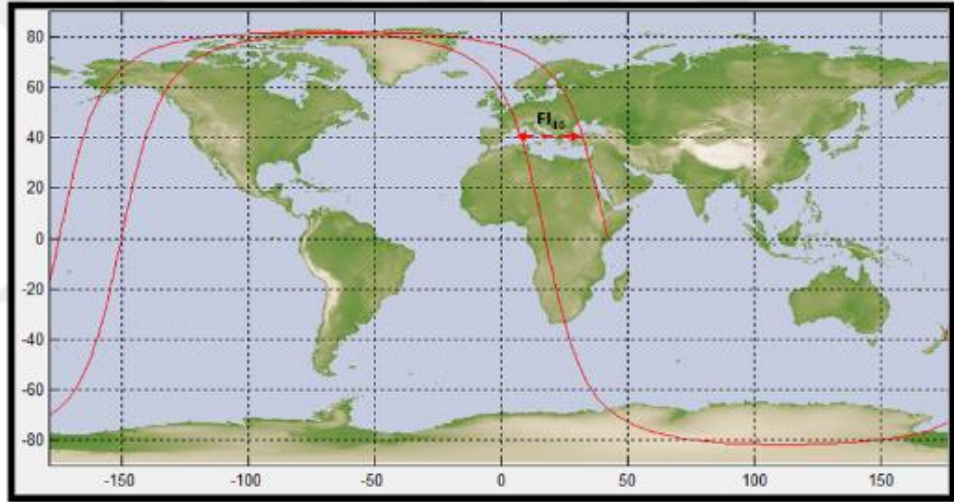


Denklem (2.19)'da yer alan  $D$ , tam gün sayısını temsil etmektedir (tam sayı).  $R$  ise uydunun düğüm noktasından  $D$  gün içindeki geçiş adedini temsil etmektedir (tam sayı). Dolayısıyla gün biriminde uydunun düğüm periyodu  $D / R$ 'dir. " $a_{en}$ " ise istenen enlem dairesinin yarıçapıdır (örneğin WGS-84'e göre  $40^\circ$  enlem açısı için 4893 km'dir).

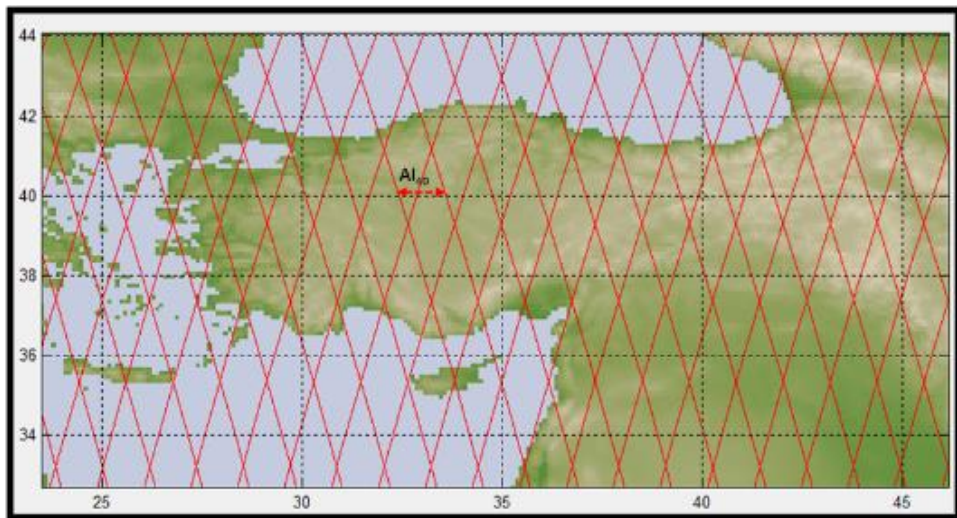
$D$  adet gün içinde uydu yer izi  $R$  defa tur atmakta ve  $D$  günün sonunda aynı yer izini tekrarlamaya başlayacaktır. Dolayısıyla uydu  $D$  günün sonunda kapsayabileceği tüm yeryüzünü kapsamıştır.  $D$  günün sonunda yan yana iki yer izi hattı arasındaki mesafe ise, enlem açısına bağlı olarak aşağıdaki gibi hesaplanabilir [20]:

$$Al_{en} = \frac{2\pi a_{en}}{R}. \quad (2.20)$$

$Fl_{en}$  ve  $Al_{en}$   $40^\circ$  enlem açısında Şekil 2.16 ve Şekil 2.17'de betimlenmektedir.



**Şekil 2.16** : Zamana göre ardışık iki yer izi arasındaki mesafe.



**Şekil 2.17** : Tam kapsama sonrasında ardışık iki yer izi arasındaki mesafe.

R ve D değerleri bilinen bir yörüngede,  $J_2$  etkisi altında yarı-asal eksen boyu ( $a_y$ ) iteratif olarak aşağıdaki gibi hesaplanabilir (s:  $0.9856 \cdot \pi/180$ ) [24]:

$$a_{k+1} = \mu^{1/3} \left( \frac{R}{D} (n_S + 2\pi) \right)^{-\frac{2}{3}} \left( 1 + \frac{3}{2} J_2 \left( \frac{r_{eq}}{a_k} \right)^2 \left( 1 - \frac{3}{2} \sin^2(i) \right) \right)^{\frac{2}{3}} \quad (2.21)$$

$$\left( 1 + J_2 \left( \frac{r_{eq}}{a_k} \right)^2 \left( \frac{3}{2} \left( \frac{R}{D} \right) \cos(i) - \frac{3}{4} (5 \cos^2(i) - 1) \right) \right)^{2/3} .$$

Başlangıç değer olarak ise düğüm periyodu kullanılabilir:

$$a_0 = \mu^{1/3} \left( \frac{R}{D} (n_S + 2\pi) \right)^{-2/3} . \quad (2.22)$$

#### 2.4.4. Gereksinimler ve referans yörünge parametrelerinin belirlenmesi

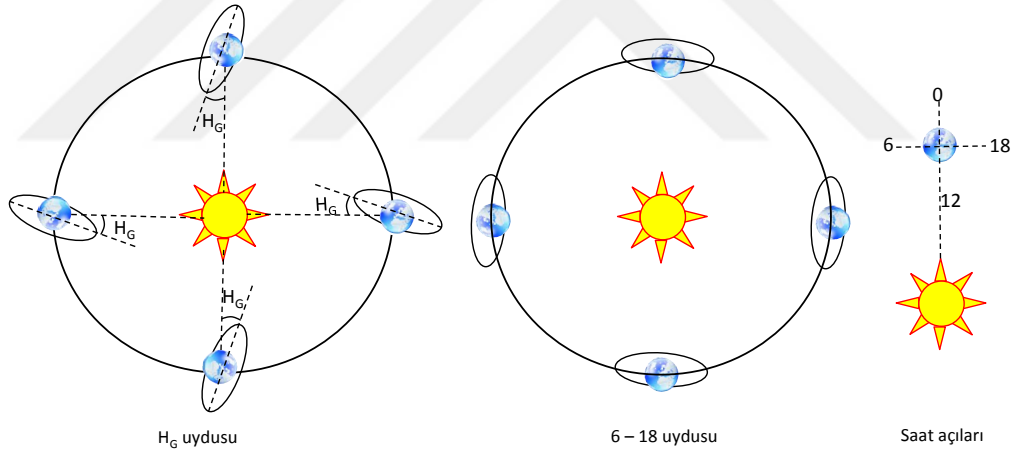
Uydunun referans yörünge parametreleri belirlenirken göreve ilişkin gereksinimler göz önünde bulundurulmalıdır. Yer gözlem uydularında görev gereksinimlerinin etkilediği yörünge parametreleri [8]'te sayfa 181'de özetle verilmektedir. Tez çalışmasında kullanılan yörünge parametrelerinin seçiminde ise kapsama ve YÖM gereksinimleri göz önünde bulundurulmuştur. Tez çalışmasında kullanılan yörünge parametreleri tam tekrarlı – durağan – GEZ yörünge olacak şekilde belirlenmiştir.

Hemen hemen tüm görev gereksinimlerinin irtifa seçimi üzerinde etkisi bulunmaktadır. Tez çalışmasında seçilen yaklaşık irtifa değeri aksi belirtilmediği sürece 700 km'dir ve literatürde yer alan EO yer gözlem uyduları ile benzeyecek şekilde seçilmiştir (örneğin Göktürk-2 uydusu [29]).

Yer gözlem uydularında sıklıkla kullanılan GEZ yörüngeler kutupsala yakın yörüngeler olması sebebiyle, küresel kapsama avantajına sahip olunur. Örneğin ~700 km irtifada ~98° eğim açısına sahip bir yörünge ile ~±86° enlem açısına kadar bir alan ayakucu yönelimden ±30° sapmayla gözlemlenebilmektedir. Ancak küresel kapsamanın yanında, uydu yer izinin yeryüzünü ne kadar sık aralıklarla sardığı da önemli bir kapsama gereksinimidir (bkz. Şekil 2.17). Ne kadar sık aralıklarla sarılıyorsa, hedef bölge o kadar küçük yönelim açısıyla gözlemlenebilme imkanı oluşur (yönelim açısı düştükçe YÖM değeri düşer (çözünürlük iyileşir)). Uydu yer izinin eşit aralıklarla Dünya'yı sarması tam tekrarlı yörünge kavramı ile sağlanabilmektedir.

Tez çalışmasında, Türkiye'nin bulunduğu enlem açısında tam kapsama sonrasındaki ardışık iki yer izi arasındaki mesafenin  $100 \pm 10$  km olmasına yönelik bir gereksinim kullanılmıştır. Gereksinim kabul edilirken ±10 km fazladan pay konulmasının sebebi, tam tekrarlı yörünge, tam 100 km'ye olanak verememe ihtimalinin olmasıdır.

Yer gözlem uydularında uydu yükseliş düğümü yerel saat açısı parametresi (LTAN: *Local Time Ascending Node (Yükseliş Düğümü Yerel Saati)*) ve ona bağlı Kepler parametresi RAAN ( $\Omega$ ) ile ilgili çeşitli gereksinimler yazılabilir. Örneğin optik uydular için bulutsuz gözlem koşulları önemli bir faktördür. Bulut oluşumları çoğunlukla günün ikinci yarısında (yerel saate göre) oluşmaktadır [30]. SAR ve EO uydularında bir başka gereksinim ise aydınlanma açısıdır. SAR uydularında bulut engeli bulunmasa da (bkz. [31]), gözlemlenecek maddenin hangi yerel saatte gözlemlenmesinin gerektiği önemli bir parametre olabilmektedir. Bununla birlikte, uydunun Dünya'nın karanlık tarafında kalma süresinin minimize edilmesi de göz önünde bulundurulmalıdır. Örneğin Avustralya'nın Garada Projesinde LTAN saat açısı biriminde 6 (*down – dusk* yörünge) olarak belirlenmiştir ki bu saat açısı toprak neminin en iyi şekilde izlenmesinde genel olarak kabul edilmiş bir değerdir ve bu yörünge uydunun karanlıkta kalma süresini kısaltması sebebiyle de SAR uyduları tarafından tercih edilebilir bir değerdir [32]. EO uydularında ise hedef bölge üzerine yeterli ışık miktarının düşmesi gerektiği için LTAN saat 12'ye daha yakın (örneğin 10 – 12 arası) tutulmalıdır. Saat açısının grafiksel gösterimi Şekil 2.18'de verilmektedir.



**Şekil 2.18** : Farklı saat açılarına sahip GEZ yörüngeler.

Tez çalışmasında EO uydu için LTAN değeri için  $H_G = 10:30$  (sabah 10.5) kullanılmıştır. LTAN değerine bağlı olarak RAAN değeri ise  $J2000_{0h}$  referansına göre (1 Ocak 2000, 00:00:00) başlangıç değeri denklem (2.23)'deki gibi derece biriminde yaklaşık olarak hesaplanabilir ( $J2000_{12h}$  referansı kullanılacaksa (1 Ocak 2000, 12:00:00) denklem (2.24) kullanılabilir):

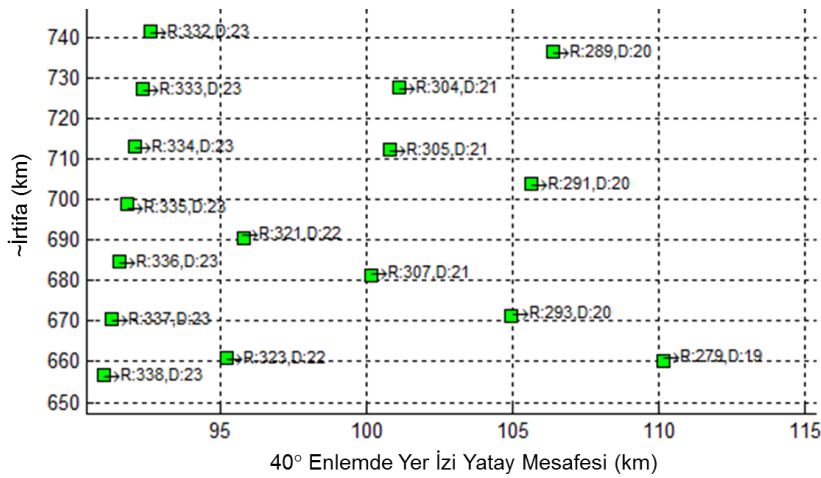
$$\Omega_0 = \lambda_{12h} - \frac{n_S}{2} + H_G \frac{360}{24}, \quad (2.23)$$

$$\Omega_0 = \lambda_{12h} + H_G \frac{360}{24}. \quad (2.24)$$

Yukarıda verilen şartlara ve kavramlara göre, örneğin yaklaşık 700 km irtifada tam tekrarlı – durağan – GEZ yörünge için yörünge parametreleri aşağıda maddeler halinde sunulan yöntem ile belirlenebilir.

- ❑ Her irtifa değeri için  $Al_{40}$  mesafesi için ( $40^\circ$  enlem açısı örnek olarak alınmıştır ve bu çalışmada 90 – 110 km arasındadır) R değeri denklem (2.20) kullanılarak hesaplanır (tam değere yuvarlama yapılarak).
- ❑ D değerleri ise,  $D = T \cdot R / 86400$  ile hesaplanabilir (Tam sayı olması gerektiğinden D için yuvarlama yapılır). T düğüm periyodudur. Ancak henüz D değeri hesaplanmadığından düğüm periyodu yerine yaklaşık irtifa kullanılarak elde edilen Kepler periyodu kullanılabilir. Bu yöntem ile dejenere yörüngeler de bulunabilir (örneğin [R:322, D:20] dejenere olduğu için [R:161, D:10] yörüngesi ile aynı yörüngeyi verir). Dolayısıyla R ve D için en büyük ortak bölen testi yapılır ve dejenere olan yörünge elenir.
- ❑ Her bir R, D değerine karşılık  $a_y$  ve  $i$  değerleri ise (2.15), (2.17) ve (2.21) numaralı denklemlerin iteratif çözümüyle elde edilir.
- ❑ AI (Adjacent interval) mesafesini ve yaklaşık irtifa değerini en iyi şekilde sağlayan R ve D değeri seçilir. Seçime karşılık gelen  $a_y$  ve  $i$  değerleri sırasıyla yarı-asal eksen boyunu ve eğim açısını verir.
- ❑ Durağan yörünge için ( $J_3$ 'e kadar) gerekli eksantrisite ( $e$ ) değeri denklem (2.18) kullanılarak elde edilir (yerberi argümanı  $\omega = 90^\circ$  kabul edilerek).
- ❑ Son olarak  $\Omega_0$  başlangıç şartı denklem (2.23) kullanılarak elde edilir.

90 ile 110 km arasındaki 1 km adımlarla  $Al_{40}$  mesafesi için elde edilen R, D ve irtifa değerleri Şekil 2.19'da verilmektedir.



**Şekil 2.19** : Gereksinimlere göre kullanılacak R ve D değerleri.

100 km gereksinimini tam karşılama ve irtifa değeri olarak da makul olması sebebiyle Şekil 2.19'da yer alan R ve D değerleri arasında R: 307 tur ve D: 21 gün

değerleri seçilmiştir. Bu değerlere göre elde edilen yörünge parametreleri (Kepler parametreleri) Çizelge 2.2'de listelendiği gibidir (ortalama değerlerdir). Uydunun yörüngedeki konumu ise fırlatma zamanıyla ilgilidir ve tez çalışmasında kullanılan farklı irtifalardaki yörüngeler için başlangıç değeri olarak (J2000<sub>0h</sub>'ye göre) 0° kabul edilmiştir (ortalama anomali açısı olarak).

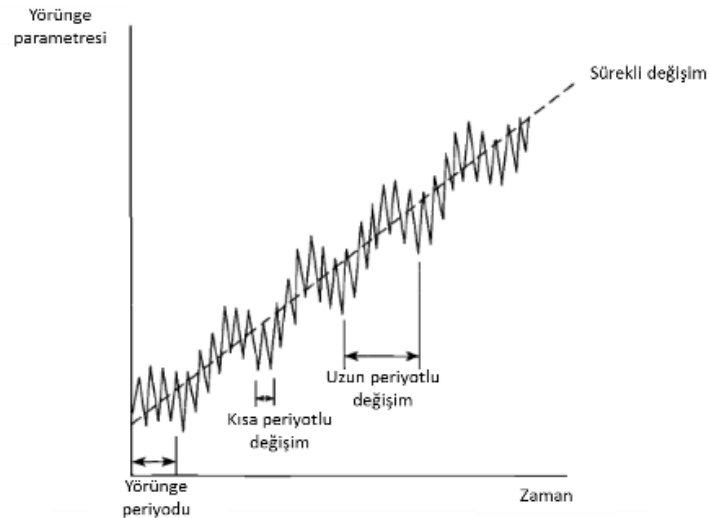
**Çizelge 2.2 :** Kullanılan Kepler parametreleri.

Kepler Parametresi	Değer
$a_y$	7059.4 km
$e$	0.001
$i$	98.1°
$\Omega_0$	257.5°
$\omega$	90°
$M_0$	0°

#### 2.4.5. Yörünge İlerletici

Uydunun Kepler yörüngesini bozan birçok bozuntu etkeni bulunmaktadır. Yörüngeyi etkileyen bozuntu etkenlerinden başlıca olanların etkileri [8]'te verilmektedir. Bu bozuntuların uydu üzerindeki etkilerinin karakteri birbirinden farklı olmaktadır. Örneğin sürtünme kuvveti uydunun  $a_y$  değerinde sürekli bir düşüşe sebep olmaktadır. Oysa  $J_2$  bozuntusu  $a_y$  parametresinde değil (periyodik etkiler haricinde),  $\Omega$  ve  $\omega$  parametrelerinde sürekli değişim oluşturur ( $\Omega$  ve  $\omega$ 'deki değişimler için bkz. [8], sayfa 143).

Bozuntuların etkisi altındaki yörüngede oluşan değişimleri kısa periyotlu (*osculating*), uzun periyotlu ve sürekli (*secular*) olarak gruplandırılabilir. Şekil 2.20'de kısa, uzun ve sürekli değişim etkilerinin Kepler parametreleri üzerindeki etkileri betimlenmektedir.



**Şekil 2.20 :** Kepler parametreleri üzerindeki periyodik ve sürekli değişimler [8].

$J_2$ 'nin tüm yörünge parametreleri üzerinde etkisi (periyodik ve/veya sürekli) bulunmaktadır [8].

Literatürde bulunan çalışmalarda amaca göre avantajları ve dezavantajları bulunan çeşitli yörünge ilerleticiler kullanılmıştır. [33] ve [34], AGI firmasının (Analytical Graphics, Inc.) ürünü olan STK (Systems Tool Kit) programında kullanılan çeşitli tiplerde yörünge ilerleticilerinin tanımları ve karşılaştırmaları yer almaktadır.

GEZ yörüngesindeki bir uydu için kullanılacak yörünge ilerleticinin en azından  $J_2$  etkisini içermesi uygun olacaktır. Bunun sebebi  $H_G$ 'nin istenen ortalama saat açısında tutulabilmesidir. Tez çalışmasında kullanılan yörünge ilerleticisinde,  $J_2$  etkisinin sadece  $\Omega$  üzerindeki sürekli etkisi hesaba katılmıştır (periyodik değişimler veya  $\omega$ 'deki sürekli değişimler hesaba katılmamıştır). Bunun sebebi, analizlerde kullanılan görüntüleme aktivitelerinin kısa süreli olmalarıdır (40 saniye gibi). Kullanılan yörünge ilerleticisinin çıktıları, geliştirilen iz sürücü algoritmanın girdisidir ve herhangi bir yörünge ilerleticisi ile çalışabilmektedir (istenen formatta uydu konum bilgilerinin sağlanması koşulu ile).

Eğer iz sürücü algoritma, yer istasyonunda gerçek bir operasyonda kullanılacak ise, diğer bozuntu etkilerinin de hesaba katıldığı hassas bir yörünge ilerleticinin kullanılması ve ilgili parametrelerin (Kepler parametreleri gibi) belirli aralıklarla güncellenmesi gerekecektir (yer konumlandırma hassasiyeti ile de bağlantılı olarak). Yörüngedeki konum hatalarının iz sürücü algoritmanın çıktılarının uygulanmasındaki etkileri Bölüm 5.2.3'te verilmektedir.

Bu bölümde verilen bilgilerin ışığında oluşturulan ve tez çalışmasında kullanılan yörünge ilerletici denklemlerinde ortalama anomali açısının (M) "t" anındaki değeri aşağıdaki gibi hesaplanmaktadır (t: gün birimindedir):

$$M(t) = M_0 + 360 \frac{R}{D} t - \omega. \quad (2.25)$$

RAAN açısı ise aşağıdaki gibi hesaplanmaktadır:

$$\Omega(t) = \Omega_0 + \dot{\Omega}. \quad (2.26)$$

Diğer parametreler olan  $a_y$ ,  $e$ ,  $i$  ve  $\omega$  sabit kabul edilmiştir.

## 2.5. "Push-Broom" Kamera Ekipmanının Geometrik Modeli

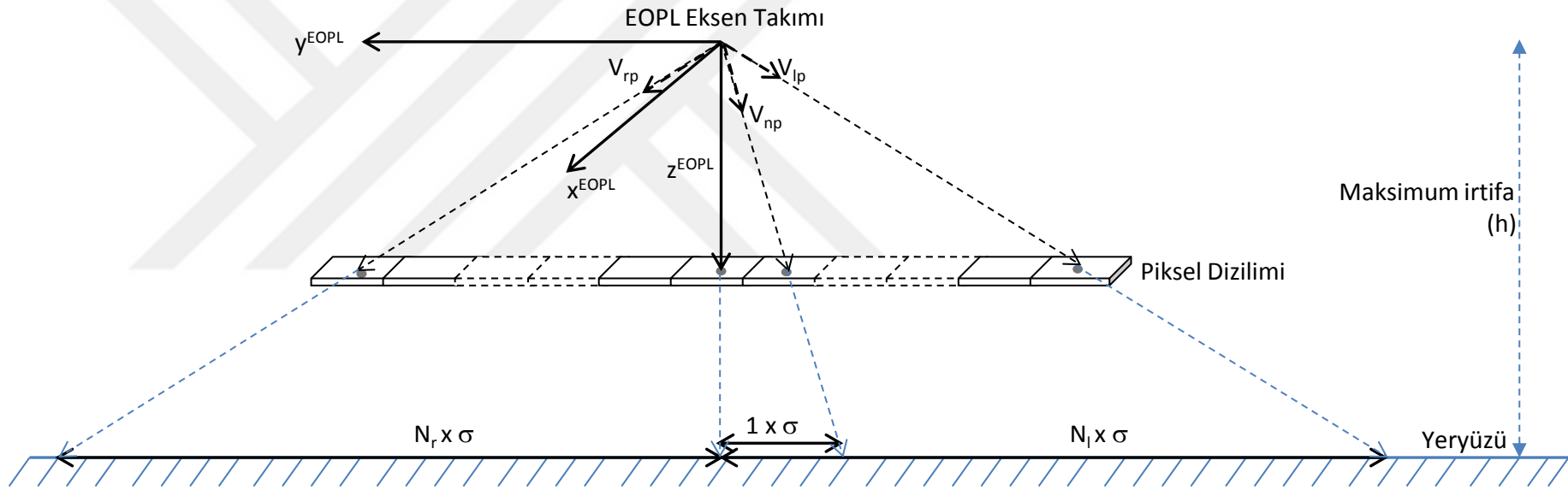
Bu bölümde, tez çalışmasında kullanılan EO görev yükü olan ekipmana ait geometrik model sunulmaktadır. EO görev yükünü eksen takımları ve ilgili pikselleri koordinatları tanımlanmaktadır (birim vektörler şeklinde). Piksel koordinatları hesaplanırken aksi

belirtilmediği sürece YÖM değeri olarak 0.5 m, maksimum irtifa olarak da ~710 km kullanılmıştır (iz genişliği  $\ll h$  varsayımıyla belirlenmiştir, örneğin 15 km  $\ll$  710 km).

Bu model basit bir modeldir ve amacı yeryüzüne her bir pikselin koordinatının belirlenebilmesi değildir. Bu model, tarama yönünde ve tarama yönünde dik yönde YÖM değeri, görüntünün genişliği ve EO görev yükü içinde yer alan merkez pikselin, merkezin bir yanındaki pikselin ve piksel dizilimindeki en uç piksellerin yön vektörlerinin hesaplanmasında kullanılmaktadır.

EO görev yükünün geometrik modeli Şekil 2.21'de betimlenmektedir.





Şekil 2.21 : EO görev yükü basitleştirilmiş geometrik model



Şekil 2.21’de yer alan “ $N_l$ ” merkezden itibaren  $-y^{EOPL}$  yönündeki piksel adedidir. “ $N_r$ ” ise merkezden itibaren  $y^{EOPL}$  yönündeki piksel adedidir. “ $V_{np}$ ” merkezin bir yanındaki piksel için yön vektörüdür. “ $V_{lp}$ ” ve “ $V_{rp}$ ” ise sırasıyla  $-y^{EOPL}$  ve  $y^{EOPL}$  yönündeki en son piksel için yön vektörleridir. Uydunun YÖM değeri ve maksimum irtifası sırasıyla  $\sigma$  ve  $h$  ile ifade edilmektedir.

Bu durumda yön vektörleri EOPL eksen takımında aşağıdaki gibi hesaplanabilir:

$$V_{np} = \begin{bmatrix} 0 \\ \sigma \\ \frac{h}{\sqrt{h^2 + \sigma^2}} \\ \frac{h}{\sqrt{h^2 + \sigma^2}} \end{bmatrix}, \quad (2.27)$$

$$V_{lp} = \begin{bmatrix} 0 \\ -N_l \cdot \sigma \\ \frac{h}{\sqrt{h^2 + (N_l \cdot \sigma)^2}} \\ \frac{h}{\sqrt{h^2 + (N_l \cdot \sigma)^2}} \end{bmatrix}, \quad (2.28)$$

$$V_{rp} = \begin{bmatrix} 0 \\ N_r \cdot \sigma \\ \frac{h}{\sqrt{h^2 + (N_r \cdot \sigma)^2}} \\ \frac{h}{\sqrt{h^2 + (N_r \cdot \sigma)^2}} \end{bmatrix}. \quad (2.29)$$

Tez çalışmasında aksi belirtilmediği sürece  $\sigma$  değeri için 0.5 metre ve Yavaşlatma Faktörü olarak 1.23 değeri kullanılmıştır (bu değer Çizelge 1.5’te verilen IKONOS uydusuna yakın bir değerdir). Bu durumda IT değeri ~91 mikrosaniye ve süpürme hızı ~5.5 km/s olmaktadır (süpürme hızı uydu yer hızının yaklaşık %80’ine denk gelmektedir). Piksel adedi olarak ise ayakucu yönelimde görüntü genişliği 15 km olacak şekilde ayarlanmıştır.

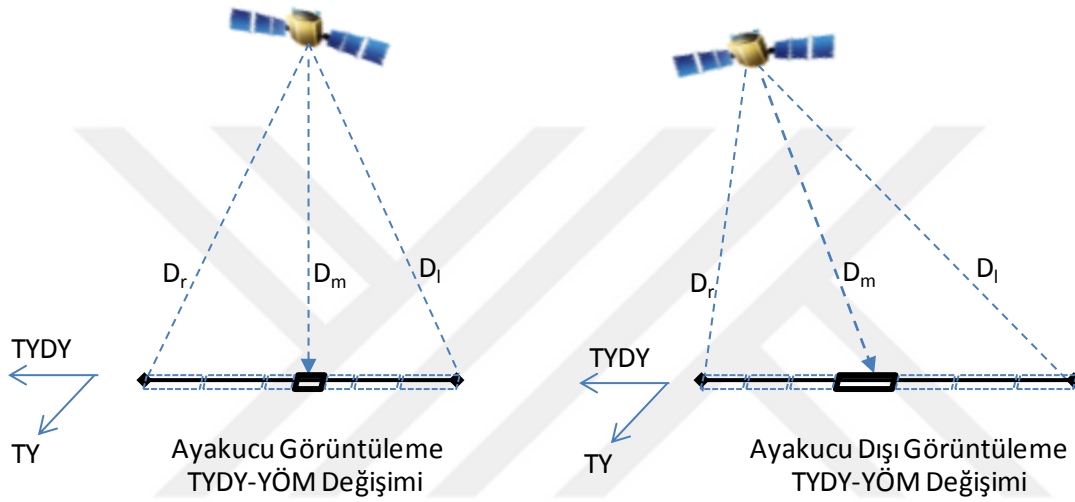
Not edilmelidir ki, kullanılan basit EO geometrik modelinde merkez pikselin ortada veya (örneğin çift sayıda piksel adedi için)  $[0 \ 0 \ 1]^T$  ekseninin merkezdeki iki pikselin ortasına işaret etmesi, modeli değiştirmemektedir.

## 2.6. Görüntüleme Aktivitesi Parametrelerinin Hesaplanması

Bu bölümde, EO “Push – Broom” kamera ekipmanının geometrik modeli kullanılarak gerçekleştirilen tarama yönünde YÖM (TY-YÖM), tarama yönüne dik yönde YÖM (TYDY-YÖM) ve görüntü iz genişliği (swath distance) hesaplamalarının nasıl gerçekleştirildiği açıklanmaktadır.

### Tarama Yönüne Dik Yönde YÖM Hesabı

EO ile “Push – Broom” görüntülemeye TYDY-YÖM değeri sadece uydu ve hedef arasındaki mesafeye bağlıdır. Ayakucu görüntülemeye diğer piksellerin TYDY-YÖM değeri merkezden uzaklaştıkça yükselecektir (kötülecektir). Ayakucu dışındaki yönelim açıları ise yönelime bağlı olarak (bkz. Şekil 2.22’de D mesafesi) piksel genişliği değişecektir. Tez çalışmasında ise yalnızca merkez pikselin yeryüzündeki genişliğine (TYDY) göre TYDY-YÖM değeri hesaplanmaktadır (diğer piksellerin genişlikleri hesaplanmamaktadır).



Şekil 2.22 : Yönelime bağlı TYDY değişimi.

Yeryüzü üzerinde TYDY-YÖM hesaplamalarında GA mesafesi kullanılmaktadır (GA mesafesi için bkz. Bölüm 4.5.1). TYDY-YÖM değeri,  $\mathbf{z}^{EOPL}$  ile  $\mathbf{V}_{np}$  vektörlerinin yeryüzünde hedefledikleri noktalar arasındaki GA mesafesine eşittir.

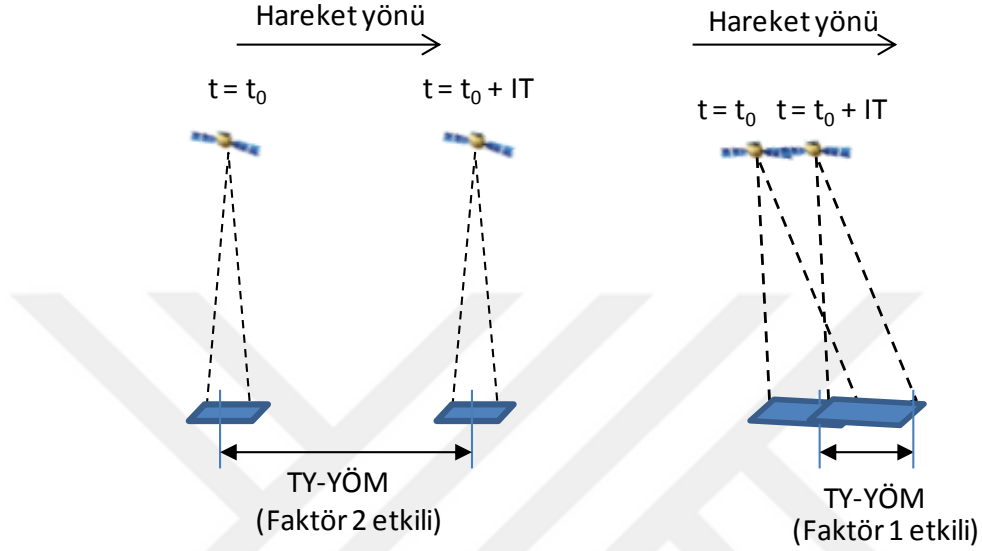
### Tarama Yönünde YÖM Hesabı

TY-YÖM değeri hesaplanırken yalnızca merkez piksel ele alınmaktadır. TY-YÖM değerini belirleyen iki faktör bulunmaktadır. Bunlardan birincisi, pikselin yeryüzünde tarama yönünde kapladığı uzunluktur ve bu uzunluk uydu ile hedef arasındaki mesafenin artışıyla birlikte artar (TYDY-YÖM ile özdeş). Birinci faktöre göre YÖM değerinin hesaplanmasında kullanılan yöntem, TYDY-YÖM değerinin hesaplanmasında kullanılan yöntem ile aynıdır (kare şeklinde piksel varsayımıyla).

TY-YÖM değerini etkileyen ikinci faktör ise SH'dir. SH, bir IT süresi içinde görüş ekseninin yeryüzünü kestiği noktayı istenen YÖM değerine göre ilerletecek şekilde hesaplanmaktadır. Ancak, SH hatasız olarak uydu tarafından uygulanabilse dahi, yönelime bağlı olarak piksel boyunun yeryüzünde tarama yönünde kapladığı uzunluk

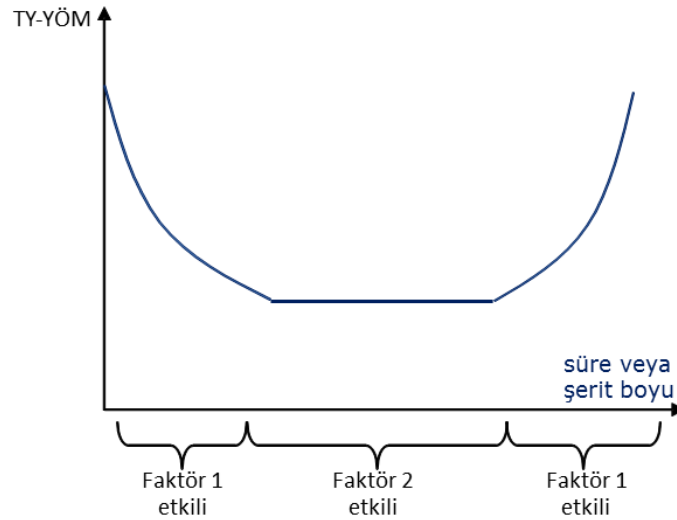
istenen YÖM değerinden büyük olabilir. Böyle bir durumda, TY-YÖM değeri hesaplanırken birinci faktör kullanılmalıdır.

Öte yandan, SH'nin uydu tarafından sağlanması sırasında oluşabilecek hatalar sebebiyle piksel dizilimi olması gerekenden daha hızlı hareket ettirilmiş olabilir. Bu durumda, ikinci faktör kullanılarak TY-YÖM değeri hesaplanmalıdır (bkz. Şekil 2.23).



**Şekil 2.23** : TY-YÖM değerinde merkez piksel boyu ve IT süresi.

Dolayısıyla hangi faktörün etkisi büyükse, TY-YÖM değeri o faktöre göre hesaplanmalıdır. Şekil 2.24'te görüntüleme aktivitesi sırasında yavaşlatma manevrası yapıldığı durumda, algılama süresine bağlı TY-YÖM profili betimlenmektedir (yavaşlatma manevrası sebebiyle süreye bağlı olarak hedef – uydu mesafesi değişmektedir).



**Şekil 2.24** : Görüntüleme süresine göre faktör etkisi için örnek betimleme.

## ***İz Genişliği Hesabı***

İz genişliği, piksel dizilimindeki en uç piksellerin ( $V_{rp}$  ve  $V_{lp}$ ) yeryüzündeki koordinatları arasındaki GA mesafesine eşittir (her bir IT süresi için).

Not edilmelidir ki, gerek YÖM değeri hesabında gerekse iz genişliği hesabında GA mesafesi kullanılmaktadır (Loksodrom değil). Metre altı YÖM değerleri ve hatta 15 – 20 km mertebelerindeki iz genişlikleri düşünöldüğünde, GA yerine loksodrom mesafesinin kullanılmasının da bir sakıncası bulunmamaktadır (kutup bölgeleri hariç). Ancak sabit azimut açısı ile süpürmenin gerçekleştirildiği görüntüleme aktivitelerinde, görüntünün uzunluğu hesaplanırken başlangıç ve bitiş koordinatları arasındaki loksodrom mesafesi hesaplanmaktadır (200 – 300 km gibi uzun şeritlerde GA ve Loksodrom mesafeleri arasındaki fark belirginleşmektedir).

## **2.7. Yeryüzü Yükseltilerinin WGS-84 Referansına Göre Belirlenmesi**

Yer istasyonunda görev planı oluşturulması safhasında iz sürücünün ürettiği yönelim profiline ilişkin polinom katsayıları girdi olarak kullanılmaktadır. Uydu, görevi (görüntüleme aktivitesini) icra ederken ilgili yönelim polinomunu kullanacaktır. İz sürücü algoritmada ise yükseklik değeri girdi olarak kullanılmaktadır (yer istasyonunda).

İz sürücü algoritmada görüntülenecek bölgenin WGS-84 elipsoit modeline göre yükseklik bilgisi girdi olarak kullanılmaktadır. Yükseklik bilgisi uydunun ayakucu dışı yönelimde algılama yapacağı durumlarda, istenen koordinatların algılanabilmesinde önem teşkil etmektedir. Bu konu ile ilgili analizler Bölüm 5.2.1’de verilmektedir.

İz sürücü algoritmanın girdisinde kullanılacak yükselti bilgisi seçimi, ilgilenilen bölgeye göre değişmektedir. Örneğin dağlık bir arazide bir vadinin içinde yer alan yerleşim biriminin görüntüsü isteniyorsa, algılanacak bütün bölgedeki yükselti değerlerinin ortalaması (veya ortalama değeri ile standart sapma değerinin toplamı) yerine yerleşim birimindeki ortalama yükseklik değerinin kullanılması daha uygun olacaktır. Bununla birlikte, ilgi alanı Himalaya Dağları bölgesindeki Everest tepesi ise, ilgili bölgedeki maksimum yükseklik değerinin girilmesi ile Everest tepesinin görüntünün ortasında yer alması sağlanabilir (yükseklik girdisi merkez piksel için geçerlidir).

Öte yandan, geniş bir şerit görüntü algılanacak ise ve ilgi alanı şerit görüntüdeki tüm bölge ise (her koordinat aynı değerde ise), şerit alanı içindeki yükseltilerin ortalama değerinin iz sürücü algoritmaya girdi olarak verilmesi uygun olabilir. Seçilecek yükselti değeri tamamen ilgi alanı ve merkezde bulunulması istenen hat ile ilgilidir.

Görüntülenecek bölgenin içindeki ve asıl değerli bilginin bulunduğu alanın yükseklik dağılımı önem teşkil etmektedir.

İz sürücü algoritmada kullanılmak üzere yeryüzü yükseltilerinin alınabileceği çeşitli sayısal yükseklik modelleri (DEM: *Digital Elevation Model* veya DTED: *Digital Terrain Elevation Data*), çeşitli enlem-boylam çözünürlüklerinde bulunmaktadır. Bu modeller hakkında temel bilgiye ve elde edilme yöntemlerine [35]'den ulaşılabilir. DTED performans özellikleri ise [36]'de verilmektedir. Ancak, iz sürücü algoritmada girdi olarak kullanılacak DEM verisinin doğrudan WGS-84 elipsoit modelini referans alması veya bu modele çevrilebilmesi gerekmektedir.

GETASSE30 (**G**lobal **E**arth **T**opography **A**nd **S**ea **S**urface **E**levation) verisi yatayda 30 ark-saniye çözünürlükte yeryüzü yükseltileri bilgisini taşımaktadır [37]. GETASSE30 dört ayrı DEM verisinin birleşiminden oluşmaktadır ve WGS-84 elipsoit modelini referans aldığından iz sürücü algoritmanın girdisi olarak kullanılabilir durumdadır. Ancak, görüntülenecek bölgeye ilişkin istatistiksel veriyi üretmek için GETASSE30 verisi bir araç yardımıyla kullanılabilir. GETASSE30 verisi hakkında detaylı bilgiye [37]'den ulaşılabilir.

GETASSE30 verisini ESA (*European Space Agency*) tarafından yazılan açık kaynak kodlu BEAM programı doğrudan okuyabilmektedir. BEAM programı açık kaynaklı bir analiz aracı olup orijinal sürümünde ENVISAT (Environmental Satellite, bkz. [38]) uydusunun optik algılayıcılarının görüntü verisinin analizi için ESA tarafından ortaya çıkarılmıştır [39]. BEAM programı ücretsiz olup, [37]'den indirilebilir (kurulum talimatları da aynı referansta yer almaktadır).

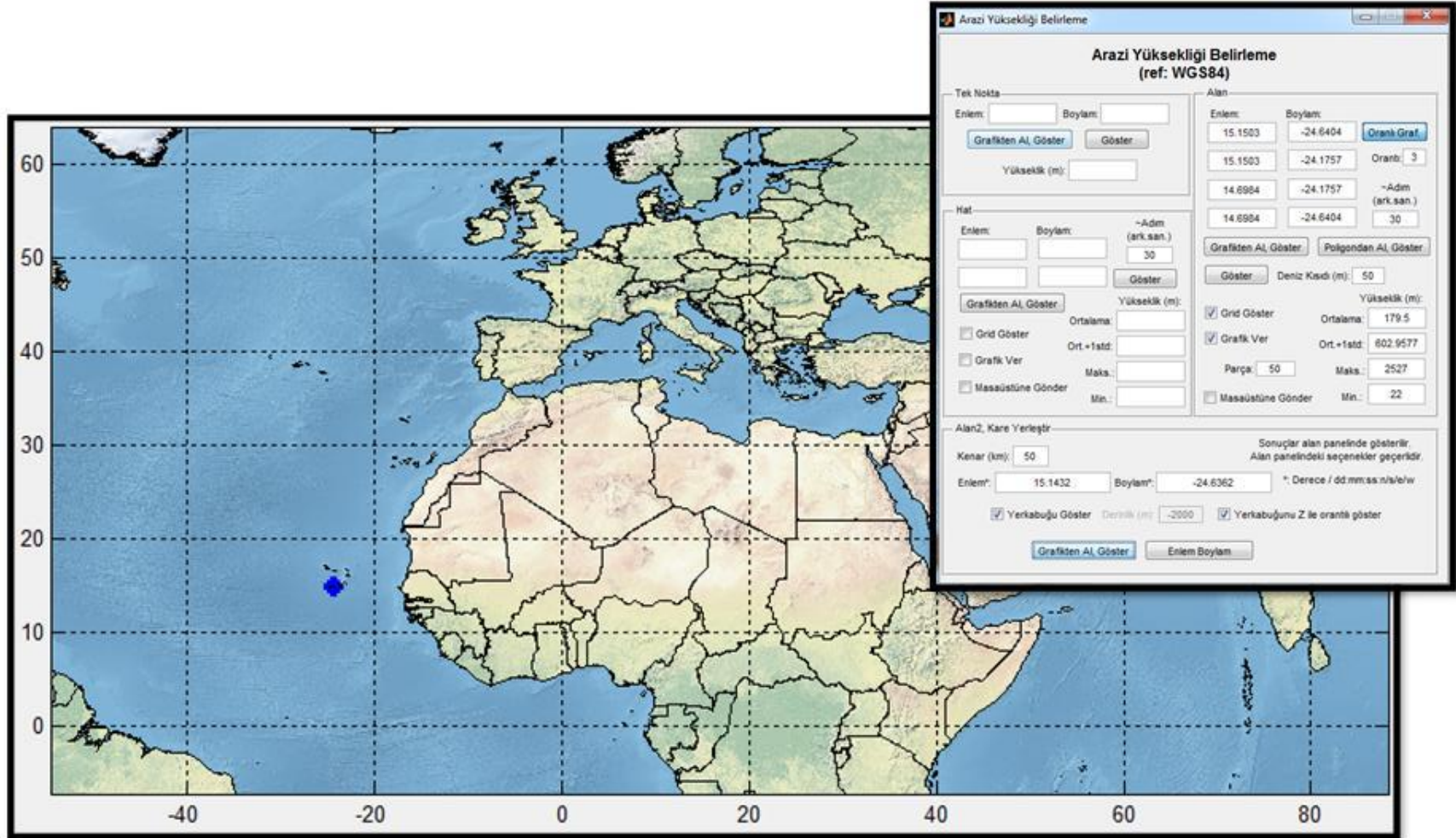
GETASSE30 verisini Matlab ortamında okunabilmesi için ise öncelikle DEM dosyalarının HDF5 (HDF: *Hierarchical Data Format*, [40]) formatına aktarılması gerekmektedir. BEAM programı ile birlikte sağlanabilen "pconvert" aracı kullanılarak GETASSE30 verisi "hdf5" formatına dönüştürülebilir. Bunun için MS Windows komut isteminde GETASSE30 verisini içinde barındıran klasör altında "pconvert -f h5 \*.GETASSE30" komutu çalıştırılarak dönüşüm gerçekleştirilebilir. "pconvert" komutunun kullanımı hakkında detaylı bilgiye [41]'ten ulaşılabilir. GETASSE30 güncellemeleri için ise detaylı bilgiye [42]'den ulaşılabilir.

GETASSE30 verisinde yer alan DEM bilgisi 2GB'den büyük boyuttadır ve yaklaşık 15 derecelik açılar ile bölünmüş toplam 288 dosyadan oluşmaktadır. Her bir dosya ismi ilk DEM bilgisinin koordinatlarını tanımlamaktadır (enlem açısında 30 ark-saniye eksisini). Örneğin 30N015E ismi, ilgili DEM verisinin ilk verisinin 30°00'30" Kuzey enlemi ve 15°00'00" Doğu boylamında olduğu bilgisini vermektedir. Son (diyagonal

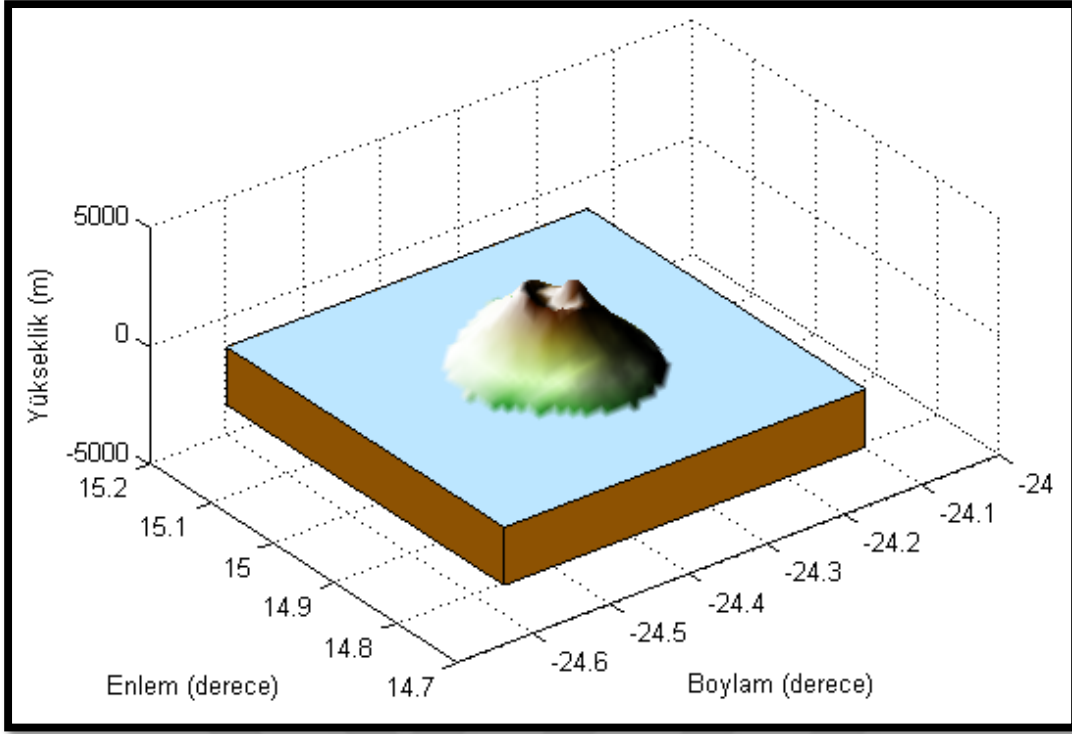
yönde) DEM verisinin koordinatları ise bu durumda 45°00'00" Kuzey enlemi ve 29°59'30" Doğu boylamında olmaktadır. Tez çalışmasında kullanılmak üzere DEM verisinin okunabilmesi için bir araç geliştirilmiştir. Bu araç ile ilgi bölgesindeki DEM verisini barındıran dosyalar bulunarak istenen yükselti bilgisine ulaşılabilmektedir. Bu bilgi kullanılarak örneğin görüntülemek istenen bir şerit alanındaki yükseltilere ilişkin ortalama, ortalama + standart sapma ( $1\sigma$ ), maksimum ve minimum değerler elde edilebilmektedir (bkz. Şekil 2.25 ve Şekil 2.26).

Şekil 2.25'te yer alan harita görseline [43] numaralı kaynaktan ulaşılabilir.





Şekil 2.25 : Yükselti bilgisinin elde edilmesinde kullanılan kullanıcı arayüzü.



**Şekil 2.26** : Örnek yükselti grafiği (Pico Do Fogo Volkanı, Cape Verde).

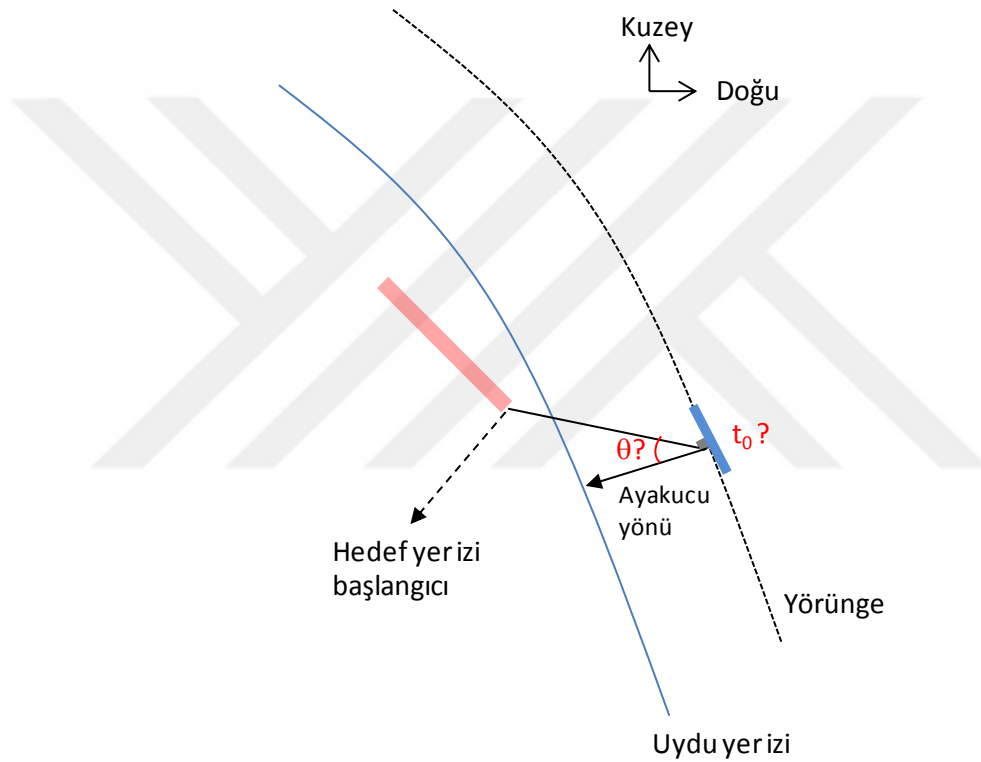
## 2.8. Parametreler

Tez çalışması kapsamında oluşturulan modellerde yer alan ve analizlerde kullanılan parametrelerden bir kısmının değeri, tez dokümanında referanslarıyla birlikte verilmektedir. Analiz çalışmalarında kullanılıp da değeri bu dokümanda verilmemiş tüm parametrelerin değerleri literatürden alınmıştır. Birçok referans kitapta da bu parametreler bulunmaktadır. Örneğin Dünya'nın standart gravitasyonel parametresine ve Dünya'nın dönüş hızı parametresine birçok kaynaktan olduğu gibi [8]'den de ulaşılabilir. Dünya'nın ortalama yarıçapının kullanıldığı yerlerde Dünya'nın hacimsel ortalama yarıçapı kullanılmış olup değerine NASA'nın "Earth Fact Sheet" web sitesinden ([44]) ulaşılabilir (6371 km). Aynı sitede Dünya'nın fiziksel ve yörünge bilgileri de yer almaktadır. WGS-84 elipsoit modelinin kullanıldığı analizlerde ise basıklık (*flattening*) ve yarı asal eksen boyu parametreleri için WGS-84 kullanım kılavuzunda yer alan değerler ([45]) kullanılmıştır. Referans yörünge belirlemede kullanılan, Dünya'nın  $J_2$  ve  $J_3$  bölgesel (*zonal*) harmonik katsayıları için EGM-96 (*Earth Gravitational Model* 1996) modeli kullanılmış olup değerlerine [46]'den (sayfa 903) ulaşılabilir.



### 3. İZ SÜRÜCÜ ALGORİTMANIN BAŞLANGIÇ KOŞULLARI

Görüntülenmesi istenilen bölgenin ilk noktasına ait enlem ve boylam bilgisinden ziyade, iz sürücünün başlangıç değerleri olan başlangıç tarihinin ve başlangıç yönelim açılarının (yalpa ve yunuslama açısı yeterlidir) iz sürücü algoritmaya girdi olarak verilmesi gerekmektedir (bkz. Şekil 3.1).



**Şekil 3.1** : Başlangıç tarihi ve yönelim (ayakucundan sapma açısı).

İz sürücü algoritmanın ihtiyaç duyduğu başlangıç tarihi ve yalpa açısını üretmek için geliştirilen metodun kullanıldığı algoritmaya "Randevu Algoritması" adı verilmiştir. Randevu algoritması, iz sürücünün başlangıç değerlerini hesaplamak için vardır. Yunuslama açısı ise, görüntünün ne kadar ileriden veya geriden algılanmaya başlaması içindir. Bu sebeple randevu algoritması yunuslama değerini kullanıcı girdisi olarak kullanır.

Yunuslama açısı, uydunun görüntünün başlangıç noktasının en yakınından geçmeden ne kadar öncesinde veya ne kadar sonrasında görüntülemenin başlayacağı bilgisiyse veya DEM uygulamasında kullanılacak stereo algılama stratejisiyle alakalıdır. Yunuslama açısının uygun değeri deneme yanılma yöntemiyle

seçilebilir veya uygulamaya bağlı istenen başka metotlar kullanılabilir (uygulamaya dair bir örnek Bölüm 5.2.4.3'te verilmektedir).

Diyelim ki süpürme hızı uydu yer hızından yavaş ve yunuslama değerinin başlangıç değeri sıfır olsun. Bu durumda görüntüleme aktivitesi sonunda yunuslama değeri sıfırdan farklı olacaktır ve görüntüleme süresi ne kadar uzunsa, yunuslama açısındaki değişim de o kadar farklı olacaktır. Bu durum, görüntünün sonunda YÖM'ün kötüleşeceği anlamına gelmektedir (hedef ile uydu arasındaki mesafe sürekli artacaktır). Görüntünün ortasında yunuslama açısının sıfır olacak şekilde başlangıç yunuslama değeri belirlenirse, YÖM sapması azalacaktır.

Stereo görüntüleme ise ihtiyaç duyulan yunuslama açısı, görev gereksinimlerine (örneğin "*base to height ratio*") ve stereo görüntüyü oluşturacak şeritlerin uzunluğuna göre belirlenebilir.

Yunuslama açısının görüntünün ortasında sıfırlanması istenmeyen veya mümkün olmayan durumlar da olabilir. Bu durumlar aşağıda listelenmektedir.

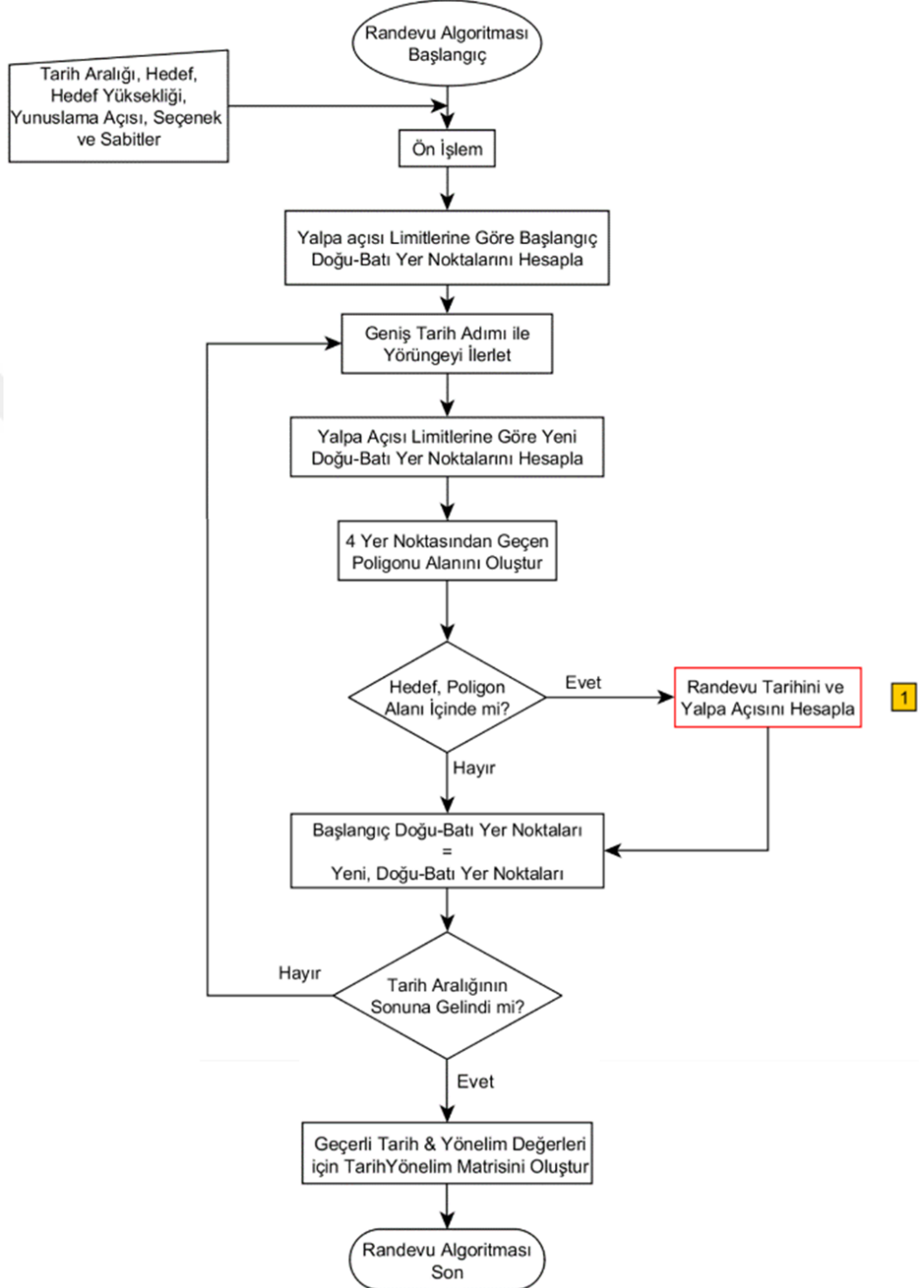
- Uydu yer izine paralel olmayan görüntüleme aktiviteleri: Örneğin eğimli şerit görüntüleme.
- Önceliği yüksek görüntüleme görevleri ile çakışma durumu: Önceliğe dayalı optimizasyon ile çakışmaların önüne geçilmesi, görüntüleme aktivitesi tarihinin ileri veya geriye kaydırılması.
- Çok uzun şerit görüntüleme istekler veya sabit YÖM gereksinimleri.

İstlenen yunuslama açısı kullanıldığında, görüş ekseninin hedeflediği noktayı belirleyen iki parametre kalmıştır: Tarih (uydu konumuna denktir) ve yalpa açısı. Randevu algoritması temel olarak uydunun konumunu ve yalpa açısını ayarlayarak istenen yer izine olabildiğince yakın değerler elde etmeye çalışır (sabit yunuslama açısı ile). Mesafe hatasını kriterin altında sağlayan tarih ve yalpa açısı değerleri, kullanılan yunuslama açısıyla beraber iz sürücünün girdilerini oluşturur.

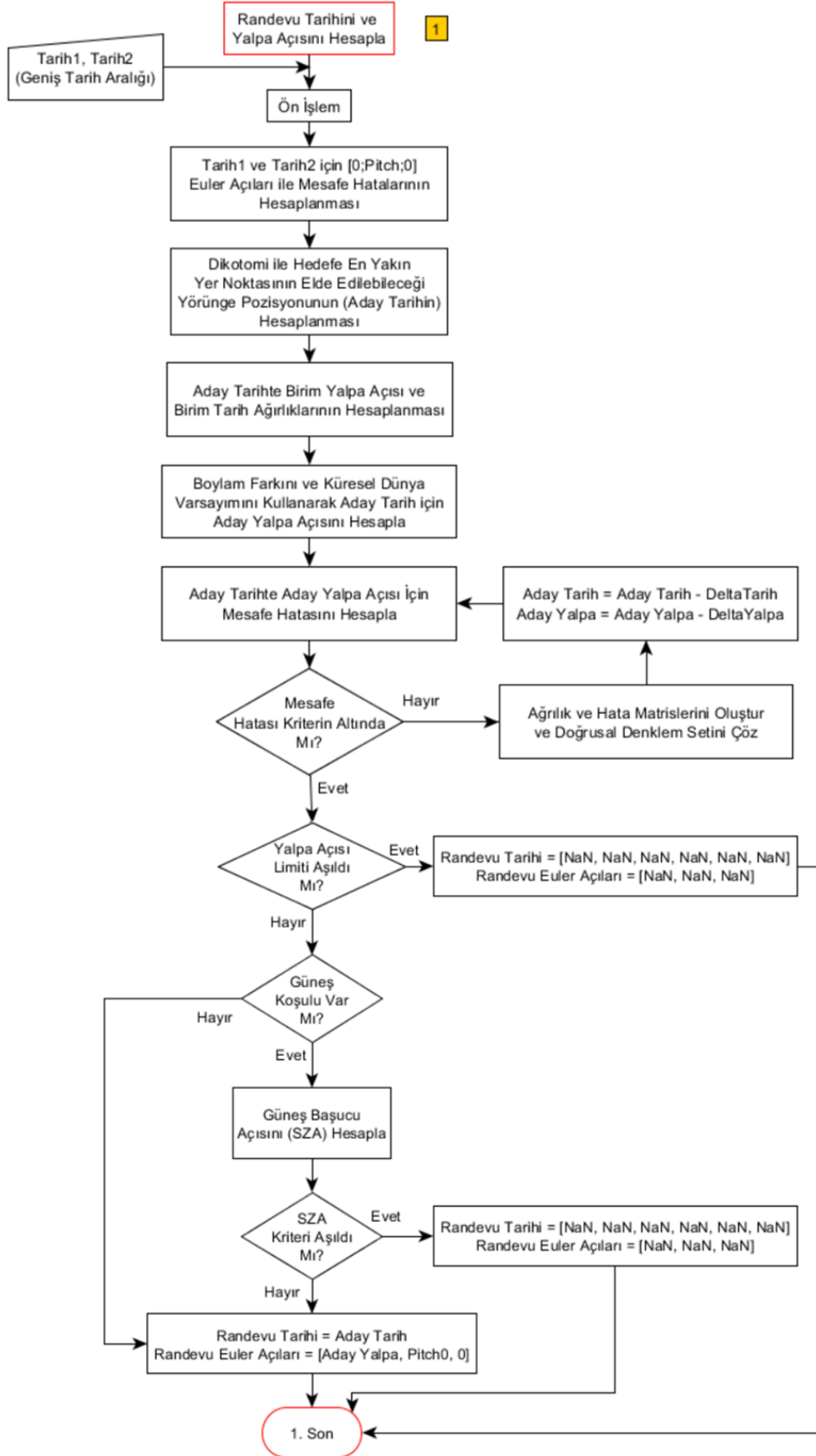
Randevu algoritmasının temel girdileri aşağıda listelenmektedir.

- Analizin gerçekleştirileceği tarih aralığı,
- Hedef koordinatları,
- Hedef yüksekliği (WGS-84'e göre),
- Yunuslama açısı,
- Diğer koşullar (Güneş koşulu, açı limitleri, vb.) ve koda özgü sabitler.

Randevu algoritmasına ilişkin fonksiyonel akış diyagramı ise Şekil 3.2 ve Şekil 3.3'de verilmektedir (akış diyagramı büyük olması sebebiyle iki kısım halinde verilmekte olup Şekil 3.2'de kutu içinde "1" numara ile işaretli bloğun içeriği kısım ikide verilmektedir).



Şekil 3.2 : Randevu algoritması fonksiyonel akış diyagramı (kısım 1).



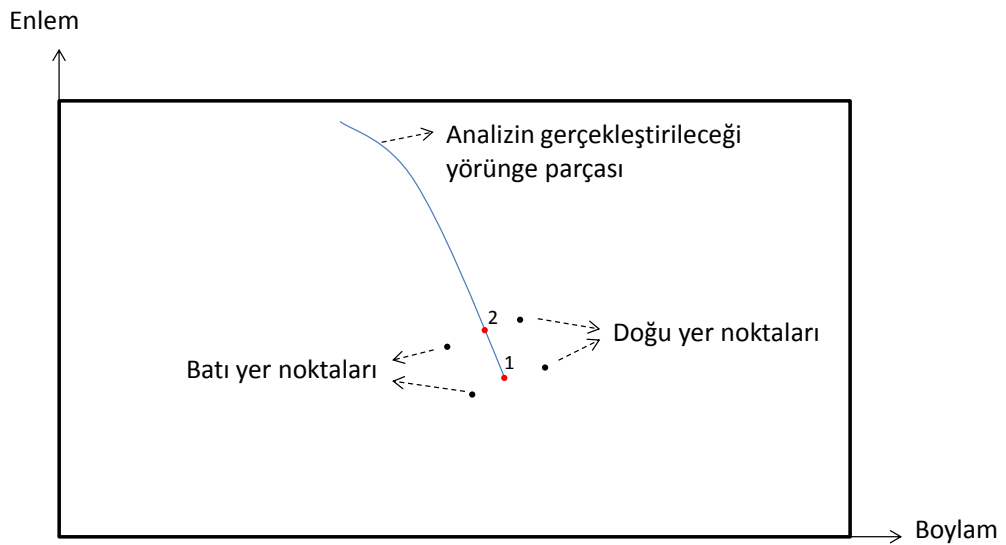
**Şekil 3.3** : Randevu algoritması fonksiyonel akış diyagramı (kısım 2).

Randevu algoritması, yörüngeyi geniş tarih aralıklarıyla parçalara böler ve her bir tarih aralığında, Yalpa limiti gibi koşullara uygun, hedefi görebileceği uydu konumunu (eş değer anlamda tarih) ve yalpa değerlerini araştırır ve tüm olası tarih ve yalpa açısı değerlerini listeler. Aday tarih ve yalpa açılarının hesaplanmasında ikiye bölme (Dichotomy, bkz. [47], [48]) ve bir tur sarma (Winding, bkz. [49]) testi gibi metotlar kullanılmaktadır.

Bu bölümün alt bölümlerinde, randevu algoritmasının çalışma prensibi fonksiyonel akış diyagramına uygun şekilde ve grafikler ile anlatılmaktadır. Grafiklerde gösterilen yer noktaları abartılı çizilmiş olup sadece algoritmanın çalışma prensibinin anlatılması amacını taşımaktadır. Unutulmaması gereken bir konu da, randevu algoritmasının yörünge ilerleticiyi kullanması sebebiyle, uydunun gerçek yörüngesi ile ilerletilmiş yörünge (örneğin yer istasyonunda bulunan bir yörünge ilerletici kullanılarak) arasındaki fark doğrudan sonuçlara etkiyecektir. Bu sebeple hassasiyetin yüksek olduğu uygulamalarda, yörünge ilerleticinin parametreleri ölçülen yörünge parametrelerine göre gerekli sıklıkla güncellenmeli ve/veya uyduyu referans yörüngesinde yüksek hassasiyetle tutmak için yörünge düzeltme manevraları gerekli sıklıkta gerçekleştirilmelidir. Periyodik olarak gerçekleştirilmesi gereken yörünge düzeltme manevralarına ilişkin tanım ve açıklamalar Ek A'da verilmektedir.

### 3.1. Yalpa Açısı Limitine Göre Yer Noktalarının Hesaplanması

Şekil 3.4'te randevu algoritmasının kullanacağı yörünge parçası betimlenmektedir. Bu yörünge parçası tipik bir güneş eş zamanlı elektro-optik yer gözlem uydusu için 30 dakika kadar bir süreyi kapsamaktadır. Ancak istenildiği takdirde birkaç günlük yörüngeyi kapsayacak analizlerde de yine aynı algoritma kullanılabilir.



Şekil 3.4 : Yalpa limitlerine göre Doğu & Batı yer noktaları.

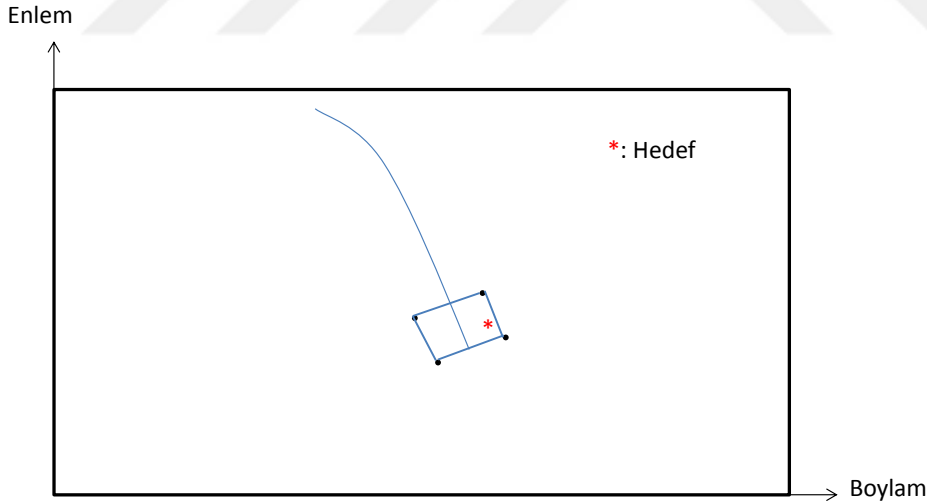
Randevu algoritmasında öncelikle analizin ilk tarihinde (ilk uydu konumunda, 1 numara ile gösterilen kırmızı nokta), Yalpa limitlerine uygun şekilde yer noktaları hesaplanır. Yer noktalarının hesaplanması, Bölüm 4.3'de açıklanmaktadır.

Şekil 3.4'de verilen örnek durumda yer noktaları uydu yer izinin iki yanında yer almaktadır ancak istenildiği takdirde yer noktaları uydu yer izinin tek tarafında kalacak şekilde de yalpa limitleri seçilebilir.

İlk Doğu & Batı yer noktalarının hesaplanmasının ardından, yörünge geniş bir tarih adımı ile (örneğin 60 saniye) ilerletilerek ikinci yörünge konumu (2 ile gösterilen kırmızı nokta) ve bu noktada yalpa limitlerine bağlı ikinci Doğu & Batı yer noktaları hesaplanır.

### 3.2. Poligon Testi

Elde edilen dört adet yer noktası kullanılarak monoton (veya dışbükey) poligon elde edilmelidir. Şekil 3.5'te elde edilen monoton poligon gösterilmektedir. Bu adımdan sonra hedefin (\*), çizilen poligon alanının içinde olduğu varsayılmıştır (aksi halde yörünge geniş tarih adımı ile tekrar ilerletilerek yeni poligonlar için test tekrarlanacaktır).



Şekil 3.5 : Yer noktalarından geçen poligon alanı.

Hedefin poligon alanı içinde yer alıp almadığının testine geçilmeden önce, yer noktaları uygun bir biçimde (örneği saat ile aynı yönde) sıralanmalıdır. Yer noktalarını saat yönünde sıralamak için aşağıdaki yöntem uygulanabilir:

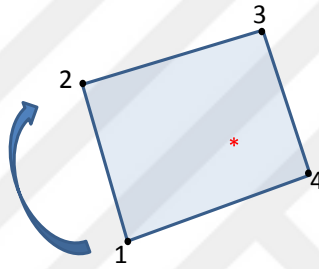
- ❑ Minimum enleme sahip yer noktası bulunur (iki eşit enleme sahip nokta varsa, bunlardan birisi seçilir). Bu nokta, ilk yer noktasıdır.
- ❑ Diğer uç noktadan seçilen noktaya çizilen hatların açıları bulunur.

- Hesaplanan açılar küçükten büyüğe doğru sıralanır. Sıralanan yer noktaları sırasıyla ikinci, üçüncü ve dördüncü yer noktalarıdır.

Örneğin minimum enleme sahip yer noktası  $\rho_1$  olsun ( $\rho = \rho(\text{enlem, boylam})$ ). Diğer yer noktalarından çizilen doğruların açıları aşağıdaki gibi hesaplanabilir:

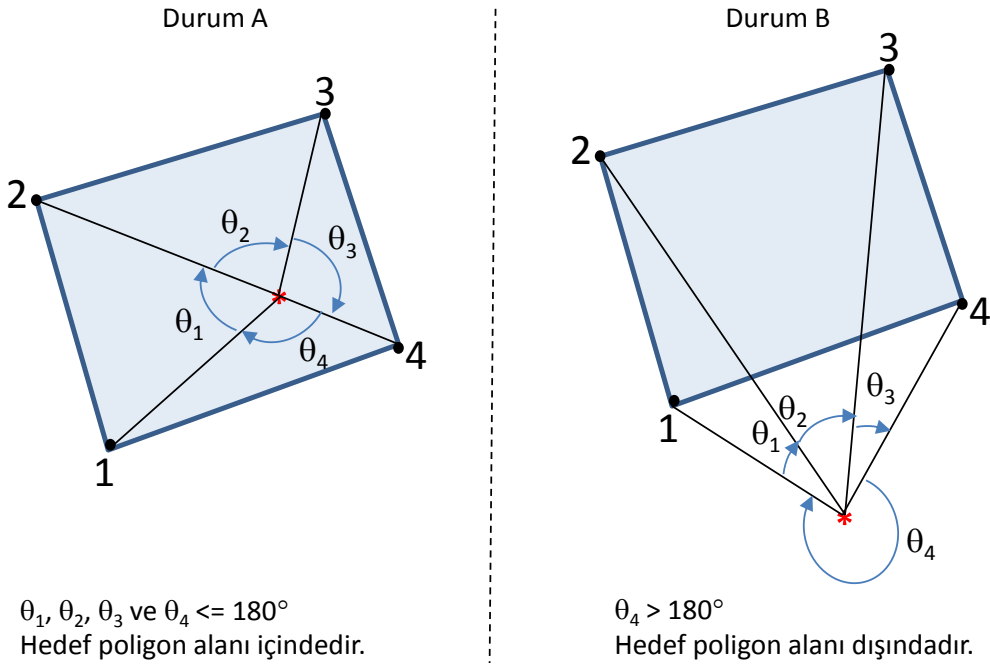
$$\begin{aligned} \text{alfa}_1 &= \text{atan2}(\rho_2(1) - \rho_1(1), \rho_2(2) - \rho_1(2)), \\ \text{alfa}_2 &= \text{atan2}(\rho_3(1) - \rho_1(1), \rho_3(2) - \rho_1(2)), \\ \text{alfa}_3 &= \text{atan2}(\rho_4(1) - \rho_1(1), \rho_4(2) - \rho_1(2)). \end{aligned} \quad (3.1)$$

Denklem (3.1)'de gösterilen alfa açıları küçükten büyüğe sırasıyla  $\text{alfa}_1$ ,  $\text{alfa}_2$  ve  $\text{alfa}_3$  olsun. Bu durumda, yer noktaları  $\rho_1$ ,  $\rho_2$ ,  $\rho_3$  ve  $\rho_4$  şeklinde saat ile aynı yönde olacak şekilde hizalanmış olur (bkz. Şekil 3.6).



**Şekil 3.6** : Yer noktalarının saat yönünde sıralandırılması.

Bundan sonraki aşamada, hedef noktadan 1, 2, 3 ve 4 numaralı noktalara doğrular çizilir ve doğrular arasında kalan açılar hesaplanır (saat yönünde, bkz. Şekil 3.7, durum A ve B). Şekil 3.7'de iki olası örnek durum verilmektedir.

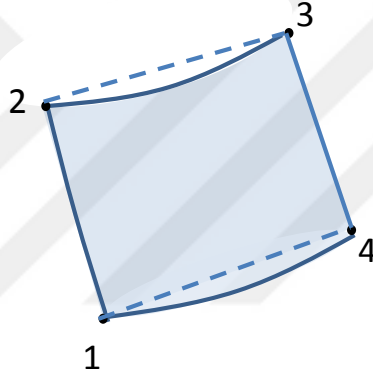


**Şekil 3.7** : Poligon alanı içindeki ve dışındaki hedefler.

Şekil 3.7’de, durum A’da hedef nokta poligon alanı içindedir, diğerinde ise dışında. Doğrular arasında kalan açılarının hepsi  $180^\circ$ ’ye eşit veya küçükse (durum A), hedef nokta poligon alanının içinde yer almış demektir. Aksi durumda (durum B ) ise, hedef nokta poligon alanının dışında yer almış demektir.

Dikkat edilmelidir ki, dört noktanın birleştirilmesiyle oluşturulan poligon alanının tümü uydu tarafından ulaşılabilir olmayabilir. Ulaşılabilir bölgenin gözlemlenmesi için, yunuslama açısı sabit tutularak yalpa açısı örneğin  $-45$  dereceden  $+45$  dereceye döndürülürken görülen yer noktaları (Batı’dan Doğu’ya) hesaplanabilir. Yeryüzü geometrisi sebebiyle oluşan hat bir doğru olmayacaktır.

Şekil 3.8’de, bu durum abartılı çizimle gösterilmektedir. Kesik çizgili kısım poligon alanını, katı çizgili taralı alan ise gerçekte ulaşılabilir alanı göstermektedir.



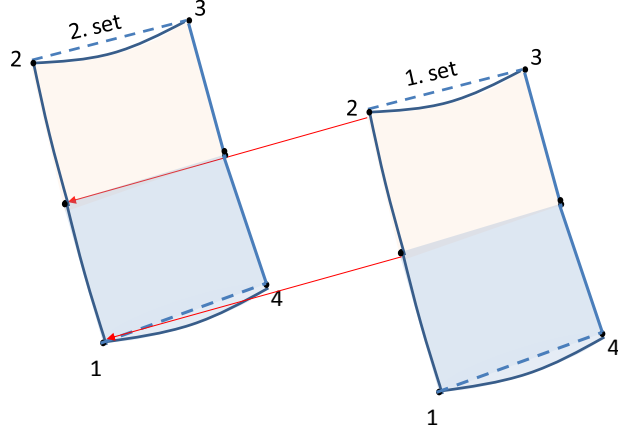
**Şekil 3.8** : Gerçek ulaşılabilir alan.

Hedef bölgenin poligon alanında olup olmadığına ilişkin gerçekleştirilen testte hedefin poligon alanında olduğu saptansa bile, eğer hedef Şekil 3.8’de gösterilen taralı bölgenin dışında yer alıyorsa, uydu tarafından ulaşamayacaktır (2-3 hattına yakın bölgede).

Bu durumun uygulamada problem oluşturmaması için, hedef yer noktası poligon alanında olmasına rağmen yalpa açısı bulunamadığında, yörünge geniş tarih aralığı ile ilerletilmek suretiyle yeni bir poligon alanı bulunabilir (öncekini de kapsayan) ve aradaki boşluk giderilebilir.

Yörünge geniş tarih adımı ile her iletildiğinde bir öncekinin yarısını kapsadığından ulaşılabilir bölge riski ortadan kalkmış olur (bkz. Şekil 3.9).





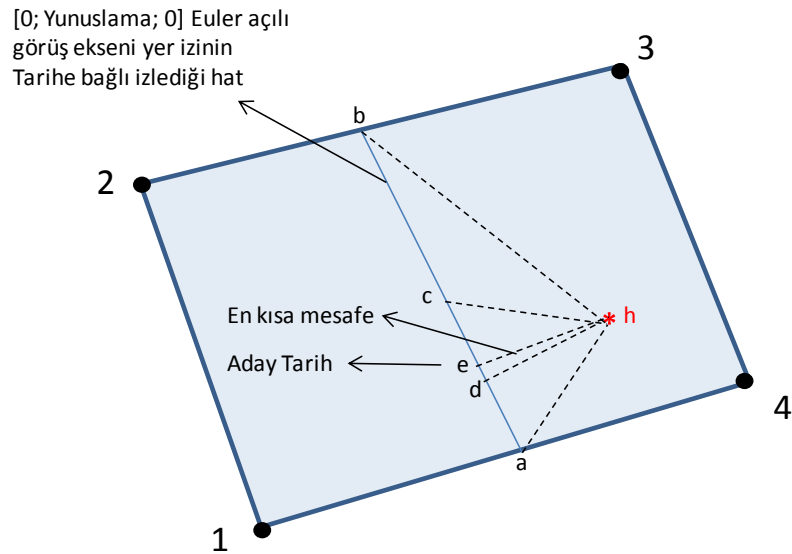
**Şekil 3.9** : Genişletilmiş poligon alanı.

### 3.3. Aday Tarihin Hesaplanması

Hedef hangi poligon alanının içindeyse, o alana ilişkin ilk ve son tarihler belirlidir. Bu tarihlerde görüş ekseninin [0; yunuslama; 0] Euler açılı ile görebildiği yer noktaları hesaplanır ve hedef yer noktası ile aralarındaki mesafe, Vincenty's algorithm [50] kullanılarak hesaplanır (tüm mesafe hesaplamalarında Vincenty's algorithm kullanılmıştır). Bu mesafeler (Şekil 3.10'da |h-a| ve |h-b| mesafeleri), ikiye bölme sürecinin başındaki, başlangıç mesafe hatalarıdır.

Ardından, ikiye bölme süreci başlar. Minimum mesafeyi veren tarih, ana iterasyonda başlangıç tarih olarak kullanılacak olan aday tarihtir.

İkiye bölme sürecinin amacı, mesafeyi minimize eden tarih limitlerini daraltmaktır. Bu işlem Şekil 3.10'da grafikte anlatılmaktadır ve iki tarih arasındaki fark belirlenen kriterin altında kalıncaya kadar devam eder.



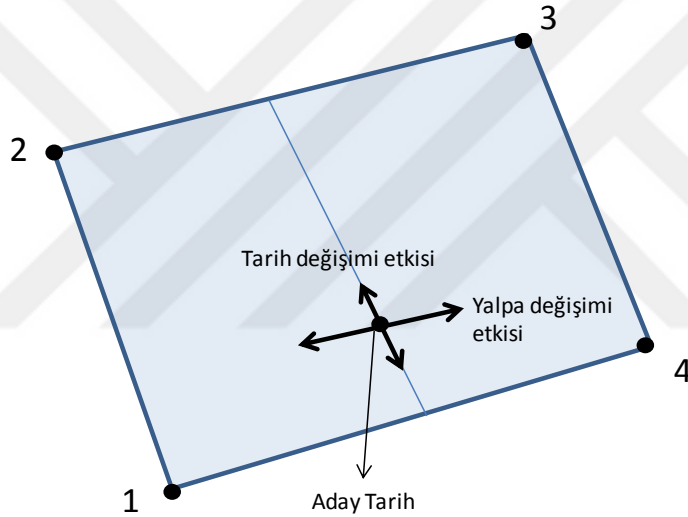
**Şekil 3.10** : İkiye bölme yöntemiyle aday tarihin hesaplanması.

İkiye bölme işlemi sonunda elde edilen tarih aday tarihtir ("e" yer noktasına ilişkin tarih). Bu aşamadan sonra, |e-h| mesafesinin minimize edilmesini sağlayacak tarih ve yalpa hesaplamaları yapılmalıdır.

### 3.4. Tarih Ve Yalpa Açısının Hesaplanması

Randevu algoritması, uydunun konumunu (tarihi) ve yalpa açısını ayarlayarak istenen yer izine olabildiğince yakın değerler elde etmeye çalışır.

Yalpa açısı sabit tutularak uydunun konumu değiştirildiğinde sağlanan yer izi değişimi ile uydu konumu sabit tutularak yalpa açısı artırıldığında sağlanan yer izi değişimi, birbirinden farklı olacaktır. Dolayısıyla, zaman değişimi ile yalpa açısı değişiminin yer izi (enlem ve boylam) üzerinde farklı ağırlıkları vardır (bkz. Şekil 3.11).



**Şekil 3.11** : Zaman ve yalpa açısı değişimlerinin yer noktası üzerindeki ağırlıkları.

Aday tarihte birim zaman ve birim yalpa açısı ağırlıkları ve bu değerlere denk düşen mesafe hataları kullanılarak doğrusal denklem seti oluşturulup (denklem seti (3.6)) çözüldüğünde, çıkan sonuçtan yeni aday tarih ve aday yalpa açısı hesaplanabilir. Mesafe hatası yeterince küçülünceye kadar bu işlem devam ettirilebilir.

Birim tarih değişiminin enlem ve boylam üzerindeki ağırlıklarına sırasıyla WTE ve WTB diyelim. Birim yalpa açısı değişiminin enlem ve boylam üzerindeki ağırlıklarına ise sırasıyla WRE ve WRB diyelim.

Birim tarih değişiminin etkisini hesaplamak için aday tarih referans olarak kullanılır. Bu tarihten itibaren yörünge ilerletici ile uydu konumu belirli bir süre ( $\Delta t_0$ ) ilerletilir (örneğin  $\Delta t_0 = 10$  saniye gibi). Bu aşamada yalpa açısı referans değer olan 0 derecede tutulabilir. Yunuslama açısı ise kullanıcı girdisine eşittir. Bu şartlar altında görüş

ekseninin yer izindeki enlem ve boylam değişimleri hesaplanır. Tarih değişimi kaynaklı enlem ve boylam değişimlerine sırasıyla  $\Delta ET$  ve  $\Delta BT$  diyelim. Bu durumda birim tarih değişiminin enlem ve boylam açıları üzerindeki ağırlıkları aşığıdaki gibi hesaplanabilir:

$$WTE = \frac{\Delta ET}{\Delta t_0}, \quad (3.2)$$

$$WTB = \frac{\Delta BT}{\Delta t_0}. \quad (3.3)$$

Birim yalpa açısı ağırlığı da birim tarih ağırlığına benzer şekilde hesaplanabilir. Sabit yunuslama açısında, sıfır yalpa açısı referans alınarak, yalpa açısındaki  $\Delta R_0$  değişimi (örneğin  $\Delta R_0 = 45^\circ$  olabilir) kaynaklı enlem ve boylam değişimlerine sırasıyla  $\Delta ER$  ve  $\Delta BR$  diyelim. Bu durumda, birim yalpa açısının enlem ve boylam açıları üzerindeki ağırlıkları aşığıdaki gibi hesaplanabilir:

$$WRE = \frac{\Delta ER}{\Delta R_0}, \quad (3.4)$$

$$WRB = \frac{\Delta BR}{\Delta R_0}. \quad (3.5)$$

Herhangi bir Tarih ve yalpa açısındaki yer izi ile hedef nokta arasındaki enlem ve boylam hatalarına da sırasıyla  $\Delta E$  ve  $\Delta B$  diyelim. Bu durumda doğrusal denklem seti aşığıdaki gibi yazılabilir:

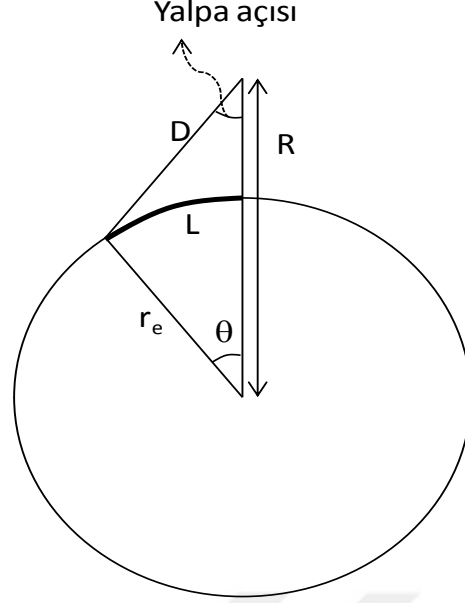
$$\begin{bmatrix} WRE & WTE \\ WRB & WTB \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta R \\ \Delta T \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \Delta E \\ \Delta B \end{bmatrix}. \quad (3.6)$$

$\Delta R$  ve  $\Delta T$  değerleri sırasıyla yalpa açısı ve Tarih için mesafe hatasını minimize edecek, bir sonraki iterasyonda kullanılacak fark değerleridir. Denklem seti (3.6) çözüldüğünde,  $\Delta R$  ve  $\Delta T$  değerleri kullanılarak yeni aday tarih ve yalpa açısı aşığıdaki gibi hesaplanabilir:

$$\text{Aday tarih} = \text{aday tarih} + \Delta T \text{ (saniye)}, \quad (3.7)$$

$$\text{Yalpa açısı} = \text{Yalpa açısı} + \Delta R. \quad (3.8)$$

Denklem (3.7)'de yer alan aday tarihin başlangıç değeri, ikiye bölme yöntemiyle zaten belirlenmişti. Şimdi ise denklem (3.8)'de yer alan yalpa açısının başlangıç değerinin belirlenmesi gerekmektedir. Yalpa açısının başlangıç değeri küresel Dünya varsayımıyla belirlenebilir (bkz. Şekil 3.12).



**Şekil 3.12** : Yalpa açısının başlangıç tahmininin hesaplanması.

Şekil 3.12'de  $\theta$  açısı, aday tarihte görüş ekseni yer noktası ile hedef arasındaki mesafeye denk gelen açıdır ve yerin küre olduğu varsayımıyla  $\theta = L / r_e$  değerine eşittir ( $r_e$  için ortalama yerküre yarıçapı kullanılabilir). Sinüs ve kosinüs teoremlerini kullanarak yalpa açısının (mutlak değer olarak) başlangıç tahmini aşağıdaki gibi hesaplanabilir:

$$Yalpa_0 = \text{asin} \left( \frac{\sin(\theta)r_e}{D} \right), \quad (3.9)$$

$$D = \sqrt{r_e^2 + R^2 - 2 \cdot r_e \cdot R \cdot \cos(\theta)}. \quad (3.10)$$

$Yalpa_0$  değerinin işareti ise, görüş ekseni yer izi boylam değeri ile hedef boylam değeri arasındaki farkın işareti ile eşittir.

Bu aşamadan sonra, mesafe hatası istenen değere ulaşıncaya kadar ağırlık ve hata matrislerinden oluşan denklem seti (3.6) çözülerek yeni aday tarih ve aday yalpa açısı hesaplanabilir.

Eğer yalpa limiti aşılsa veya Güneş koşulu var ise (optik uydularda vardır) ve aday tarihte Güneş başucu açısı değeri limiti aşarsa (bkz. Bölüm 5.2.4.2), geniş tarih adımı ile yörünge ilerletilerek başka bir olası aday tarih ve yalpa açısı aramaya devam edilir (hesaplanan değerler yok sayılarak). Dikkat edilmesi gereken bir husus, hedef yer noktası ulaşılabilir alanın Doğu veya Batı sınırına yakın ise, ilk iterasyonda yalpa limitinin aşılmasına izin vermek gerekmektedir. Bunun sebebi, ilk tahminin ulaşılabilir bölgenin dışında kalmasıdır ve bu durum, olası bir durumdur.

Algoritmanın çalışması sonucunda, istenen kriterleri sağlayan tarih ve yalpa açısı değerlerini içeren liste oluşturulmuş olur. Olası görüntü algılama tarih ve başlangıç yalpa açısını gösteren örnek bir liste Çizelge 3.1’de verilmektedir (tarihler UTC’ye göredir (UTC: *Coordinated Universal Time* (Eşgüdümlü Evrensel Zaman))).

**Çizelge 3.1** : Görüntüleme olanakları tablosu.

No	Tarih	Başlangıç Yalpa Açısı
1	2018.05.12 07:28:50.409	-21.7942924188166
2	2018.05.12 19:35:04.803	-17.65612490699522
3	2018.05.13 20:10:25.295	43.66468538737647
4	2018.05.14 07:02:09.302	30.52782391517214
5	2018.05.15 07:37:32.099	-35.39680070538369

Çizelge 3.1’de verilen olanaklar tablosu tek bir yunuslama açısı değeri içindir (örnektir ve Güneş koşulu yok sayılmıştır). Bölüm 3’ün girişinde belirtildiği gibi, görev planlama sırasında çakışmalardan arındırma veya önceliklendirme işlemi sırasında görüntülemenin başlangıç tarihi ve buna bağlı olarak başlangıç yunuslama açısı değiştirilebilir. Bu sebeple, istendiği takdirde maksimum yunuslama açısı limitlerine göre bir yörünge turunda bir hedefin hangi tarih aralığında (başlangıç ve bitiş) görüntülenebileceği de aynı şekilde hesaplanabilir. Bu durumda olanaklar tablosunun her satırında başlangıç ve bitiş tarihleri yer alacaktır.



#### 4. İZ SÜRÜCÜ ALGORİTMA

Görüş eksenini yeryüzü üzerinde herhangi bir bölgeye yönlendirilmesi için uydunun yönlendirilmesi mümkün olduğu gibi, bir mekanizma yardımıyla uydunun bütünü yerine kameranin yönlendirilmesi de günümüz teknolojiyle mümkün olmaktadır (elektronik veya mekanik olarak). Hangi yöntem kullanılırsa kullanılsın, hedef koordinatların doğru olarak hesaplanabilmesi için, kamera eksen takımı yöneliminin doğru olarak belirlenmesi önem teşkil etmektedir. Bunun sebebi, görüş ekseninin doğrudan kamera eksen takımında yer almasıdır. İz sürücü algoritmada kamera eksen takımının yönelim parametreleri belirlenmektedir (ancak dönüşüm matrisi verildiği sürece istenen eksen takımında da yönelim parametreleri elde edilebilir).

İz sürücü algoritma, eğimli şerit (*Inclined Strip*) veya nokta (*Spot*) görüntü elde etmek için gerekli yönelim profilinin hesaplanmasında kullanılan ana metottur. İz sürücü algoritmanın amacı, girdi olarak verilen başlangıç şartlarına ve iz hareketi parametrelerine göre yönelim profilini oluşturmaktır.

Yönelim profili, girilen zaman aralığı ve başlangıç konumuna göre hem yer izinin hem de yörünge konumunun adım adım artırılması ilkesine göre hesaplanır.

İz sürücü algoritmada, yönelim parametre tipi olarak Euler açıları kullanılmaktadır. Euler açılarının kullanılmasındaki ana etken gözde canlandırmanın (fiziksel olarak fikir vermesinin) daha kolay olmasıdır. Uydularda yönelim parametresi olarak sıklıkla Quaternion tipi parametreler kullanılmaktadır. İz sürücü algoritma Quaternion üretebilecek hale getirilebilir durumdadır.

Hesaplanacak yönelim profili, sabit değerler haricinde beş ana parametreye bağlıdır. Bu parametreler aşağıdaki tabloda sıralanmaktadır. Sabit değerler uyduya, uydunun görevine, görev yükü ekipmanına ve kullanılan Dünya elipsoit modeline göre önceden tanımlanmış değerlerdir. Çizelge 4.1'de verilen değerler ise görüntüleme aktivitesinin tanımlanmasına ilişkin değerlerdir.

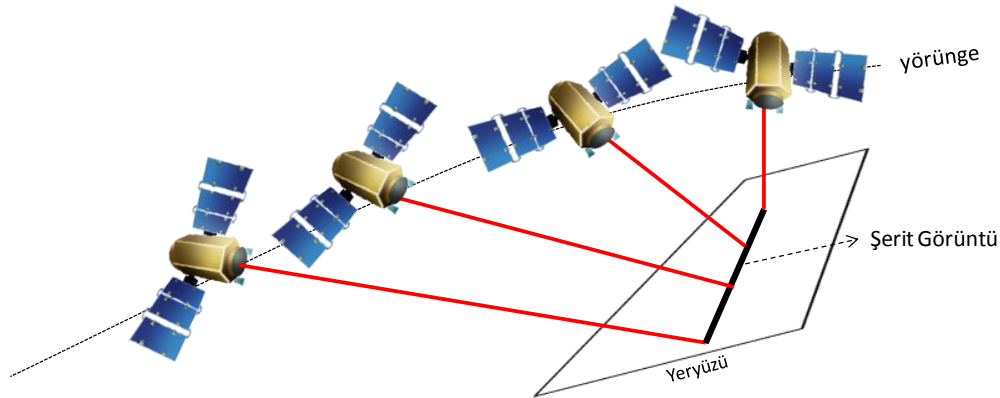
**Çizelge 4.1** : İz sürücü algoritmanın temel girdileri.

Parametre	Açıklama
Tarih	Görüntünün algılanmaya başlayacağı tarihtir.
Yalpa <sub>0</sub>	Başlangıç yalpa açısı.
Yunuslama <sub>0</sub>	Başlangıç yunuslama açısı.
Azimet	Şerit görüntünün azimet açısıdır.
h	WGS-84'e göre hedef yüksekliği.

Çizelgede verilen dört ana parametre, görüntünün algılanmasının başlangıcını belirlemektedir. Bir başka deyişle: “Uydu, girilen tarihteki konumunda ve yalpa<sub>0</sub> ile yunuslama<sub>0</sub> yönelim açılarına sahipken, girilen azimet açısında şerit görüntü almaya başla” anlamını taşımaktadır.

Bu parametrelere göre ilk önce uydunun görüş ekseninin yeryüzünde nereyi gördüğü hesaplanmaktadır. Ardından ise, azimet açısına (tarama yönüne) bağlı olarak sapma<sub>0</sub> açısı hesaplanmaktadır. Bu aşama sonunda uydu konumu, görüş ekseninin yeryüzünü kestiği konum (görüş ekseninin yer izi) ve Euler açıları belirlenmiş olur.

Bu aşamadan sonra, belirli zaman adımlarında hem görüş ekseninin yer izi hem de uydunun yörüngedeki konumu artırılır ve her artım sonunda yeni Euler açıları hesaplanır (Bkz. Şekil 4.1).



**Şekil 4.1** : İz sürücü algoritmanın çalışma prensibi (sabit azimet açılı şerit için).

Son aşama olarak, her zaman adımı için hesaplanan Euler açılarına n mertebesinde polinom uydurulur.



#### 4.1. İz Sürücü Kipleri

İz sürücü algoritma, Bölüm 1.2.2'de belirtilen özelliklere ve kısıtlara sahip nokta veya şerit görüntülerin algılanabilmesi için gerekli yönelim profilini (polinom olarak) hesaplayan algoritmadır.

Push-broom görev yükü ile yeryüzünün görüntülenmesinde, görüntünün tarama yönü iki şekilde tanımlanabilir: 1) Herhangi bir azimut açısına göre, 2) uydu yer izine paralel (YİP) olacak şekilde. Bu ayırım, matris veya radar tipte görev yüküne sahip uydular ile yeryüzünün görüntülenmesinde de kullanılabilir (ancak her tip görev yükünde iki tanımlamanın ikisi de kullanılabilir olmayabilir). Süpürme hızı da uygulama tipine ve görev yükü özelliklerine göre değişen bir parametredir.

Temel olarak beş ayrı iz sürücü kipi tanımlanabilir. Aşağıdaki listede süpürme hızına göre gruplandırılmış iz sürücü kipleri yer almaktadır.

##### □ SH = 0

A Kipi: Belirli bir azimut açısına göre sapma açısı yönlendirilir. Yalpa ve yunuslama açıları ise, görüş eksenini aynı yer noktasında tutacak şekilde hesaplanır (bkz. Şekil 4.2).

B Kipi: YİP olarak sapma yönlendirme yapılabilir. Yalpa ve yunuslama açıları ise, görüş eksenini aynı yer noktasında tutacak şekilde hesaplanır (bkz. Şekil 4.3).

##### □ SH > 0 (sabit)

C Kipi: Yer noktasını belirli bir azimut açısına ve IT süresine göre ilerletilecek şekilde yalpa ve yunuslama açıları hesaplanır. Süpürme yönü, aynı azimut açısında kalacak şekilde sapma yönlendirmesi yapılır (bkz. Şekil 4.4).

D Kipi: Yer noktası YİP olarak ve IT süresine göre ilerletilecek şekilde yalpa ve yunuslama açıları hesaplanır. Süpürme yönü, YİP kalacak şekilde sapma yönlendirmesi yapılır (bkz. Şekil 4.5).

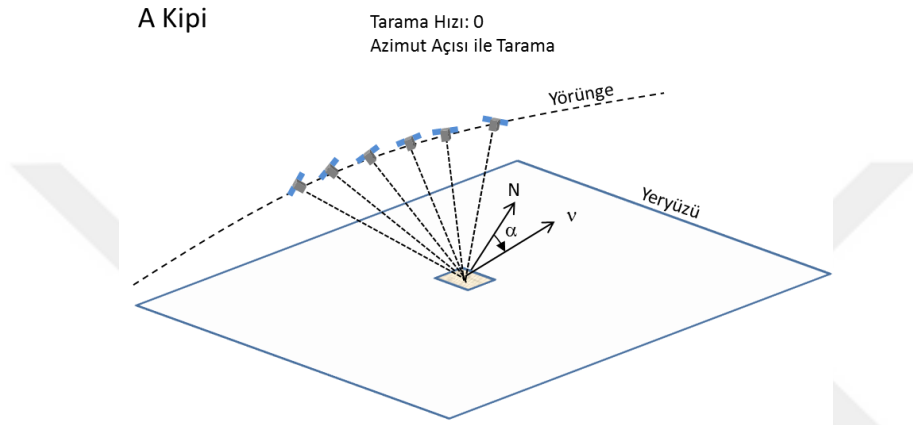
##### □ SH > 0 (değişken), sabit yalpa ve yunuslama

E Kipi: Süpürme yönü, YİP kalacak şekilde sapma yönlendirme yapılır. Yalpa ve yunuslama açıları başlangıç değerleri ile aynı kalır (bkz. Şekil 4.6).

İz sürücü kiplerine bağlı elde edilebilecek görüntü tipleri ve kiplere bağlı algılanabilecek görüntü özellikleri aşağıdaki şekillerde ve açıklamalarda aktarılmaktadır.

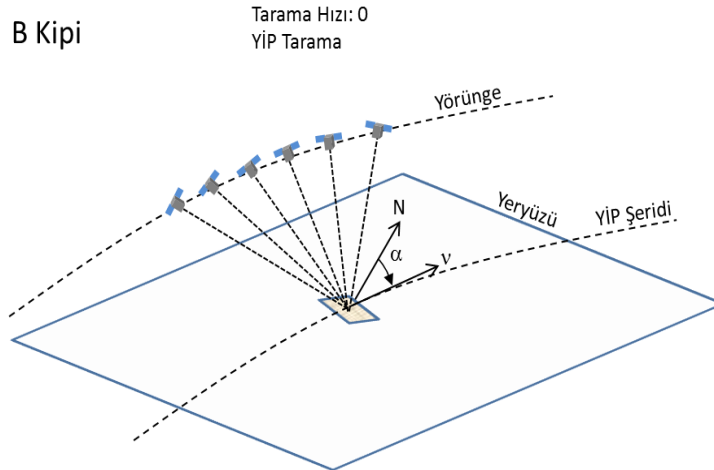
Şekil 4.2'de gösterilen A kipinde görüş ekseni sürekli aynı yer noktası üzerinde tutulmaktadır (süpürme hızı = 0) ve bu duruma göre yalpa ve yunuslama açıları hesaplanmaktadır. Görüş ekseninin sürekli aynı bölgede tutulduğu bu kipte süpürme

işlevinden bahsedilemez. Bu sürme tekniği daha çok matris piksel dizimli elektro-optik görev yükü ile görüntüleme veya SAR uygulamalarında kullanılabilir. Sapma açısı ise görüntünün doğrultusuna göre hesaplanmaktadır. Bu yöntem ile istenilen azimut açısına sahip matris yapılı optik görüntü elde edilebilir. Görüş ekseninin ne kadar bir süre boyunca hedef üzerinde tutulacağı bilgisi ise elektro-optik kamera sistemi ile ilgilidir. IT süresi yüksek ise, görüntüleme aktivitesinin başlama zamanı yeterince önceden ve dolayısıyla başlangıç yunuslama açısı görece daha büyük olarak başlatılmalıdır.



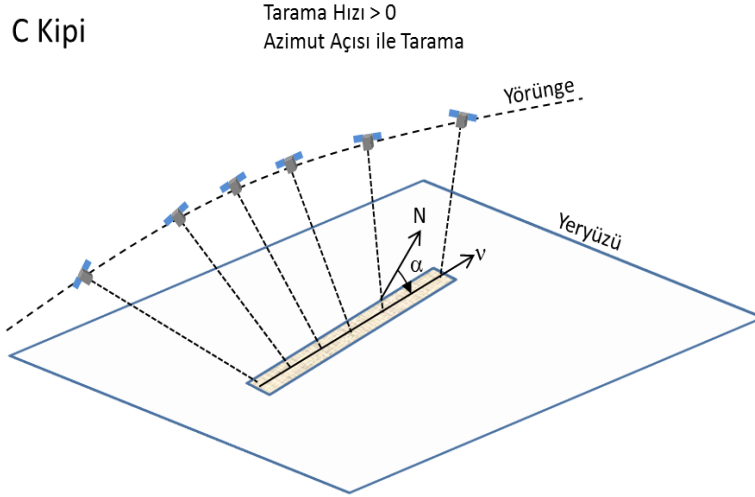
**Şekil 4.2 :** A kipi iz sürücü, sürme tekniği.

Şekil 4.3'de B kipi sürme tekniği gösterilmektedir. B kipinin A kipinden tek farkı, elde edilecek görüntünün uydu yer izine paralel olmasıdır. Aktif dizili SAR uyduları ile görüntülemelerde algılama kabiliyeti yapay olarak uydunun yörüngedeki hareketi ile artırılması sebebiyle, algılama işlemi YİP olarak gerçekleştirilebilmektedir. Bu nedenle B kipi, matris yapılı elektro-optik algılamada kullanılabileceği gibi SAR ile nokta görüntülemelerde kullanılabilir. Algılamanın YİP olarak gerçekleştirilebilmesi için gerekli sapma açısı ise, Bölüm 4.4.2'de anlatıldığı gibi hesaplanmaktadır.



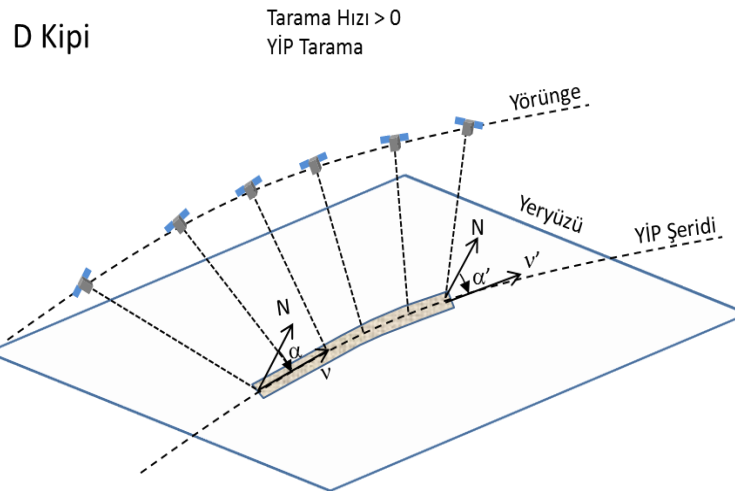
**Şekil 4.3 :** B kipi iz sürücü, sürme tekniği.

Şekil 4.4'te C kipi sürme tekniği gösterilmektedir. C kipinde, sabit azimut açısı ile (Loksodrom hattı üzerinde) görüntüleme aktivitelerinin gerçekleştirilebileceği yönelim profilleri elde edilebilmektedir. Yalpa ve yunuslama açıları, görüş eksenini Loksodrom hattı üzerinde IT kısıdına göre ilerletilmesi ilkesine göre hesaplanmaktadır. Sapma açısı ise Bölüm 4.4.1'de açıklandığı gibi tarama yönü sabit azimut açısında tutulacak şekilde hesaplanmaktadır. Bu kip, push-broom elektro-optik kamera ile eğimli nokta ve şerit görüntülemelerde kullanılabilecek bir kiptir.



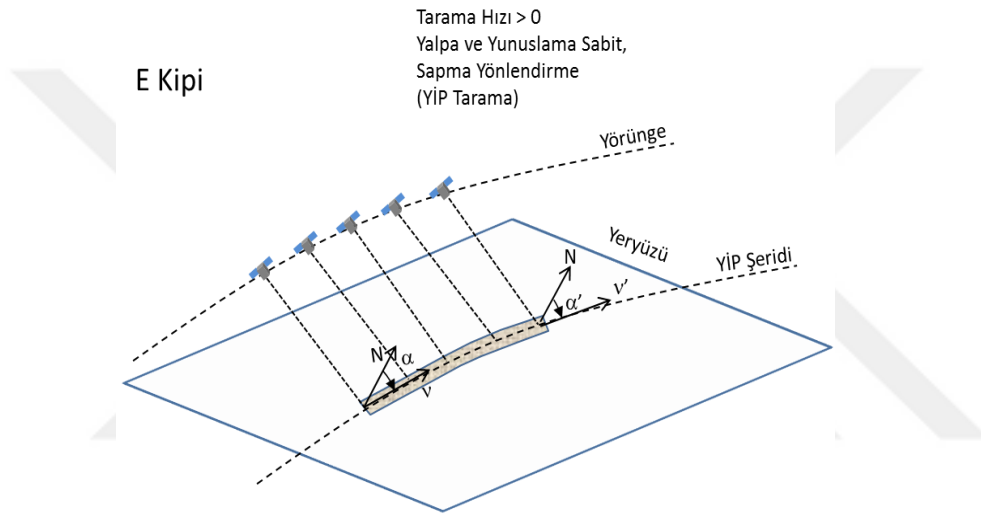
**Şekil 4.4** : C kipi iz sürücü, sürme tekniği.

Şekil 4.5'te D kipi sürme tekniği gösterilmektedir. Bu kipi C kipinden tek farkı, görüş ekseninin yer noktası YİP olacak şekilde hareket ettirilmesidir. Bu kipte azimut açısı değişkendir. Yer noktasının IT süre kısıdına ve YİP olacak şekilde ilerletilmesi Bölüm 4.5.3'te açıklanmaktadır. Bu kip, push-broom elektro-optik kamera ile nokta ve şerit görüntülemelerde kullanılabileceği gibi SAR görüntülemelerde de kullanılabilecek bir kiptir.



**Şekil 4.5** : D kipi iz sürücü, sürme tekniği.

Şekil 4.6’da E kipi sürme tekniği gösterilmektedir. Bu kipte yalpa ve yunuslama açıları sabit değer olarak kullanılmaktadır. Yalpa ve yunuslama açılarının sabit tutulması sebebiyle bu kip bir tür YİP görüntüleme kipiştir. Yalpa ve yunuslama açıları yer noktası sabit hızda ilerletilerek hesaplanmadığı için, yer noktası hareketi irtifaya ve enlem açısına bağlı olarak değişir (SH sabit kalmaz). Bu kip, YÖM gereksinimi metre altı gibi hassas olmayan uygulamalarda kullanılabilir (IT süresi yeterince küçük ise, hassas uygulamalarda da kullanılabilir). Bu durumda yalpa ve yunuslama açılarına polinom uydurulmaz. Ancak, push-broom uyduları ve SAR uyduları ile görüntüleme, tarama yönünün YİP olacak şekilde sapma açısının hesaplanması gerekebilir. Sapma açısı Bölüm 4.4.2’de verildiği gibi hesaplanmaktadır.



**Şekil 4.6** : E kipi iz sürücü, sürme tekniği.

A, B, C ve D kipleri için fonksiyonel akış diyagramı Bölüm 4.2’de verilmektedir. E kipinin tek farkı yalpa ve yunuslama açılarının sabit tutulmasıdır (yer noktasının ilerletilmesi ile ilişkisizdir).

A, B, C, D ve E kipleri, potansiyel olarak uydu yönelim parametrelerinin oluşturulmasında kullanılacak ana kiplerdir. Türetilen ana kiplerin özellikleri Çizelge 4.2’de verilmektedir.

Çizelge 4.2’de dördüncü sütunun başlığında yer alan “YYS Yönlendirme” ifadesi, yönlendirmesi gerçekleştiren Euler açılarını belirtmektedir (yalpa, yunuslama ve sapma). Dördüncü sütunda “YYS” ifadesinin yer alması, ilgili kipi üç Euler açısını da yönlendirdiği anlamına gelmektedir. “Sapma” ifadesi ise ilgili kipi sadece sapma açısını yönlendirdiği anlamını taşımaktadır.

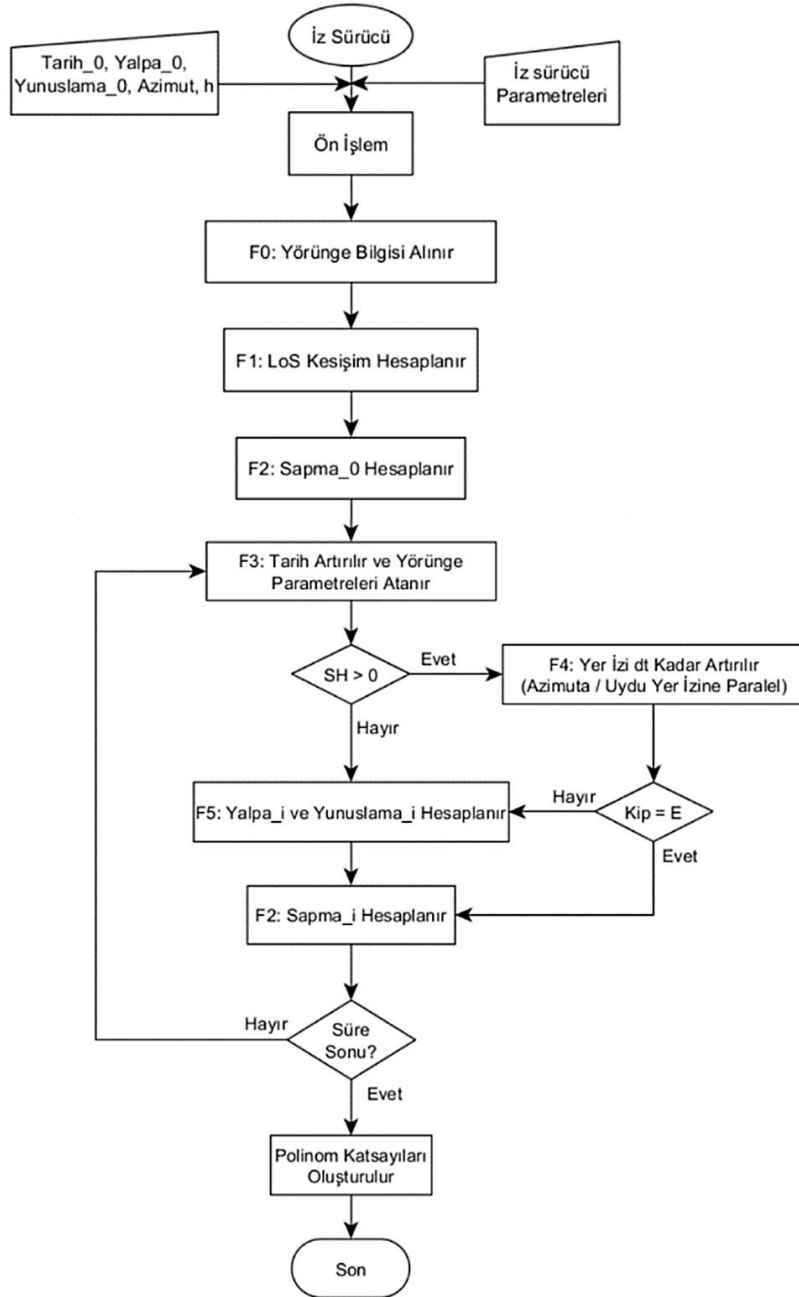
**Çizelge 4.2 : İz sürücü kipleri.**

Kip	SH	Süpürme Yönü Referansı	YYS Yönlendirme	Açıklama	Olası Uygulama Alanları	Girdiler
A	0	Azimut Açısı	YYS	Aynı hedefe bakarak yalpa, yunuslama ve sapma açısında yönlendirme yapar, Sapma açısında yönlendirmeyi girilen azimut açısına göre yapar.	1) EO Matris	1) Tarih <sub>0</sub> 2) Yalpa <sub>0</sub> 3) Yunuslama <sub>0</sub> 4) Azimut 5) h
B	0	YİP	YYS	Aynı hedefe bakarak yalpa, yunuslama ve sapma açısında yönlendirme yapar, sapma açısında yönlendirmeyi YİP olacak şekilde yapar.	1) SAR nokta 2) EO Matris	1) Tarih <sub>0</sub> 2) Yalpa <sub>0</sub> 3) Yunuslama <sub>0</sub> 4) h
C	>0 (sabit)	Azimut Açısı	YYS	Sabit tarama hızı ile istenen azimut açısı ile sürme (loksodrom. & GA) kipiştir. Yalpa, yunuslama ve sapma açısında yönlendirme yapar.	1) EO Pushbroom nokta/şerit	1) Tarih <sub>0</sub> 2) Yalpa <sub>0</sub> 3) Yunuslama <sub>0</sub> 4) Azimut 5) h
D	>0 (sabit)	YİP	YYS	Sabit tarama hızı ile YİP şeklinde sürme kipiştir. Yalpa, yunuslama ve sapma açısında yönlendirme yapar.	1) EO Pushbroom nokta/şerit 2) SAR "sliding" nokta	1) Tarih <sub>0</sub> 2) Yalpa <sub>0</sub> 3) Yunuslama <sub>0</sub> 4) h
E	>0 (denetimsiz)	YİP	Sapma	Sabit yalpa ve yunuslama açılarının kullanıldığı ancak sapma açısının yönlendirildiği kiptir (sapma açısının yönlendirilmesi YİP şeklindedir).	1) SAR şerit 2) YİP EO pushbroom nokta/şerit	1) Tarih <sub>0</sub> 2) Yalpa <sub>0</sub> 3) Yunuslama <sub>0</sub> 4) h

Çizelge 4.2'deki "girdiler" bölümü, algoritmalara girdi olarak verilen parametreleri tanımlamaktadır. Yalpa0, yunuslama0 ve başlangıç tarihi tüm kiplerde ortak girdidir. Belirli bir azimut açısı ile iz sürülen kiplerde, istenen azimut açısı sağlanmalıdır. "h" parametresi ise hedef yer noktasının WGS-84 elipsoit modeline göre yükseklik bilgisidir ve tüm kiplere girdi olarak verilmelidir.

#### 4.2. İz Sürücü Fonksiyonel Akış Diyagramı

İz sürücü algoritmasının üst seviyede fonksiyonel mimarisi Şekil 4.7'de verilmektedir (şekildeki  $F_i$ , fonksiyon numarasını göstermektedir ve  $i$ : 0,1,2,3,4,5).



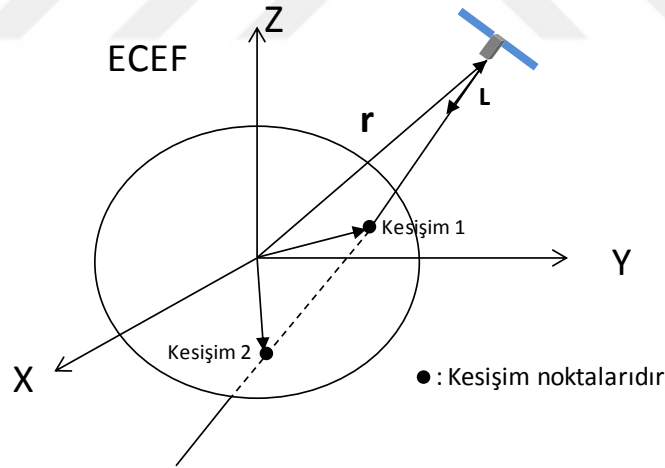
Şekil 4.7 : İz sürücü algoritma fonksiyonel akış diyagramı.

İz sürücü algoritma, Çizelge 4.2’de verilen başlangıç şartları ile çağrılmaktadır. Sayaçların ayarlanması ve dizi tahsis (preallocation) işlemlerinin yapıldığı “ön işlem” ardından ilerleyen bölümlerde anlatılan alt-fonksiyonlar kullanılarak gerekli işlemler gerçekleştirilmektedir. İz sürücü algoritmanın başarımı, altında çalışan fonksiyonlarda kullanılan matematiksel modellerin başarımı ile orantılıdır. Ancak kullanılan teknik, alt fonksiyonlarda kullanılan modellerden bağımsızdır. İz sürücünün kullandığı tüm matematiksel modeller, ilerleyen bölümlerde açıklanmaktadır.

### 4.3. Hedef Koordinatlarının Belirlenmesi

Uydunun yönelim parametrelerine ve uydu konumuna göre, uydu üzerinde tanımlı bir vektörün yeryüzünü kestiği noktanın belirlenmesi analitik yöntemle hesaplanması mümkündür. Bu vektör örneğin, uydu üzerinde yer alan kameranın görüş eksenini (LoS axis) olduğu düşünülebilir. Uydu yönelimine ve konumuna göre kameranın yeryüzü üzerinde nereyi göreceği bilgisi, özellikle gözlem uyduları için önemli bir bilgidir.

Yönelime ve konuma göre hedef koordinatların belirlenebilmesi için görüş eksenini ve Dünya elipsoidinin kesişim noktalarının belirlenebilmesi gerekmektedir. Şekil 4.8’de görüş eksenini ile elipsoit kesişim noktaları ECEF’de betimlenmektedir.



**Şekil 4.8 :** Uydu görüş eksenini ve yeryüzü ile kesişimi.

L vektörü, görüş eksenini ifade etmektedir ve birim vektördür. Uydunun konum vektörü ise r vektörü ile ifade edilmiştir. L ve r vektörleri ECEF’de tanımlıdır. Görüş eksenini aşağıdaki gibi parametrik olarak yazılabilir:

$$\begin{aligned}
 x &= r_x + L_x M, \\
 y &= r_y + L_y M, \\
 z &= r_z + L_z M.
 \end{aligned}
 \tag{4.1}$$

{x, y, z} noktası ECEF üzerinde tanımlı koordinatlardır. M değeri ise görüş ekseninin boyuna ilişkin serbest parametredir. Elipsoit denklemi ise aşağıda verilmektedir:

$$\frac{x^2}{a^2} + \frac{y^2}{b^2} + \frac{z^2}{c^2} = 1. \quad (4.2)$$

Görüş ekseninin parametrik denklemleri elipsoit denkleminde yerine yazıldığında M'ye bağlı tek bir denklem elde edilebilir. Bu denklem, ikinci dereceden bir denklemdir ve aşağıdaki formda yazılabilir:

$$I.M^2 + J.M + K = 0. \quad (4.3)$$

I, J ve K değerleri aşağıdaki gibi ifade edilebilir:

$$\begin{aligned} I &= (L_x \cdot b \cdot c)^2 + (L_y \cdot a \cdot c)^2 + (L_z \cdot a \cdot b)^2, \\ J &= 2 \cdot [r_x \cdot L_x \cdot (b \cdot c)^2 + r_y \cdot L_y \cdot (a \cdot c)^2 + r_z \cdot L_z \cdot (a \cdot b)^2], \\ K &= (r_x \cdot b \cdot c)^2 + (r_y \cdot a \cdot c)^2 + (r_z \cdot a \cdot b)^2 - (a \cdot b \cdot c)^2. \end{aligned} \quad (4.4)$$

M parametresinin iki reel çözümü olabilir. Bunlar:

$$M_{1,2} = \frac{-J \pm \sqrt{J^2 - 4 \cdot I \cdot K}}{2 \cdot I}. \quad (4.5)$$

Eğer reel çözümü bulunmuyor ise, görüş eksenini elipsoidi kesmiyordur. Eğer, tek bir reel çözümü varsa, görüş eksenini tam olarak ufuk çizgisini görüyor demektir. İki reel çözüm bulunması durumunda ise, uyduya en yakın olan koordinatlara sahip M parametresi aranan çözümdür (çözüm pozitif olmalıdır çünkü aksi durumda kesişim noktası kameranın tam arkasında bulunmaktadır). Yakınlık karşılaştırması için, M<sub>1</sub> ve M<sub>2</sub>'ye karşılık gelen koordinatlar (4.1) numaralı parametrik denklemler kullanılarak hesaplanır (kesişim noktası koordinatları) ve |kesişim<sub>1</sub> - r| ile |kesişim<sub>2</sub> - r| boyları mukayese edilir.

ECEF Kartezyen koordinatlarda hesaplanan kesişim noktası, küresel koordinatlara çevrildiğinde merkezi enlem ve boylam değerleri elde edilebilir. Yer merkezli küresel koordinatlar (enlem ( $\varphi_{ym}$ ) ve boylam ( $\lambda$ ) bileşenleri) aşağıdaki gibi hesaplanabilir:

$$\lambda = \tan^{-1} \frac{y}{x}, \quad (4.6)$$

$$\varphi_{ym} = \tan^{-1} \frac{z}{\sqrt{x^2 + y^2}}. \quad (4.7)$$

Enlem denkleminde yer alan ym indisi, merkezi enlem olduğunu ifade etmek için kullanılmıştır. Genelde enlem açısı jeodezik koordinatlarda (geodetic coordinates)



ifade edilmektedir. Elipsoit üzerinde jeodezik enlem açısı ( $\varphi$ ), elipsoidin basıklık (flattening) değeri ve merkezi enlem açısı kullanılarak, (2.10) numaralı denklem ile hesaplanabilmektedir.

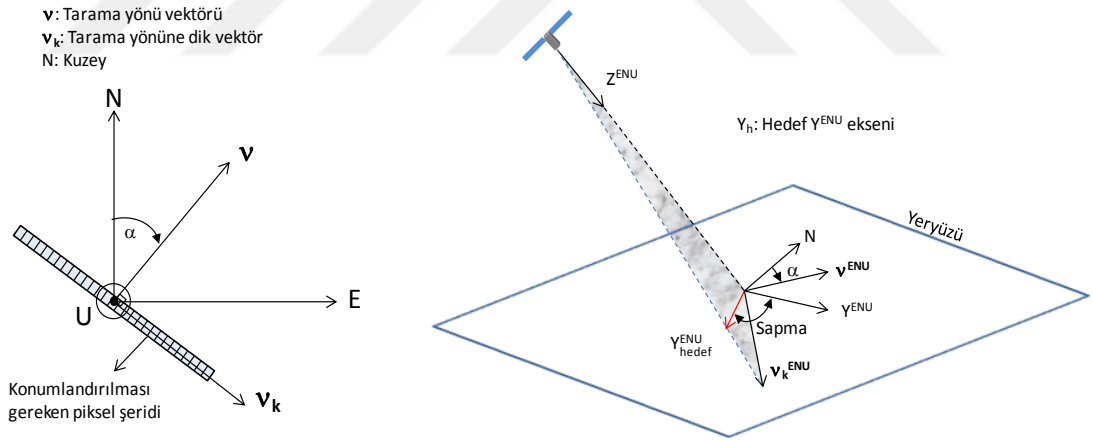
#### 4.4. Sapma Açısının Hesaplanması

Sapma açısı, görüş ekseninin tarayacağı hat ile ilişkilidir. Eğimli şerit / nokta görüntülemeye bu hattın yönü azimut açısı ( $\alpha$ ) ile ifade edilmektedir. Uydu yer izine paralel algılamada ise hattın yönü ayrıca hesaplanmalıdır (her zaman adımında değişecektir).

##### 4.4.1. Azimut açısı ile süpürmede sapma açısının hesaplanması

Sabit azimut açısı ile süpürme işleminin başarılı olabilmesi için piksel diziliminin tarama yönüne dik yönde kalacak şekilde yeryüzüne yerleştirilmesi gerekmektedir. Bu yön aşağıdaki gibi hesaplanabilmektedir (bkz. Şekil 4.9):

$$v_k^{ENU} = \begin{bmatrix} \cos(\alpha) \\ -\sin(\alpha) \\ 0 \end{bmatrix}. \quad (4.8)$$



**Şekil 4.9** : Tarama yönüne dik vektör üzerindeki piksel şeridi ve sapma açısı.

Hedef  $Y^{EOPL}$  eksenini,  $Z^{EOPL}$  ile  $v_k$  vektörlerinin oluşturduğu düzlemdir ve elbette  $Z^{EOPL}$ 'ye diktir. Hedef  $Y^{EOPL}$  eksenini aşağıdaki gibi ardışık iki vektörel çarpım ile elde edilebilir (bkz. Şekil 4.9):

$$Y_{hedef}^{ENU} = Z^{ENU} \times (v_k^{ENU} \times Z^{ENU}). \quad (4.9)$$

Dönüşümlerde kullanılmak üzere, ENU ile EOPL arasındaki transformasyon matrisi ise aşağıdaki gibi hesaplanabilir (Bölüm 2.1'de r.e.t. açıklamaları yer almaktadır):

$$T_{r^{ENU\_EOPL}} = T_{r^{ENU\_ECEP}} (T_{r^{ECI\_ECEP}})' T_{r^{ECI\_OF}} T_{r^{OF\_LOF}} T_{r^{LOF\_EOPL}}. \quad (4.10)$$

Denklem (4.10)'da yer alan (') işareti matrisin transpozu anlamına gelmektedir. Bu durumda, hedeflenen  $Y^{ENU}$ 'ya ulaşmak için gerekli sapma açısının mutlak değeri hedeflenen  $Y^{ENU}$  ile mevcut  $Y^{ENU}$  arasındaki açıdır ve bu açı aşağıdaki denklem kullanılarak hesaplanabilir:

$$|Sapma| = \text{acos}(Y_{hedef}^{ENU} \cdot Y^{ENU}). \quad (4.11)$$

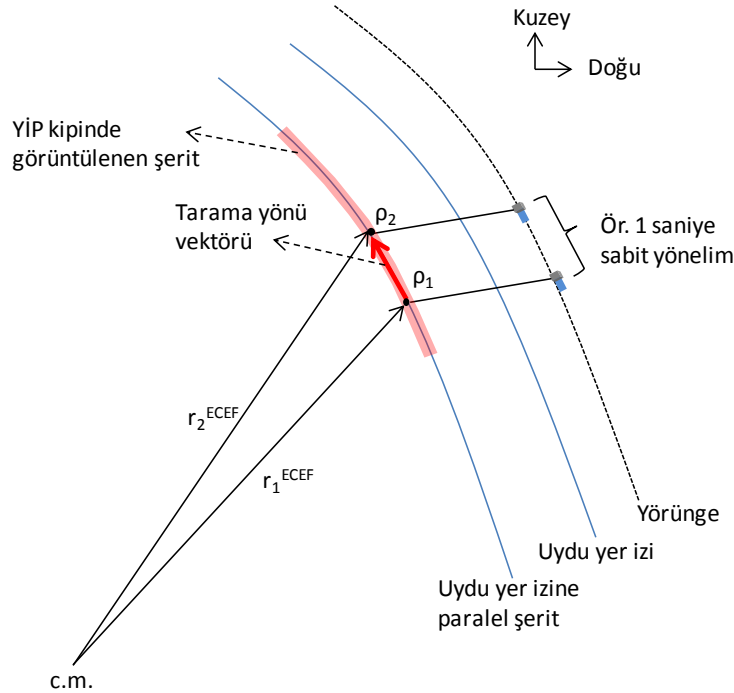
Sapma açısının işareti ise  $v_k^{EOPL}$ 'nin,  $X^{EOPL}$  yönündeki bileşenin işaretinin tersidir. Bu durumda sapma açısının son hali aşağıdaki gibi hesaplanabilir ("sgn" işaret fonksiyonunu betimlemektedir.):

$$Sapma = -\text{sgn}(v_k^{EOPL}(1)) \cdot \text{acos}(Y_{hedef}^{ENU} \cdot Y^{ENU}). \quad (4.12)$$

#### 4.4.2. Uydu yer izine paralel süpürmede sapma açısının hesaplanması

Uydu yer izine paralel (YİP) görüntülemeye azimut açısının belirsiz ve değişken olması nedeniyle, her adımda öncelikle yerel azimut açısının YİP kipine uygun olarak hesaplanması gerekmektedir.

Azimut açısı hesaplanırken yalpa ve yunuslama açısı sabit tutulurken, uydu kısa bir süre (1 saniye gibi) ilerletilerek yeni görüş ekseni yer noktası hesaplanır (Şekil 4.10'da  $\rho_2$  ile gösterilmektedir).



Şekil 4.10 : YİP kipinde tarama yönünün hesaplanması.

Bu durumda tarama yönü vektörü aşağıdaki gibi hesaplanabilir.

$$v^{ENU} = TR^{ENU\_ECEF} (r_2^{ECEF} - r_1^{ECEF}). \quad (4.13)$$

$v^{ENU}$ 'ya dik olacak  $v_k^{ENU}$  vektörü ise,  $v^{ENU}$ 'nun U (başucu) yönünde  $-90^\circ$  döndürülmesiyle aşağıdaki gibi hesaplanabilir:

$$v_k^{ENU} = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 \\ -1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} v^{ENU}. \quad (4.14)$$

Dikkat edilmelidir ki, yerkürenin basıklığı sebebiyle  $v_k$ 'nin z eksenini, on binde 5 gibi küçük farkla sıfırdan farklı bir bileşeni olacaktır. Bu değer ihmal edilerek  $v_k$ 'nin yerel yeryüzü düzleminde kalması sağlanmaktadır.

Bu aşamadan sonra sapma açısının hesaplanması azimut kipinde gerçekleştirildiği gibi yapılabilir.

#### 4.5. Görüş Eksenini Yer İzinin İlerletilmesi

Yönelime göre görüş eksenini yer izinin bir IT ( $IT > 0$ ) süresinde hareket etmesi gereken mesafe, tarama yönündeki çözünürlük ( $\sigma$ ) olarak ifade edilebilir. Bu durumda,  $\Delta t$  kadar sürede görüş eksenini yer izinin kat etmesi gereken mesafe ( $\Delta y$ ) aşağıdaki denklem ile hesaplanabilir ( $SH = 0$  olan uygulamalarda  $\Delta y = 0$  kabul edilebilir):

$$\Delta y = \Delta t \left( \frac{\sigma}{IT} \right). \quad (4.15)$$

Denklem (4.15)'de,  $\sigma / IT$  oranı süpürme hızıdır ( $IT > 0$ ).

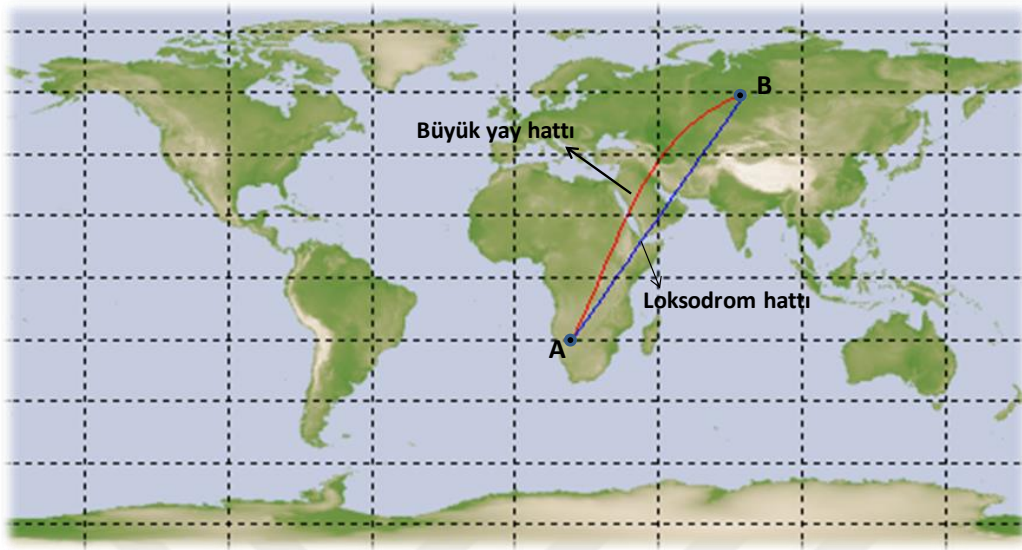
Görüş ekseninin yer izi yeryüzünde üç farklı hat üzerinde ilerletilebilir. Bu hat aşağıda listelenmektedir.

- Sabit azimut açısına sahip hat boyunca (loksodrom hattı).
- Başlangıç azimut açısının tanımlandığı büyük yay hattı (Great Arc hattı).
- Uydu yer izine paralel kalınan hat (YİP kipi).

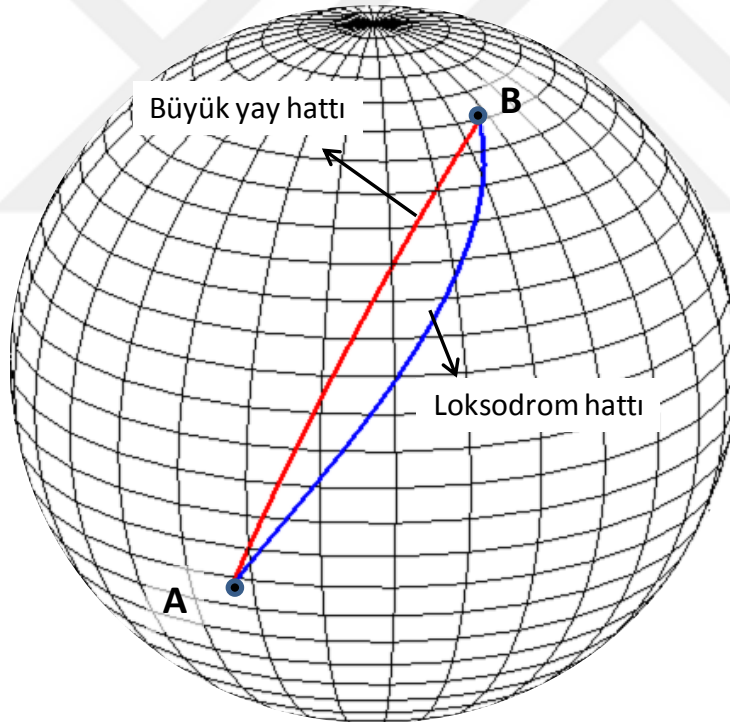
Enlem ve boylam cinsinden verilen koordinatlardaki bir noktanın,  $\Delta y$  mesafesi kadar ve belirli bir azimut açısında ilerletilerek hedef konumun hesaplanmasına; dolaysız jeodezik problem (the direct geodetic problem) adı verilmektedir [51].

Bu problemin iki türevi bulunmaktadır. Bunlardan birincisi, yer izinin büyük yay hattının kullanımı ile ilerletilmesi, ikincisi ise, yer izinin loksodrom (loxodrome) hattının kullanımı ile ilerletilmesidir. Büyük yay ile loksodrom hatlarının görsel farklılığı "equirectangular" projeksiyon ve WGS-84 elipsoit modeli üzerinde sırasıyla Şekil 4.11

ve Şekil 4.12'de verilmektedir. Aşağıdaki örnek hatlarda A ve B noktalarının koordinatları {enlem, boylam} açısı cinsinden sırasıyla  $\{-20^\circ, 20^\circ\}$  ve  $\{60^\circ, 80^\circ\}$ 'dir.



Şekil 4.11 : Büyük yay hattı ve Loksodrom hattı, iki boyutlu gösterim.



Şekil 4.12 : Büyük yay hattı ve Loksodrom hattı, üç boyutlu gösterim.

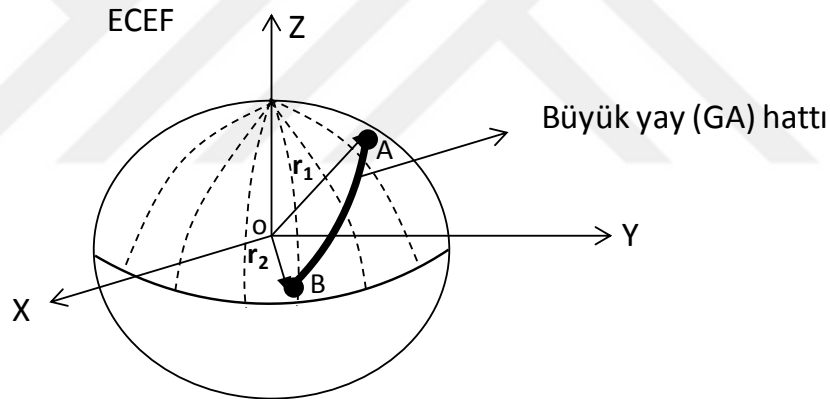
A ve B noktaları, görüş eksenin başlangıç ve son koordinatlarıdır (enlem ve boylam cinsinden). Loksodrom hattının tersine, büyük yay hattı boyunca azimut açısı sabit kalmamaktadır. Büyük yay hattı, A ve B noktaları arasındaki en kısa mesafeyi vermektedir. Loksodrom hattının özelliği ise, üzerinden geçtiği tüm meridyenleri aynı azimut açısı ile geçmesidir (Bkz. Şekil 4.11). Loksodrom hattı, rotanın sürekli güncellenmesini gerektirmediğinden, başta denizcilik olmak üzere seyrüseferde

yaygın olarak kullanılan bir hat olması nedeniyle önemli bir hattır [52]. Bununla birlikte, uydularda görüntü alım isteklerinde de loksodrom hattı sıklıkla kullanılmaktadır (iki boyutlu harita üzerinde konum seçmenin ve görüntünün konumlandırılmasındaki kolaylığı sebebiyle).

Görüş eksenini yer izinin kat etmesi istenebilecek olan diğer bir hat ise uydu yer izine paralel (YİP) olan hattır. Bu hattın özelliği ise uydu yer izi ile görüş eksenini yer izinin birbirine paralel kalmasıdır. Bu hattın bir avantajı taranan bölge ile uydu arasındaki mesafe değişiminin nispeten düşük olması sebebiyle ortalama YÖM değerindeki sapmaların düşük kalmasıdır. Bununla birlikte diğer hatlara oranla daha az yönelim hareketi gerektirmesidir. YİP kipinde paralelliğin ne kadar sağlanabildiği Bölüm 5.1.1'de verilmektedir.

#### 4.5.1. Büyük yay hattının kullanımı

Büyük yay hattı yeryüzünde bulunan iki nokta arasındaki en kısa mesafeyi veren hattır ve Şekil 4.13'de betimlenmektedir.



Şekil 4.13 : GA hattı, başlangıç ve bitiş noktaları.

Şekil 4.13'de belirtilen GA hattının özelliği, birleştirdiği noktalara ait  $r_1$  ve  $r_2$  vektörlerinin OAB düzleminde yer almasıdır.

Yer izinin GA hattı kullanılarak belirli bir mesafe kadar ilerletilmesinde aşağıda maddeler halinde verilen yöntem kullanılmaktadır.

- ❑ Başlangıç konumu ( $r_1$ ), azimut açısı ( $\alpha$ ) ve mesafe (L) kullanılarak  $r_1$  ve hedef olan  $r_2$  arasındaki açı ( $\theta$ ) ve bu açının eksenini hesaplanır (küresel Dünya modeli varsayımıyla).  $\theta$  açısı daha sonra güncelleneceği için, bu açiya aday  $\theta$  açısı denilebilir.
- ❑ Dönüşüm matrisi kullanılarak  $r_1$  vektörü  $\theta$  kadar döndürülerek  $r_2$  hesaplanır.

- Vincenty's algorithm [52] kullanılarak GA üzerindeki  $r_1$  ve  $r_2$  arasındaki mesafe hesaplanır ve önceki mesafe ile karşılaştırılarak mesafe hatası hesaplanır.
- Mesafe hatasına göre  $\theta$  açısı düzeltilerek döngü tekrarlanır.

Yukarıda bahsedilen işlemler yeterli hassasiyete ulaşılan kadar devam ettirilmelidir. Genelde 2 – 3 iterasyon sonunda mm mertebesinde hassasiyete ulaşılmaktadır (Vincenty's algorithm'deki hata hariç tutulmuştur).

Aday  $\theta$  açısının başlangıç değerinin hesaplanmasında, istenen mesafe ve  $r_1$  vektörünün boyu kullanılabilir (yerin küresel olduğu varsayımıyla):

$$\theta = \frac{L}{|r_1|}. \quad (4.16)$$

İlk konuma ait  $r_1$  vektörünün boyu ise denklem (2.13) kullanılarak hesaplanabilir.

$\varphi$  açısı,  $r_1$ 'e ait jeodezik enlem açısıdır.

$r_1$  birim vektörü, ECEF Kartezyen koordinatlarda aşağıdaki gibi yazılabilir:

$$r_1 = \begin{bmatrix} \cos(\varphi_{ym}) \cos(\lambda) \\ \cos(\varphi_{ym}) \sin(\lambda) \\ \sin(\varphi_{ym}) \end{bmatrix}. \quad (4.17)$$

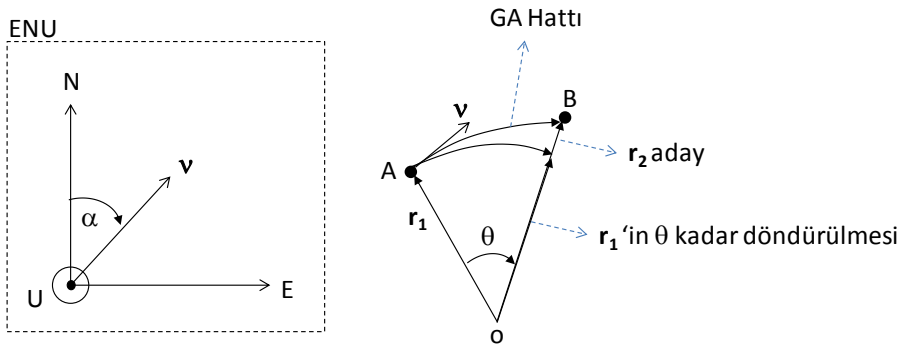
$\varphi_{ym}$ , merkezi enlem açısıdır ve denklem (2.10) kullanılarak aşağıdaki gibi hesaplanabilir:

$$\varphi_{ym} = \tan^{-1}(\tan(\varphi)(1 - f)^2). \quad (4.18)$$

$r_1$  vektörünün aday  $\theta$  açısı kadar döndürüleceği düzlem, Şekil 4.14'te gösterilen OAB düzlemidir.

Üç boyutta OAB düzleminin oluşturulabilmesi için, düzlemin azimut açısı ile de ilişkilendirilmesi gerekmektedir.

Şekil 4.14'te A noktasındaki yerel ENU eksen takımı ve OAB düzlemi gösterilmektedir.



**Şekil 4.14** : GA hattı üzerinde döndürme düzleminin gösterimi.

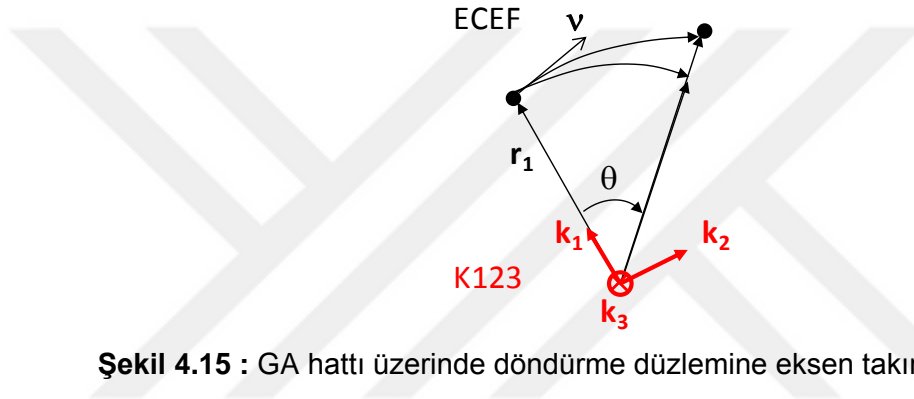
Tarama yönünün ECEF'de koordinatları aşağıdaki gibi ifade edilebilir:

$$v^{ECEF} = T_{r^{ECEF\_ENU}} v^{ENU}. \quad (4.19)$$

Denklem (4.19)'da  $v^{ENU}$  tarama yönünün ENU'daki ifadesidir ve aşağıdaki gibi yazılabilir:

$$v^{ENU} = \begin{bmatrix} \sin(\alpha) \\ \cos(\alpha) \\ 0 \end{bmatrix}. \quad (4.20)$$

Başlangıç vektörü olan  $r_1$ 'in doğru yönde döndürülebilmesi için, OAB düzleminde iki eksen bulunan bir r.e.t. oluşturulabilir. Bu r.e.t. K123 olarak adlandırılmıştır. Şekil 4.15'te, K123'ün eksenleri gösterilmektedir.



**Şekil 4.15 :** GA hattı üzerinde döndürme düzlemine eksen takımı atanması.

Şekil 4.15'te gösterilen K123'de  $k_1$  birim vektörü  $r_1$  ile aynı yöndedir. K123'ün üç numaralı eksenini olan  $k_3$  birim vektörü ise  $(r_1 \times v)$  yönündedir.

K123'ün ikinci eksenini olan  $k_2$  birim vektörü ise OAB düzleminde yer almaktadır ve sağ el kuralına göre eksen takımını tamamlamaktadır. K123'ün ECEF'e göre matematiksel ifadeleri aşağıda verilmektedir:

$$k_1^{ECEF} = \frac{r_1}{\|r_1\|}, \quad (4.21)$$

$$k_3^{ECEF} = \frac{(r_1 \times v)}{\|(r_1 \times v)\|}, \quad (4.22)$$

$$k_2^{ECEF} = k_3^{ECEF} \times k_1^{ECEF}. \quad (4.23)$$

Bu durumda, K123 ile ECEF arasındaki dönüşüm matrisi aşağıdaki gibi yazılabilir:

$$T_{r^{ECEF\_K123}} = [k_1^{ECEF}, k_2^{ECEF}, k_3^{ECEF}]. \quad (4.24)$$

Bu matris K123'te tanımlı bir vektörü ECEF'e dönüştüren dönüşüm matrisidir.

Başlangıç vektörü olan  $r_1$ 'in K123'te  $\theta$  kadar döndürülmesiyle oluşacak  $r_2$  aday vektörünün birim vektörü aşağıdaki gibi ifade edilebilir:

$$r_2^{K123} = \begin{bmatrix} \cos(\theta) \\ \sin(\theta) \\ 0 \end{bmatrix}. \quad (4.25)$$

Dikkat edilmelidir ki, aday  $r_2$  vektörünün yalnızca yönü hesaplanmaktadır. Yerin şeklinin küreden sapması nedeniyle enlem açısına bağlı olarak  $r_2$ 'nin boyu değişecektir ve bu değişim düzeltilebilir. Ancak yalnızca enlem ve boylam bilgisi hesaplanacağı için bu düzeltmenin yapılmasına gerek bulunmamaktadır.

Bu durumda, aday  $r_2$  vektörünün birim vektörü ECEF'te aşağıdaki gibi ifade edilebilir:

$$r_2^{ECEF} = Tr^{ECEF\_K123} r_2^{K123}. \quad (4.26)$$

Bu aşamadan sonra, (4.6), (4.7) ve (2.10) numaralı denklemler kullanılarak aday  $r_2$  vektörü için aday enlem ve boylam (aday konum) değerleri elde edilebilir.

Aday konum ile başlangıç konum arasındaki mesafe Vincenty's Algorithm kullanılarak hesaplanmaktadır. Hesaplanan mesafe ile istenen mesafe arasındaki farka göre  $\theta$  açısı güncellenerek yeni aday koordinatlar hesaplanmalıdır.  $\theta$  açısı aşağıdaki gibi güncellenebilir:

$$\theta' = \theta - \frac{\varepsilon}{\|r_1\|}. \quad (4.27)$$

Denklem (4.27)'de,  $\theta'$  açısı yeni aday döndürme açısıdır. Mesafe hatası ise  $\varepsilon$  sembolü ile gösterilmektedir. Bu işlemler, yeterli hassasiyet elde edilene kadar devam ettirilmelidir.

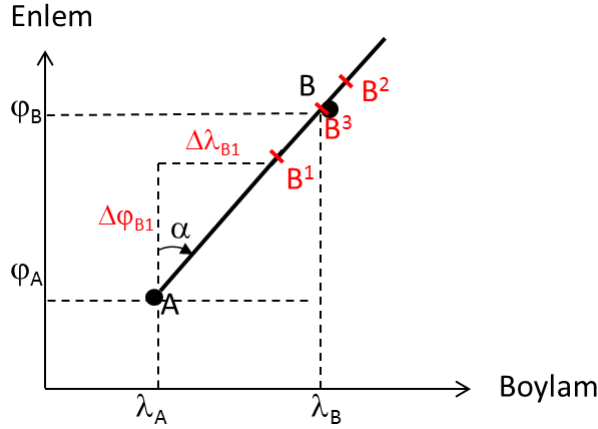
#### 4.5.2. Loksodrom hattının kullanımı

Yer izinin loksodrom hattı kullanılarak belirli bir mesafe kadar ilerletilmesinde aşağıda maddeler halinde verilen yöntem kullanılmaktadır.

- ❑ Loksodrom hattı, “equirectangular” haritada düz bir hattır. Bu özelliğinden faydalanılarak, istenen azimut açısına ve mesafeye bağlı olarak  $\Delta\lambda$  ve  $\Delta\varphi$  tahmini yapılabilir.
- ❑ Ardından, “loxoinverse” algoritması [53] kullanılarak başlangıç notası A ile delta farkına göre belirlenen aday B noktası arasındaki mesafe hesaplanır.
- ❑ İstenilen mesafe ile arasındaki hata ( $\varepsilon$ ) değerine göre yeni bir  $\Delta\lambda$  ve  $\Delta\varphi$  tahmini yapılır.



Yukarıda bahsedilen işlemler yeterli hassasiyete ulaşılan kadar devam ettirilmelidir. Genelde 3 – 5 iterasyon sonunda sonuca mm mertebesinde hassasiyet ile ulaşılmaktadır. İşlem metodu Şekil 4.16'da gösterilmektedir. B<sub>1</sub>, B<sub>2</sub> ve B<sub>3</sub> aday B noktalarını ifade etmektedir.



**Şekil 4.16** : Loksodrom hattı üzerinde iteratif koordinat hesaplama.

Azimut açısının sabit olması nedeniyle sadece  $\Delta\lambda$  veya sadece  $\Delta\varphi$ 'nin tahmin edilmesi yeterlidir. Aralarındaki ilişki ise aşağıda verildiği gibidir:

$$\frac{\Delta\lambda}{\Delta\varphi} = \tan \alpha. \quad (4.28)$$

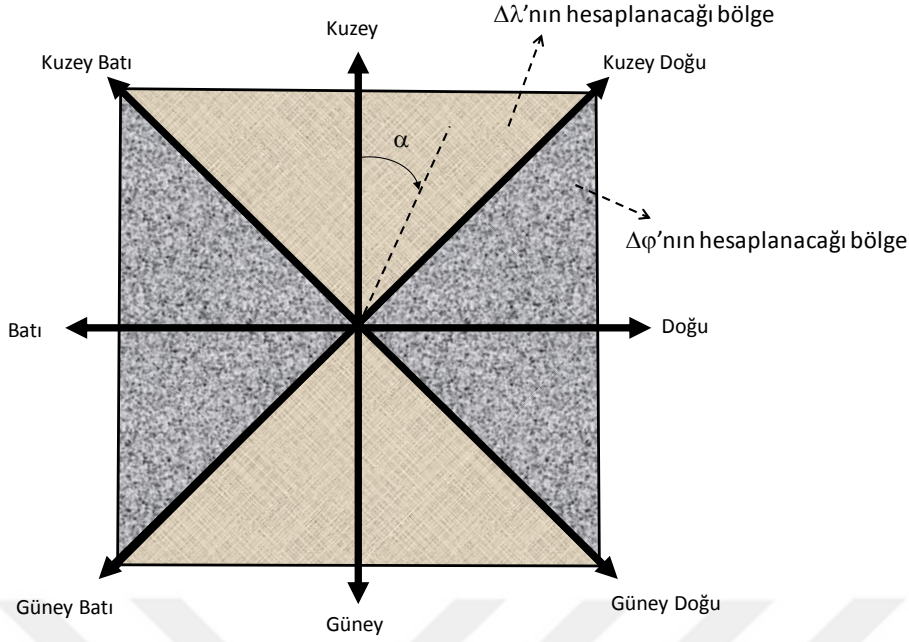
Ancak loksodrom hattı örneğin aynı enlem veya aynı boylam üzerinde yer alıyorsa, diğer koordinat sağlıklı bir biçimde belirlenemez. Bu duruma engel olmak için, azimut açısına bağlı olarak hangi koordinatın diğerine göre hesaplanması gerektiğine yönelik bir yöntem uygulanmıştır.

Bu yöntemle göre azimut açısının mutlak değeri  $45^\circ$ 'den küçük veya  $135^\circ$ 'den büyük ise,  $\Delta\varphi$ 'ye göre tahmin yürütülür ve  $\Delta\lambda$  bu değere göre hesaplanır. Aksi koşulda ise  $\Delta\varphi$  açısı  $\Delta\lambda$  açısına göre hesaplanır:

$$\Delta\lambda = \Delta\varphi \cdot \tan(\alpha), \quad \frac{3\pi}{4} \leq |\alpha| \vee |\alpha| \leq \frac{\pi}{4}, \quad (4.29)$$

$$\Delta\varphi = \begin{cases} \frac{\Delta\lambda}{\tan(\alpha)}, & \frac{\pi}{4} < |\alpha| < \frac{3\pi}{4} \wedge \alpha \neq 0, \\ 0, & \alpha = 0 \end{cases} \quad (4.30)$$

Yukarıdaki denklem setinde kullanılan mantık grafiksel olarak Şekil 4.17'de gösterilmektedir.



**Şekil 4.17** : Enlem / Boylam seçim kriteri.

Yakınsaklığın çabuk sağlanması için, başlangıç tahminleri önem kazanmaktadır.  $\Delta\varphi$  açısının başlangıç tahmini için aşağıdaki denklem kullanılabilir:

$$\Delta\varphi = \frac{\text{sgn}\left(\sin\left(\frac{\pi}{2} - \alpha\right)\right) |\cos(\alpha)| L}{L_e} \quad (4.31)$$

Yukarıdaki denklemde  $L_e$  sembolü, bir derece enlem açısı farkına denk gelen ortalama yeryüzü mesafesidir ve tez çalışmasında 111 km olarak kabul edilmiştir.  $L$  sembolü ise istenen mesafeyi temsil etmektedir. Denklem başındaki işaret fonksiyonu ise,  $\Delta\varphi$ 'nin Kuzey veya Güney yönünde olacağını belirlemektedir.

$\Delta\lambda$  açısının başlangıç tahmini için ise aşağıdaki denklem kullanılabilir:

$$\Delta\lambda = \frac{\text{sgn}(\alpha) |\sin \alpha| L}{\cos(\varphi) L_b} \quad (4.32)$$

Yukarıdaki denklemde  $L_b$  sembolü, ekvatorial düzlemde bir derece boylam açısı için yeryüzü mesafesidir ve tez çalışmasında 111.321 km olarak kabul edilmiştir. Denklem (4.32)'de yer alan işaret fonksiyonu ise,  $\Delta\lambda$ 'nin Doğu veya Batı yönünde olacağını belirlemektedir.

Denklemler (4.29) ve (4.30)'un çözülmesinde başlangıç değeri olarak, (4.31) ve (4.32) numaraları ile verilen denklemler kullanılmaktadır.

Başlangıç  $\Delta\varphi$  ve  $\Delta\lambda$  açılarının hesaplanmasının ardından iteratif süreç başlatılabilir. İteratif süreçte ilk işlem,  $\Delta\varphi$  veya  $\Delta\lambda$  açısına göre diğer  $\Delta$  koordinatın hesaplanmasıdır. Ardından,  $\Delta$  koordinat farkları ilk konuma eklenir ([aday  $\varphi = A(\varphi) + \Delta\varphi$ ] ve [aday  $\lambda =$

$A(\lambda) + \Delta\lambda$ ]). Aday B noktası ile A noktası arasındaki mesafe (aday L mesafesi), "loxinverse" algoritması ile hesaplanmaktadır. Aday L mesafesi ile istenen mesafe arasındaki  $\varepsilon$  hatasına bağlı olarak yeni  $\Delta\varphi$  veya  $\Delta\lambda$  değeri tahmin edilir. Yeni aday  $\Delta$  koordinatlar, denklem (4.31) ve (4.32)'de L yerine  $\varepsilon$  konularak hesaplanabilir.

Bu süreç istenilen hassasiyette loksodrom hattı elde edilene kadar devam etmelidir.

Yüksek enlemlerde ve uygun olmayan azimut açılarında (örneğin  $[\varphi > 70^\circ$  ve düşük  $\alpha]$  veya  $[\varphi < -70^\circ$  ve yüksek  $\alpha]$ ), loksodrom hattının ulaşabileceği mesafe kısıtlıdır. Bu durum, loksodrom hattının oluşturulma prensibinden kaynaklanmaktadır. Örneğin ulaşılacak enlem açısı maksimum  $90^\circ$  ile kısıtlıdır (kutuplar tekil noktalardır) ve bu noktaya örneğin  $\alpha = 45^\circ$  sabit azimut açısı ile gitmek için spiral çizmek gerekmektedir. Öte yandan,  $\alpha = 0^\circ$  ile  $\varphi = 90^\circ$ 'ye ulaşmak için spiral üzerinde gidilmez ve oluşan hat, GA hattına eşit olur. Ancak  $\varphi = 90^\circ$  yine aşılamayacaktır çünkü aşıldığı anda azimut açısı  $0^\circ$  değil  $180^\circ$ 'ye dönüşmüş olacaktır (kural dışı olur). Bu nedenlerle, uydudan özellikle spiral şeklinde bir görüntü talep edilmiyor ise, yüksek enlemlerde loksodrom hattı yerine GA hattının tercih edilmesinin uygun olacağı değerlendirilmektedir ve tez çalışması kapsamında gerçekleştirilen simülasyonlarda da yüksek enlemlerde ( $>70^\circ$ ) loksodrom yerine GA hattı kullanılmıştır.

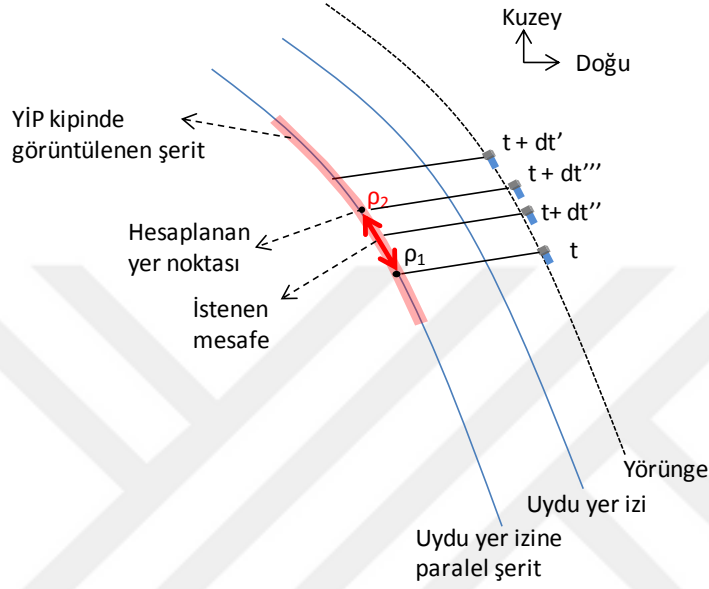
#### 4.5.3. Uydu yer izine paralel hattın kullanımı

Görüş ekseni yer izinin YİP kipinde ilerletilmesi aşağıdaki adımlar ile gerçekleştirilmektedir.

- İstenen mesafe  $dt * SH$ 'dir.
- Bir önceki yer izinde kullanılan yönelim sabit tutularak yeni yer izi  $t + dt$  anı için hesaplanır.
- İki yer noktası arasındaki GA mesafesi (aday mesafe) Vincenty [50] algoritması kullanılarak hesaplanır.
- Aradaki fark: hata = (aday mesafe) – (istenen mesafe) olarak hesaplanır.
- Hataya bağlı olarak zaman farkı hesaplanır:  $dt = (dt * mesafe) / (aday mesafe)$ .
- Bu durumda yeni tarih = tarih + dt (saniye) olarak hesaplanabilir.
- Bu işlemler, mesafe hatası istenen hassasiyetin altına düşünceye kadar devam eder ve sonuç olarak ikinci yer noktası hesaplanmış olur.

Şekil 4.18'de yukarıda anlatılan işlemler gösterilmektedir. Örneğin, "t" anından itibaren yer izinin YİP olacak şekilde, süpürme hızı kısıdına göre dt süresi kadar ilerletilmesi gerekiyor. Bu durumda, istenen mesafe  $dt * SH$  olur. İlerlemenin YİP olabilmesi için yönelim sabit tutulur. Ancak yönelim sabit tutulduğunda dt süresi

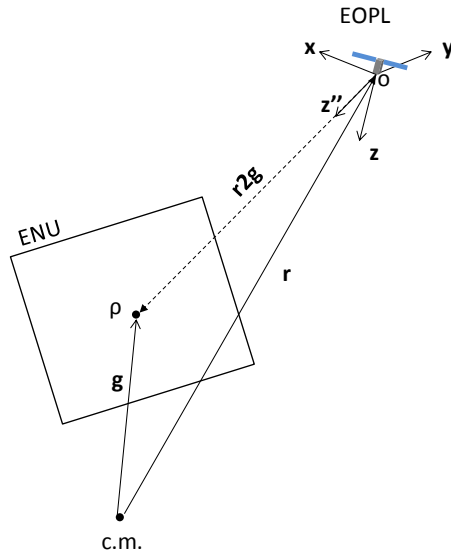
sonunda istenen mesafeye ulaşamayabilir (IT süresi ile ilişkilidir). Bu durumda yine yönelim sabit tutularak, istenen mesafenin elde edilebilmesi için gerekli  $dt$  süresi iterasyon yoluyla bulunur (çünkü önemli olan  $dt$ 'yi sabit kullanmak değil, yer noktasını YİP hattı üzerinde SH kısına uygun olacak şekilde elde edebilmektir). İz sürücü yeni yer noktasına göre uyduyu zaten  $dt$  süresi boyunca ilerleterek yeni yalpa ve yunuslama açılarını hesaplayacaktır.



**Şekil 4.18** :  $SH > 0$  ve YİP kipinde yer izinin ilerletilmesi.

#### 4.6. Yalpa Ve Yunuslama Açılarının Hesaplanması

Belirli bir konumda bulunan uydunun görüş ekseninin yeryüzünde belirli bir hedefe yönlendirilebilmesi problemi Şekil 4.19'da gösterilmektedir.



**Şekil 4.19** : Hedeflenen görüş eksenini yönelimi.

Şekil 4.19'da gösterilen  $r2g$  vektörü, EOPL merkezi ile hedef koordinat arasındadır ve EOPL'de tanımlıdır. Yine  $r2g$  vektörü ile aynı yönde olan  $z''$  birim vektörü ise EOPL'nin sırasıyla yalpa ve yunuslama Euler açıları ile döndürülmesi sonunda oluşması gereken EOPL'nin  $z$  eksenini temsil etmektedir. Şekil 4.19'da yerel ENU düzleminde gösterilen  $p$  noktası ise hedef enlem ve boylam noktasını temsil etmektedir. Şekil 4.19'da,  $g$  ve  $r$  ile temsil edilen vektörler ise sırasıyla yer noktası  $p$ 'nun ve uydunun konum vektörleridir ve ECEF'te tanımlıdır (c.m.: WGS-84 elipsoid modelinin geometrik merkezidir).

Yalpa ve yunuslama dönüşümleri sonunda elde edilmesi gereken  $z''$  vektörünün yönünü ifade edecek  $r2g$  vektörü aşağıdaki gibi hesaplanabilir:

$$r2g^{EOPL} = Tr^{EOPL\_ENU} (Tr^{ENU\_ECEF} (g^{ECEF} - r^{ECEF})). \quad (4.33)$$

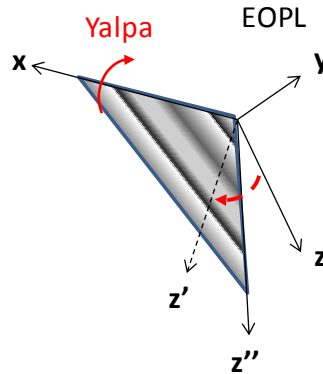
$Tr^{EOPL\_ENU}$ , denklem (4.10)'ün transpozu alınarak elde edilebilir.

Denklem (4.33)'de yer alan  $g^{ECEF}$  vektörü ise aşağıdaki gibi hesaplanmaktadır:

$$g^{ECEF} = \|g\| \begin{bmatrix} \cos(\varphi_{ym}) \cos(\lambda) \\ \cos(\varphi_{ym}) \sin(\lambda) \\ \sin(\varphi_{ym}) \end{bmatrix}. \quad (4.34)$$

$\|g\|$  ve  $\varphi_{ym}$  değerleri ise sırasıyla denklem (2.13) ( $r$  yerine  $g$  yazılarak) ve (4.18) ile hesaplanabilir. Ardından, denklem (4.33)'ün normu alınarak  $z''$  bulunabilir ( $z'' = r2g^{EOPL} / \|r2g^{EOPL}\|$ ).

Yalpa ve yunuslama dönüşümleri sonunda elde edilecek  $z''$  vektörünün hesaplanmasının ardından, yalpa açısı hesaplanmalıdır. Gerekli yalpa açısının mutlak değeri,  $z''$  ve  $x$  vektörlerinin oluşturduğu düzlem ile  $z$  vektörü arasındaki açıdır. Bu düzlem Şekil 4.20'de gösterilmektedir.



Şekil 4.20 : Yalpa açısı ile z ekseninin götürüleceği düzlem.

Şekil 4.20'de gösterilen  $\mathbf{z}$  vektörü öyle bir yalpa açısı ile  $\mathbf{x}$  eksenini etrafında döndürülmelidir ki,  $\mathbf{z}$  vektörü  $\mathbf{xz}''$  düzlemine yerleşsin. Yalpa açısı ile döndürülen  $\mathbf{z}$  vektörünün  $\mathbf{x}$  vektörüne yine dik kalacağı bilgisi kullanılarak, yalpa açısının mutlak değeri aşağıdaki gibi hesaplanabilir:

$$|Yalpa| = \cos^{-1} \left( \mathbf{z} \cdot ((\mathbf{x} \times \mathbf{z}'') \times \mathbf{x}) \right). \quad (4.35)$$

Denklem (4.35)'deki eşitliğin sağ tarafında yer alan  $(\mathbf{x} \times \mathbf{z}'') \times \mathbf{x}$  vektörü  $\mathbf{z}$  vektörünün yalpa açısı ile döndürülmüş halidir. Bu vektör  $\mathbf{z}'$  olarak betimlenebilir. Yalpa açısının yönü ise,  $\mathbf{z}' = ((\mathbf{x} \times \mathbf{z}'') \times \mathbf{x})$  vektörünün  $\mathbf{y}$  yönündeki bileşeninin işaretine bağlıdır ve nihai yalpa açısı işaretiyle birlikte aşağıdaki gibi hesaplanabilir:

$$Yalpa = -\text{sgn}(z'(2)) \cos^{-1} \left( \mathbf{z} \cdot ((\mathbf{x} \times \mathbf{z}'') \times \mathbf{x}) \right). \quad (4.36)$$

Yalpa açısının hesaplanmasının ardından yunuslama açısı hesaplanabilir. Yunuslama açısının mutlak değeri  $\mathbf{z}'$  ile  $\mathbf{z}''$  vektörleri arasındaki açı kadardır. Bu açının işareti ise  $\mathbf{z}''$  vektörünün  $\mathbf{x}$  yönündeki bileşeni ile belirlenir ve aşağıdaki denklem ile hesaplanabilir:

$$Yunuslama = \text{sgn}(z''(1)) \cos^{-1}(z' \cdot z''). \quad (4.37)$$

#### 4.7. Polinom Uydurma

Algoritmanın sonunda, Çizelge 4.1'de verilen başlangıç parametrelerine göre iz sürücü tarafından yönelim parametreleri oluşturulmuş durumdadır. Bu parametreler zamana bağlı istenilen aralıklarda dizi halinde bulunmaktadır. Ancak bu aralık (dt süresi kadar, örneğin 10 saniye), uydu kontrol sisteminde kullanılması için yeterli hassasiyette olmayabilir. Bu sebeple, algoritmanın sonunda yönelim parametrelerine eğri uydurulur. Bu şekilde istenen hassasiyette (polinom mertebesine, yönelim profiline ve dt değerine bağlı) yönelim profili elde edilmiş olur.

Eğri uydurma işleminde herhangi bir hazır algoritma kullanılabilir veya yazılabilir. Tez çalışmasında elde edilen yönelim parametrelerinin her bir bileşenine zamana bağlı eğri uydurulması için, en küçük kareler yönetimi ile eğri uyduran Matlab'in "polyfit" fonksiyonu kullanılmaktadır [54].

Eğri uydurma işleminde önemli bir parametre eğrinin mertebesidir. Genel olarak mertebedeki artış yönelim için referans olacak polinomdaki hataları azaltmaktadır. Ancak mertebedeki artış ile birlikte hesaplama süresi de artacaktır. Bununla birlikte, mertebenin gereğinden fazla artması durumunda Runge olgusu (Runge's Phenomenon) da ortaya çıkabilecektir [55].

Polinom mertebesi ve veri noktası sayısının hedef koordinatları üzerine etkisi Bölüm 5.1.2'de incelenmektedir. Bununla beraber, uydurulan eğriden alınan yönelim profilinin uydu yönelim kontrol sisteminde uygulanabilir olması da ayrı bir analiz konusudur ve bu konu Bölüm 5.2.2'de incelenmektedir.







## 5. ANALİZLER

Bu bölümde yer alan analizler iki ana başlık altında verilmektedir. Bunlardan ilki, iz sürme yönteminin getirdiği hatalara ve kritik parametrelerin görüntüleme aktivitelerinin başarımı üzerindeki etkilerine yönelik analizleri kapsamaktadır. Bu tür analizlerin nasıl gerçekleştirildiği, analizlerin sonuçları ve parametrelerin seçimine ilişkin hususlar Bölüm 5.1’de verilmektedir.

Diğer ana başlık ise “uygulamaya yönelik analizler” ismini taşımakta olup analizlere ve sonuçlarına ilişkin detaylı bilgi Bölüm 5.2’de verilmektedir. Uygulamaya yönelik analizler, iz sürücü algoritma ile elde edilen yönelim profillerinin (polinom halindeki) uydu tarafından uygulanması sırasında oluşabilecek hatalara yönelik analizlerdir. Bununla birlikte özellikle elektro-optik görüntülemeye önemli bir faktör olan Güneş başucu açısının etkisi gibi etkilerin analizleri de yine bu bölümde aktarılmaktadır.

İz sürücü algoritmaya ve iz sürücü algoritma ile elde edilen yönelim profillerinin uydu tarafından uygulanabilmesine ilişkin analizlerde, gerek uydu yörüngesinin gerekse kullanılan görüntüleme ekipmanının (elektro-optik için) etkisine ve seçimine ilişkin değerlendirmelere yer verilmektedir.

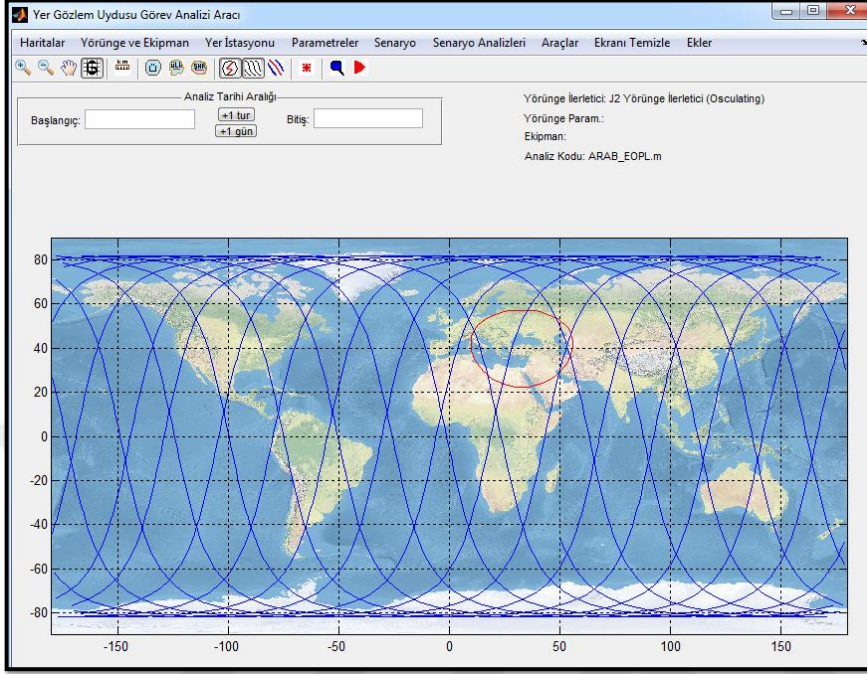
Görüntüleme aktiviteleri sırasında oluşabilecek hataların etkisinin, ayrıntılı analizlerin gerçekleştirilmeden önce belirlenebileceği basit modeller ele alınarak, ayrıntılı analizler ile karşılaştırmalar gerçekleştirilmiştir. Basit modeller ile elde edilen sonuçlar Bölüm 5.1 ve 5.2’deki ilgili bölümlerde aktarılmaktadır.

Analizlerde ekipman seçimine, yörünge seçimine ve yönelim kontrol gereksinimlerinin seçimine ilişkin çıkarım ve değerlendirmelere mümkün mertebede yer verilmiştir.

Bölüm 5’te yer alan analizlerde “Analiz” ifadesi kullanıldığında, üç farklı analiz tipinden birisi akla gelmelidir: Görüş eksenini / görüntü analizleri (*line of sight analysis*), görüş eksenini analizi sonuçlarına uygulanan son işlem (*post processing*) analizleri (ilgili matematiksel modeller kullanılarak) ve son olarak basitleştirilmiş model analizleridir.

Görüntü analizleri için tez çalışması kapsamında Matlab programı kullanılarak ilk adımı atılan ve TUSAŞ’ta (Türk Havacılık ve Uzay Sanayii A.Ş.) yeni özellikler eklenerek geliştirilen, yer gözlem uydularının görüntüleme aktivitesi analizlerinde kullanılabilecek bir araç (UGA: Uydu Görev Analizi aracı) kullanılmıştır. Analizlerde

harita üzerinde koordinat gösterimi yapıldığı ve/veya görüntü analizi ifadesinin kullanıldığı bölümlerde bu aracın kullanıldığı anlaşılabilir. Bu aracın ekran görüntüsü Şekil 5.1'de verilmektedir.



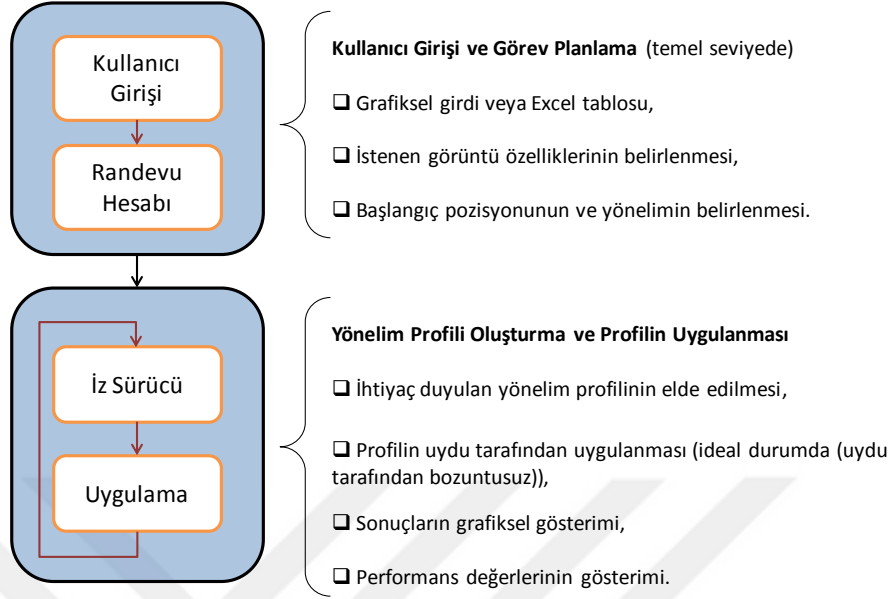
**Şekil 5.1** : Uydu Görev Analizi aracı ekran görüntüsü.

Gerçekleştirilen analizlerde temel olarak, görüntüleme aktivitesinin tipine ve parametrelerine bağlı olarak uydu görüş ekseninin yönelimini; iz sürücü algoritmayı kullanarak belirlemekte ve görüntüleme aktivitesine ilişkin geometrik özellikleri ile analize ait diğer bilgileri kayıt etmektedir. Tez çalışması kapsamında analiz edilen parametreler Şekil 5.2'de listelenmektedir.

Field	Value	Min	Class	Max
polinom_seti	<1x1 struct>		struct	
HedefID	'AR3'		char	
AlgilamaBasi	[2018,5,12,7,24,28.7110]	5	double	2018
AlgilamaSonu	[2018,5,12,7,25,28.7110]	5	double	2018
MerkezHatEnlem	<61x1 double>	5.7367	double	9.3771
MerkezHatBoylam	<61x1 double>	55.6518	double	56.3909
GoruntuGenisligi	<61x1 double>	25.4094	double	25.4143
HatUzunluguKerte	410.8237	410.82...	double	410.82...
SolUcEnlem	<61x1 double>	5.7214	double	9.3622
SolUcBoylam	<61x1 double>	55.5382	double	56.2782
SagUcEnlem	<61x1 double>	5.7523	double	9.3922
SagUcBoylam	<61x1 double>	55.7675	double	56.5056
UyduYerizi_enlem	<61x1 double>	5.1156	double	8.7623
UyduYerizi_boylam	<61x1 double>	51.1766	double	51.9513
Goruntu_uzakligi_km	<61x1 double>	857.34...	double	857.53...
RollPitchYaw	<61x3 double>	-35.36...	double	0
across_GSD	<61x1 double>	0.7966	double	0.7967
alongtrack_GSD	<61x1 double>	0.6213	double	0.6247
GunesBasucuAcisi	<61x1 double>	14.1282	double	16.3492
HatUzunluguGA	410.8239	410.82...	double	410.82...
MaksimumRoll	35.3656	35.3656	double	35.3656
Maksimum_Pitch	0	0	double	0
TEST	<60x5 double>	-0.0172	double	97.7350
Senaryo	'Ran_2014_2_4_21_43_23_senaryo.xls'		char	

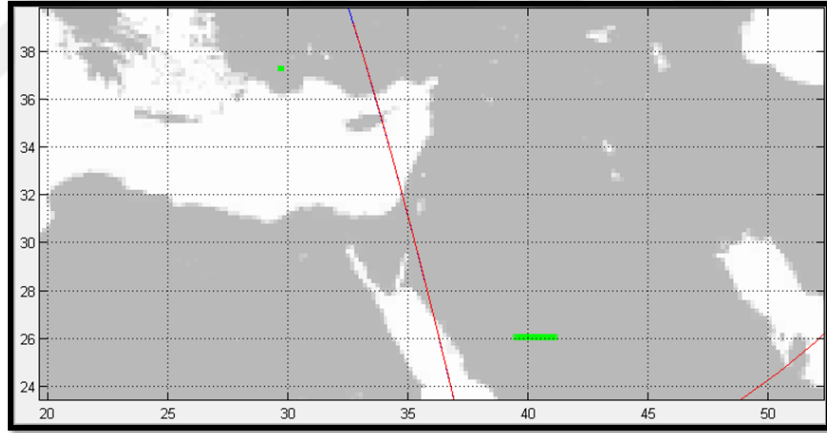
**Şekil 5.2** : Görüntü analizi veri paketi içeriği.

Görüntüleme aktivitelerinin analizindeki çalışma prensibi özetle Şekil 5.3'de verilmektedir.

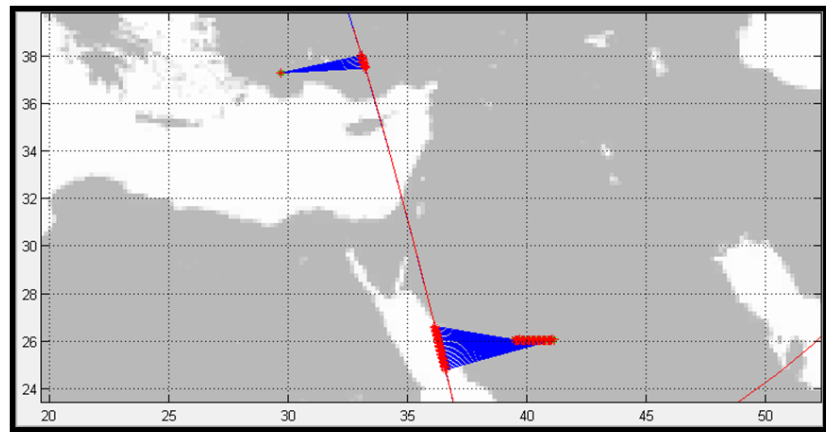


**Şekil 5.3 :** Görüntüleme analizi için temel işleyiş şekli.

Çıktıların grafiksel gösterimine örnek olarak Şekil 5.4 ve Şekil 5.5 verilebilir.



**Şekil 5.4 :** Görüntülenecek hedefler.



**Şekil 5.5 :** Görüntüleme aktivitesi sırasındaki görüş eksenini hareketi.

Şekil 5.4'te, bir adet  $SH > 0$  için  $270^\circ$  azimut açısında (Doğu-Batı yönünde) şerit hedef görüntüsü ve bir adet  $SH = 0$  için nokta hedef (push-broom için değil, matris EO ekipman veya SAR nokta hedef için uygun olabilir) görüntü için görüntülenecek bölgeler verilmektedir (yeşil bölgeler hedefleri kırmızı hat ise yörünge yer izini belirtmektedir). Şekil 5.5'te ise görüntü analizi sonucunda elde edilen yönelim profiline uygun olarak görüş eksenini belirten; hedef ile uydu arasındaki doğrular verilmektedir (mavi çizgiler).

## 5.1. İz Sürücü Yönteminin Getirdiği Hatalar ve Parametre Etkileri

Bu bölümde, iz sürme yönteminin getirdiği hataların görüntüleme aktivitelerinin başarımı üzerindeki etkileri aktarılmaktadır.

### 5.1.1. Yönelim parametreleri hesaplama başarımı

SH'den bağımsız olarak, görüntünün yeryüzündeki yönüne göre iz sürme yönteminin kipleri iki şekilde gruplandırılabilir. Bunlar: Sabit azimut açısı ile görüntüleme yapan kipler (A ve C kipleri) ve YİP ile görüntüleme yapan kipler (B, D ve E kipleri). Bu kipler ile ilgili ayrıntılı bilgi Bölüm 4.1'de aktarılmaktadır. Bu bölümde, yönelim parametrelerinin hesaplanma başarımları sabit azimut açısı ve YİP kipleri için ayrı olarak ele alınmaktadır. Analizler,  $SH > 0$  için ("push-broom" ekipmanlı elektro-optik görüntüleme için genel kipler) C ve D kipleri için gerçekleştirilmiştir. Diğer kiplerde yönelim parametrelerinin hesaplanması görüntü yönü bakımından özdeş olması sebebiyle ayrıca analizleri gerçekleştirilmemiştir.

İz sürücü algoritmada beşinci mertebeden polinom kullanılarak analizler gerçekleştirilmiştir.

#### 5.1.1.1. Azimut kipinde yalpa, yunuslama ve sapma başarımı

Push-broom tipinde elektro-optik kamera sistemine sahip bir uyduda, istenen yer örnekleme mesafesine, görüntü konumuna ve azimut açısına uygun görüntüleme işleminin gerçekleştirilebilmesi için, doğru anda başlayan ve doğru yönelim profili ile görüntü algılamanın yapılabilmesi gerekmektedir. Dolayısıyla algılanacak görüntüye ilişkin üç temel unsur göz önünde bulundurulmalıdır. Bunlar:

- YÖM değerleri (TY ve TYDY),
- Algılanması istenen bölge (ya da bölgenin başlangıç konumu) ve
- İstlenen algılama doğrultusu (azimut açısı).

TYDY-YÖM değeri temel olarak kamera ekipmanındaki algılayıcı dizilimine ve uydunun ayakucu yönelimden sapmasına bağlıdır. Ne kadar uzağa bakılıyorsa bir pikselin yeryüzündeki boyutu o kadar büyüyecektir. Minimum TYDY-YÖM değeri sadece ayakucu yönelimde elde edilebilir.

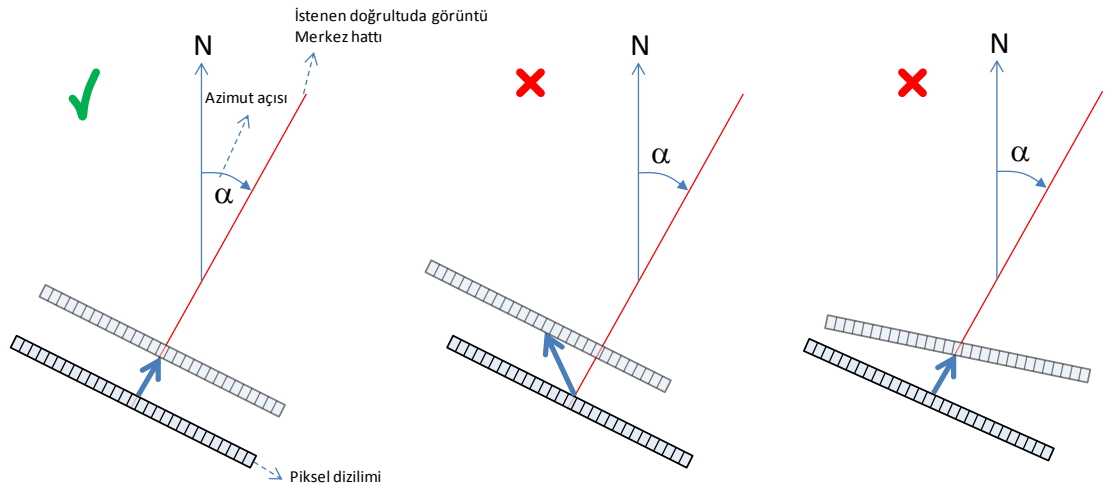
TY-YÖM değeri ise, yönelim açısı ile birlikte yönelim hızına da bağlıdır (entegrasyon süresi ile ilişkili olarak). Görüntünün algılanması sırasındaki süpürme hızı uygun şekilde gerçekleştirilemezse, TY-YÖM değeri beklenenden sapacaktır. Uydunun görüş eksenini, birim entegrasyon süresi içinde, istenen YÖM değerine göre hareket ettirilmelidir. Bu nedenle, iz sürücünün başarımını göstermek için TY-YÖM değerinin yanında belirli bir süre zarfında, görüş ekseninin hedefindeki yer izinin hareketine de bakılmalıdır.

Algılanması istenen bölgenin taranabilmesi için, görüş ekseninin doğru anda doğru bölgeyi hedeflemesi gerekmektedir. Dolayısıyla iz sürücü algoritmanın başlangıç şartlarının doğru bir biçimde tanımlanması gerekmektedir. Bu konudaki ana sorumluluk, Bölüm 3'de aktarılan randevu algoritmasındadır.

Görüntülenecek bölgenin başlangıcına göre iz sürücünün başlangıç şartları belirlendikten sonra, istenen algılama doğrultusunda istenen süre boyunca görüntü algılanabilirse, istenen bölge de algılanmış demektir. Bunun sağlanabilmesi için iz sürücü algoritma gerekli yalpa, yunuslama ve sapma açılarını belirli aralıklar ile hesaplar ve uygun polinomu oluşturur.

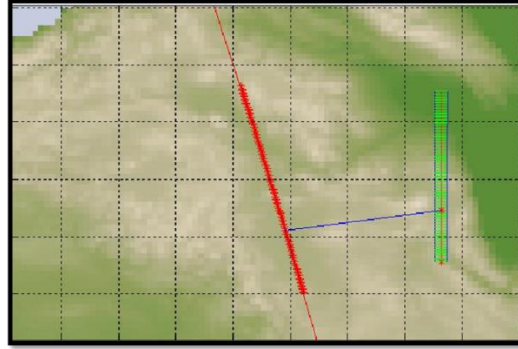
Yalpa ve yunuslama açıları, görüş eksenini istenen hat üzerinde tutmaya çalışır (loksodrom hattı). Sapma açısı ise, algılayıcı piksel dizilimini, istenen azimut açısına dik doğrultuda tutmaya çalışır (çapraz ilerletme olmamalı).

Şekil 5.6'da doğru ve hatalı iz sürme şekilleri gösterilmektedir.



Şekil 5.6 : Doğru ve hatalı iz sürme şekilleri.

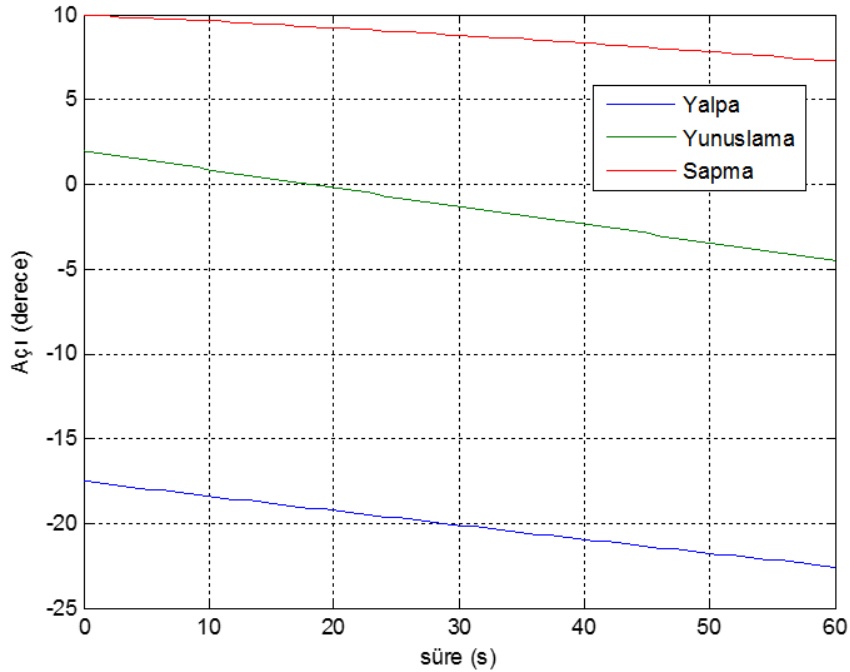
Bu analizde kullanılan görüntüleme aktivitesi Şekil 5.7'de betimlenmektedir.



**Şekil 5.7** : Sabit azimut açısı ile şerit görüntüleme.

Şekil 5.7'de, yeşil hat 1 dakika süren görüntüleme aktivitesi sonucunda görüntülenen bölgeyi temsil etmektedir. Kalın kırmızı hat ise görüntüleme aktivitesi sırasında uydunun hareket hattını temsil etmektedir. Mavi ile gösterilen çizgi ise belirli bir an için uydu görüş eksenini göstermektedir. Analiz, 1 saniye zaman adımı ile gerçekleştirilmiştir.

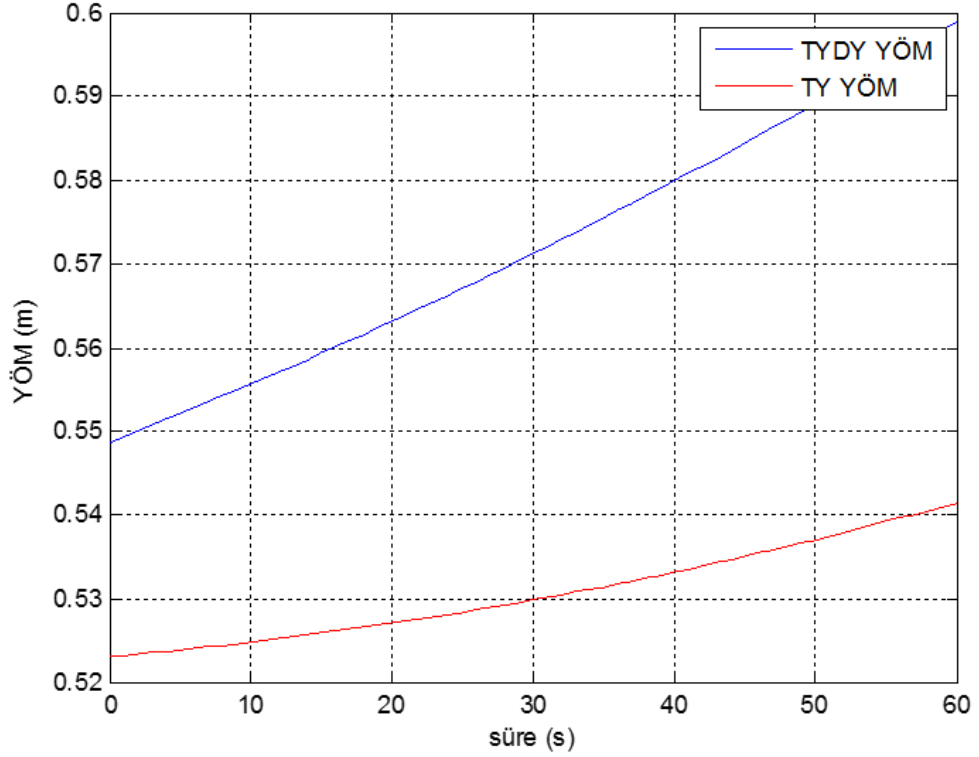
Analizde kullanılan azimut açısı sıfır derecedir, yani Kuzey yönünde algılama gerçekleştirilmektedir. Uydunun ayakucu yönelimde YÖM değeri her iki yönde de 0.5 metre olarak kabul edilmiş ve ekipman bu değere göre modellemiştir (geometrik olarak). Görüntüleme aktivitesi sırasında uygulanan yönelim profili Şekil 5.8'de verilmektedir. Bu profil, iz sürücü algoritma sonucunda elde edilen polinomdan 1 saniye zaman adımı ile çekilen yönelim profilidir.



**Şekil 5.8** : Örnek görüntüleme aktivitesi, yönelim açıları.

Görüntüleme süresine, azimut açısına ve görüntülenmesi istenen bölgenin uydudan uzaklığına bağlı olarak yönelim profili değişecektir. Bununla birlikte yönelim profili, elektro-optik ekipmanın entegrasyon süresi ve piksel boyutları ile de hassas olarak bağlantılıdır.

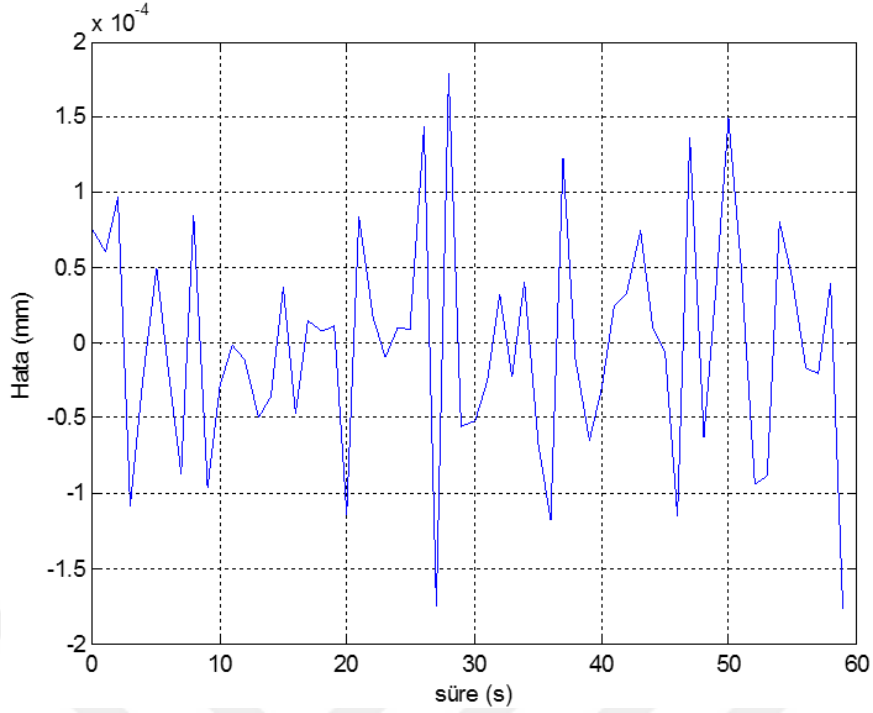
Gerçekleştirilen görüntüleme aktivitesinde elde edilen yer örnekleme mesafeleri ise Şekil 5.9'da verilmektedir.



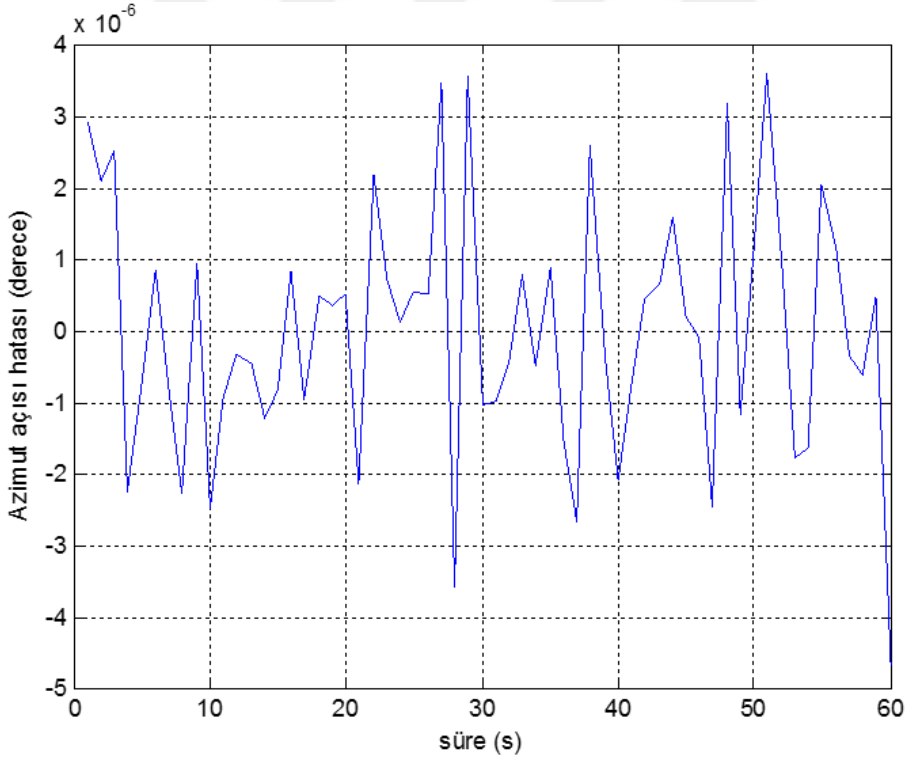
**Şekil 5.9** : Örnek görüntüleme aktivitesindeki YÖM değerleri.

Şekil 5.9'da görüldüğü gibi iki yönde de YÖM değerleri, ayakucundan sapmaya bağlı olarak 0.5 metreden büyük çıkmıştır. Bu durumda, yalpa ve yunuslama açılarının başarımını göstermek için, yalpa ve yunuslama açılarının yer izini istenen doğrultu boyunca ve birim entegrasyon süresince 0.5 metre ilerletip ilerletmediğine bakılması gerekmektedir. Sapma açısının başarımını göstermek için ise, piksel diziliminin yer iz düşümü ile Kuzey yönü arasındaki açının 90 derece olup olmadığına bakılması gerekmektedir.

Şekil 5.10'da, birim entegrasyon süresi içinde yer izinin ilerletilmesinde (0.5 m) ne kadar hata yapıldığı bilgisi, her zaman adımı için milimetre mertebesinde verilmektedir. Elde edilen görüntüde her bir zaman adımında, azimut açısının istenen azimut açısından farkı ise Şekil 5.11'de verilmektedir.



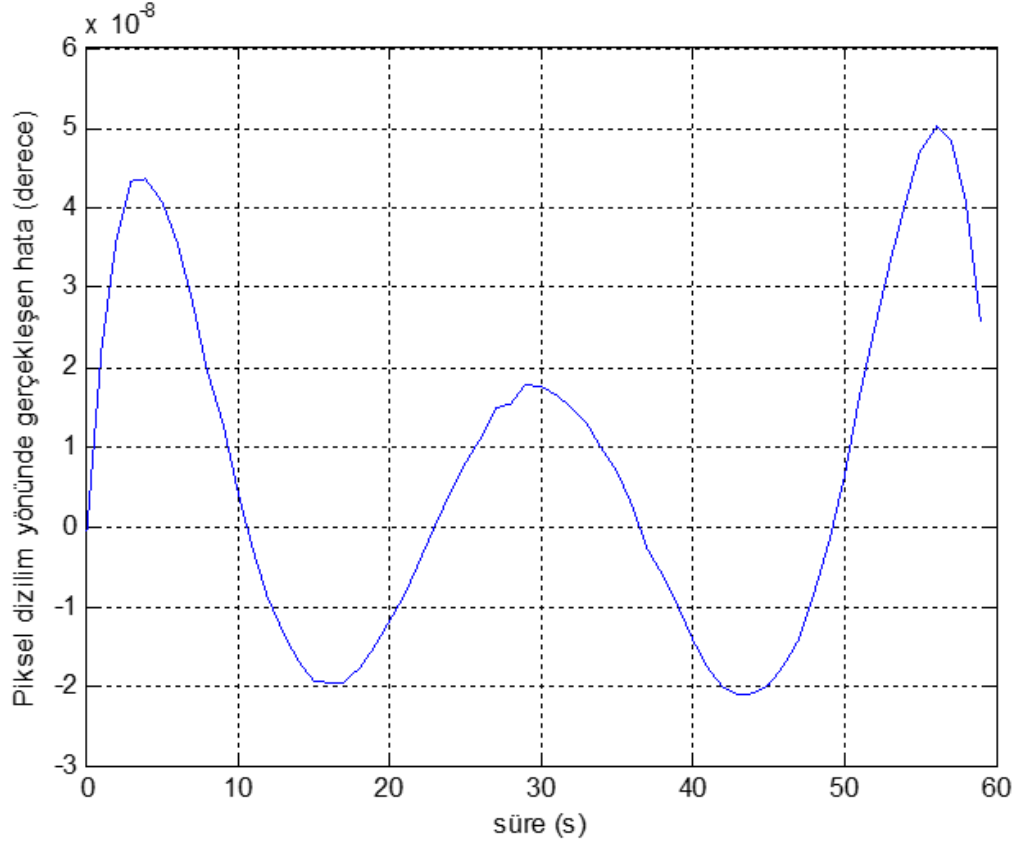
**Şekil 5.10** : Birim entegrasyon süresi içinde yer izinin ilerletilmesi.



**Şekil 5.11** : Azimut açısında gerçekleşen hata.

Görüntüleme aktivitesi sırasında piksel diziliminin yeryüzündeki projeksiyonu ile tarama hattı arasındaki açının 90 dereceye yakınlığı, sapma açısının başarımını göstermektedir. Şekil 5.12'de, piksel dizilimi yönünde sapma açısı kaynaklı hata miktarı her bir zaman adımı için gösterilmektedir.





**Şekil 5.12** : Piksel dizilimi yönünde gerçekleşen hata.

Analiz sonuçlarında görüldüğü gibi, 0.5 YÖM değerine sahip bir uyduda beşinci mertebeden polinom iz sürücü algoritma tarafından uygulandığında yönelim parametreleri görüntünün yönü ve YÖM değeri bakımından sırasıyla  $10^{-6}$  derece ve  $10^{-4}$  mm değerlerinde çıkmaktadır.

#### 5.1.1.2. YİP kipi yalpa ve yunuslama başarımı

İz sürme metodu süpürme hızından bağımsız olarak iki şekilde gruplandırılabilir: 1) İstenen azimut açısında sürme 2) Uydu yer izine paralel sürme (YİP kipi).

İstenen azimut açısına göre sürme metodu özellikle elektro-optik yer gözlem uydularına operasyonel kabiliyet kazandırması bakımından önemli bir metottur. Uydu yer izine paralel sürme metodunun önemi ise düşük ortalama YÖM değeri ile ilgili bölgenin (birden fazla şeritli) daha hızlı bir biçimde taranabilmesine (kapsanabilmesine) olanak sağlamasıdır.

YİP kipinde yalpa ve yunuslama açılarının hesaplanmasında kullanılan yöntem Bölüm 4.6'da ve yer izinin ilerletilmesi Bölüm 4.5.3'de verilmiştir. YİP kipi, Bölüm 4.1'de verilen B, D ve E kiplerini kapsamaktadır. YİP kipinde iki durum yer almaktadır. Bunlardan biri SH'nın sıfırdan büyük bir sabit olduğu, diğeri ise yalpa ve yunuslama açılarının sabit tutulduğu durumlardır.

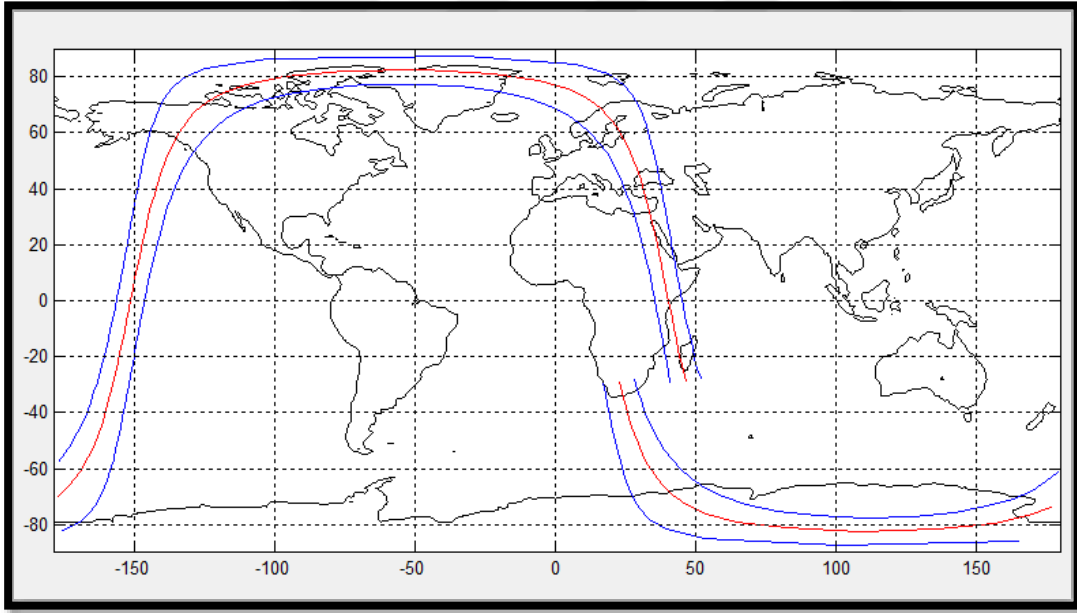
Ancak SH'nın sabit olduğu durumda da, yer izinin YİP olarak ilerletilmesinde yine yalpa ve yunuslama açılarının kısa bir süre sabit tutulmaktadır (çünkü amaç yer izini ilerletmektir, uydunun konumu bir kriter değildir).

Bu durumda sorulabilecek bir soru: Yalpa ve yunuslama açılarının sabit tutulması ile ilerletilen yer izi, gerçekte uydu yer izine paralel midir?

Bu bölümde, YİP kipinde ilerletilen izin hangi şartlar altında uydu yer izine paralel kaldığına veya ne kadar paralellikten sapabileceğine ilişkin gerçekleştirilen analizlere ve uygulanan basitleştirilmiş modele yer verilmektedir.

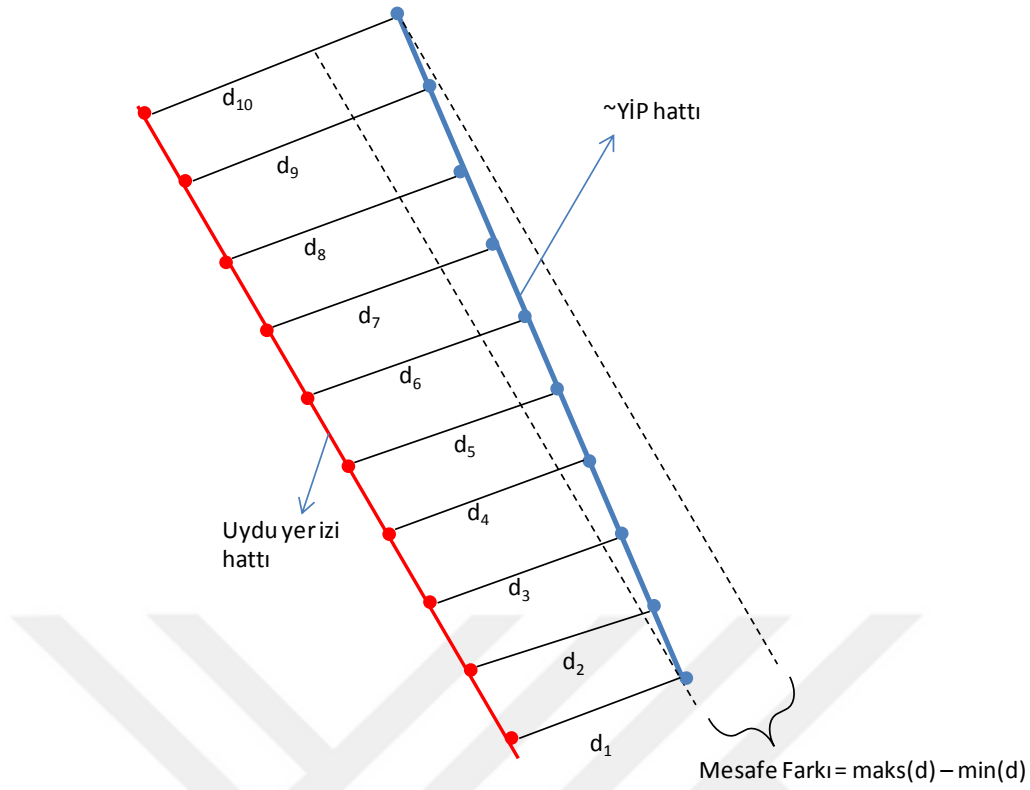
YİP kipi analizinde sapma açısına yer verilmemiştir çünkü Bölüm 5.1.1.1'de sapma açısı başarımla özdeştir.

Şekil 5.13'de örnek bir yörünge için uydu yer izi kırmızı hat ile gösterilmiştir. Uydu yer izinin iki yanında yer alan mavi hatlar ise  $\pm 45$  derece yalpa açısı ile görülebilen yer noktalarının birleştirilmesiyle elde edilen hatlardır. Bir başka değişle,  $\pm 45^\circ$  sabit yalpa açısı ile yer izi ilerletilmiştir.



**Şekil 5.13** : Örnek yörüngede, tam yörünge turunda  $\pm 45^\circ$  görüş hatları.

İlerletilen yer izinin, uydu yer izine ne kadar paralel kaldığının gösterilmesinde Şekil 5.14'te verilen maksimum mesafe farkı incelenebilir. Bu fark ne kadar büyükse paralelliğin o derece bozulduğu anlamına ulaşılabilir. Bu durum, hesaplanan yalpa ve yunuslama açılarının YİP koşulunu ne kadar sağladığının da göstergesidir.



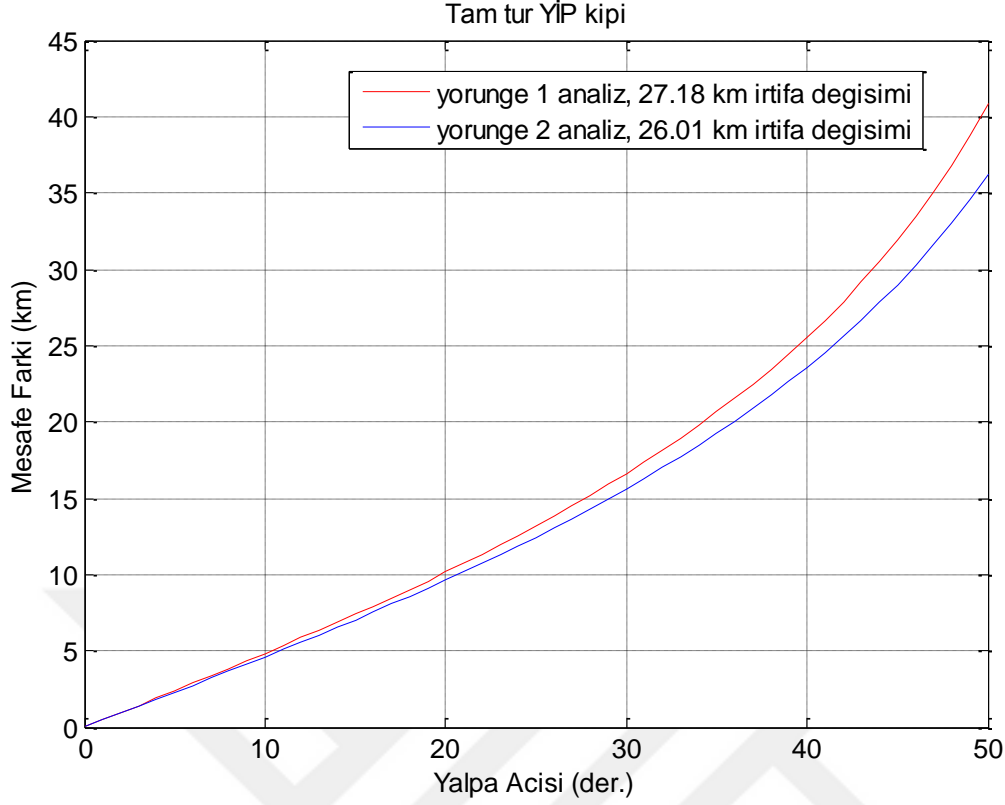
**Şekil 5.14** : Yer izine paralel algılamada paralellikten sapma.

Gerçekleştirilen analiz çalışmalarının sonucunda görülmüştür ki, YİP kipinde yalpa ve yunuslama açılarının hesaplanmasında kullanılan yöntemin başarımı (paralellik şartına ilişkin başarım) temel olarak algılama aktivitesi içindeki irtifa değişimine ve yalpa<sub>0</sub> açısına bağlıdır. Yalpa<sub>0</sub> açısı ve irtifa değişimi ne kadar küçük olursa paralellik o kadar sağlanmış olur. Dikkat edilmelidir ki, bu bölümde bahsedilen paralellik başarımı sadece şekilseldir (coğrafi). Görüntünün çözünürlüğü bu başarımdan bağımsızdır.

YİP kipindeki paralellik başarımının analizinde İki farklı irtifaya sahip iki yörünge üzerinde durulmuştur (yörünge 1 ve yörünge 2). Sabit yalpa ve yunuslama açılarında görüntüleme aktivitelerinde örnek olarak Şekil 5.15 ve Şekil 5.16'da sonuçları gösterilen analizler gerçekleştirilmiştir.

Şekil 5.15'te verilen sonuç sadece bir limit gösterimidir. İki farklı irtifada bulunan uyduların görüş ekseninin farklı yalpa açılarında işaret ettiği yer noktaları ile uydu yer izi noktası arasındaki mesafede oluşan farklılıklar verilmektedir.

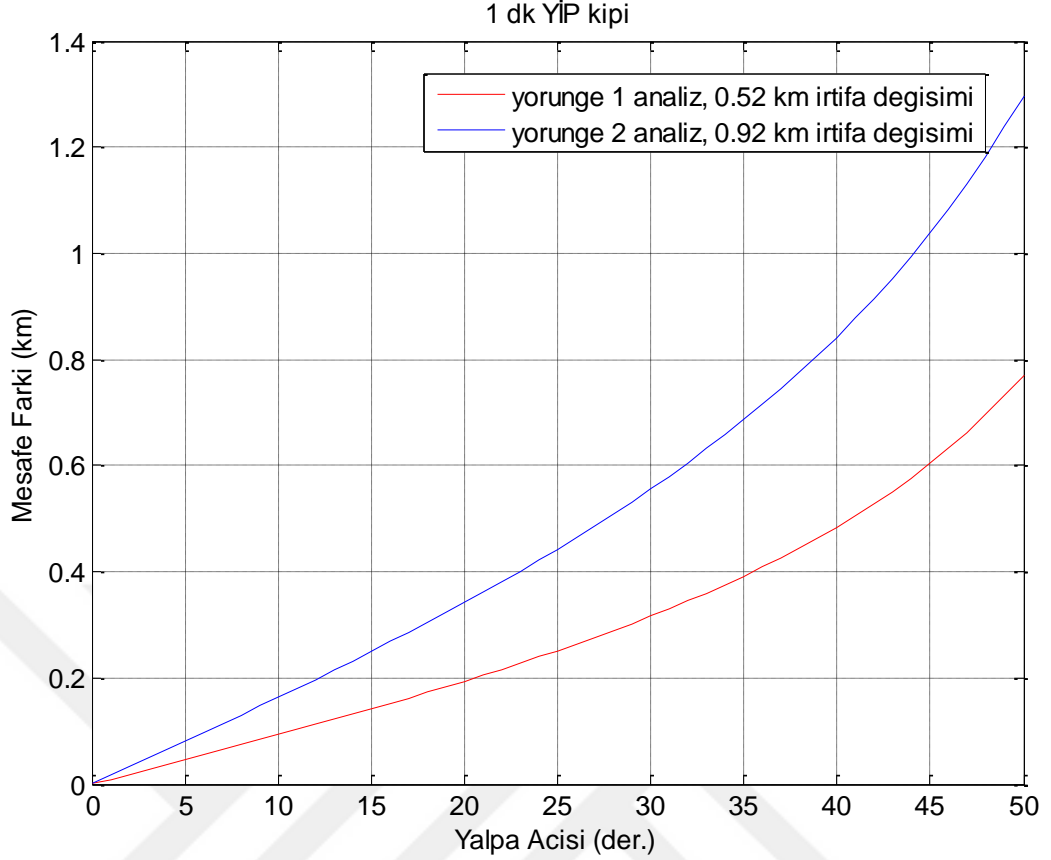
Şekil 5.15'te uydular Dünya etrafında yaklaşık olarak tam tur atmaktadır ki normal şartlarda görüntü algılama aktiviteleri çok daha kısa sürmektedir. Yine de, sabit yalpa açısı altında oluşan mesafe farklılıkları küresel anlamda ne kadar oluşabileceğini göstermek amacıyla bu analiz gerçekleştirilmiştir.



**Şekil 5.15 :** Tam tur (360°) algılamada paralellikten sapma.

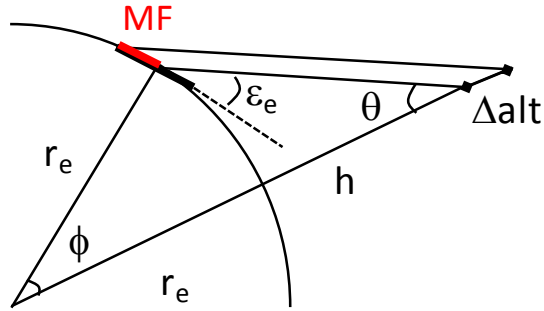
Şekil 5.15'te gösterilen bir numaralı yörünge'nin irtifası yaklaşık 700 km'dir. Yörünge 2'nin irtifası ise yaklaşık 515 km'dir. Dünya etrafında belirli yalpa açıları ile hareket edildiğinde oluşan irtifa değişimleri ise sırasıyla 27.18 km ve 26.01 km'dir. Şekil 5.15'te görüldüğü gibi, mesafe farklılıkları irtifa değişiminin ve yalpa açısının artmasıyla birlikte artmaktadır. Uyduların yörünge irtifalarının birbirinden çok farklı olmalarının etkisi ise yok sayılabilir durumdadır.

Yörünge irtifalarının etkisinin yok sayılabilmesine verilebilecek bir örnek ise Şekil 5.16'da gösterilmektedir. Şekil 5.16'da gerçekçi bir görüntüleme aktivitesi için paralellikten sapmalar incelenmiştir (1 dakika süren). Önceki analizden tek fark ise, yörünge 1'deki irtifa değişiminin yörünge 2'dekinden daha az olmasıdır (sırasıyla 0.52 km ve 0.92 km). Bu sebeple yörünge 1'deki mesafe farkları yörünge 2'dekine göre küçük kalmıştır.



**Şekil 5.16** : 1 dakikalık örnek algılama aktivitesinde paralellikten sapma.

YİP kipinde yalpa açısına ve irtifa değişimine bağlı oluşabilecek mesafe farklılıkları aşağıdaki gibi bir model ile basitçe gösterilebilir (bkz. Şekil 5.17).



**Şekil 5.17** : YİP kipi paralellikten sapmalar, basitleştirilmiş model.

Şekil 5.17'de irtifa değişimleri  $\Delta alt$ , yalpa açısı  $\theta$  ve son olarak irtifa değişimi ve yalpa açısına bağlı oluşacak mesafe farklılıkları **MF** sembol ve kısaltmaları ile ifade edilmiştir. Kullanılan bir varsayım ise yerin küresel olduğu varsayımdır ( $r_e$  yarıçapında).  $\varepsilon_e$  görüş eksenini yükseklik açısıdır ve  $\phi$  açısı da uydu yer izi noktası ile görüş eksenini kestiği yer noktası arasındaki yer merkezli açıdır.

Şekil 5.17’de verilen fiziksel modele göre parametreler arasındaki ilişki aşağıdaki gibi yazılabilir:

$$MF = \left[ (r_e + h + \Delta alt) \frac{\sin(\theta)}{\sin(90 + \varepsilon_e)} - r_e \right] \cot(\varepsilon_e), \quad (5.1)$$

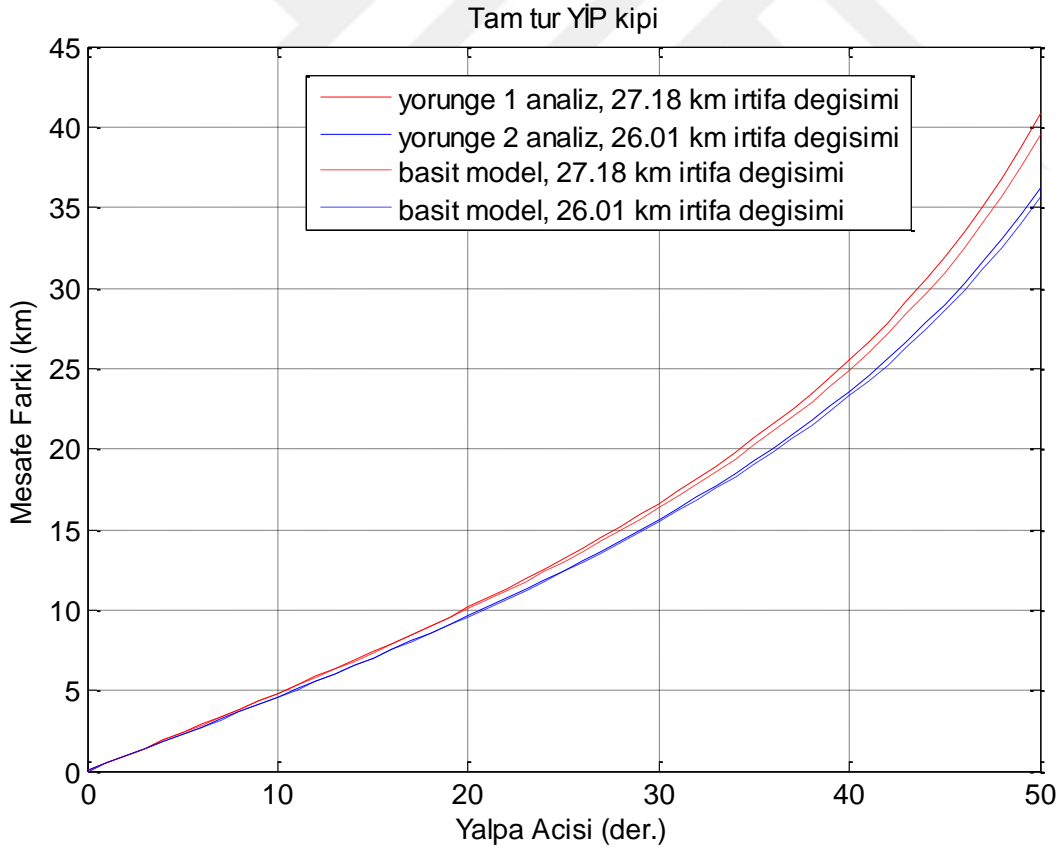
$$\varepsilon_e = 90 - \theta - \Phi. \quad (5.2)$$

$\phi$  açısı ise aşağıdaki ilişkiden hesaplanabilir (iteratif yöntem ile):

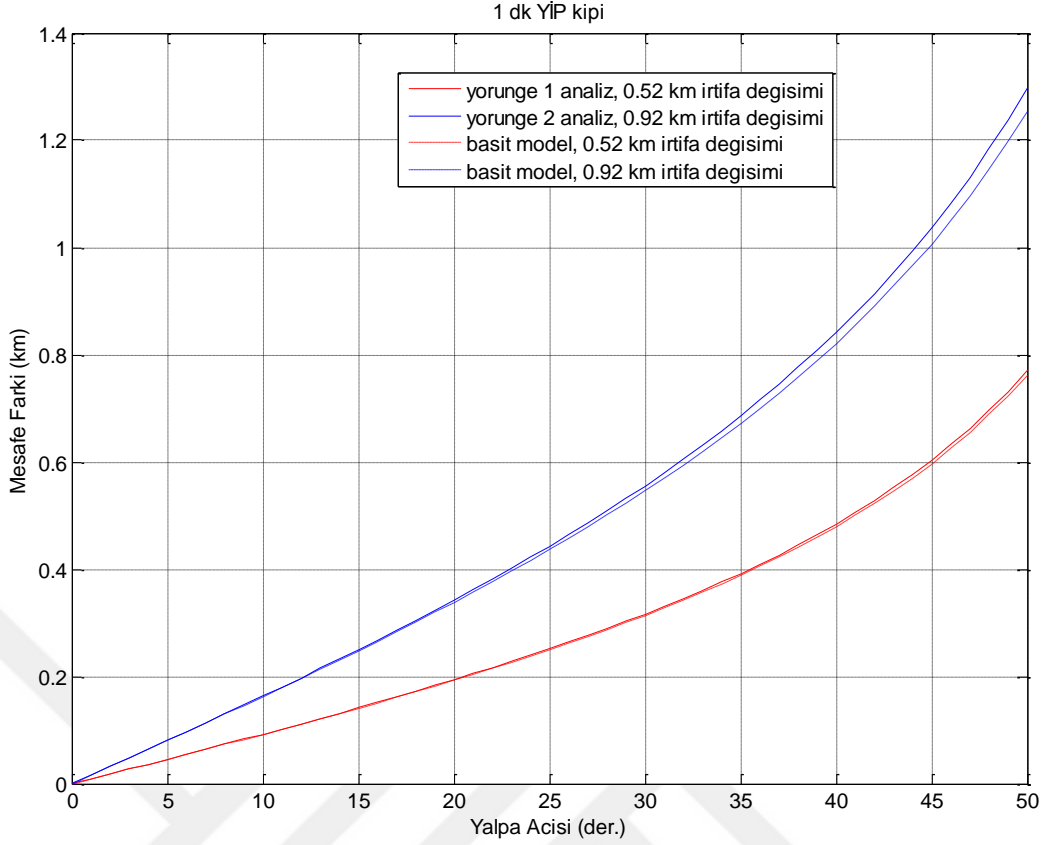
$$\theta - \cot^{-1} \left( \frac{r_e + h}{r_e \sin(\Phi)} - \cot(\Phi) \right) = 0. \quad (5.3)$$

Dikkat edilmelidir ki, yalpa açısı ve irtifa değişimi ( $\Delta alt$ ) arttıkça, ilişkinin doğruluğu azalmaktadır.

Denklem (5.1), (5.2) ve (5.3) kullanılarak, Şekil 5.15 ve Şekil 5.16’da gösterilen hesaplamalar yapıldığında Şekil 5.18 ve Şekil 5.19’da kesik çizgiler ile ifade edilen eğriler oluşturulabilir.



**Şekil 5.18** : Tam tur (360°) algılamada paralellikten sapma ve basit model.



**Şekil 5.19** : 1 dakikalık algılamada paralellikten sapma ve basit model.

Elde edilen basitleştirilmiş model ile istenilen irtifada ve yönelimde algılama sırasında YİP kipinde paralelliğin ne kadar sağlanabildiği hesaplanabilmektedir.

Sonuç olarak, yalpa açısı ve irtifa değişimi arttıkça paralellik azalmaktadır. Yörünge irtifa değişiminin minimumda tutulması gereklidir (görevin icrası ile ilişkili olan yalpa açısına müdahale edilemediği varsayılarak). Yörünge özellikleri ve Dünya'nın elipsoit formu sebebiyle irtifaya müdahale edilemeyeceğinden paralelliğin önemli olduğu uygulamalarda yalpa açısının küçük tutulması uygun bir yöntem olacaktır.

### 5.1.2. Polinom mertebesinin seçimi

Bu bölümde, iz sürücü algoritma tarafından üretilen yönelim polinomunun mertebesinin, algılanan görüntünün geometrik özellikleri üzerinde etkisi aktarılmaktadır.

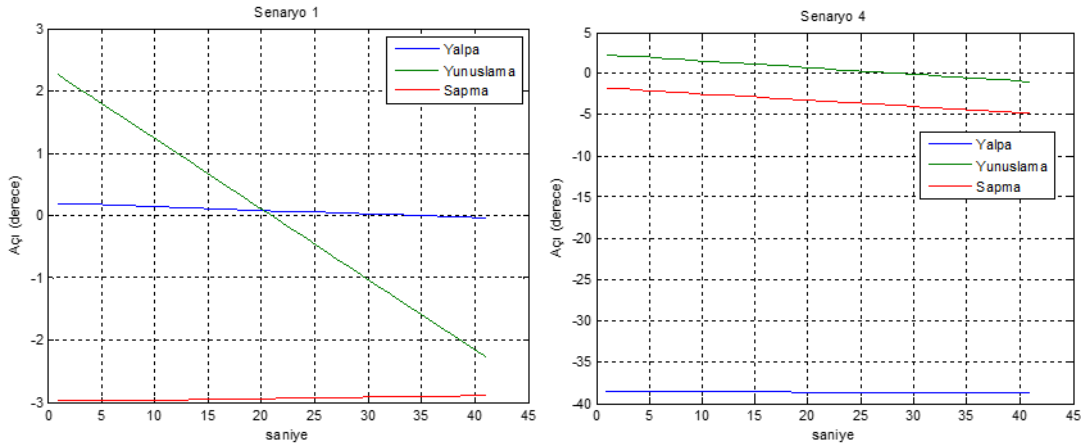
Polinom mertebesinin etkilerinin incelenmesinde, Bölüm 5.2.2.1'de verilen görüntüleme aktiviteleri kullanılmıştır (altı adet görüntüleme aktivitesi).

Polinom uydurmada mertebe etkisinin incelenmesinde  $n+1$  adet veri noktası kullanılmıştır (aşırı tanımlı veya gereğinden az tanımlı polinomlar kullanılmamıştır). Burada  $n$ , polinomun mertebesini göstermektedir.

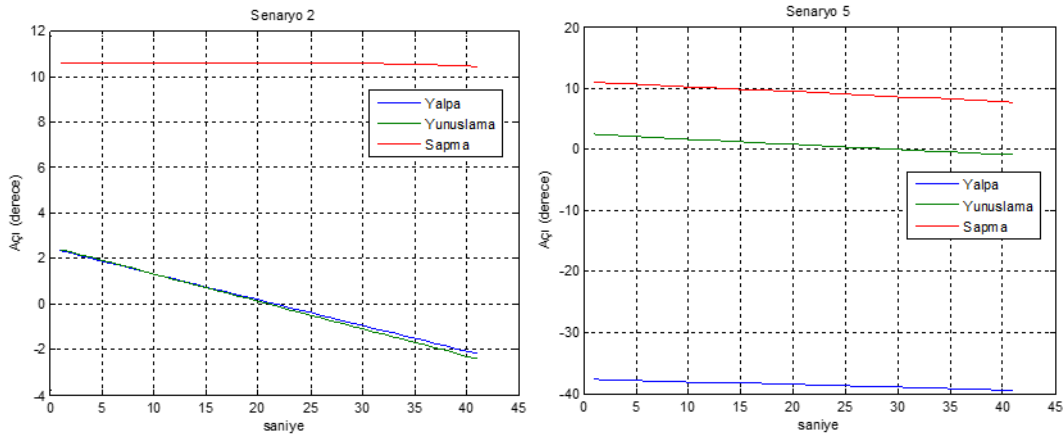
Polinom mertebesi seçilirken iki etkene dikkat edilmesi gerekmektedir: 1) IT süresi, 2) Azimut açısı. Bunun nedeni, yönelim profilinin karakterinin bu iki değere bağlı olmasıdır.

IT süresi düştükçe gerekli süpürme hızı da düşmektedir. Bu hız uydu yer hızına göre düşük ise, uydu görüş ekseninin yeryüzündeki hızını azaltmak için daha geniş aralıkta yönelim hareketinin gerçekleştirilmesi gerekmektedir. Süpürme hızı uydu yer hızına eşit ise, YİP kipinde süpürme sırasında yalpa ve yunuslama açısının sabit tutulması yeterli kalacaktır. Ancak farklı azimut açılarında (örneğin Güney-Kuzey veya Doğu-Batı yönlerinde) görüntüleme yapılması gerektiğinde yine ilgili yönelim polinomuna göre yönelim hareketi yapılması gerekecektir.

Azimut açısının yönelim profili üzerine etkisi büyüktür. YİP kipi ve sabit azimut açılarında görüntüleme aktivitelerine (Bölüm 5.2.2.1’de verilenler) ilişkin yönelim profilleri, IT = 91  $\mu$ s ve n = 5 için aşağıdaki grafiklerde verilmektedir.

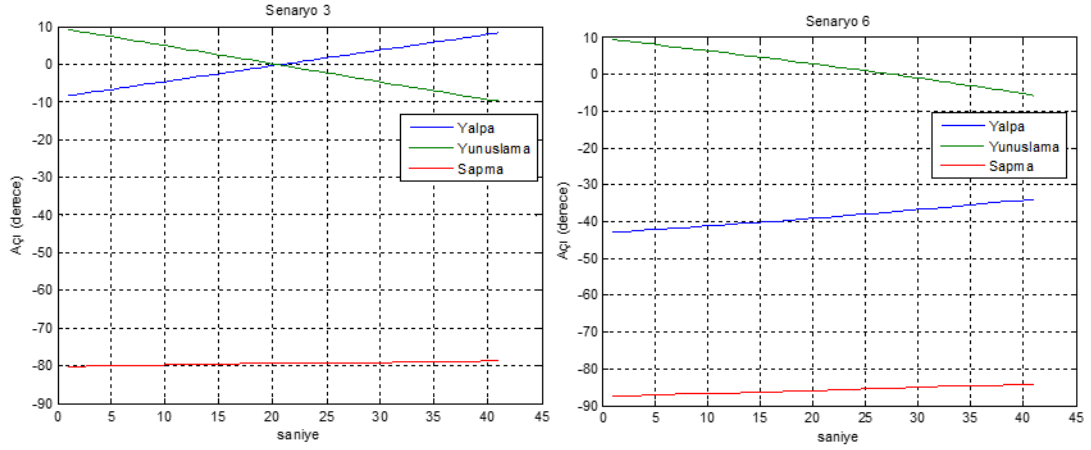


**Şekil 5.20** : YİP kipinde görüntüleme senaryoları için yönelim profilleri.



**Şekil 5.21** : 0 derece azimut açısı için yönelim profilleri.



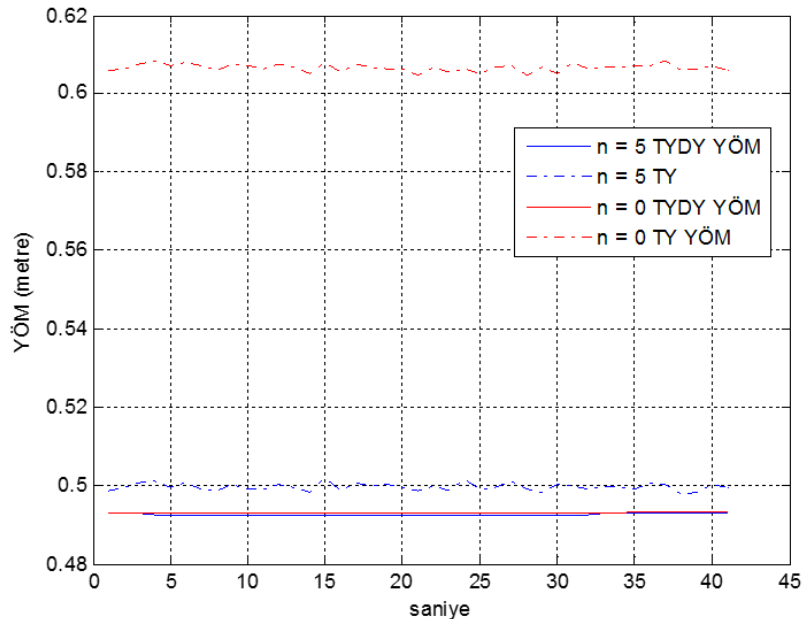


Şekil 5.22 : -90 derece azimut açısı için yönelim profilleri.

### 5.1.2.1. Sıfırıncı mertebeden polinom, sabit yönelim

Sıfırıncı mertebeden polinom özel bir durumdur. Yönelim profilinde ilk hesaplanan yönelim parametrelerinin tüm görüntüleme aktivitesi sırasında sabit tutulması anlamına gelmektedir. Bu durumda sadece YİP kipinde uygulaması mümkün olmaktadır (örneğin Güney-Kuzey veya Doğu-Batı yönlerinde görüntüleme aktivitesi mümkün olmamaktadır). Bu sebeple sabit yönelim (LOF'a göre) kullanılması durumunda yalnızca YİP kipinde görüntüleme yapılabilecektir.

Sabit yönelim kullanımı durumunda YİP kipinde istenen YÖM değerine ulaşılabilmesi için IT süresinin uydu yer hızı ile uyumlu olması gerekmektedir. Aksi durumda istenen YÖM değerine ulaşılabilmesi de mümkün değildir. Süpürme hızının uydu hızından küçük olduğu (yaklaşık % 20 oranında)  $IT = 91 \mu s$  için YÖM değeri bakımında  $n = 5$  ve  $n = 0$  arasındaki karşılaştırmalı sonuçlar Şekil 5.23'de verilmektedir.



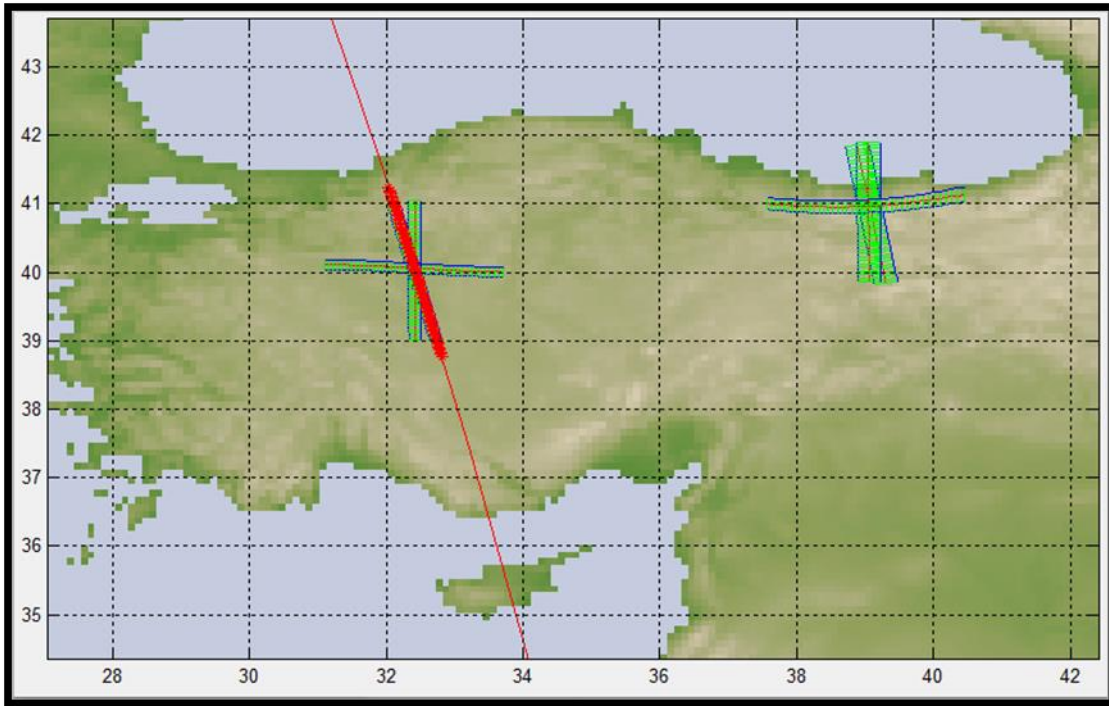
Şekil 5.23 : YİP kipinde n = 0 ve n = 5 için YÖM değerleri.

Şekil 5.23'de görüldüğü gibi sabit yönelim kullanılması durumunda en çok TY YÖM değeri etkilenmektedir. YÖM değeri gereksiniminin 50 cm olduğu bir uyduda belirtilen IT değerine göre elde edilen YÖM değeri TY için 60 cm'nin üstüne çıkmaktadır. IT süresi süpürme hızının uydu yer hızına eşit olan bir ekipman seçilseydi ( $\sim 73 \mu s$ ) istenen TY YÖM değeri elde edilebilecekti.

Sonuç olarak, sabit yönelim açısı ( $n = 0$ ) kullanımının uydu yönelim kontrol sisteminin karmaşıklığını azaltması avantajına karşın, uydunun operasyonel kabiliyetini azaltma dezavantajına da sahiptir. Uygun değerde IT süresine sahip görüntüleme ekipmanı bulunsa bile, sabit yönelim açısı ile yalnızca YİP kipinde görüntüleme mümkün olmaktadır.

### 5.1.2.2. Sıfırdan büyük mertebeden polinom kullanımı

Seçilen polinom mertebesine bağlı olarak elde edilen yönelim profiline göre yeryüzünde algılanan görüntüde bozulmalar meydana gelebilmektedir. Bu bölüm haricinde gerçekleştirilen analizlerde polinom mertebesi olarak beş ( $n = 5$ ) değeri kullanılmaktadır. Örneğin  $n = 1$  için yönelim profili doğrusaldır. Ancak yönelimin doğrusal olarak değişmesi uydu görüş ekseninin yeryüzündeki hareketini doğrusallıktan uzaklaştıracaktır. Şekil 5.24'te,  $n = 1$  durumunda altı senaryo için de algılanan görüntülerin şekli betimlenmektedir.



Şekil 5.24 : Doğrusal yönelim profili kullanımında görüntünün şekli.

Şekil 5.24'te görüldüğü gibi doğrusal yönelim profili (yani  $n = 1$ ) kullanıldığında algılanan görüntüler özellikle Doğu-Batı yönünde doğrusal olmamaktadır (karşılaştırmak için bkz. Bölüm 5.2.2.1'de Şekil 5.36).

Bu bölümde, farklı IT ve  $n$  değerleri için görüntüleme aktivitelerinde meydana gelen bozulmalar incelenmektedir. Sıfırdan büyük mertebe değerlerinin analizinde Çizelge 5.1'de verilen IT ve mertebe değerleri kullanılmıştır.

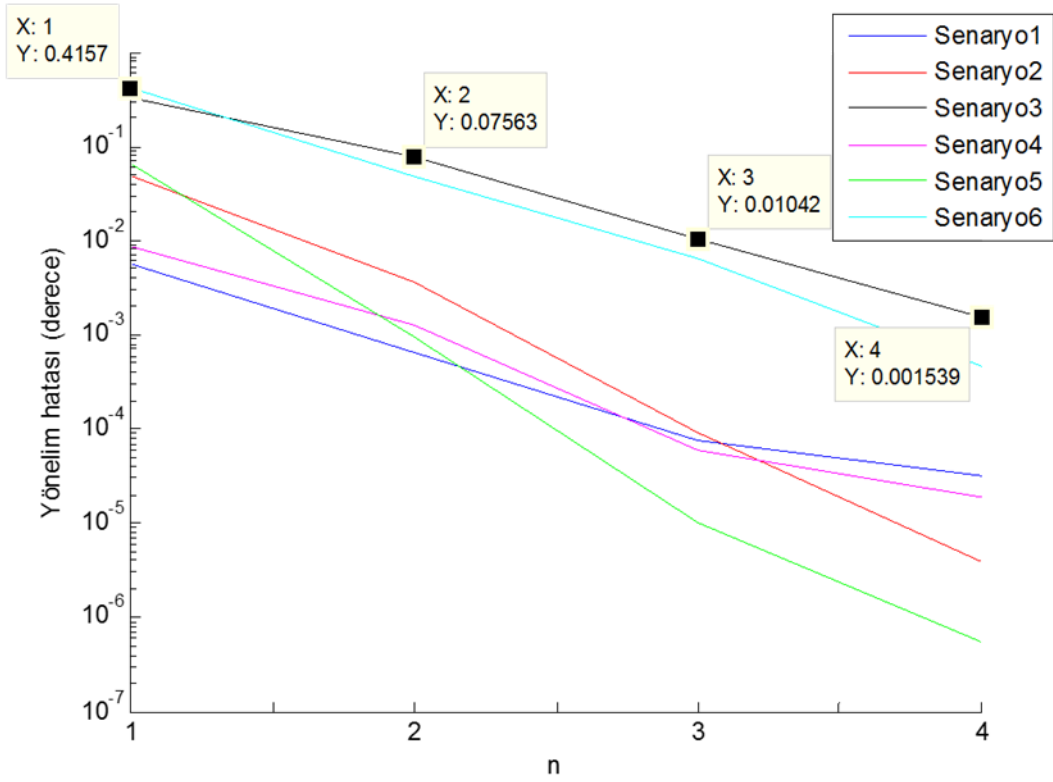
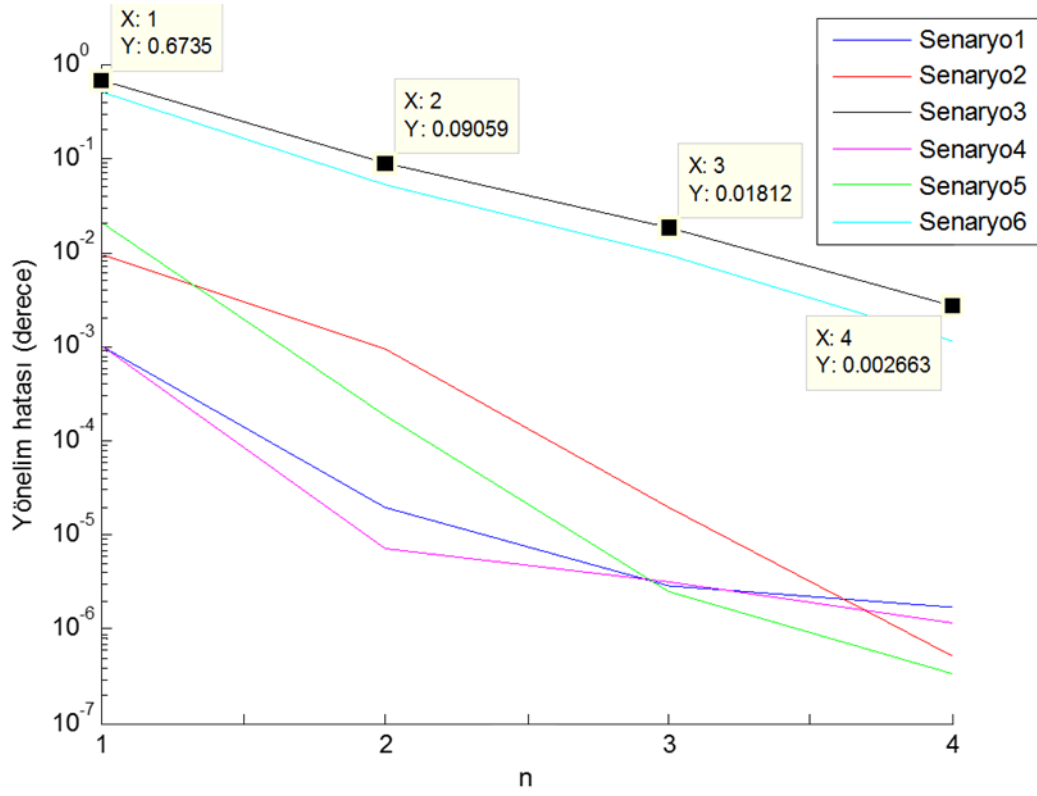
**Çizelge 5.1** : Analizlerde kullanılan polinom mertebeleri ve IT süreleri.

IT no	IT ( $\mu$ s)	Mertebe (n)				
1	73.5	1	2	3	4	5
2	76	1	2	3	4	5
3	78.5	1	2	3	4	5
4	81	1	2	3	4	5
5	83.5	1	2	3	4	5
6	86	1	2	3	4	5
7	88.5	1	2	3	4	5
8	91	1	2	3	4	5

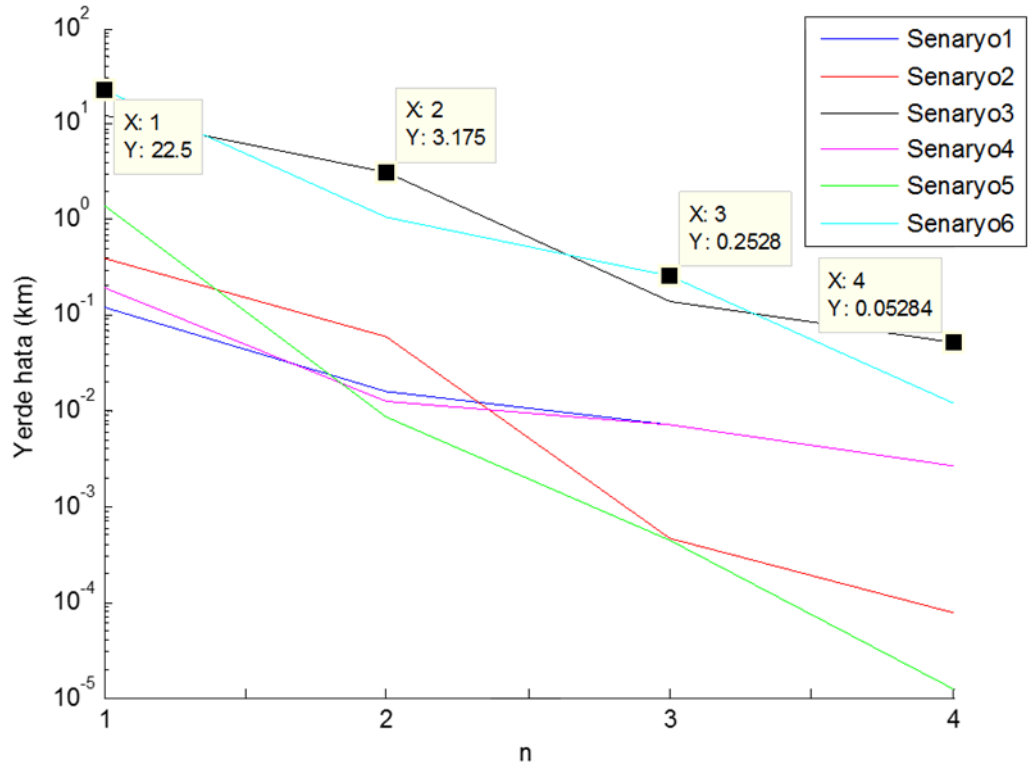
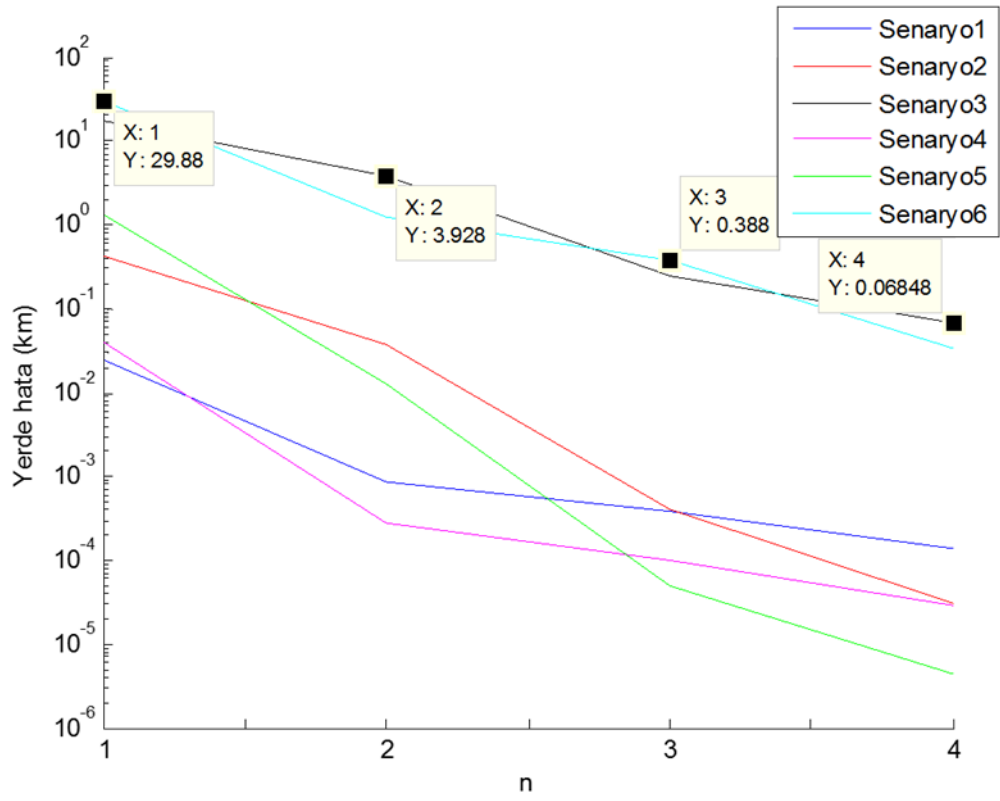
Bu bölümde yer alan analizlerde hata değerleri verilirken ilgili IT süresi ve  $n = 5$  durumu referans olarak (doğru profil) kabul edilmiştir. Karşılaştırmada IT süreleri ve mertebe değerlerinin tüm kombinasyonları (her IT değeri için her mertebe) altı senaryo için de uygulanmış ve sonuçları incelenmiştir.

IT süresine göre değişimler mertebeye bağlı değişimlere göre daha küçük kalmaktadır. Mertebeye bağlı değişimler logaritmik olduğu için sonuç grafikleri logaritmik ölçekte verilmektedir. Veri karmaşası olmaması bakımından IT süresine bağlı değişimlerin gösterilmesinde yalnızca maksimum ve minimum IT süreleri için sonuçlar verilmektedir (IT no:1 ve 8, yani 73.5 ve 91  $\mu$ s için). Not edilmelidir ki hızlı bir EOPL ekipmanı varsa (yani  $IT < 73.5 \mu$ s), görüntünün daha hızlı taranması gerekmekte olup, YİP kipinde yine 73.5  $\mu$ s değeri kullanılabilir.

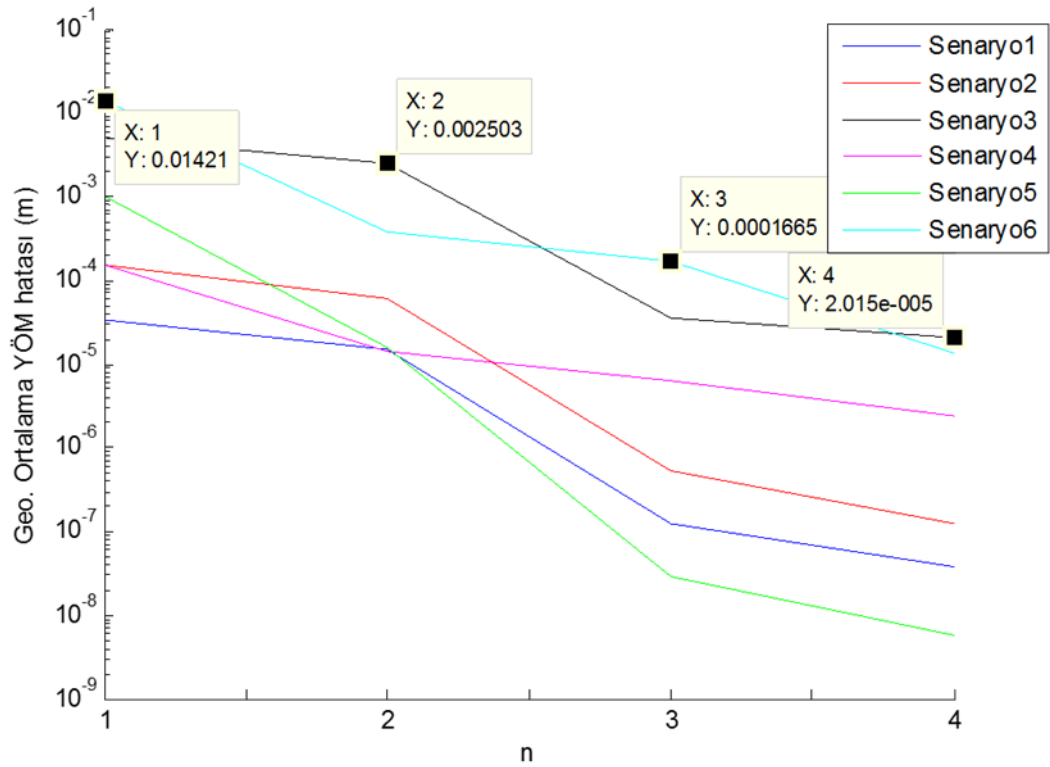
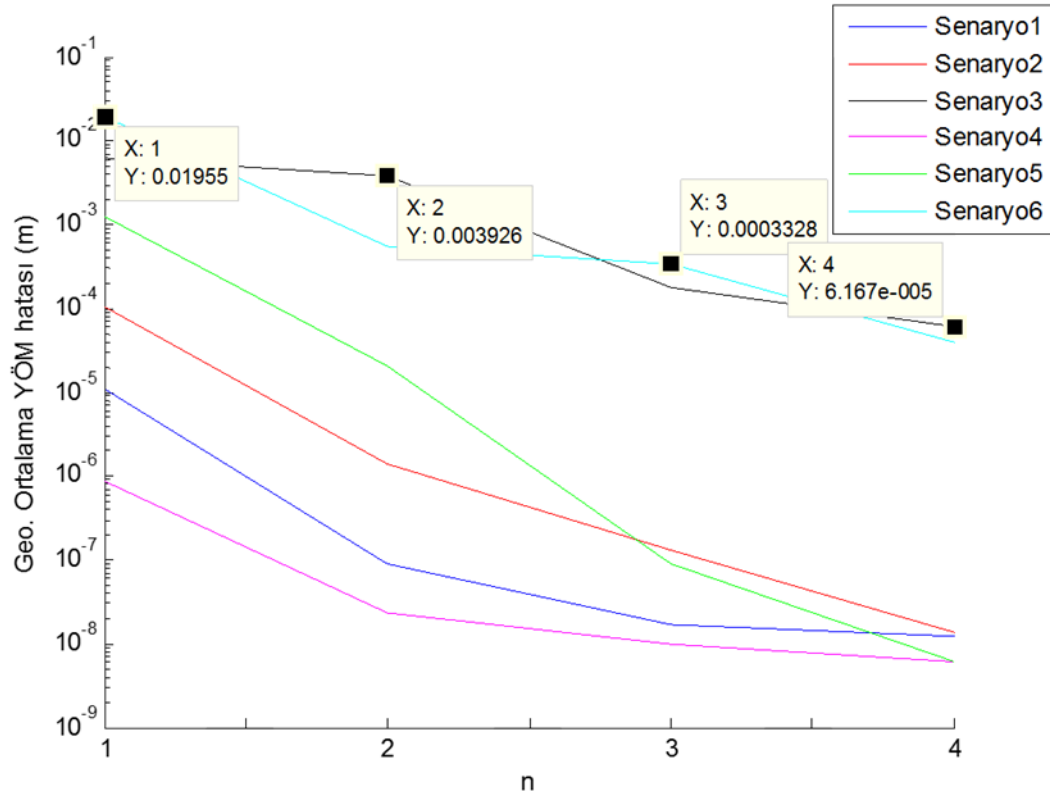
Şekil 5.25'ten Şekil 5.27'ye kadar olan grafiklerin herbirinde sırasıyla IT no: 1 ve 8 için,  $n$ : 1'den 4'e kadar polinom mertebesinin sırasıyla yönelim açısı, uydu görüş ekseninin yerdeki izi ve YÖM değeri üzerindeki etkileri verilmektedir ( $n$ : 5 referanstır). Sonuç grafiklerinde en kötü durumlar işaretlenmiştir ve değerleri grafik üzerinde verilmektedir.



Şekil 5.25 : Yönelim üzerinde sırasıyla IT = 73.5 ve 91  $\mu$ s için polinom etkileri.



Şekil 5.26 : Yer izi üzerinde sırasıyla IT = 73.5 ve 91  $\mu$ s için polinom etkileri.



Şekil 5.27 : YÖM üzerinde sırasıyla IT = 73.5 ve 91  $\mu$ s için polinom etkileri.

Şekil 5.25'ten Şekil 5.27'ye kadar olan grafiklerde görüldüğü gibi en kötü durumlar Doğu-Batı yönünde görüntüleme aktivitelerinde meydana gelmektedir. Polinom mertebesi yükseldikçe hatalar eksponansiyel olarak azalmaktadır.

Çizelge 5.2’de ise en kötü durumlar için polinom mertebesine ve IT süresine bağlı yönelim açısında, görüş ekseni yer izinde ve YÖM değerinde meydana gelen hataların özet tablosu yer almaktadır. YÖM değerinin hesabında TY ve TYDY YÖM değerleri ayrı ayrı değil, geometrik ortalama şeklinde hesaplanmıştır. Benzer şekilde üç eksenle yönelim açısı hatalarının hesabında da geometrik ortalama kullanılmıştır ( $[\text{yalpa hatası} * \text{yunuslama hatası} * \text{sapma hatası}]^{(1/3)}$ ). Görüş ekseninin yer izi hatasının hesabında ise GA mesafesi kullanılmıştır.

**Çizelge 5.2** : Polinom mertebesi kaynaklı hatalar, özet tablo.

	Yönelim açısı hatası (derece, $3\sigma$ )			
	n: 1	n: 2	n: 3	n: 4
IT no: 1	6.7e-1	9.1e-2	1.8e-2	2.7e-3
IT no: 8	4.2e-1	7.6e-2	1.0e-2	1.5e-3
	Görüş ekseni yer izi hatası (km, $3\sigma$ )			
	n: 1	n: 2	n: 3	n: 4
IT no: 1	3.0e+1	3.9e+0	3.9e-1	6.8e-2
IT no: 8	2.3e+1	3.2e+0	2.5e-1	5.3e-2
	Geometrik ortalama YÖM hatası (m, $3\sigma$ )			
	n: 1	n: 2	n: 3	n: 4
IT no: 1	2.0e-2	3.9e-3	3.3e-4	6.2e-5
IT no: 8	1.4e-2	2.5e-3	1.7e-4	2.0e-5

Çizelge 5.2’de görüldüğü gibi polinom mertebesindeki değişimin etkisi baskındır.

YÖM gereksiniminin 0.5 metre olduğu bu uygulamada  $n \geq 1$  için YÖM değerinde oluşan hatalar küçük kalmaktadır ( $n = 1$  için 2 cm,  $n = 2$  için 4 mm kadar). Ancak, yönelim hassasiyeti gereksinimi örneğin  $0.02^\circ$  ( $3\sigma$ ) olması durumunda,  $n = 1$  için sadece polinom mertebesi hatası bile  $10^{-1}^\circ$  ( $3\sigma$ ) olmaktadır ki bu durum yeryüzünde  $10^1$  km mertebesinde kayma anlamına gelmektedir ve iz genişliği 15 km olan bir uydu için hedefin görüntülenememesi anlamına gelmektedir.

Sonuç olarak IT değerinden daha çok polinom mertebesinin görüntünün geometrik özellikleri üzerinde etkisi baskındır. Polinom mertebesinin gereğinden düşük seçilmesi durumunda YÖM değerinden çok, görüntünün yeryüzündeki konumu etkilenmektedir.

Uydu bilgisayarında yönelim profilinin elde edilmesinde polinom kullanımının önemli bir avantajı, polinomdan herhangi bir zaman adımında değer çekmenin kolay olması (işlemci kullanımı bakımından) ve yer istasyonundan gönderilecek az sayıda parametre ile karmaşık yönelim profillerinin elde edilebilmesidir. Yine de çarpma işleminin az sayıda tutulması bakımından gereğinden fazla polinom mertebesinin kullanılmaması uygun olacaktır.

Not edilmelidir ki, görüntüleme aktiviteleri haricinde görüntüleme aktiviteleri arasındaki manevralarda da referans yönelim profili polinom formatında verilebilir. Böylece görüntüleme aktivitesinin başlangıcındaki gerekli yönelim ve yönelim hızı değerlerine istenen hassasiyette ulaşılması mümkün olur. [56]'de manevra sınır koşullarına göre referans yönelim polinomlarının (quaternion tabanlı) hesaplanmasına ilişkin geliştirilen bir yöntem tanımlanmaktadır.

### **5.1.3. Maksimum işlenebilir süre**

İz sürücü algoritma tarafından üretilen polinom katsayıları belirli bir süre geçerli kalmaktadır. Analizlerde varsayılan değer olarak, maksimum işlenebilir süre 60 saniye alınmıştır. Eğer görüntüleme aktivitesi daha uzun bir süreyi kapsıyorsa, ikinci bir set polinom katsayısı daha üretilmektedir. Örneğin görüntüleme aktivitesi 150 saniye ise, toplam üç set polinom katsayısı üretilmektedir. İlk polinom seti ilk 60 saniye için kullanılmaktadır. İkinci set ise ikinci 60 saniyelik sürede kullanılmaktadır. Son set ise geriye kalan 30 saniyelik kısım için kullanılmaktadır.

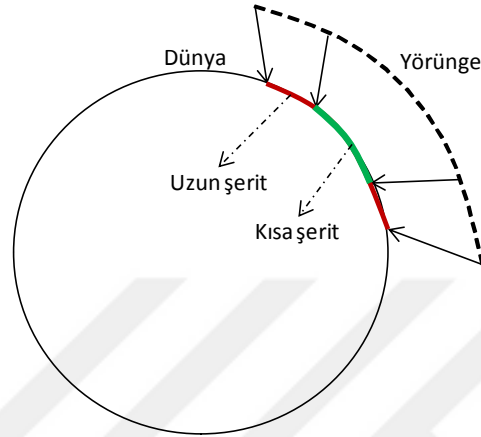
Polinom katsayılarının elde edilmesinde daha uzun maksimum işlenebilir süre değeri de kullanılabilir. Ancak bunun dezavantajı, belirli mertebeden polinom ve veri noktası için kullanılan zaman adımı uzayacağından elde edilecek polinomdaki hatanın artacak olmasıdır.

Eğer maksimum işlenebilir süre çok kısa tutulacak olursa, uzun süren görüntüleme aktivitelerinin uydu tarafından icra edilmesi için fazla sayıda polinom setinin görev planlamada oluşturulması ve tele-komut ile uyduya iletilmesi gerekecektir ki bu durum gereğinden fazla kaynak harcanması anlamına gelmektedir.

Maksimum işlenebilir süre değerinin belirlenmesinde uydunun kullanım şekli rol almaktadır. Örneğin görüntüleme aktiviteleri süresi çoğunlukla altmış saniyenin altında kalması durumunda, maksimum işlenebilir sürenin altmış saniye olarak alınması uygun olacaktır. Buna rağmen altmış saniyeden uzun sürecek bir görüntüleme aktivitesi talebi geldiğinde, iz sürücü algoritma çağrılarak ikinci bir polinom seti üretebilecek ve görüntüleme aktivitesi gerçekleştirilebilecektir.



Kullanılan EO görev yükünün IT süresinin de maksimum işlenebilir süre üzerinde dolaylı etkisi bulunmaktadır. Bunun sebebi ise IT süresinin, tek seferde uydu tarafından algılanabilecek görüntü uzunluğunu (süresini) kısıtlamasıdır. IT süresine bağlı olarak süpürme hızının uydu yer hızından yavaş kalması durumunda, uzun görüntüleme aktiviteleri sırasında uydu ile hedef arasındaki mesafenin maksimum değeri artmaktadır (bkz. Şekil 5.28).



**Şekil 5.28** : Uzun ve kısa görüntüleme aktivitesi için örnek (YİP kipinde).

YÖM değerinin uydu ile hedef arasındaki mesafeye doğrudan bağlı olması sebebiyle acil bir istek olmadığı sürece uzun görüntüleme aktivitelerinden kaçınmak, YÖM değerinin belirlenecek limitin altında kalabildiği kısa görüntüleme aktivitelerinin gerçekleştirilmesi makul bir istek olabilir (uydunun genel kullanımı için). Buna göre uydunun genel kullanımında gerçekleştireceği görüntüleme aktivitesi sürelerine bağlı olarak maksimum işlenebilir süreyi belirlemek uygun olacaktır.

## 5.2. Uygulamaya yönelik analizler

Bu bölümde, iz sürme yöntemi ile elde edilen yönelim profillerinin uydu tarafından uygulanması sırasında meydana gelebilecek hatalar ile push-broom elektro-optik görüntülemede önemli olan parametrelerin görüntüleme aktivitelerinin başarımı üzerindeki etkileri aktarılmaktadır.

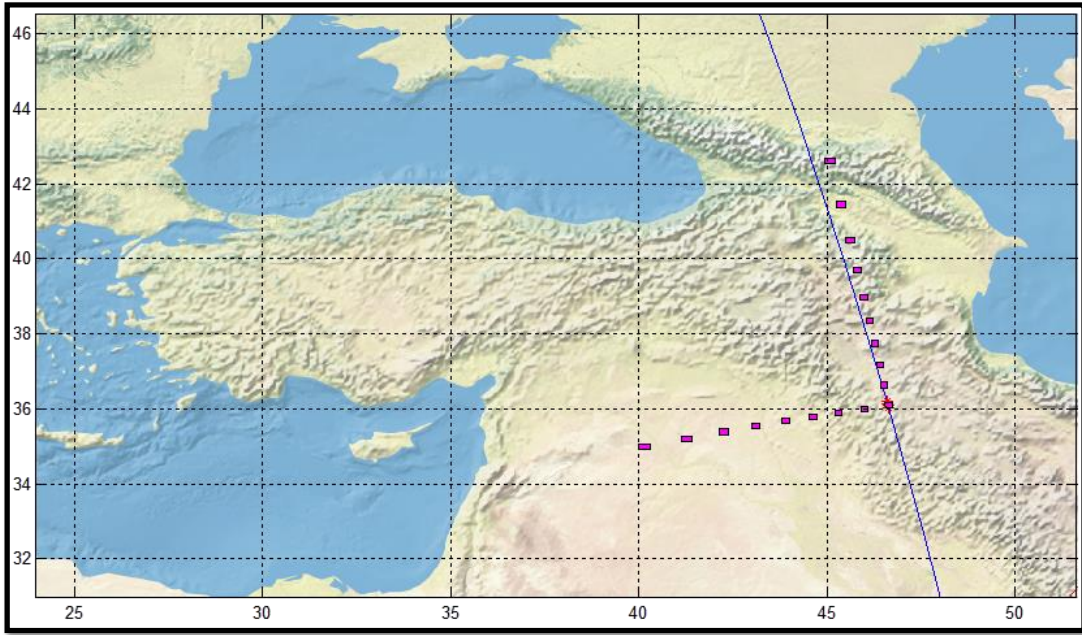
### 5.2.1. Yeryüzü yüksekliklerinin hatalı kullanımı

İz sürücü algoritma ve iz sürücü algoritmanın başlangıç şartlarını oluşturmada kullanılan ek algoritmalar arazi yüksekliklerini hesaba katmaktadır.

Bu analizde ise, arazi yüksekliklerinin hesaba katılmaması veya hatalı değerler olarak hesaba katılması durumunda, algılanan görüntünün YÖM değerlerinde ve görüntünün konumu ile şeklinde meydana gelebilecek sapmalar incelenmektedir.

Bununla beraber, konumda gerçekleşebilecek sapmalara ilişkin basitleştirilmiş ve genele hitap edebilecek bir model üzerinde çalışılmıştır. Yine bu bölümde, arazi yüksekliklerinin etkisi ile uydu irtifasındaki değişim arasındaki ilişki de ortaya konulmaktadır.

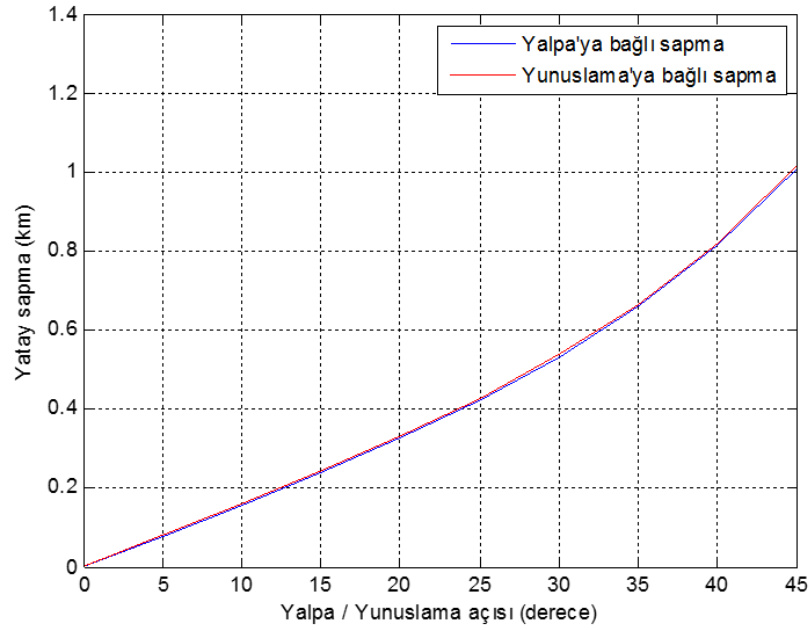
Analizde, uydu belirli bir yörünge konumundayken çeşitli yalpa ve yunuslama açıları ile görüntüleme aktiviteleri gerçekleştirilmiş ve görüntüye ilişkin veri toplanmıştır (bkz. Şekil 5.29). Aynı analiz, WGS-84 elipsoidinden 0.8 km (örnek olarak) yükseklik sapması ile tekrarlanmış ve toplanan verideki farklılıklar incelenmiştir.



**Şekil 5.29** : Yükseklik hatası analizde kullanılan görüntüleme aktiviteleri.

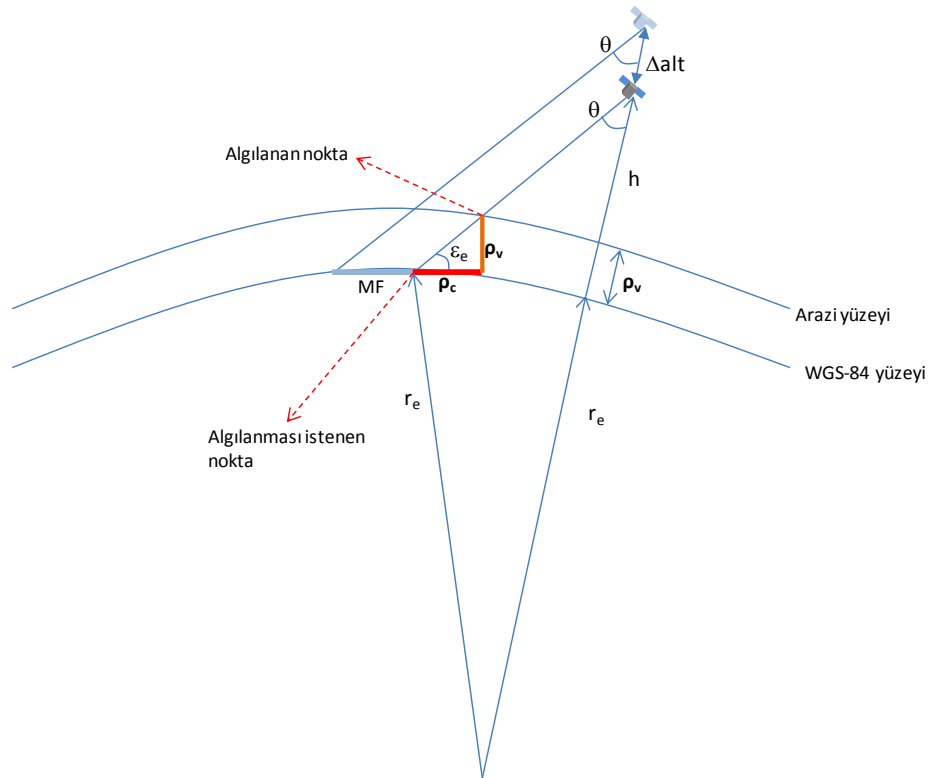
Görüntüleme aktivitelerinin sonuçları karşılaştırılırken aynı yalpa veya yunuslama açısındaki görüntüler karşılaştırılmıştır. Benzer analizler farklı enlem açılarında ve farklı yörüngeler için de gerçekleştirilmiştir. Burada sadece örnek durum sonuçları verilmektedir. Örnek durumlar haricinde, bu bölümün sonunda genele yönelik çıkarımlar da yapılmaktadır.

Yalpa ve yunuslama açıları sırasıyla 0'dan 45°'ye kadar artırılmış ve 3 saniyelik görüntü aktiviteleri gerçekleştirilmiştir. Sonuç olarak, YÖM değerinde veya görüntünün geometrik özelliklerinde gerçekleşen değişimler yok sayılabilecek seviyede kaldığı tespit edilmiştir (örneğin 700 km irtifadaki bir uydu için YÖM'deki değişimler mm seviyesindedir [57]). En önemli değişimler, algılanması gereken koordinatlardaki değişimlerdir. Şekil 5.30'da, 0.8 km'lik arazi yüksekliği ( $p_v$ ) sebebiyle, yalpa ve yunuslama açılarına bağlı olarak algılanan görüntüdeki yataydan sapmalar (algılanması istenen bölge ile algılanan bölge arasındaki fark) gösterilmektedir.



**Şekil 5.30** : Ayakucu dışı yönelimde görüntüdeki kayma (0.8 km hata için).

Analizde kullanılan yörünge irtifası yaklaşık 688 km'dir. Şekil 5.30'da görüldüğü gibi yalpa ve yunuslama açısı ile birlikte yatayda sapma artmaktadır ve yunuslama açısının etkisi az da olsa daha büyüktür (yerin elipsoit şeklinde olmasından dolayı). Arazi yüksekliğinin etkisi ile Bölüm 5.1.1.2'de verilen irtifa değişiminin ( $\Delta alt$ ) etkisi arasında yakın bir ilişki vardır. Şekil 5.31'de irtifa değişiminin etkisi ile birlikte arazi yüksekliğinin etkisi geometrik olarak gösterilmektedir.



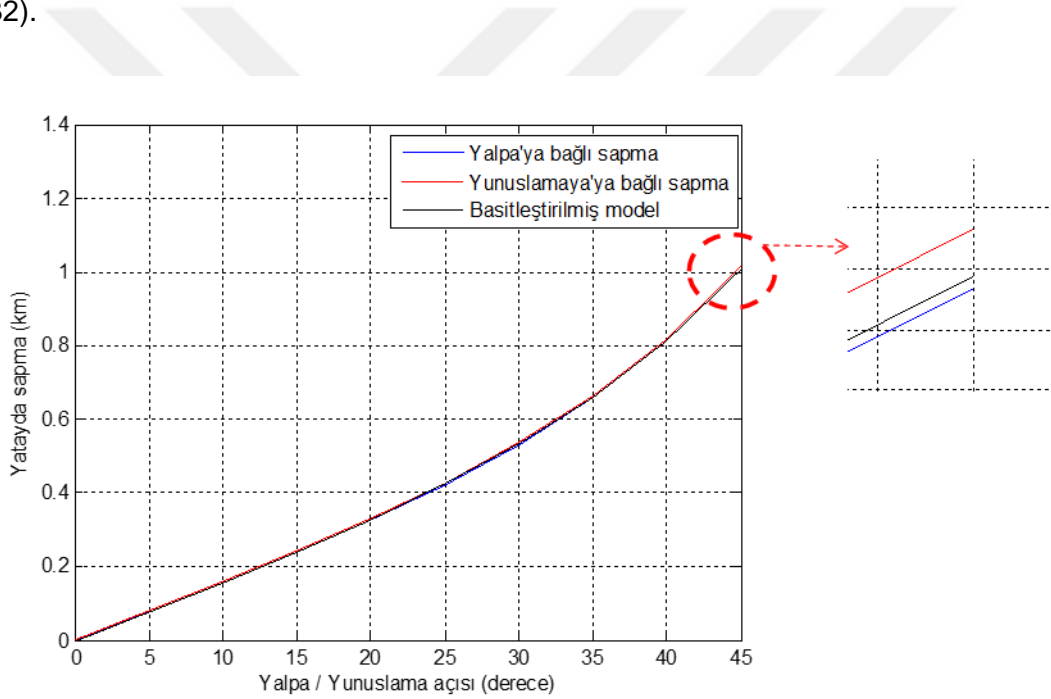
**Şekil 5.31** : İrtifa değişimi ve arazi yüksekliği etkilerinin birlikte gösterilmesi.

Şekil 5.31'de  $\rho_v$ , arazinin WGS-84'e göre yüksekliğini ifade etmektedir.  $\rho_c$  ise algılanması istenen nokta ile algılanan nokta arasındaki farktır (yatayda sapma).  $\theta$  ise yalpa veya yunuslama açılarını temsil etmektedir.  $\rho_c$  ve  $\rho_v$  arasında aşağıdaki gibi bir ilişki yazılabilir ( $\theta$  ve irtifa arttıkça ilişkinin doğruluğu azalır):

$$\rho_c = \frac{\rho_v}{\tan(\varepsilon_e)}. \quad (5.4)$$

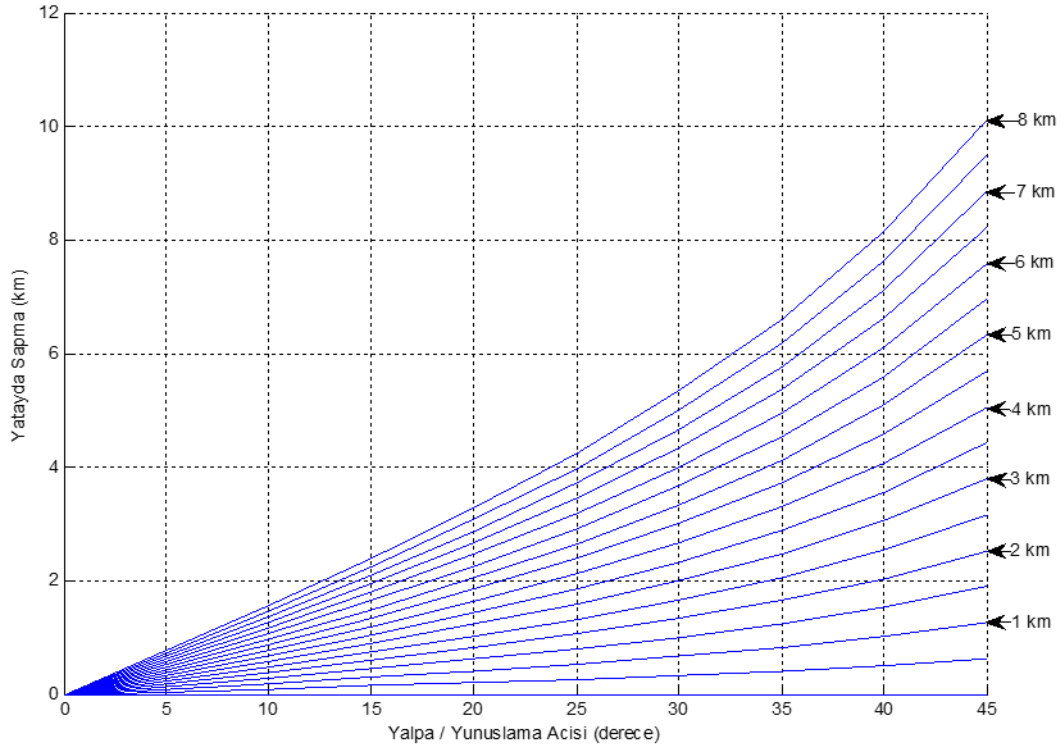
Denklem (5.2) ve (5.3)'de verilen ilişkiler yardımı ile  $\varepsilon_e$  hesaplanabilir. Bu şekilde, irtifa değişiminin etkisinin modellenmesinde kullanılan varsayımların aynıları kullanılarak, arazi yüksekliklerinden kaynaklanabilecek yatay sapmaların etkisi incelenebilecektir.

Oluşturulan basitleştirilmiş model, Şekil 5.30'da analiz sonuçları verilen duruma uygulandığında, Şekil 5.30'daki eğriye çok yakın bir kestirim yapılabilir (bkz. Şekil 5.32).



**Şekil 5.32** : 0.8 km arazi yüksekliğinde yatayda sapma ve basitleştirilmiş model.

Şekil 5.33'de ise, 700 km irtifadaki bir uydu için, basit model kullanılarak çeşitli arazi yüksekliklerinde görüntü konumundaki yatayda sapma miktarları gösterilmektedir (sağ taraftaki okların yanındaki değerleri arazi yükseklik değerlerini vermektedir).



**Şekil 5.33** : 700 km irtifadaki bir uyduda görüntünün yatayda sapması.

İz sürücüde arazinin gerçek yüksekliğinin kullanılması, algılanan görüntünün yer konumunun doğruluğunu önemli ölçüde artıracaktır. Ancak, ilgi alanındaki arazi yüksekliğinin doğru bilinmemesi durumunda, bu bölümde aktarılan sapmalar ile karşılaşılması beklenmesi gereken bir durumdur.

### 5.2.2. Yönelim gerçekleştirme hataları

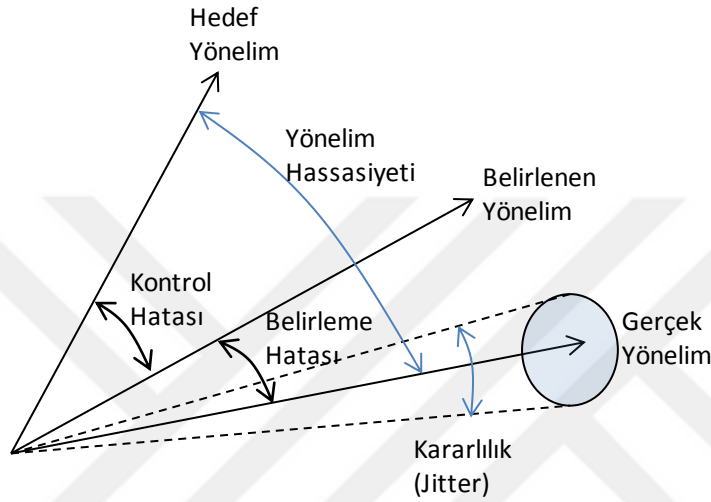
Push-broom algılayıcıya sahip uydunun görüntüleme aktivitesinde referans olarak kullanacağı yönelim profili uyduya sağlanmalıdır. Bununla beraber, uydu yönelimini görüntüleme aktivitesinin başlangıcındaki koşullara (başlangıç yönelim parametreleri ve türevleri) taşıyacak yönelim manevrası profili de uyduya sağlanmalıdır ki görüntüleme aktivitesi hassas bir şekilde yürütülebilsin. Referans yönelim profillerinin uyduya iletilmesinin bir yolu, tez çalışması kapsamında ele alınan yönelim polinom katsayılarının kullanılmasıdır. Uydunun ise referans profili istenen hassasiyette ve kararlılıkta takip edebilmesi gerekmektedir. Push-broom algılayıcıya sahip ve tepki tekerleklerinin eyleyici olduğu uydularda kullanılacak çeşitli yönelim kontrol metotları [58]'da verilmektedir.

Bu bölümde, iz sürücü algoritma tarafından oluşturulan ve yönelim bilgisini içeren polinomdan çekilen yönelim profilinin, uydu tarafından uygulanabilirliğine ilişkin analiz sonuçları verilmektedir. Bununla beraber, uydu yönelim belirleme ve kontrol alt-

sistemi gereksinimleri ile EOPL ekipmanı ve algılanan görüntü özellikleri arasındaki ilişki ortaya konulmaktadır.

Analizlerde katı cisim varsayımı kullanılmıştır. Dolayısıyla görüş ekseninin bağlı olduğu EOPL dahil tüm uydu ekipmanlarının uyduya rijit olarak sabitlendiği (çünkü ekipman seviyesinde değil, uydu seviyesinde analizler gerçekleştirilmiştir) varsayılmaktadır.

Şekil 5.34'te, yönelim kontrol tanımlamaları betimlenmektedir (bkz. [59]).



**Şekil 5.34 : Yönelim kontrol tanımlamaları.**

Şekil 5.34'te betimlenen yönelim kontrol tanımlamalarına göre, bozuntu torqları etkisindeki uydu tarafından algılanan görüntüleri etkileyen iki temel unsur vardır: Yönelim hassasiyeti (yönelim kontrol hatası + yönelim belirleme hatası) ve kararlılık (uydu seviyesinde jitter).

Uydunun yönelimini etkileyen farklı kaynaklı bir çok bozuntu torqu vardır. Bozuntu torqları kaynağına göre iç ve dış olarak aşağıdaki gibi ayrılabilir ve listelenebilir [8] (sayfa 366 ve 368).

- Dış bozuntu torqlarının kaynakları
  - Aerodinamik (drag)
  - Yerçekimi gradyanı (gravity gradient)
  - Radyasyon basıncı
  - Dünyanın manyetik alanı
  - Vb.
- İç bozuntu torqlarının kaynakları.
  - Kütle merkezi kayması
  - İtki sistemi hizalama hatası ve/veya uyumsuzluğu
  - Hareketli birimler (tepki tekerleği, anten mekanizması)

- Esnek yapısal birimler
- Yakıt çalkalanması
- Mürettebat (varsa)
- Vb.

Uydu yönelimine etkiyen bozuntu torklarının karakteristiği kaynağına bağlı olarak değişiklik göstermektedir. Örneğin, 3000 rpm (50 Hz) hızında dönen tepki tekerleğindeki statik balanssızlık sebebiyle oluşan bozuntu torkunun frekansı 50 Hz olacaktır. Aynı tekerlekte oluşabilecek motor kaynaklı bozuntu torkları da var olabilir. Bu bozuntular tekerleğin dönme frekansından daha da yüksek frekanslı olabilir (örneğin bir tür parazit tork olan ve frekansı motordaki kutup sayısına bağlı “cogging” torku ([60] sayfa 58 ve [61], sayfa 87)). Öte yandan, yerçekimi gradyanı torkunun frekansı çok daha düşüktür. Örneğin 700 km irtifada bulunan bir uyduda yerçekimi gradyanı maksimum değeri aşağıdaki gibi hesaplanabilir (bkz. [62]) ve değeri  $2.1 \cdot 10^{-4}$  Hz’tir. Denklemden maksimum frekans değeri için uydunun en küçük atalet momenti değeri matematiksel olarak 0 kabul edilmiştir.  $r_e$  ise uydunun bulunduğu irtifadaki yerküre yarıçapıdır (ortalama yerküre yarıçapı da kullanılabilir):

$$f_{max} = \sqrt{\frac{3\mu}{2(r_e + irtifa)^3}} / 2\pi. \quad (5.5)$$

Bozuntu torklarının karakteristiği uydu yönelim kontrol sistemi tasarımını doğrudan etkiler. Örneğin bozuntu torkunun frekansı yönelim kontrol sisteminin kontrol frekansından yüksekse, yönelim kontrol sistemi bozuntu torkunun üstesinden gelemeyecektir [63].

Bu durum uydunun titreşmesine sebep olabilir. EOPL gibi uydularda SH, YÖM kısıdı bakımından önemli bir kriterdir. Uydu ile beraber ekipman görüş ekseninin (uydu seviyesi titreşim) veya sadece ekipman görüş ekseninin titreşmesi, SH’ye doğrudan etkiyecektir (titrek bir elde hareket ettirilen lazer işaretçisinin duvardaki yansımalarının titreşmesi gibi). Bu duruma yönelim “jitter”ı adı verilir [59] & [64].

Jitter sebebiyle oluşan SH’deki istenmeyen değişimler, algılanan görüntünün kalitesini etkiler. Örneğin bulanıklaşmaya neden olur (blur etkisi) [27]. Uydu seviyesinde jitter (yönelim kararlılığı) etkisi ise uydu atalet momentleri küçüldükçe artar çünkü uydunun açısal hızı bozuntular karşısında daha fazla değişir [65].

Uydu görüş ekseninin titreşmesi, titreşim periyodunun IT süresinden büyük veya küçük olmasına bağlı olarak görüntü kalitesini farklı şekillerde etkiler. Titreşim periyodu IT süresinden büyükse “jitter” etkisine alçak frekanslı jitter denir. Bu durum

[66]'da uygun olmayan lineer hareket olarak tanımlanmıştır (improper linear movement). Titreşim periyodunun görüntü kalitesi üzerindeki etkileri, [67] ve [68]'de Modülasyonlu Transfer Fonksiyonu (MTF, “*Modulated Transfer Function*”) kullanılarak analiz edilmiş ve sonuçları bir test düzeneği ile doğrulanmıştır (MTF, SNR gibi görüntü kalitesine ilişkin bir metriktir). [69]'te ise yönelim kararlılığının görüntü kalitesi üzerindeki etkileri MTF metriği kullanılarak modellenmiş ve yüksek frekanslı jitter ile lineer hareketin etkileri karşılaştırılmıştır. [70]'de ise hem alçak frekanslı hem de yüksek frekanslı titreşimlerin, tarama yönünde ve tarama yönüne dik yönde pikseller üzerindeki etkisi bir test düzeneği de kullanılarak incelenmiştir. Yine [70]'de, alçak frekanslı titreşim kaynaklı hataların işlenen görüntünün kalitesi üzerinde bir etkisi olduğu, ancak belirli limitler içinde bu etkilerin gözle görülemediği ve sadece görüntü üzerinde hassas ölçümlerin yapılacağı veya aynı bölgeden başka bir görüntüye sahip olunmadığı uygulamalarda dikkate alınabileceği belirtilmiştir.

Jitter etkisi çeşitli yöntemler uygulanarak azaltılabilir. Yönelim hassasiyetinin önemli olduğu uygulamalarda titreşim kaynaklarının uydunun geri kalanından izole edilmesi veya daha pratik olacaksa görev yükünü (kamera, optik iletişim, vb.) uydudan izole edilmesi uygulanabilmektedir [71]. Titreşimlerin azaltılmasında başarılı bir örnek olarak Hubble Uzay Teleskobu verilebilir. [71]'de titreşim sönümleyicili güneş panellerinin Hubble Uzay Teleskobu'na takılması öncesindeki ve sonrasındaki titreşim seviyeleri verilmektedir.

Jitter etkisinin belirlenmesine ve uyduda veya yerde kontrol edilmesine ilişkin literatürde birçok çalışma mevcuttur. Örneğin [72]'de, uydu tarafından algılanan görüntüdeki dalgalanmaları kullanarak jitter etkilerinin belirlenmesine yönelik gerçekleştirilen bir çalışma sunulmaktadır.

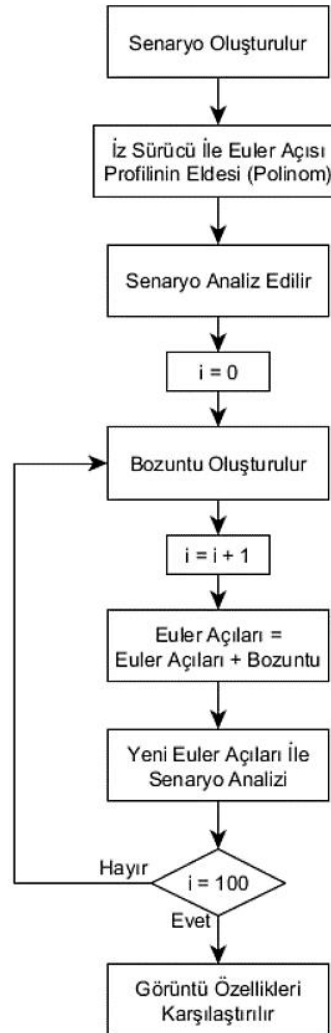
Uydunun yönelim hassasiyeti ise uydunun görüş ekseninin yerdeki iz düşümünün koordinatlarına etki eder. Yönelim hassasiyeti ne kadar iyi ise, algılanan görüntünün koordinatları istenen koordinatlara o kadar yakın olacaktır.

Yeryüzünde yanyana algılanacak şerit görüntülerde, yönelim hatasını tolere edebilmek için görüntülerin bir kısmının örtüşmesi (overlap) sağlanır (bkz. [8], sayfa 130). Yönelim hassasiyeti ne kadar kötü ise, görüntüler arasında boşluk kalmaması için o kadar fazla örtüştürme ihtiyacı bulunur ve bu durum uydunun belirli bir süre içinde algılayabileceği görüntü alanının azalmasına neden olur (uydu kaynakları boşuna harcanmış olur). Uydularda yaygınca kullanılan örtüşme miktarları %10 ile %20 arasındadır [8] (sayfa 130). Yanyana görüntüler arasında boşluk oluşmasının tek sebebi yönelim hassasiyeti değildir. Dünya yüzeyinin eğriliği sebebiyle birbirine



paralel olarak başlayan iki şerit görüntü zamanla birbirine yaklaşacak veya uzaklaşacaktır (enlem açısına ve tarama yönüne bağlı olarak). Bu durum, çok uzun şerit görüntülerden oluşan geniş alan görüntülemelerde etkilidir ve gereken örtüşme miktarı geniş alanın şeritlere bölüdüğü görev planlama aşamasında dikkate alınmalıdır.

Bu bölümde yer alan analizlerde uygulanan metod, iz sürücü algoritma ile elde edilen yönelim profiline bozuntu uygulanmasını (kararlılık ve yönelim hassasiyetine uygun) ve bozuntulu yönelim profili ile algılanan görüntülerde oluşan bozulmaların incelenmesini içermektedir (görüntüleme performans parametreleri kullanılarak). Şekil 5.35'te bozuntulu yönelim profili ile görüntüleme aktivitelerinin analizinde uygulanan metodun fonksiyonel akış diyagramı verilmektedir.



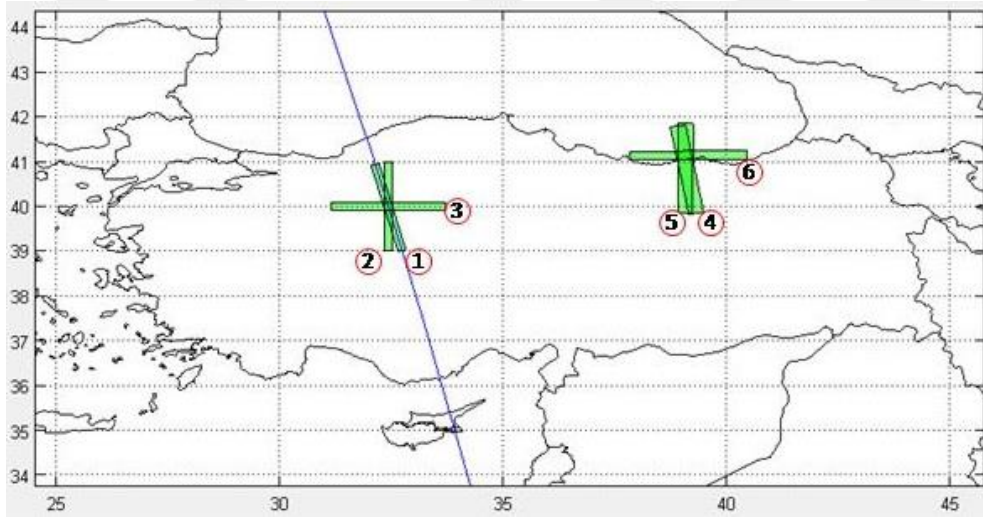
**Şekil 5.35** : Bozuntulu görüntüleme aktivitesi analizi fonksiyonel akış diyagramı.

Görüntüleme aktivitelerinin analizinde istatistiksel ve deterministik metodlar birlikte kullanılmaktadır. Uydu yönelim kontrol gereksinimlerine göre Euler açlarına uygulanan bozuntuların nasıl elde edildiği Bölüm 5.2.2.2'de açıklanmaktadır. Bölüm

5.2.2.1’de verilen görüntüleme aktivitelerinde her bozuntu profili 100 defa uygulanarak görüntüleme analizleri gerçekleştirilmiş ve sonuçları Bölüm 5.2.2.3’de verilmektedir. Son olarak Bölüm 5.2.2.4’te uydu kararlılık gereksiniminin belirlenmesinde kullanılabilecek bir yöntem önerilmektedir.

### 5.2.2.1. Analizlerde kullanılan görüntüleme aktiviteleri

Analizlerde altı farklı görüntüleme aktivitesi (senaryo) kullanılmıştır (bkz. Şekil 5.36). Şekil 5.36’da yer alan mavi hat uydu yer izini betimlemektedir. Yeşil renkli şeritler ise görüntüleme aktivitelerini göstermektedir. Her şerit görüntünün numarası ilgili şerit görüntünün yanına iliştilmiştir (1’den 6’ya kadar). Tüm görüntüleme aktivitelerinde uydu bir numaralı şerit üzerinden geçmektedir (tüm aktivitelerde uydunun konum aralığı aynı tutulmuştur).



Şekil 5.36 : Yönelim gerçekleştirme analizinde kullanılan görüntüleme aktiviteleri.

Analizlerde sabit süpürme hızının bulunduğu kipler kullanılmıştır (SH > 0 (sabit), C ve D kipleri). Şekil 5.36’da yer izleri verilen görüntüleme aktivitelerinden ilk üçünün ortalama olarak uydu ayakucunda olması sağlanmış olup sırasıyla YİP, Azimut = 0°, Azimut = 90° olacak şekilde yönelim profilleri iz sürücü algoritma ile elde edilmiştir. Son üç görüntüleme aktivitesinin ise ilk üçe göre tek farkı ayakucundan ortalama 40° saparak algılanmış olmalarıdır (ayakucundan sapmanın etkisini görmek için). Görüntüleme aktivitelerinin tümü 40 saniye kadar sürmektedir ve 1 saniye zaman adımı ile yönelim profili oluşturulmaktadır.

İdeal durumda (bozuntu yokken) görüntüleme aktiviteleri sırasında uydunun sahip olması gereken tork değerlerinin ve açısal hızlarının hesaplanabilmesi için öncelikle yönelim açılarının quaternion’a dönüştürülmesi kolaylık sağlayacaktır. Bunun için, analiz sonunda elde edilen Euler açıları denklem (2.3)’de verilen  $Tr^{LOF\_EOPL}$  dönüşüm

matrisi kullanılarak doğrultu kosinüsleri matrisine dönüştürülebilir ve ardından aşağıda verilen denklem seti ile quaternionlar elde edilebilir ( $q_0$  skaler, diğerleri vektörel bileşenlerdir ve  $q = [q_0; q_1; q_2; q_3]$ ):

$$\begin{aligned}
q_0 &= \frac{1}{2} \sqrt{Tr^{LOF.EOPL}(1,1) + Tr^{LOF.EOPL}(2,2) + Tr^{LOF.EOPL}(3,3) + 1}, \\
q_1 &= \frac{(Tr^{LOF.EOPL}(3,2) - Tr^{LOF.EOPL}(2,3))}{4 \cdot q_0}, \\
q_2 &= \frac{(Tr^{LOF.EOPL}(1,3) - Tr^{LOF.EOPL}(3,1))}{4 \cdot q_0}, \\
q_3 &= \frac{(Tr^{LOF.EOPL}(2,1) - Tr^{LOF.EOPL}(1,2))}{4 \cdot q_0}.
\end{aligned} \tag{5.6}$$

Dikkat edilmelidir ki, Euler açıları yerel yörünge r.e.t.'da (LOF) tanımlandığından elde edilen quaternionlar da LOF'a göre tanımlıdır.

EOPL'nin LOF'taki açısal hızı ve ivmesi aşağıdaki gibi hesaplanabilir:

$$\begin{aligned}
\dot{q} &= \frac{1}{2} Q \dot{w}, \\
\ddot{q} &= \frac{1}{2} (\dot{Q} \dot{w} + Q \ddot{w}).
\end{aligned} \tag{5.7}$$

Burada Q aşağıdaki gibi ifade edilebilir [73]:

$$Q = \begin{bmatrix} -q_1 & -q_2 & -q_3 \\ q_0 & -q_3 & q_2 \\ q_3 & q_0 & -q_1 \\ -q_2 & q_1 & q_0 \end{bmatrix}. \tag{5.8}$$

Bu durumda EOPL'nin LOF eksen takımındaki açısal hızı ve ivmesi aşağıdaki gibi ifade edilebilir:

$$w_{LOF}^{EOPL} = 2Q' \dot{q}, \tag{5.9}$$

$$\dot{w}_{LOF}^{EOPL} = Q' (2\ddot{q} - \dot{Q} w_{LOF}^{EOPL}) \text{ ve} \tag{5.10}$$

$$2\ddot{q} - \dot{Q} w_{LOF}^{EOPL} = \begin{bmatrix} 2 \cdot \ddot{q}_0 + \dot{q}_1 \cdot w_{LOF}^{EOPL}(1) + \dot{q}_2 \cdot w_{LOF}^{EOPL}(2) + \dot{q}_3 \cdot w_{LOF}^{EOPL}(3) \\ 2 \cdot \ddot{q}_1 - \dot{q}_0 \cdot w_{LOF}^{EOPL}(1) + \dot{q}_3 \cdot w_{LOF}^{EOPL}(2) - \dot{q}_2 \cdot w_{LOF}^{EOPL}(3) \\ 2 \cdot \ddot{q}_2 - \dot{q}_3 \cdot w_{LOF}^{EOPL}(1) - \dot{q}_0 \cdot w_{LOF}^{EOPL}(2) + \dot{q}_1 \cdot w_{LOF}^{EOPL}(3) \\ 2 \cdot \ddot{q}_3 + \dot{q}_2 \cdot w_{LOF}^{EOPL}(1) - \dot{q}_1 \cdot w_{LOF}^{EOPL}(2) - \dot{q}_0 \cdot w_{LOF}^{EOPL}(3) \end{bmatrix}. \tag{5.11}$$

Mutlak açısal hız ve ivme değerleri de yukarıda verilen denklemler kullanılarak bulunabilir. Ancak bu durumda EOPL, LOF'a göre değil ECI'ye (ataletsel eksen takıma) göre hesaplanmalıdır. Bu duruma rağmen, referans yörünge dairesel

yakın olması (eksantrisite  $10^{-3}$  mertebesinde) koşulu ile temsili bir ECI r.e.t.'nin kullanılması yeterlidir (yörüngeye bağlı eksen takımı ile dönmemesi yeterlidir). Bu sebeple  $t = 0$  anında LOF ve ECI çakışık olduğu kabulü yapılmıştır. Bu durumda, LOF r.e.t.'nin ECI'ye göre açısal hızı aşağıdaki gibi hesaplanabilir. Ancak buradaki gerçek değil, sanki ECI (ECI\*) anlamındadır (sanki ECI için "\*" işareti kullanılmıştır). " $a_y$ ": yörünge yarı asal eksen boyudur:

$$w_{ECI*}^{LOF} = \begin{bmatrix} 0 \\ -\sqrt{\mu/a_y^3} \\ 0 \end{bmatrix}. \quad (5.12)$$

Görüntüleme aktivitesi sırasında ( $t = 0$  ile  $t = 40$  saniye arasında) herhangi bir  $t$  anında ECI\* ile LOF arasındaki Euler açıları ise aşağıdaki gibi tanımlanabilir:

$$Euler_{ECI*_LOF} = \begin{bmatrix} 0 \\ -\sqrt{\mu/a_y^3} t \\ 0 \end{bmatrix} \frac{180}{\pi}. \quad (5.13)$$

Bu aşamadan sonra, ECI\*'a göre quaternion değerleri denklem (2.3)'de verilen dönüşüm matrisi ve üstte verilen denklem (5.6) kullanılarak  $q^{SAT\_ECI*}$  bulunabilir. İkinci mertebeden merkezi fark yöntemi kullanılarak da  $q^{SAT\_ECI*}$ 'nin birinci ve ikinci türevleri hesaplanabilir (0.01 saniye'lik  $\Delta t$  zaman farkı kullanılabilir). Ardından da denklem (5.9) ve (5.10)'da verilen denklemler kullanılarak  $w_{ECI*}^{LOF}$  ve  $\dot{w}_{ECI*}^{LOF}$  hesaplanabilir (üst indiste EOPL yerine LOF, alt indiste LOF yerine ECI getirilir).

Bu durumda uydunun ataletsel eksen takımına göre açısal hızları aşağıdaki gibi hesaplanabilir ( $Tr^{SAT\_EOPL}$ : uydu eksen takımı ile EOPL arasındaki dönüşüm matrisidir):

$$w_{ECI*}^{SAT} = Tr^{SAT\_EOPL} w_{LOF}^{EOPL} + Tr^{SAT\_EOPL} Tr^{EOPL\_LOF} w_{ECI*}^{LOF}. \quad (5.14)$$

Uydunun sahip olduğu açısal momentumu ve açısal momentumun türevi aşağıdaki gibi hesaplanabilir ( $\vec{I}$ : uydunun atalet momenti tensörüdür):

$$H_{ECI*}^{SAT} = \vec{I} w_{ECI*}^{SAT} \text{ ve} \quad (5.15)$$

$$\dot{H}_{ECI*}^{SAT} = \vec{I} \dot{w}_{ECI*}^{SAT}. \quad (5.16)$$

Tepki tekerleği sisteminin açısal momentumu ( $w_{ECI*}^{LOF}$  hızının başlangıçta sağlandığı kabulü ile) aşağıdaki gibi yazılabilir:

$$H_{TT} = -\left(\text{pinv}(G) \left(\vec{I} \cdot Tr^{SAT\_EOPL} w_{LOF}^{EOPL}\right)\right) + H_{TT0}. \quad (5.17)$$

$H_{TT0}$  ifadesi tepki tekerleği sisteminin başlangıç açısız momentum değerleridir.  $G$  ifadesi ise tepki tekerleklerinin uydu eksen takımına göre yönlerini geometrik olarak betimleyen matristir. Dört adet tepki tekerleği kullanılması durumunda  $G$ ,  $3 \times 4$ 'lk matristir ve tersi "pinv" ile alınabilir (pinv: Moore-Penrose pseudoinverse alma fonksiyonudur [74]).

Üç ekseninde yönelim kontrolü için bir uyduda minimum üç adet tepki tekerleği kullanılmalıdır. Günümüzde birçok uydu sisteminde, yedeklilik ve fazladan tork/momentum kapasitesine sahip olmak için dört veya daha fazla adet tepki tekerleği çeşitli konfigürasyonlarda kullanılabilmektedir [75]. Dört tepki tekerleği kullanılması durumunda düzgün drtzl veya piramit konfigürasyon kullanılabilir. Piramit konfigürasyonunda (taban hariç diğer yüzeyler kullanılarak) piramit açısı bir uydu ekseninde maksimum tork alınabileceği Şekilde ayarlanabilir. Örneğin yalpa açısında kıvraklığa ihtiyaç duyuluyorsa tepki tekerleklerinin asal eksenlerinin bileŐkesi yalpa ekseninde olacak Şekilde piramit açısı ayarlanabilir. Tepki tekerlekleri gibi momentum takas eyleycilerinin momentum zarflarına ilişkin literatürde birçok çalışma mevcuttur. Bunlardan bazılarına [75], [76] ve [77]'den ulaşılabilir.

Bu durumda, uydunun istenen açısız momentum profilini (denklem (5.15)) sağlaması için gereken tepki torku (bozuntusuz) aşağıdaki gibi yazılabilir (Euler denklemleri):

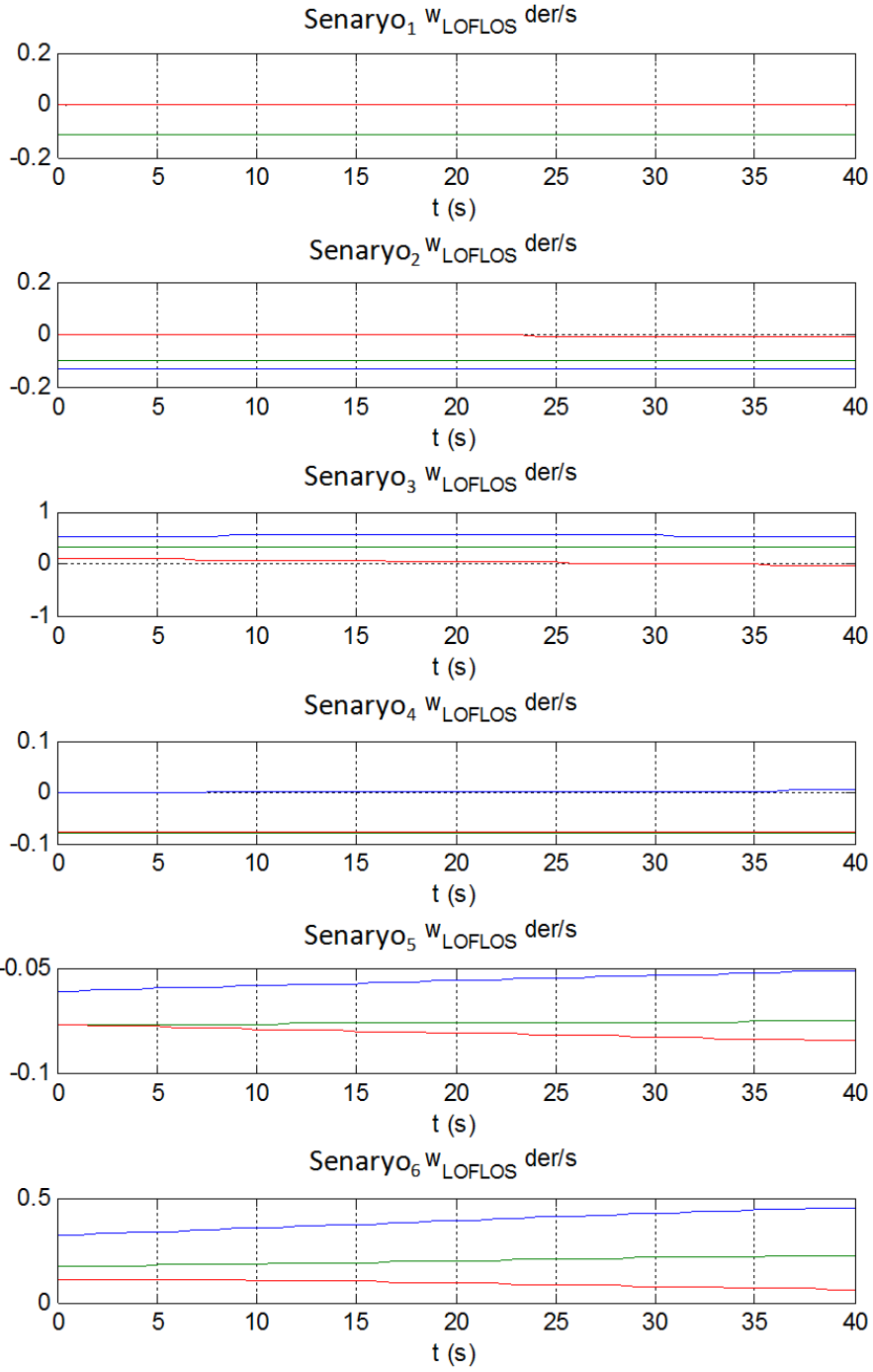
$$\tau_r = \dot{H}_{ECI*}^{SAT} + w_{ECI*}^{SAT} \times (H_{ECI*}^{SAT} + G \cdot H_{TT}) . \quad (5.18)$$

Tepki torkunun negatifinin tekerlek sistemi üzerindeki bileşenleri ise tekerlek sisteminin uygulaması gereken tork komutunu verir ve aşağıdaki gibi yazılabilir:

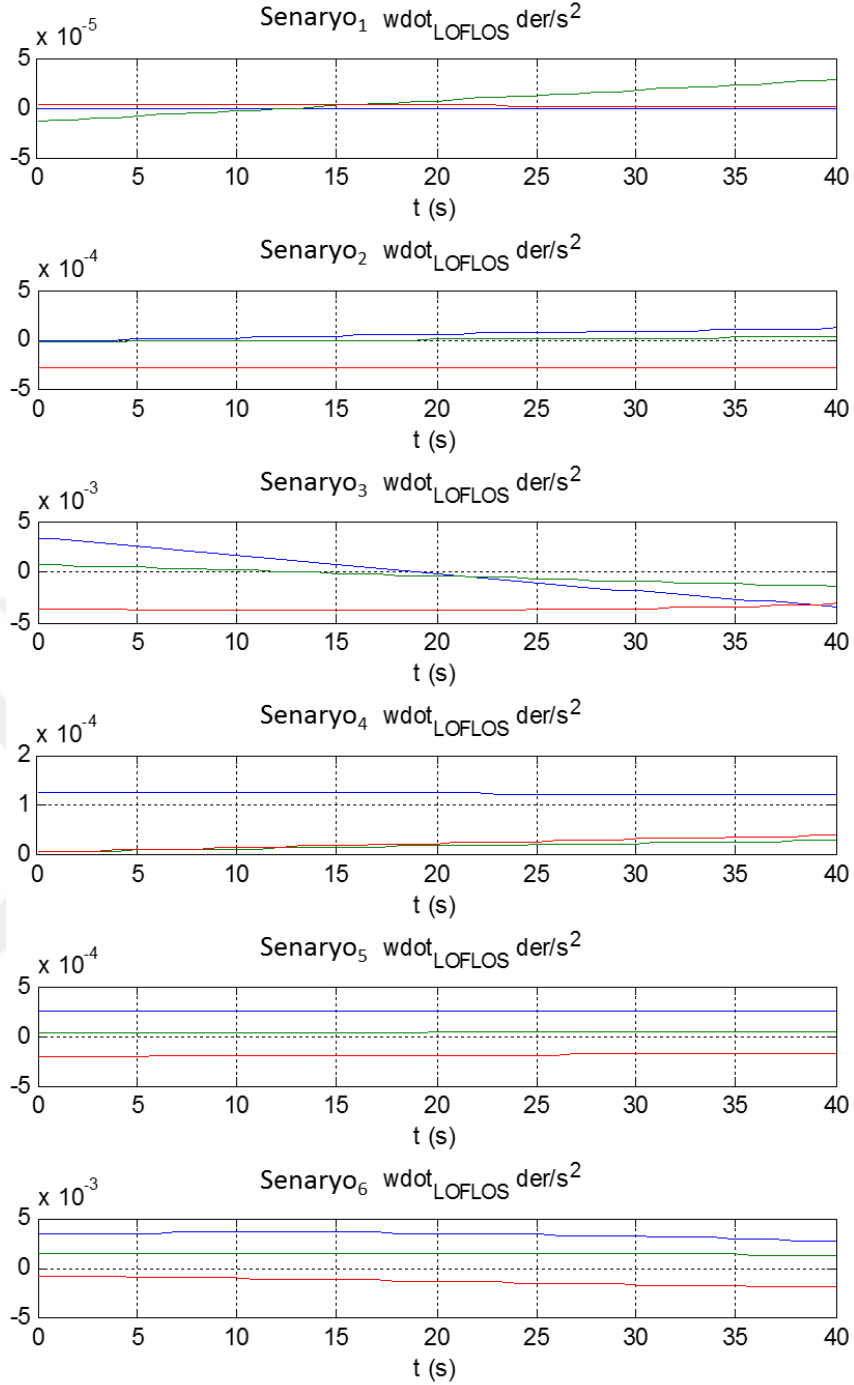
$$\tau_{TT} = -(\text{pinv}(G) \tau_r) . \quad (5.19)$$

Dikkat edilmelidir ki denklem (5.9) ve (5.10) uydunun atalet momenti ve eyleyici bilgisini barındırmamaktadır. Bunun yerine ideal durumda (yönelime etkiyen bozuntular bulunmadan) iz sürücü algoritmanın ürettiği yönelim parametrelerinin sağlanabilmesi için görüş ekseninin bağlı olduğu kamera eksen takımının açısız hız ve ivme bilgisini taŐır (EOPL yani kamera eksen takımının "z" bileşeni görüş eksenidir). Başlangıç yönelimin ve EOPL açısız hızın doğru uygulanabilmesi halinde, istenen SH'de ve konuma sahip görüntüleme aktiviteleri (Şekil 5.36'da betimlenen) algılanabilecektir. Analizlerde zamanlama hatası kullanılmamıştır. Bu daha çok yer konumlandırma hassasiyeti ile ilgilidir ve yerde kaydırma (offset) anlamına gelmektedir (tarama yönünde kayma = zamanlama hatası \* SH).

Şekil 5.37 ve Şekil 5.38'de analizde kullanılan görüntüleme aktivitelerine ilişkin sızrasıyla EOPL açısız hız ve ivme grafikleri verilmektedir.



Şekil 5.37 : EOPL açısız hız grafikleri.



**Şekil 5.38** : EOPL açısai ivme grafikleri.

Şekil 5.37 ve Şekil 5.38'de verilen açısai hız ve ivme grafikleri ~700 km irtifada bir uydu ve SH değeri ~5.5 km/s olduğu durum için verilmiştir (grafiklerdeki renk kodu: EOPL eksenleri için sırasıyla mavi, yeşil ve kırmızıdır).

Görüntülenecek bölgenin uydudan uzaklığı arttıkça uydunun açısai hızı düşer (araba ile seyir halindeyken uzaktaki dağları gözle takip etmek yolun kenarındaki ağaçları takip etmekten daha kolaydır). Bununla birlikte IT arttıkça aynı YÖM değeri için SH azalır (SH = YÖM / IT). YİP kipinde görüntü uzaklığı diğer kiplere oranla daha az

değişime uğramaktadır. Bu sebeple açısal hızlar hemen hemen sabittir. Sonuç olarak açısal hız ihtiyacı görüntülenecek bölgenin uydudan uzaklığına ve IT'ye bağlıdır.

Şekil 5.38'deki açısal ivme değerleri kullanılarak senaryo 1-3 arası için basitçe tork değerleri hesaplandığında, 1000 kg.m<sup>2</sup> atalet momentine sahip bir uyduda gerekli tork miktarının YİP kipinde en fazla 0.5 mNm, 0 derece azimut açısında en fazla 5 mNm ve 90 derece azimut açısında en fazla 67 mNm olarak bulunabilir. Özellikle YİP kipinde gerekli olan 10<sup>-4</sup> Nm mertebesindeki kontrol torkunun sağlanabilmesi, yüksek tork (1 Nm gibi) üretme kabiliyetine sahip uydularda mümkün olmayabilir (bu durumda, uydu açısal hızı neredeyse sabit olması gerektiğinden, uydu yönelim kontrol sisteminin başlangıç açısal hızını sağlaması yeterlidir).

Son olarak, Şekil 5.36'da betimlenen görüntüleme aktivitelerinde ideal durumda (yönelime etkileyen bozuntu olmadan) hesaplanan YÖM ve görüntü genişliği değerleri Çizelge 5.3'de verilmektedir (görüntü uzunluğu hepsinde ~220 km'dir).

**Çizelge 5.3 :** Bozuntu olmadığında görüntüleme aktivitelerinin performansları.

Senaryo (Görüntüleme Aktivitesi)	Tarama Yönünde YÖM (m)	Tarama Yönüne Dik Yönde YÖM (m)	Görüntü Genişliği (km)	SH (km/s)
1	0.5	0.5	15.7	5.5
2	0.5	0.5	15.7	5.5
3	0.5	0.5	16	5.5
4	0.7	0.9	28.9	5.5
5	0.7	0.9	28.6	5.5
6	0.9	0.7	21.3	5.5

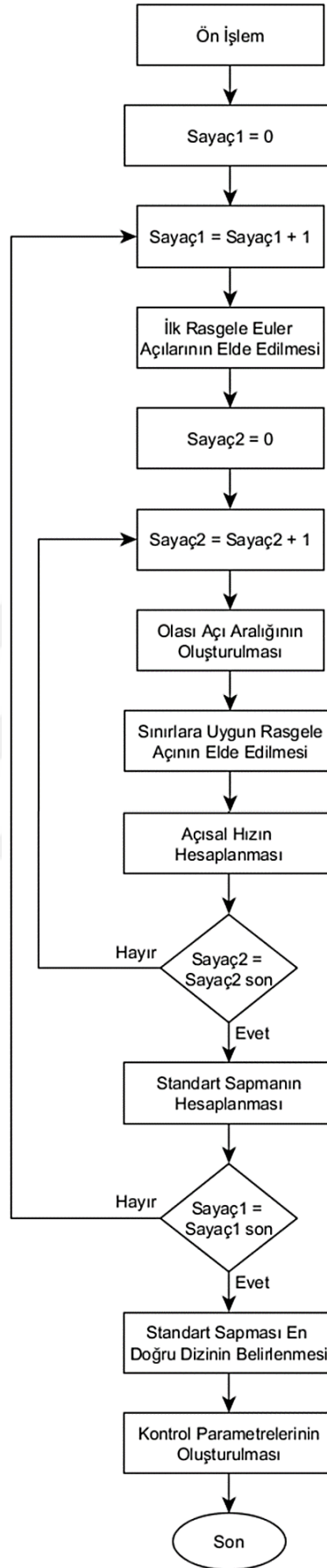
#### 5.2.2.2. Yönelim açılarının dinamik dağılımı

Uyduya etkileyen iç ve dış bozuntu torklarının görüntüleme aktivitelerine etkisini incelemek için, bozuntuların yönelim parametrelerine nasıl etkiyeceği konusunda çalışma gerçekleştirilmiştir (ekipman seviyesinde değil, uydu seviyesinde). Yönelim hatalarının hesaplanmasında bozuntu torku mertebelerinin yanında uydu yönelim kontrol gereksinimleri (yönelim hassasiyeti ve kararlılık) de kullanılmıştır.

Bu çalışmada, örneğin  $\tau_{boz}$  Nm tork bozuntusunun etkin olduğu, yönelim hassasiyetinin standart sapma değeri  $\theta_{std}^{\circ}$  ( $3\sigma$ ) olduğu ve kararlılık gereksiniminin  $\omega$  rad/saniye olduğu durumda, uydunun bozuntulu Euler açısı profilinin ne olabileceği sorusuna cevap aranmış ve bu gereksinimlere uyan Euler açıları profillerinin oluşturulabildiği bir algoritma ortaya konmuştur.

Şekil 5.39'da yönelim açısı bozuntu profilinin oluşturulmasında kullanılan algoritmaya ilişkin fonksiyonel akış diyagramı verilmektedir.



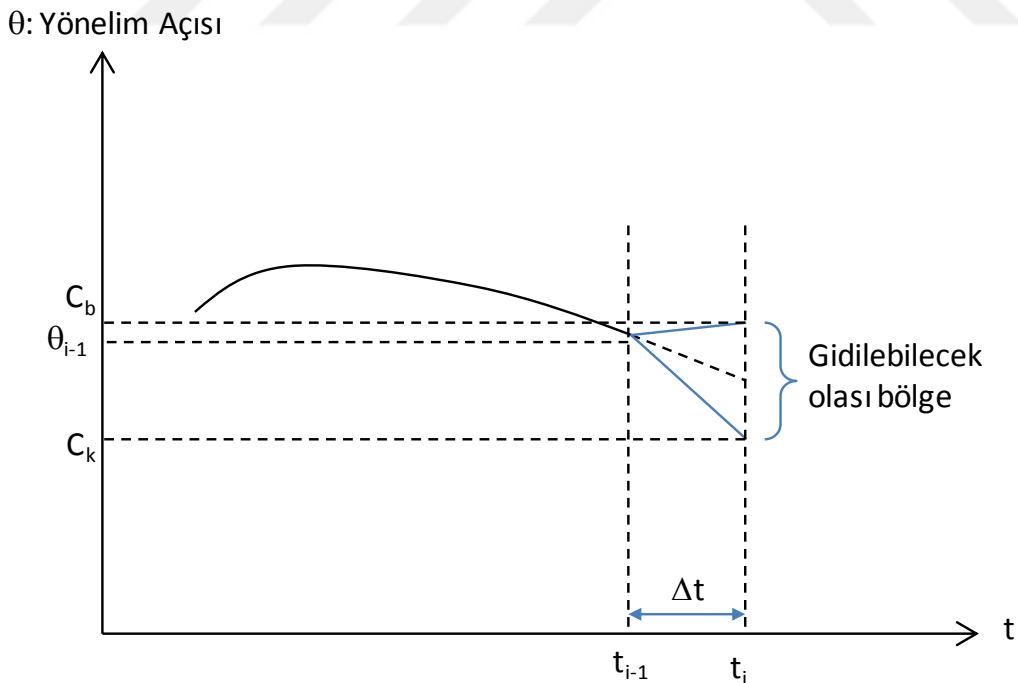


**Şekil 5.39** : Yönelim açısı dinamik dağılım modeli fonksiyonel akış diyagramı.

Yöntem,  $\tau_{boz}$ ,  $\theta_{std}$  ve  $\omega$  kısıtlarına ve uydunun açısall konum ve hızına uygun rasgele yönelim parametrelerini defalarca (örneğin 200 defa) üretmek ve son olarak standart sapma değeri  $\theta_{std}$  değerine en yakın bozuntu profilini bulma prensibine dayanmaktadır.

Yöntemde ilk önce başlangıç yönelim açısı bozuntuları belirlenir ( $\theta_{std}$  değerine uygun beyaz gürültü). Ardından bir sonraki yönelim bozuntu açısının maksimum ve minimum değerleri uydu dinamiği kullanılarak belirlenir. Bu problemin iki opsiyonu olabilir. Birincisinde sadece  $\omega$  kısıdı kullanılır ve bu hız kısıdı kullanılarak gidilebilecek maksimum ve minimum bozuntu değerleri hesaplanabilir. İkinci opsiyonda ise uyduya etkiyebilecek maksimum bozuntu torku değerleri de hesaba katılır ( $\tau_{boz}$ ). Birinci opsiyonda uydunun (ya da EOPL'nin) açısall ivmesi serbest bırakılmaktadır. İkinci opsiyonda ise  $\tau_{boz}/l$  ile sınırlandırılmıştır ve böylece uydu gereğinden büyük torklara maruz bırakılmasının önüne geçilmiş olur. Bu sebeple analizlerde ikinci opsiyon kullanılmıştır. Yine de iki opsiyon için de bozuntu açılarının maksimum ve minimum değerlerinin hesabına ilişkin denklem setleri aşağıda verilmektedir.

Şekil 5.40'ta bozuntu açısı profili ve bir sonraki bozuntu açısının ulaşabileceği maksimum ve minimum değerleri betimlenmektedir.



**Şekil 5.40** : Elde edilebilecek maksimum ve minimum açı sınırları.

Maksimum ve minimum açı sınırları birinci opsiyon için aşağıdaki gibi belirlenebilir (tüm yönelim açıları için):

$$C_k = \theta_{i-1} - \varpi \Delta t, \quad (5.20)$$

$$C_b = \theta_{i-1} + \varpi \Delta t.$$

İkinci opsiyon için ise denklem seti (5.21)'de verildiği gibi hesaplanabilir (tüm yönelim açıları için):

$$C_k = \theta_{i-1} + \Delta \theta_k, \quad (5.21)$$

$$C_b = \theta_{i-1} + \Delta \theta_b.$$

ve

$$\Delta \theta_k = \dot{\theta}_{i-1} \Delta t - \frac{\tau_{boz}}{I} \Delta t^2, \quad (5.22)$$

$$\Delta \theta_b = \dot{\theta}_{i-1} \Delta t + \frac{\tau_{boz}}{I} \Delta t^2,$$

Ancak,

$$\Delta \theta_k > \varpi \Delta t \Rightarrow \Delta \theta_k = \varpi \Delta t,$$

$$\Delta \theta_k < -\varpi \Delta t \Rightarrow \Delta \theta_k = -\varpi \Delta t, \quad (5.23)$$

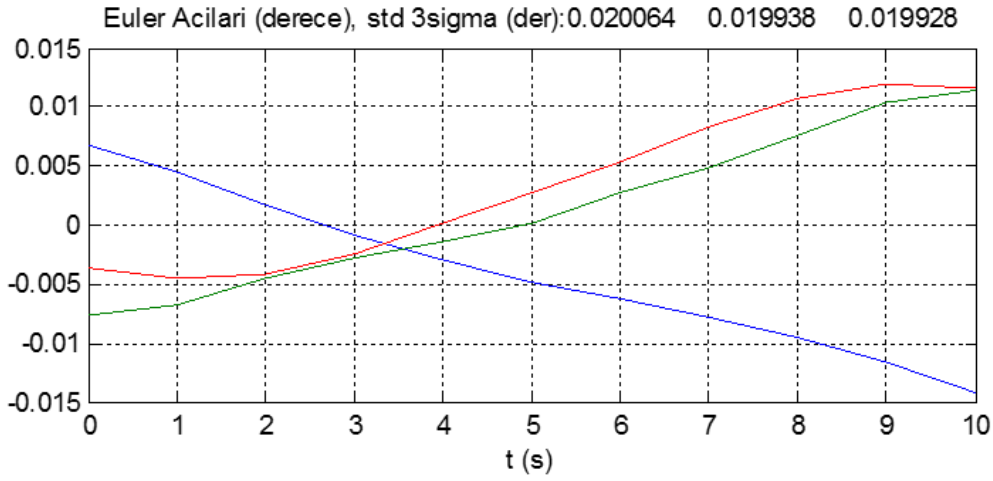
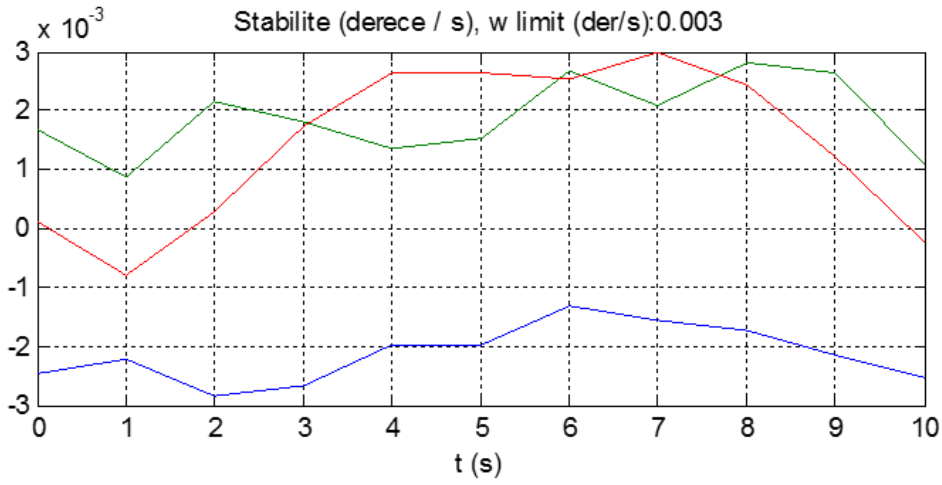
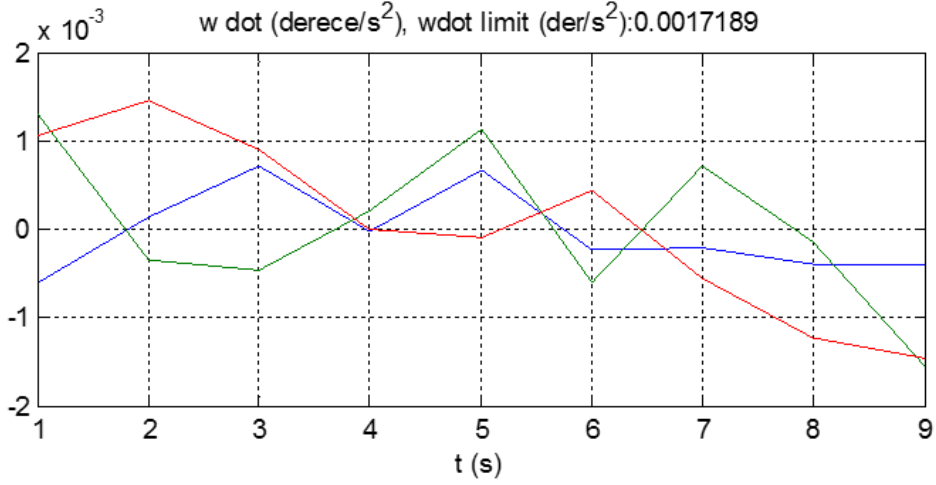
$$\Delta \theta_b > \varpi \Delta t \Rightarrow \Delta \theta_b = \varpi \Delta t,$$

$$\Delta \theta_b < -\varpi \Delta t \Rightarrow \Delta \theta_b = -\varpi \Delta t.$$

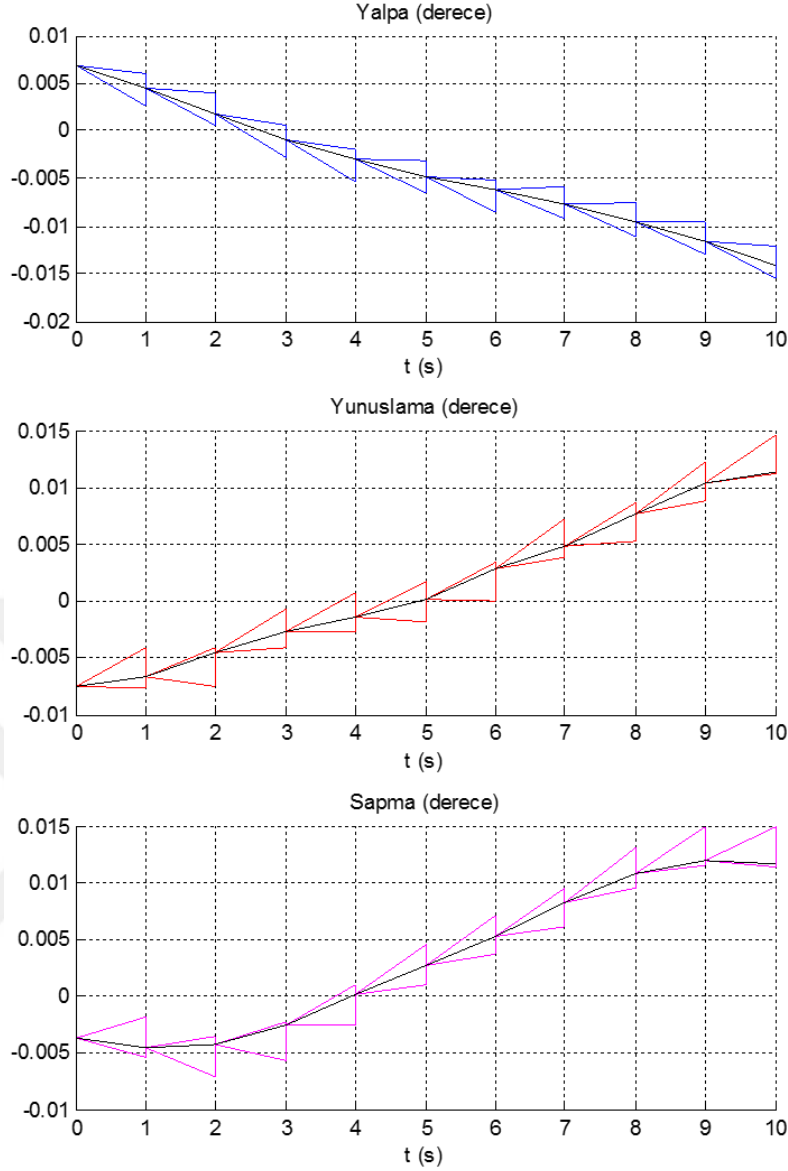
Opsiyon iki için (5.21), (5.22) ve (5.23) denklemleri her  $t_i$  ( $i > 1$ ) için kullanılarak  $\tau_{boz}$ ,  $\theta_{std}$  ve  $\varpi$  kısıtlarına ve uydunun açısız konum ve hızına uygun rasgele yönelim parametreleri elde edilebilir. Ancak elde edilebilecek tüm yönelim bozuntusu profillerinin standart sapması  $\theta_{std}$ 'a eşit olmayabilir. Bu sebeple, bozuntulu yönelim profilleri defalarca (örneğin 200 defa) elde edilir ve  $\theta_{std}$  değerine en yakın standart sapma değerine sahip olan profil seçilir.

Şekil 5.41'de 50  $\mu\text{rad/s}$  kararlılık ( $\varpi$ ) ve  $0.02^\circ$  ( $3\sigma$ ) yönelim hassasiyeti gereksinimlerine sahip olan uydu için üretilen yönelim açıları (bozuntu) ve türevlerinin profili verilmektedir.

Örnekte, uyduya etkiyen bozuntu torklarının 30 mNm'lik değerinde ve uydunun 1000 kg.m<sup>2</sup> atalet momentine sahip olduğu varsayılmıştır. Şekil 5.42'de ise gidilecek maksimum ve minimum açı sınırları verilmektedir (üçgenler).



**Şekil 5.41** : Örnek bozuntu profili ve türevleri.



**Şekil 5.42 :** Örnek bozuntu profilinin maksimum ve minimum açı sınırları.

Örneklerde verilen gereksinim ve tork değerleri ile aynı fonksiyon tekrar çalıştırıldığında farklı bir profil verecektir (gereksinimleri sağlayan). Bu sebeple Bölüm 5.2.2.3'de sonuçları verilen analizde her senaryo için 100 kez bozuntu profili uygulanmış ve sonuçlar incelenmiştir.

### 5.2.2.3. Yönelim gerçekleştirme analiz sonuçları

Bu bölümde, Bölüm 5.2.2.1'de tanımlanan 6 adet görüntüleme aktivitesi üzerinden gerçekleştirilen yönelim gerçekleştirme analizlerinin sonuçları verilmektedir.

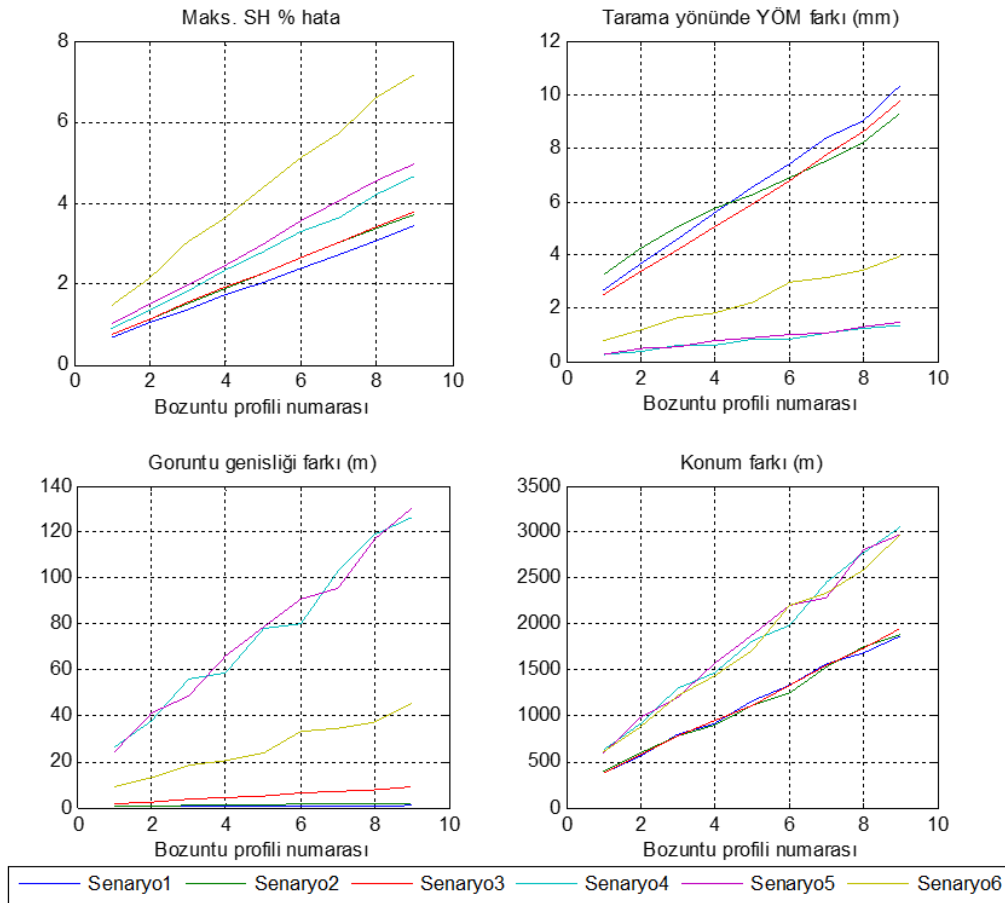
Analizlerde 9 farklı mertebede bozuntu gereksinimi ve tork bozuntusu uygulanmıştır (ver her bozuntu 100 defa uygulanmıştır). Bozuntu profili oluşturmada kullanılan parametreler Çizelge 5.4'te verilmektedir. Bu parametreler "n" ile birlikte artmaktadır (çarpan:  $(n+1)/2$ ). Parametrelerin birlikte artırılmalarının sebebi, tutarlı olmayan

kombinasyonların oluşmamasıdır. Örneğin 1 derece/s kararlılık gereksinimi olan bir sistemde 0.02 derece ( $3\sigma$ ) yönelim hassasiyetinin beklenmesi tutarlı bir istek değildir (yönelim kontrol frekansı 0.1 saniye bile olsa uydu yönelimi 0.1 derece kadar sapabilir).

**Çizelge 5.4** : Analizlerinde kullanılan bozuntu parametreleri.

Bozuntu Profili Numarası (n)	$\tau_{boz} / l$ (derece/s <sup>2</sup> ) ( $l = 800 \text{ kg.m}^2$ )	$\theta_{std}$ (derece, $3\sigma$ )	$\omega$ (derece/s)
1	0.0021	0.02	0.0030
2	0.0032	0.03	0.0045
3	0.0043	0.04	0.0060
4	0.0054	0.05	0.0075
5	0.0064	0.06	0.0090
6	0.0075	0.07	0.0105
7	0.0086	0.08	0.0120
8	0.0097	0.09	0.0135
9	0.0107	0.1	0.0150

Bozuntulu yönelim profilleri uygulandığında (iz sürücünün ürettiği profil + bozuntu), görüntüleme aktivitelerine ait (bozuntusuz, ideal) SH, konum ve YÖM değerlerinde meydana gelen sapmalar Şekil 5.43'de verilmektedir.



**Şekil 5.43** : Yönelim gerçekleştirme analizi sonuçları.

Şekil 5.43'de yer alan SH'nin ideale göre yüzde farkı hesaplanırken görüntüleme aktivitesi sırasındaki maksimum fark değeri kullanılmıştır. Tarama yönünde YÖM farkı, görüntü genişliği farkı ve konum farkı hesaplanırken, farkın ortalama değeri + farkın standart sapma ( $1\sigma$ ) değeri kullanılmıştır.

Tarama yönüne dik yönde YÖM değerinde meydana gelen farklılıklar verilmemiştir. Bunun sebebi oluşan farkın sadece hedef ile uydu arasındaki mesafeye bağlı olmasıdır (küçük açılarda yok sayılabilecek farklılıklar oluşmaktadır).

Bozuntu mertebesi arttıkça, beklendiği gibi tüm senaryolar için hatalar artmaktadır. Ancak, tarama yönünde YÖM farkı hariç tüm diğer tüm performans değerlerinde bozuntudaki artış, senaryo 4 – 6'yı, senaryo 1 – 3'e göre daha fazla etkilemektedir (hedef ile uydu arasındaki mesafe sebebiyle). Tarama yönünde YÖM değerindeki ters durumun sebebi ise, uydu ile hedef arasındaki mesafe arttıkça yeryüzündeki piksel boyutunun büyümesidir. Bir başka deyişle, piksel boyutunun büyümesi sebebiyle oluşan YÖM farkının yanında, SH'deki değişim kaynaklı YÖM farkının küçük kalmasıdır (bkz. Çizelge 5.3 ve Bölüm 2.6).

YÖM değerindeki farklılıklar bozuntu mertebesiyle artsa da en büyük etki SH ve görüntüleme aktivitesi sırasında görüntünün merkez hattının konumunda oluşmaktadır.

Bozuntu torkunun mertebesine ve frekansına bağlı olarak konumdaki fark sabit bir ofset değil, dalgalıdır. Bu farktaki artış özellikle yan yana şerit görüntüleme boşluklarının artmasına sebep olabilir. SH'deki fark ise YÖM değerinden çok görüntü kalitesini etkilemektedir (MTF).

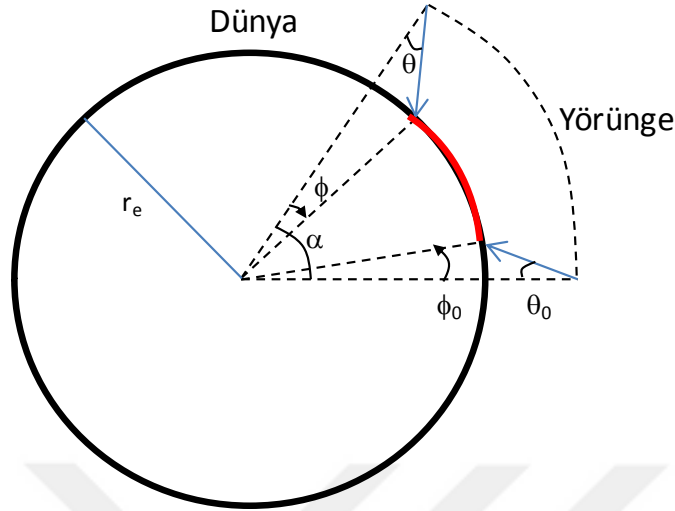
YÖM, SH ve konum hatalarında istenilen mertebenin altında kalınabilmesi için, uydu yönelim hassasiyeti ve kararlılık gereksinimlerinin doğru şekilde belirlenebilmesi gerekmektedir. Bunun yanında, görüş ekseninin bozuntulara karşı tepkisini minimize edecek tasarım çözümlerine gidilmelidir.

Bölüm 5.2.2.4'te, SH'deki hatayı istenilen seviyenin altında tutabilecek kararlılık gereksiniminin belirlenmesinde kullanılabilecek bir yöntem verilmektedir.

#### **5.2.2.4. Kararlılık gereksiniminin belirlenmesi**

YÖM değeri bakımından en iyi görüntünün ayakucuna yakın yönelimde algılanabilmesi ve maksimum açısal hızların ayakucunda olması sebebiyle, kararlılık gereksiniminin senaryo 1'de yer alan YİP kipi için belirlenmesi makul olabilir. Böyle bir senaryo için basit bir model ile kararlılık gereksinimi belirlenebilir (küresel dünya modeli varsayımıyla).

Şekil 5.44'te senaryo 1'deki görüntü aktivitesi sırasındaki yönelim profili abartılı bir biçimde betimlenmektedir.



**Şekil 5.44** : YİP kipinde görüntüleme aktivitesi basit gösterim.

Şekil 5.44'te yer alan  $\theta_0$  değeri başlangıç yunuslama açısını ifade etmektedir ve eğer bu değer uygun verildiyse, küresel Dünya ve dairesel varsayımları ile görüntüleme aktivitesi sonundaki yunuslama açısının ( $\theta$ ) mutlak değeri de  $\theta_0$ 'a eşit olacaktır.

Bu durumda başlangıç yunuslama açısına işaret eden Dünya açısı ( $\phi_0$ ) aşağıdaki gibi hesaplanabilir:

$$\phi_0 = \frac{\Delta t}{2} \left( \dot{\alpha} - \frac{SH}{r_e} \right). \quad (5.24)$$

Yukarıdaki denklemde  $r_e$  için ortalama yerküre yarıçapı kullanılabilir.  $\Delta t$  süresi ise görüntüleme aktivitesinin süresidir.  $\dot{\alpha}$  ise uydunun ortalama açısal hızıdır ve aşağıdaki gibi ifade edilebilir:

$$\dot{\alpha} = \sqrt{\mu/a_y^3}. \quad (5.25)$$

$\phi$  açısının değişimi ise SH ile uydu yer izinin hızı arasındaki fark kullanılarak aşağıdaki gibi tanımlanabilir:

$$\dot{\phi} = \frac{SH}{r_e} - \dot{\alpha}. \quad (5.26)$$

Görüntüleme aktivitesi sırasında  $\phi$ 'ye bağlı olarak  $\theta$  açısı aşağıdaki gibi hesaplanabilir (Bölüm 5.1.1.2'de denklem (5.3) kullanılarak):

$$\theta = \cot^{-1} \left( \frac{a_y}{r_e \sin(\phi)} - \cot(\phi) \right). \quad (5.27)$$



Denklem (5.27)'de  $\phi$  yerine  $\phi_0$  açısı yazılarak görüntüleme aktivitesi başındaki  $\theta_0$  açısı hesaplanabilir. Senaryo 1 için  $\theta_0$  açısı yaklaşık olarak  $2.2^\circ$  kadardır. Denklem (5.3)'ün türevi alındığında ise  $\dot{\theta}$  aşağıdaki gibi elde edilebilir:

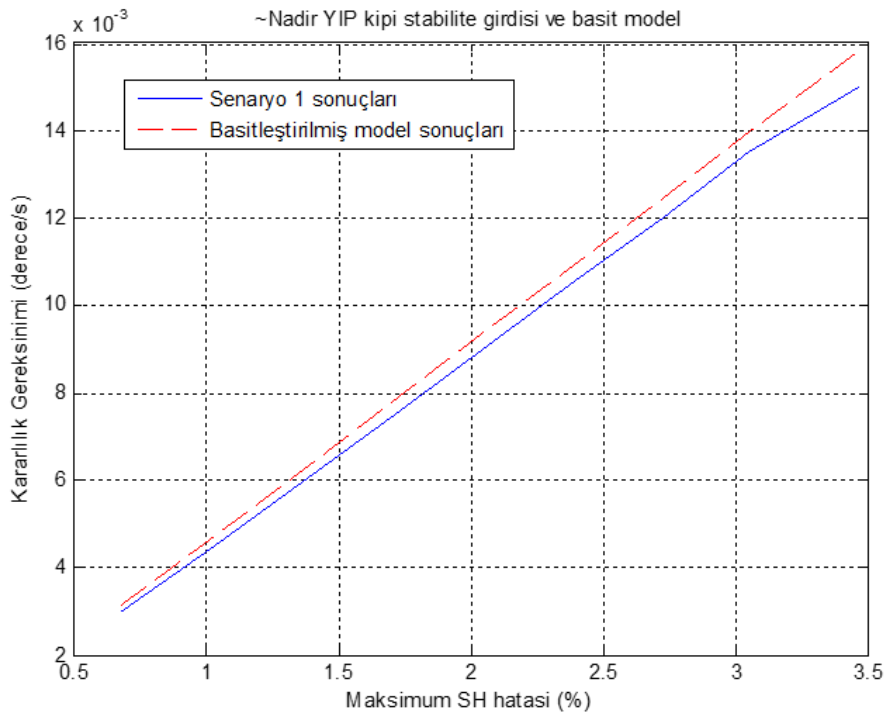
$$\dot{\theta} = \dot{\phi} \left( \frac{\sin(\theta)}{\sin(\phi)} \right)^2 \left( \frac{a_y \cos(\phi)}{r_e} - 1 \right). \quad (5.28)$$

Denklem (5.28),  $\theta = \theta_0$  ve  $\phi = \phi_0$  için çözüldüğünde, ideal durumda (istenen SH için) uydunun senaryo 1'deki başlangıç açısal hızı (yunuslama yönünde) belirlenebilir. Gerçekte maksimum açısal hız ise görüntüleme aktivitesinin ortasında gerçekleşmektedir ( $\theta = \phi = 0$ ). Yine de denklem (5.27) kullanılarak maksimum hızın bulunduğu noktada tekillikten bağımsız olarak hız denklemi yazmak mümkündür. Sonuç olarak elde edilen maksimum hız ve buna ilişkin açısal hız hatası denklemi aşağıda verilmektedir:

$$\dot{\theta}_{\max} = \dot{\phi} \frac{r_e}{a_y - r_e}, \quad (5.29)$$

$$\dot{\theta}_{\text{err}} = \frac{v_{\text{err}}}{a_y - r_e}. \quad (5.30)$$

Denklem (5.30)'da yer alan  $v_{\text{err}}$ , süpürme hızındaki hatadır. Şekil 5.45'te kararlılık gereksiniminin belirlenmesinde önerilen yöntem kullanılarak elde edilen değerler ile Senaryo 1'in analizi sonucunda elde edilen değerlerin karşılaştırılması yer almaktadır.



**Şekil 5.45 :** Basit model ile Senaryo 1 kararlılık gereksiniminin belirlenmesi.

Şekil 5.45'te yatay eksen SH'deki maksimum yüzde hata değerlerini göstermektedir ve bu değerler senaryo 1'in analiz sonuçlarından alınmıştır (Şekil 5.43'de sol üst grafikteki senaryo 1 değerleri). Bu değerleri kararlılık gereksinimini belirlemek için önerilen denklem setinde girdi olarak kullanılmış ve elde edilen kararlılık gereksinimleri kırmızı kesik çizgi ile Şekil 5.45'te gösterilmiştir.

Yerin küresel olduğu ve tam dairesel yörünge varsayımları ile elde edilen kararlılık gereksinimleri ve detaylı analiz sonuçları arasındaki fark (%5 kadar) olup, bu fark yerin küresel olduğu ve tam dairesel yörünge varsayımları ile açıklanabilir. Bu sebeple kararlılık gereksinimi belirlenirken en az % 10 pay (marj) kullanılması gerektiği değerlendirilmektedir.

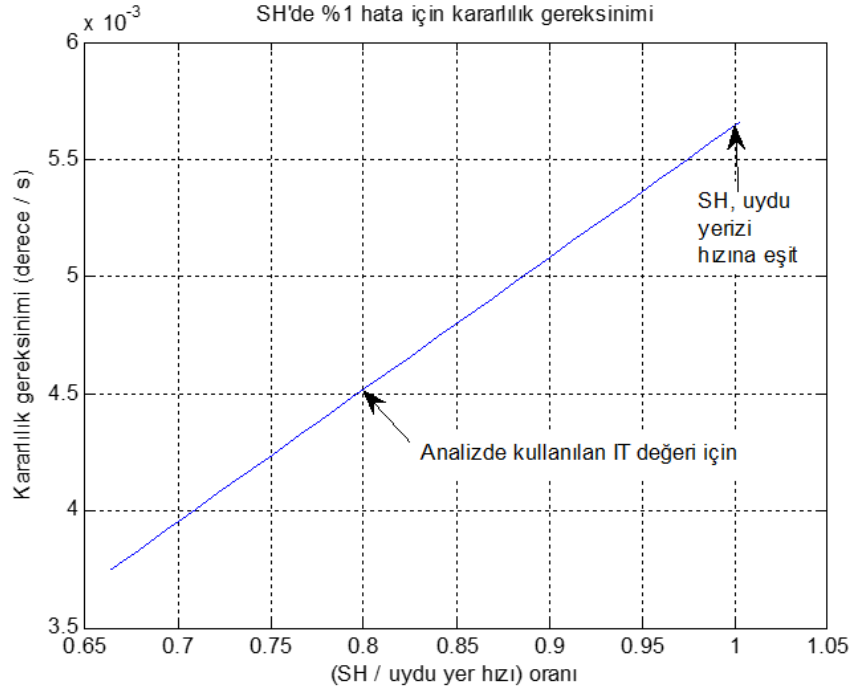
Gerçekleştirilen analizlere ve kullanılan parametrelere (yörünge ve EO kamera ekipmanı) göre, SH'de hata örneğin %1'den daha iyi isteniyorsa, kararlılık gereksiniminin en kötü  $4.5 \times 10^{-3}$  %s (fazladan paysız) olması gerekmektedir.

Dikkat edilmelidir ki, yönelim kararlılığı gereksiniminin belirlenmesinde uydunun yörünge parametrelerindeki hata bu bölümde hesaba katılmamıştır. Bunun sebebi, uydunun yörünge parametrelerinin belirlenmesindeki hatanın etkisinin SH üzerindeki etkisinin küçük olmasıdır (örneğin ay'deki 1 km hatanın etkisi bile SH'de on binde 6'dan küçük hataya denk gelmektedir). Bu hatanın etkisi, Bölüm 5.2.3'te "yörünge belirleme hataları" bölümünde verilmektedir.

Seçilen IT ve  $\sigma$  değerlerine göre, görüş eksenine ait yer izi hızının uydu yer izi hızına oranı  $\sim 0.8$  kadardır ( $= SH / (\dot{\alpha} \cdot r_e)$ ). Bu oran azaldıkça yönelim manevrasının hızı artar.

IT değeri kamera ekipmanına ait bir özelliktir. Basitleştirilmiş model kullanılarak farklı IT sürelerine sahip (SH'ye sahip) ekipman kullanıldığında, kararlılık gereksiniminin ne olması gerektiği yaklaşık olarak hesaplanabilir.

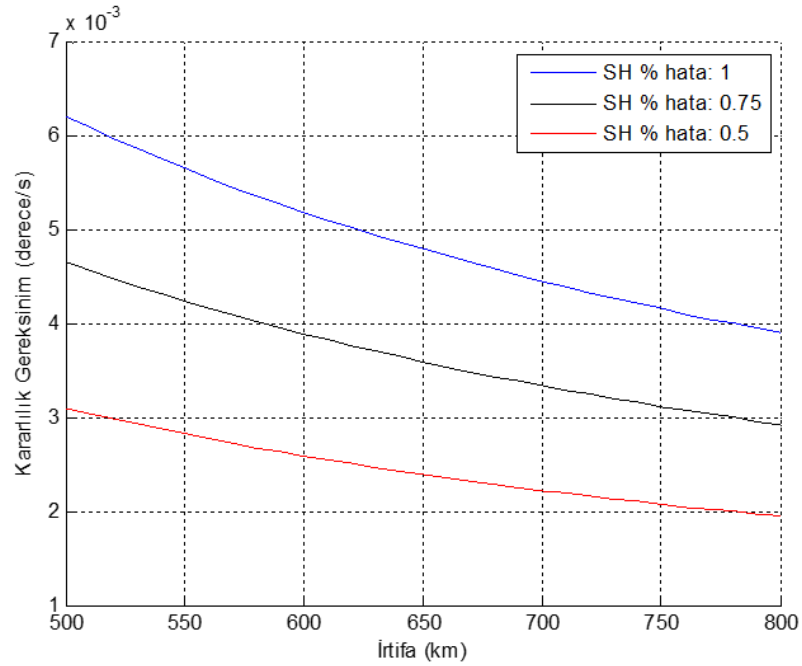
Şekil 5.46'da, farklı IT (ya da SH) değerlerinde, SH'de % 1 tolere edilebilir hata düzeyi için, basit model kullanılarak hesaplanan kararlılık gereksinimleri verilmektedir. Şekil 5.46'da uydu özellikleri ve YÖM değeri sabit tutulmuştur (yatay eksen  $1/YF$ 'ye eşittir).



**Şekil 5.46 :** Farklı SH değerlerinde %1 hata için kararlılık gereksinimleri.

Şekil 5.46'da görüldüğü gibi SH değeri uydu yer izi hızına yaklaştıkça kararlılık gereksiniminin değeri yükselmektedir (gereksinim rahatlamaktadır). IT süresi arttıkça SH değeri azalacağından daha zorlayıcı (düşük seviyede) kararlılık seviyelerine ihtiyaç duyulacaktır.

Son olarak, farklı irtifa ve SH'de farklı yüzde hatalar için kararlılık gereksinimleri Şekil 5.47'de verilmektedir.



**Şekil 5.47 :** Farklı irtifalarda uydular için kararlılık gereksinimleri.

Şekil 5.47'de görüldüğü gibi, uydu irtifası arttıkça kararlılık gereksinim hassaslaşmaktadır (değeri düşmektedir). Örneğin uydu irtifası 800 km ise ve SH'de tolere edilebilir hata oranı binde 5 ise, uydunun kararlılık gereksinimi  $\sim 2 \times 10^{-3}$  ‰ olmalıdır.

Sonuç olarak, görüntüleme ekipmanından gelen bir gereksinim olan yavaşlama faktörü arttıkça (SH düştükçe) ve uydunun irtifası yükseldikçe, ihtiyaç duyulan kararlılık gereksinimi azalmakta yani uygulanması zorlaşmaktadır.

Süpürme hızındaki hata ile görüntü kalitesi arasında MTF ile tanımlanabilecek bir ilişki bulunmaktadır ( $MTF_{LM}$ , LM: linear motion). Genel bir kural olarak, görüntüleme esnasında süpürme hızı hatası sebebiyle oluşan kayma bir piksel boyutunun % 20'sinden az ise, hatanın kalite üzerindeki etkisi yok sayılabilir [78].

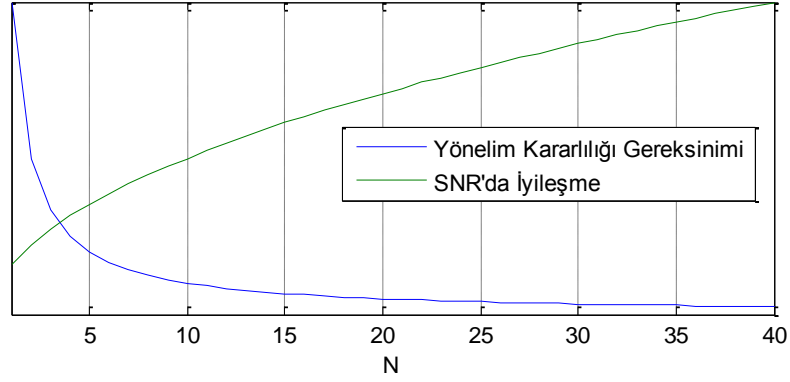
TDI adedinin de bu ilişkiye etkisi bulunmaktadır (örnek için bkz. [69]). Modern uydularda TDI adedi görüntülenecek bölgenin özelliklerine (zeminin yansıtıcılığı gibi) göre seçilebilir olmaktadır. Örneğin WorldView-2 uydusunun PAN kanalında maksimum TDI adedi 64'tür ve 8, 16, 32, 48, 56 ve 64 olarak adet miktarı yer istasyonundan gönderilecek tele-komut ile seçilebilirdir ([79], sayfa 242).

TDI adedindeki artış ile SNR'de oluşacak iyileşme  $N_{tdi}^{1/2}$  kadar olmaktadır ( $N_{tdi}$ : TDI adedi) [69]. TDI adedindeki artışın SNR'yi iyileştirmesine rağmen, yönelim kararlılığı gereksinimi üzerinde olumsuz yönde etkisi bulunmaktadır. Denklem (5.30) TDI adedini içerecek şekilde yeniden yazıldığında ve üzerine %20 hata ile birlikte %10 pay konulduğunda, görüntü kalitesinden ödün vermeyecek kararlılık gereksinimi aşağıdaki gibi yaklaşık olarak yazılabilir:

$$TEKG = 0,18 \frac{YÖM}{IT \cdot N_{tdi} \cdot h} \quad (5.31)$$

Denklemden yer alan TEKG, tolere edilebilir kararlılık gereksinimidir ve birimi radyan/saniyedir. İrtifa ise  $h$  sembolü ile gösterilmektedir. Uyduda TEKG sağlandığında,  $MTF_{LM}$  de makul seviyede kalacaktır.

Şekil 5.48, TDI adedindeki artışın SNR'ye ve kararlılık gereksinimine olan etkisi gösterilmektedir. Gösterimde ele alınan uydu, 700 km irtifada 0.5 metre YÖM değerine sahiptir ve IT değeri %80 yavaşlatma yapıldığı varsayımına göre belirlenmiştir (dikey eksen maksimumlara göre normalize edilmiştir).



**Şekil 5.48** : TDI adedinin SNR'ye ve kararlılık gereksinimine etkisi

SNR'deki iyileşmeye göre kararlılık gereksinimi, denklem (5.32) ve Şekil 5.48'den görüldüğü gibi TDI adedindeki artışa daha güçlü bir şekilde bağlıdır. Ele alınan örnek sistemde TDI adedi 20 olduğunda kararlılık gereksinim 70  $\mu$ rad/s'dir (ayakucu yönelimde binde 9'luk süpürme hızı hatasına karşılık gelmektedir). TDI adedi 40 olduğu durumda ise kararlılık gereksinimi yarıya düşmektedir ki bu durumda kararlılığın sağlanması uydu platformu için çok daha güç olacaktır.

### 5.2.3. Yörünge belirleme hataları

Herhangi bir görüntüleme aktivitesi için yer istasyonunda görev planı oluşturulurken, yörünge ilerleticinin çıktıları kullanılır. İstenen hedef koordinatlarının EO kamera ekipmanınca algılanabilmesi için uydunun (EO ekipmanının) doğru zamanda, doğru konumda ve doğru yönelimde olması gerekmektedir (bkz. randevu algoritması, Bölüm 3).

Bununla beraber, görüntüleme aktivitesinin planlanan zamanda başlatılması da yeryüzünde kaydırma olmaması amacıyla önemli bir parametredir. Örneğin 100  $\mu$ s'lik bir hata SH = 5.5 km/s olan bir uydu için yerde 55 cm kayma anlamına gelmektedir. Ancak, bu tip hatalar uydunun istenen görüntüyü algılamasında önemli bir etkiye sahip değildir (örneğin zamanlamadaki belirsizliğin mertebesi biliniyorsa algılama aktivitesi daha önceden başlatılabilir). Bu tip hataların önem teşkil ettiği konu, yer konumlandırma hassasiyetidir (*geolocation accuracy*) ki günümüzde 10 metre ve altında yer konumlandırma hassasiyetine ulaşılabilmektedir.

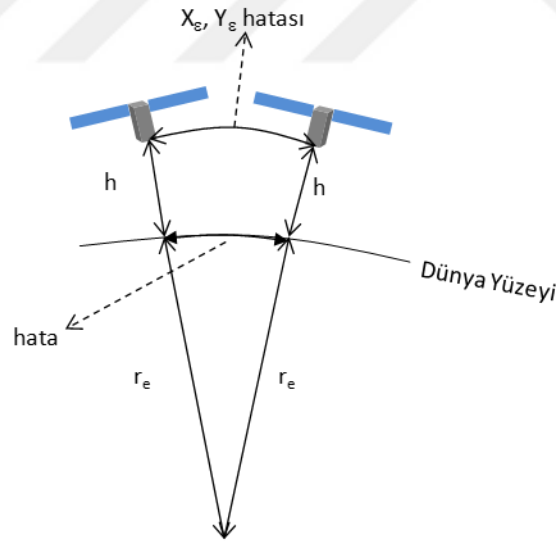
Örneğin GeoEye uydusunda yer konumlandırma hassasiyeti (CE90: Circular Error %90) tasarımsal olarak < 3 metredir [80]. Burada, CE90 değeri yatay konumlandırma anlamına gelmektedir ve yatay düzlemdeki radyal hatanın % 90'ını içine alan daire yarıçapını gösterir. % 90 değeri  $1.64\sigma$ 'ya karşılık gelir ( $\sqrt{2} \cdot \text{erf}^{-1}(0.90)$ ) (erf: hata fonksiyonudur, bkz. [81]).

Bu aşamada, yer konumlandırma hassasiyeti ile tez çalışması kapsamında analiz edilen, yeryüzünde istenilen koordinatların algılanabilmesi durumu (yörünge hatası sebebiyle) birbirinde ayrılmalıdır.

Uydunun istenen koordinatları algılayabilmesi, uydunun ileri bir zamanda konumunun ne kadar iyi tahmin edilebilmesi ile ilgilidir. Yer konumlandırma hassasiyeti ise, hali hazırda yer istasyonuna indirilmiş bir görüntünün geçmişte uydunun hangi konumdayken (ve yönelimdeyken) algılanmış olduğu bilgisi ile ilgilidir. Geçmişe dair olan bu konum bilgisi, yer istasyonunda filtreden geçirilerek daha doğru bilgi haline getirilebilmektedir (bu konuda gerçekleştirilen örnek çalışmalar: [82] – [84]'de verilmektedir). Ancak, ileride konumun ne olacağını tahmin etmek daha zor olacaktır (filtre şansı bulunmamaktadır). Uydunun belirli bir gelecekte konumunun tahmin edilmesindeki hassasiyet yörünge ilerleticinin hassasiyeti ve parametrelerinin güncellenme sıklığı ile ilgilidir.

### 5.2.3.1. Ayakucu yönelimde yörünge belirleme hataları

Ayakucu yönelimde uydunun yatayda kayması ( $X_\varepsilon$ ,  $Y_\varepsilon$ ) görüş ekseninin yer izini de yeryüzünde kaydıracaktır (bkz. Şekil 5.49).



Şekil 5.49 : Yörünge hatası (x, y) sebebiyle yatayda kayma.

$X_\varepsilon$  ve  $Y_\varepsilon$  hataları yer istasyonunda kullanılan yer ilerleticiden alınan uydu konum bilgisi ile uydunun (görüntüleme aktivitesi sırasında) gerçek konum bilgisi arasındaki yatay farklardır (uydu irtifasına taşınan ayakucundaki Doğu-Kuzey düzleminde olduğu düşünülebilir). Bu fark sebebiyle yeryüzünde meydana gelen kayma aşağıdaki denklem ile ifade edilebilir:

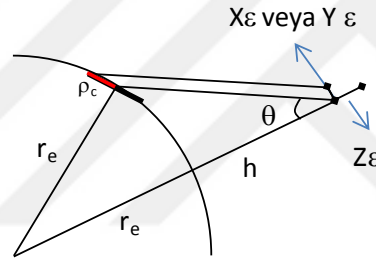
$$\text{hata} = \frac{r_e}{(r_e + h)} \sqrt{X_\varepsilon^2 + Y_\varepsilon^2} . \quad (5.32)$$

Ayakucu yönelimde irtifa (h) arttıkça  $X_\varepsilon$  ve  $Y_\varepsilon$  hatalarının yataydaki etkisi azalmaktadır. Örneği 700 km irtifada  $X_\varepsilon$  ve  $Y_\varepsilon$  1 km'ye eşitken yataydaki hata 1.27 km olmaktadır.

Ayakucu yönelimde  $Z_\varepsilon$ 'nin görüş ekseninin yer izi üzerine etkisi bulunmamaktadır (yatay fark oluşturmaz). Yalnızca YÖM değerine etkisi bulunmaktadır ki buradaki fark yok sayılabilir (örneğin 700 km irtifada YÖM değeri 50 cm 'iken, YÖM'de 1 cm hata oluşması için  $Z_\varepsilon$  değerinin 14 km olması gerekmektedir ( $14 * 0.5 / 700$ )).

### 5.2.3.2. Ayakucu dışı yönelimde yörünge belirleme hataları

Ayakucu dışı yönelimde  $X_\varepsilon$  ve  $Y_\varepsilon$  hatalarının yataydaki etkisi ( $\rho_c$ ) yine denklem (5.32)'daki gibi hesaplanabilir (bkz. Şekil 5.50).

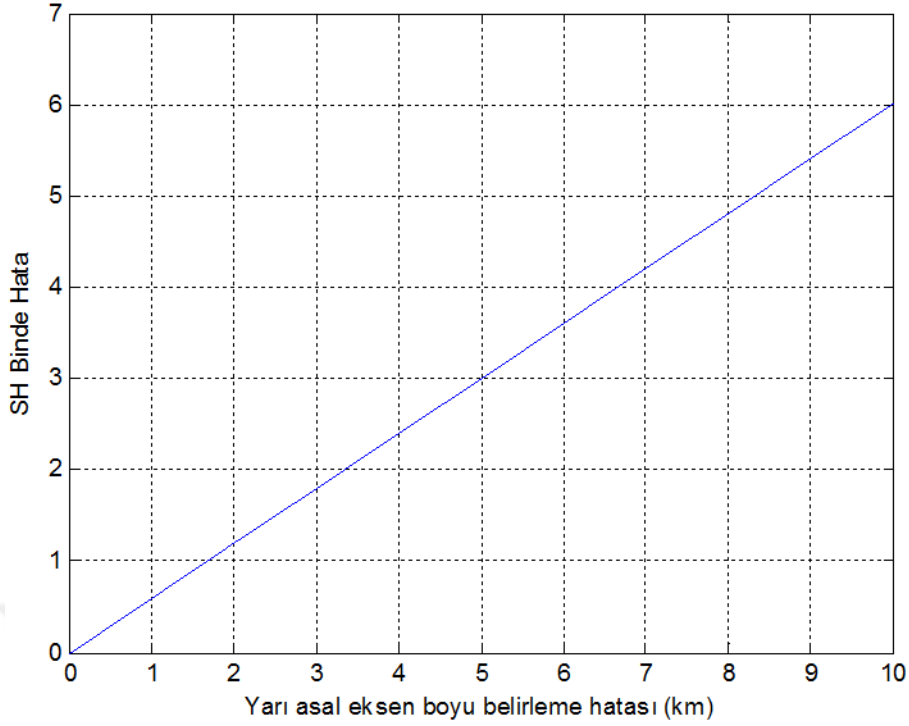


**Şekil 5.50** : Ayakucu dışı yönelimde X ve Y hatalarının etkisi.

Ayakucu dışı yönelimde  $Z_\varepsilon$  kaynaklı görüş eksenini yer izi kaymaları, yeryüzündeki arazi yüksekliği belirleme hataları sebebiyle oluşan kaymalar ile benzerdir ve Bölüm 5.2.1'de verildiği gibi hesaplanmaktadır (bkz. Şekil 5.33, arazi yüksekliği yerine  $Z_\varepsilon$  düşünülerek).

### 5.2.3.3. Yarı asal eksen boyu değişiminin SH'ye etkisi

Ayakucu yönelimde uydunun ataletsel eksen takımına göre açısal hızı, yarı asal eksen boyu ( $a_y$ ) ile hesaplanmaktadır (denklem (5.25)). Yarı asal eksen boyunun belirlenmesinde gerçekleştirilen hata sebebiyle, iz sürücü algoritma ile hesaplanan yönelim profili tam olarak takip edilebilse dahi SH'de istenen değere ulaşamayabilir (iz sürücü algoritma yörünge ilerleticiyi kullanır). Denklem (5.26)'da yer alan  $\dot{\alpha}$  değerine hata eklenerek SH'deki değişim basitçe hesaplanabilir. Şekil 5.51'de  $a_y$ 'ye eklenen hata değerlerine göre SH'deki değişim yüzde olarak verilmektedir.



**Şekil 5.51** : Yarı asal eksen boyunun belirlenmesindeki hatanın SH'ye etkisi.

Şekil 5.51'de görüldüğü gibi, yarı asal eksen boyunda 10 km gibi bir hata olsa dahi SH üzerindeki etkisi binde 6 olmaktadır (1 km için < on binde 6). Ancak, SH gereksinimleri hassas (değeri düşük) olan uygulamalarda, yarı asal eksen boyu belirleme hataları da göz önünde bulundurulması gereken bir hata kaynağı olabilir.

#### 5.2.4. Uygulamaya yönelik diğer analizler

##### 5.2.4.1. Farklı enlem açılarında görüntüleme aktiviteleri

Bu bölümde, farklı enlem açılarındaki örnek görüntüleme aktivitelerine ilişkin analiz sonuçları ve ilgili değerlendirmelere yer verilmektedir.

Belirli bir görev yörüngesindeki uydunun, görüntüleme aktivitesini gerçekleştirdiği enlem açısına ve görüntüleme tarihine bağlı olarak; görüntünün geometrik özellikleri ile EO görüntünün kalite özelliklerinde değişimler meydana gelebilir. Uydunun yörünge parametrelerine bağlı olarak, uydunun farklı konumlarında (enlem ve boylam açısında) farklı irtifa değerlerine sahip olabilir. İrtifa arttıkça YÖM (TY ve TYDY) değeri ve görüntü genişliği artacaktır.

Bununla beraber, görüntüleme aktivitesinin gerçekleştirildiği enlem açısına ve tarihe bağlı olarak hedef yeryüzü bölgesine düşen ışık miktarı değişecektir ki bu durum EO görüntünün kalitesi bakımından olumsuz bir durumdur. Bölüm 5.2.4.2'de, görüntüleme aktivitesinin gerçekleştirileceği bölgeye düşen ışık miktarının, hedef



koordinatlarına, görüntüleme tarihine ve GEZ yörüngede yer alan uydunun LTAN parametresine bağlı değişimine yönelik analizler ve değerlendirmeler yer almaktadır.

Belirli bir görev yörüngesinde irtifa değişiminin ise üç temel sebebi bulunmaktadır. Bunlarda ilki, seçilen referans yörünge parametreleridir. Referans yörünge parametrelerinin seçimi yörünge analizleri sonucunda belirlenir ve yer gözlem uydusunun görevini en ekonomik ve yüksek performans ile gerçekleştirmesi amaçlanır. Seçilen yörünge parametrelerine bağlı olarak yörünge eksantrik olabilir ki bu durum yörünge irtifasını uydu konumuna göre değiştirir.

İrtifayı değiştiren ikinci temel sebep ise yerin şeklidir. Dairesel yakın yörüngelerde, sadece yerkürenin kutuplardan basıklığı (WGS-84 elipsoidi) sebebiyle 22 km kadar irtifa değişimi meydana gelebilmektedir.

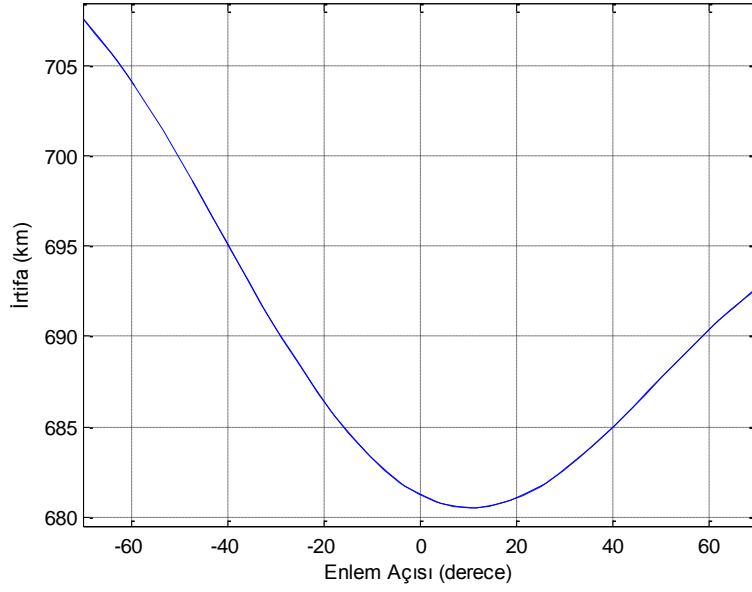
İrtifayı değiştiren son temel sebep ise, yörüngeye etkiyen bozuntulardır. Yörünge bozuntuları uydu yörüngesini referans yörüngeden saptırmaktadır (nitekim GEZ yörüngelerde J2 bozuntusu faydalı bir biçimde kullanılmaktadır). Uydunun yörüngesine etkiyen bozuntular aşağıdaki gibi listelenebilir.

- Atmosferik sürtünme,
- Dünya'nın kütle dağılımındaki düzensizlik,
- Radyasyon,
- Güneş rüzgarı,
- Diğer gök cisimlerinin kütle çekimleri,
- Genel görelilik etkileri

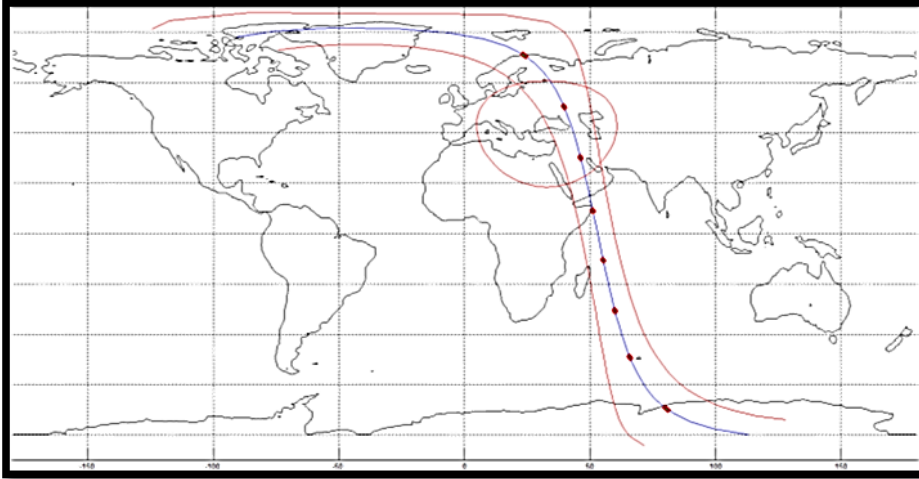
Yer gözlem uydularında özellikle atmosferik sürtünme ve yerkürenin kütle dağılımındaki düzensizlikler (özellikle J2 etkisi) önemli rol oynamaktadır (bkz. [85], sayfa 69).

Bu bölümdeki analizlerde yer alan örnek görüntüleme aktiviteleri, ayakucu yönelimde, sabit SH değeri ve YİP kipi ile taranmıştır (D kipi, bkz. Bölüm 4.1). Görüntüleme aktiviteleri 20 saniye kadar sürmektedir ve 1°'lik başlangıç yunuslama açısı ile algılama başlatılmıştır (iz sürücünün elde ettiği yönelim profillerinin uydu tarafından hatasız olarak uygulandığı varsayılmıştır).

Analizlerde ~700 km irtifada bulunan yörünge kullanılmıştır. Belirtilen yörünge için enlem açısına bağlı irtifa değişimi Şekil 5.52'de belirtilmektedir. Farklı enlem açılarında görüntüleme aktivitelerinin grafiksel gösterimi ise Şekil 5.53'de betimlenmektedir (enlem açısı yaklaşık olarak sırasıyla -70°, -50°, -30°, -10°, +10°, 30°, 50° ve 70°'dir).

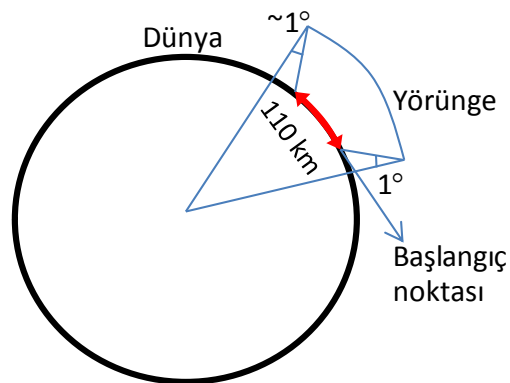


**Şekil 5.52 :** Analizde kullanılan yörünge için Enlem açısına bağlı irtifa değerleri.



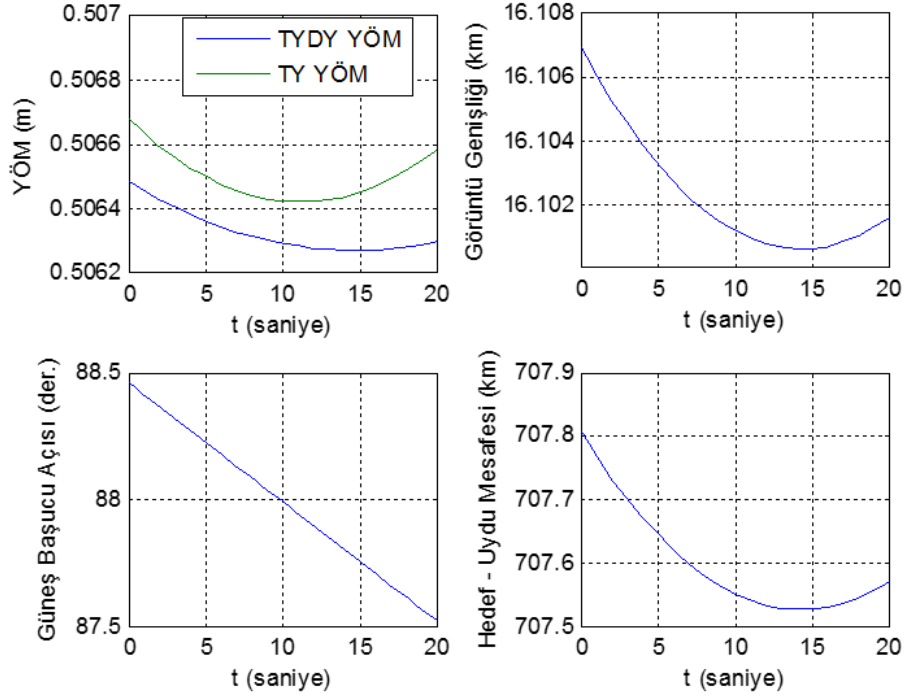
**Şekil 5.53 :** Analizde kullanılan görüntüleme aktiviteleri.

Analizlerde D kipinde iz sürme metodu kullanıldığından ve ayakucuna yakın görüntüleme gerçekleştirildiğinden görüntüleme aktiviteleri Şekil 5.54'de belirtildiği gibi gerçekleştirilmektedir.

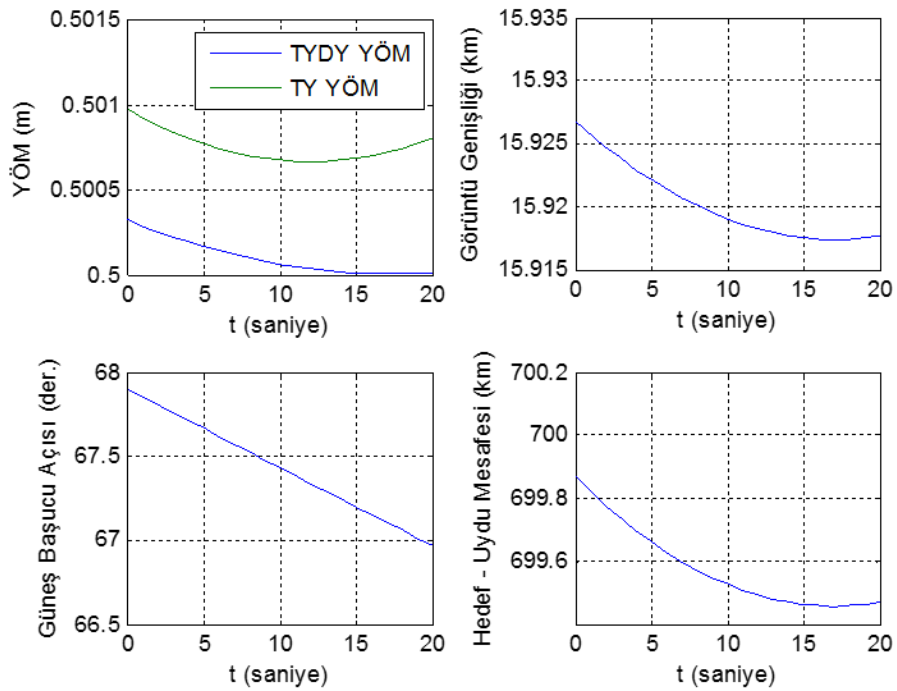


**Şekil 5.54 :** D Kipi, ayakucu görüntüleme aktivitesi.

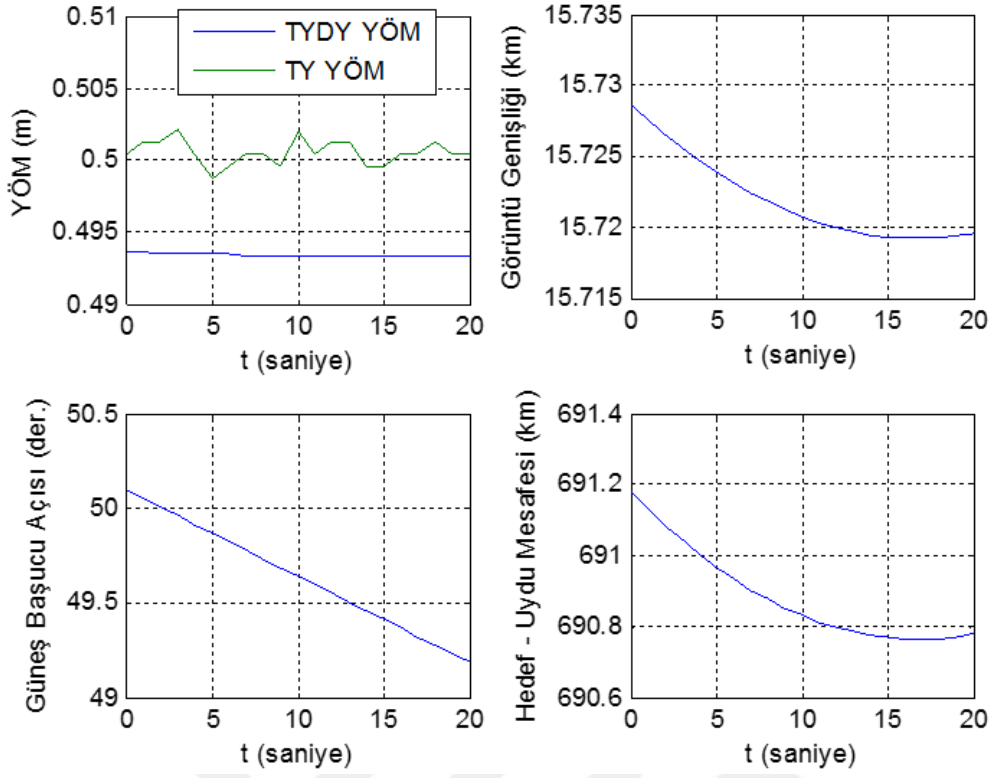
Şekil 5.53’de verilen görüntüleme aktivitelerine ilişkin YÖM (merkez piksel), görüntü genişliği, Güneş başucu açısı ve hedef ile uydu arasındaki mesafe değerleri Şekil 5.55 ve Şekil 5.62 arasında verilmektedir (sırasıyla Güney’den Kuzey’e doğru toplam 8 adet görüntüleme aktivitesi (senaryo) için). Not edilmelidir ki, görüntüleme aktiviteleri Mayıs ayı için gerçekleştirilmiştir.



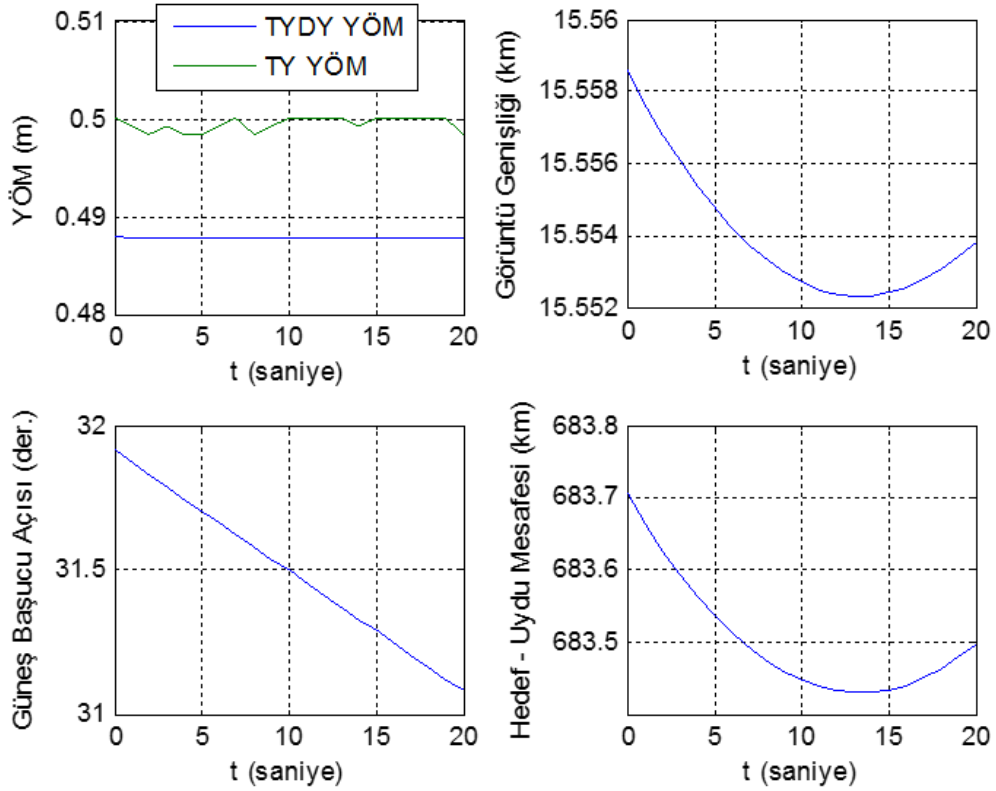
Şekil 5.55 : -70° enlem açısında görüntüleme aktivitesi analiz sonuçları.



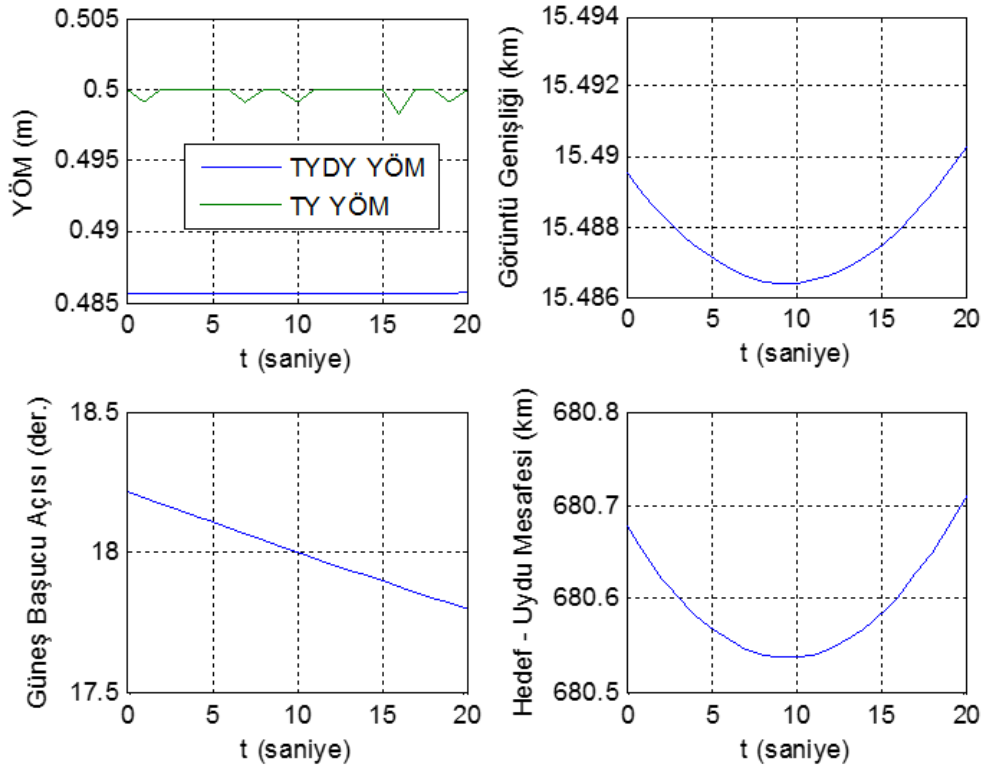
Şekil 5.56 : -50° enlem açısında görüntüleme aktivitesi analiz sonuçları.



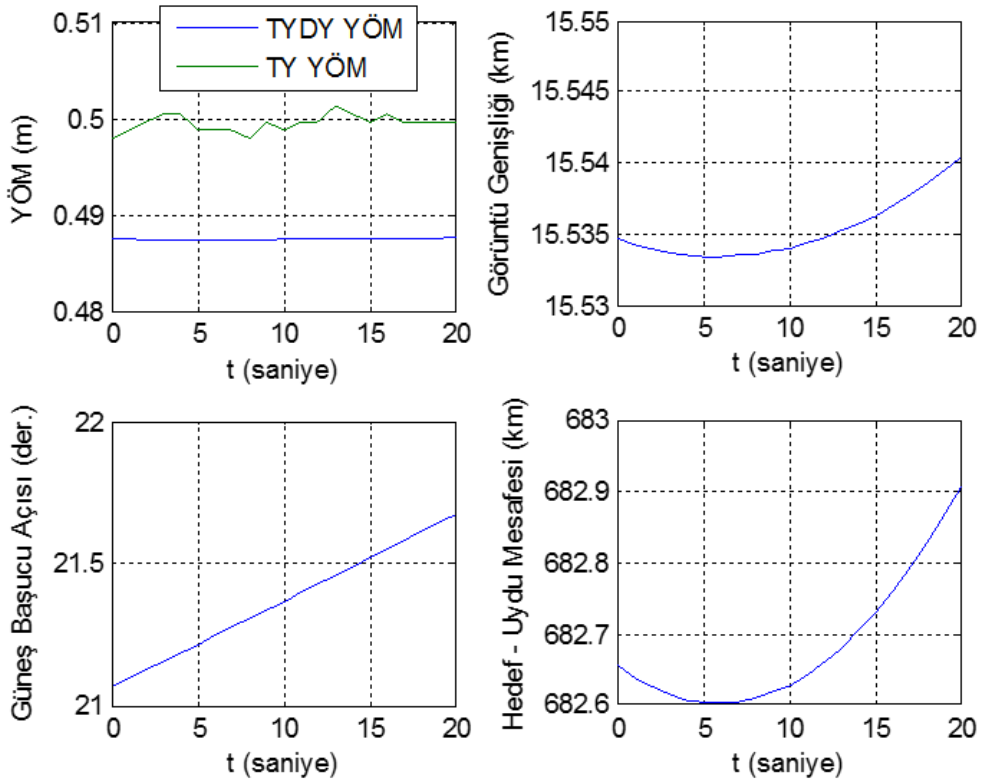
**Şekil 5.57 :**  $-30^\circ$  enlem açısında görüntüleme aktivitesi analiz sonuçları.



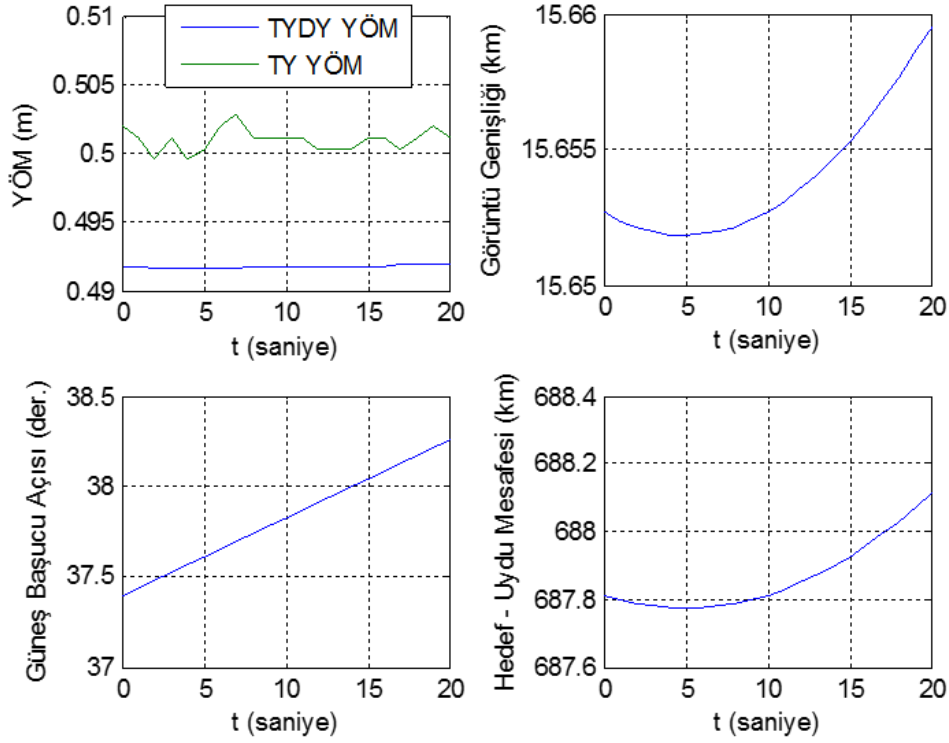
**Şekil 5.58 :**  $-10^\circ$  enlem açısında görüntüleme aktivitesi analiz sonuçları.



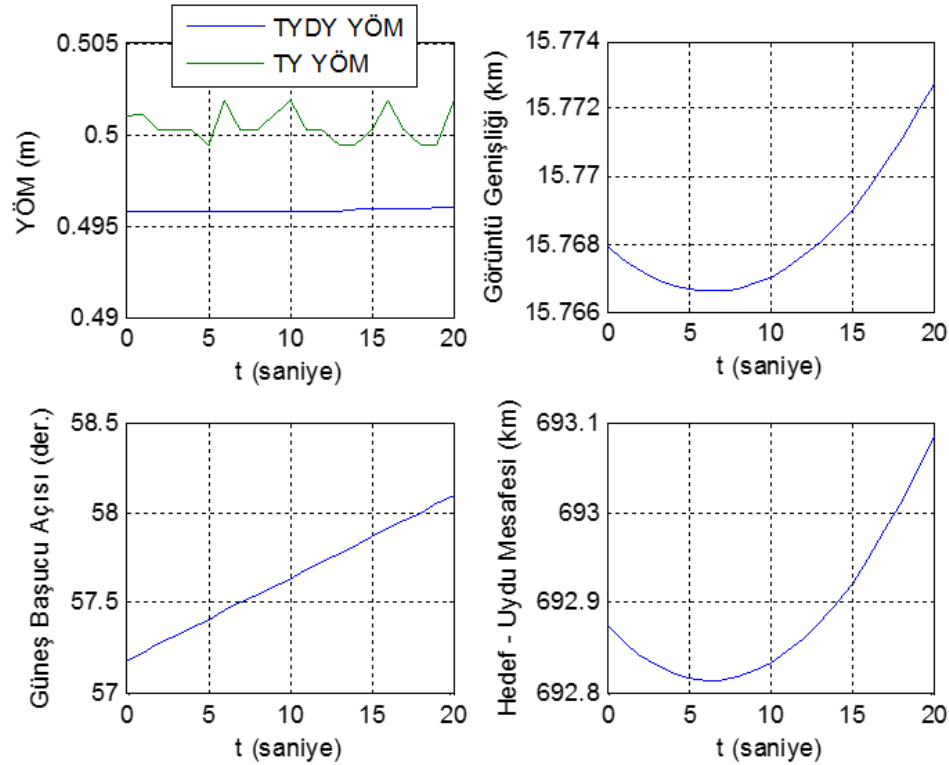
Şekil 5.59 : +10° enlem açısında görüntüleme aktivitesi analiz sonuçları.



Şekil 5.60 : +30° enlem açısında görüntüleme aktivitesi analiz sonuçları.



**Şekil 5.61 :** +50° enlem açısında görüntüleme aktivitesi analiz sonuçları.



**Şekil 5.62 :** +70° enlem açısında görüntüleme aktivitesi analiz sonuçları.

Analiz sonuçlarından görüldüğü gibi, kutuplara gidildikçe Güneş başucu açısı yükselmektedir (hedef üzerine düşen ışık miktarı azalmaktadır). Bu konu ile ilgili detaylı analizler Bölüm 5.2.4.2'de verilmektedir.

TYDY YÖM değeri,  $-70^\circ$  ve  $-50^\circ$  enlem açıları (ilk iki senaryo) haricinde tüm görüntülerde 0.5 metrenin altında kalmaktadır. Bunun sebebi Güney yarımkürede irtifanın Kuzey yarımküreye göre büyük olmasıdır. Öte yandan, Bölüm 2.5'te de belirtildiği gibi YÖM değeri maksimum irtifaya göre belirlenmiştir. Bu sebeple, ilk iki senaryoda dahi TYDY YÖM değeri 0.5 metre civarında kalmaktadır.

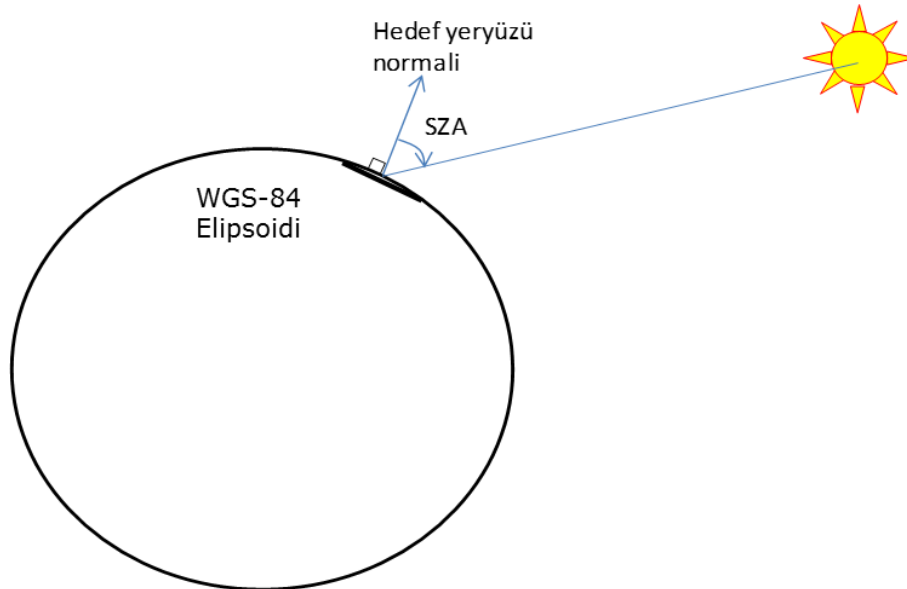
TY YÖM değerinin profili ise TYDY profiline göre farklıdır. İlk iki senaryo haricindeki diğer senaryolarda 0.5 metre etrafında salınım yapmaktadır. Bunun sebebi, iz sürücü algoritmanın EO kamera görüş eksenini SH değerinde hareket ettirmesi ve bu sırada gerçekleşen sayısal hatalardır. İlk iki senaryoda ise irtifa daha yüksek olduğundan, piksel boyutunun yeryüzündeki boyutu artmış ve (sayısal hatadan daha baskın) daha yüksek YÖM değeri elde edilmiştir (Bölüm 2.6'da belirtilen faktör 1 etkili olmuştur).

Yine de, 700 km gibi yüksek irtifalarda bulunan uydularda irtifa değişiminin YÖM üzerindeki etkisi analiz sonuçlarında görüldüğü gibi küçük kalmaktadır (dairesele yakın yörüngeler için).

Görüntü genişliğindeki değişim ise, TYDY YÖM değerindeki değişime benzer şekilde tamamen hedef bölge ile uydu arasındaki mesafeye bağlı olmaktadır.

#### 5.2.4.2. Yükseliş düğümü saat açısı ve güneş başucu açısı

EO uydularda görüntünün kalitesini belirleyen faktörlerden birisi de Güneş başucu açısıdır (Sun Zenith Angle, SZA). Güneş başucu açısı, hedef bölge üzerine düşen Güneş ışınının yeryüzü normaline göre açısı olarak ifade edilebilir (bkz. Şekil 5.63).



Şekil 5.63 : Güneş başucu açısı.

Güneş başucu açısı hedefin yeterli miktarda ışık alabilmesi ile ilgilidir. SZA ne kadar küçükse hedef bölge daha fazla aydınlanacaktır. Güneş başucu açısı yeryüzünde enlem ve boylam açısı ile beraber ve mevsime bağlı olarak da değişmektedir.

Görev yükü ekipmanı kabiliyetine bağlı olarak kaliteli EO görüntü elde edilebilmesi için Güneş başucu açısı ile ilgili bir kısıt tanımlanabilir (örneğin “Güneş başucu açısı görüntüleme aktivitesi sırasında 70°’den küçük olmalıdır” gibi). Bu durumda Güneş başucu açısı yeryüzünde görüntülenebilecek bölgeyi zamana bağlı olarak kısıtlamaktadır (uç bir örnek olarak geceleyin EO görüntü alamazsınız ( $180^\circ \geq SZA \geq 90^\circ$ )). EO uydularda Güneş başucu açısı, iz sürücü algoritmanın başlangıç parametrelerinin hesaplanmasında dikkate alınmaktadır (bkz. Bölüm 3.4). Bununla beraber, Güneş ışınlarının görüntülenecek bölgeye dik gelmesi (SZA’nın sıfır olması) de problem oluşturabilmektedir. Böyle bir durumda, görüntülenecek bölgeden çok fazla ışık toplanabilse de, kısa boylu gölgeler sebebiyle düşük kontrastlı görüntü oluşabilecek ve ayrıntılar görüntü içinde kaybolabilecektir ([27], s.553).

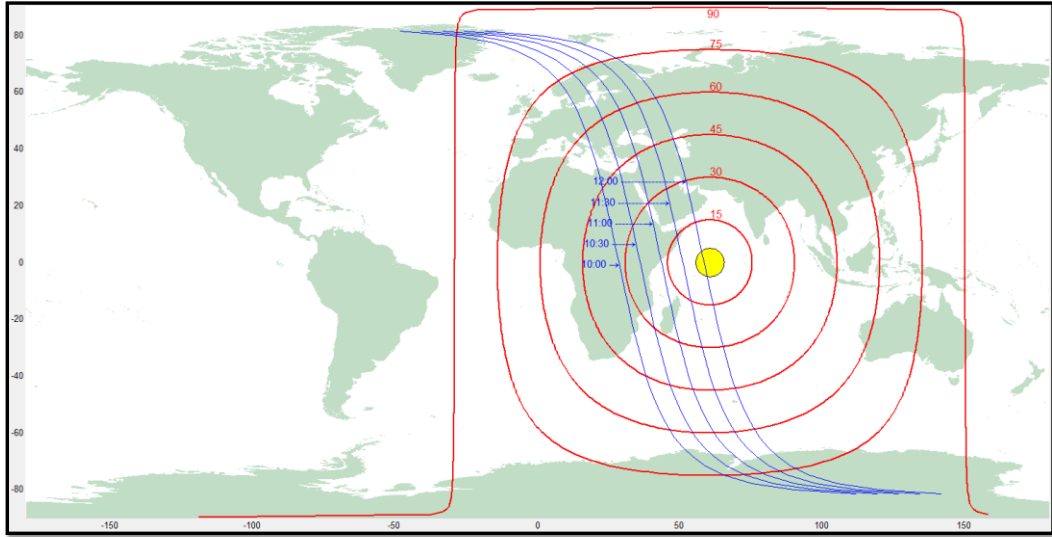
EO uyduların yörüngelerinin de Güneş başucu açısı gereksinimi ile ilişkisi bulunmaktadır. Uydunun yükseliş düğümü yerel saati, LTAN, 12.00’den uzaklaştıkça (ya da LTDN 24:00’den uzaklaştıkça (LTDN: *Local Time of Descending Node, Alçalış Düğümü Yerel Saati*)) uydunun algılayabileceği (Güneş başucu açısı gereksinimine bağlı olarak) hedeflerin sayısı azalmaktadır. Şekil 5.64 ile Şekil 5.67 arasında, uydunun LTAN parametresi ve mevsime bağlı Güneş başucu açısı arasındaki ilişki gösterilmektedir.

Gösterimde, Kuzey yarım kürede bulut oluşumlarının minimum olduğu (bkz. [30]) LTAN değerleri olarak 10:00, 10:30, 11:00, 11:30 ve 12:00 saat açıları kullanılmıştır (~700 km irtifada farklı LTAN değerlerine sahip uydular ele alınmıştır). Takvimsel olarak ise 2014 yılı için sırasıyla 20 Mart Ekinoksu, 21 Haziran Gündönümü, 23 Eylül Ekinoksu ve 21 Aralık Gündönümleri kullanılmıştır.

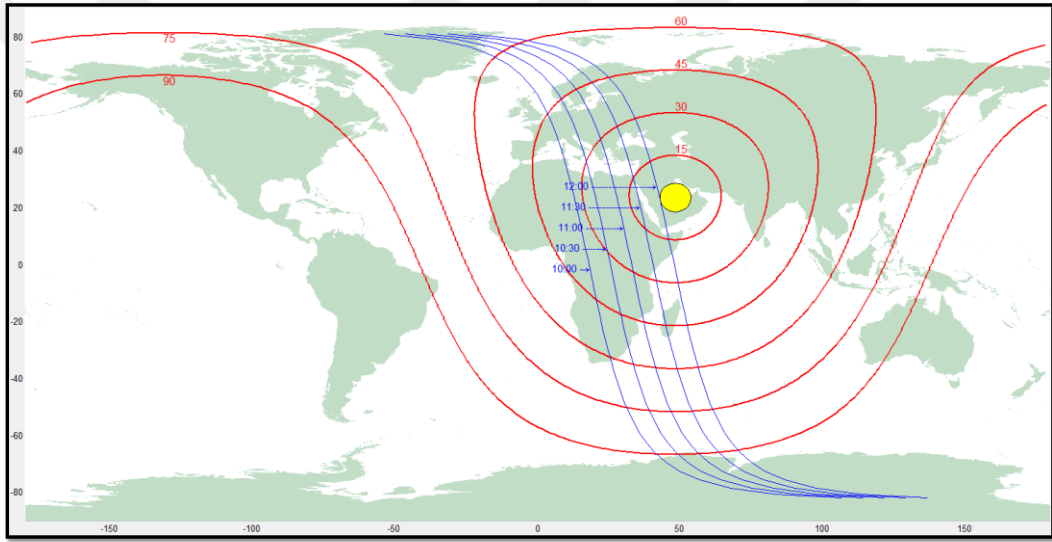
Şekillerde, Güneş başucu açı sınırları 15’er derecelik aralıklar ile çizdirilmiş olup kırmızı renk ile gösterilmiştir. Farklı LTAN değerlerine sahip yörünge parçaları ise mavi renk ile betimlenmektedir (yörünge parçaları yaklaşık olarak bir yörünge turunun yarısı kadar alınmıştır (2880 saniye kadar)).

Güneş başucu açı limitleri ilgili gün içinde yörünge parçalarının başlangıç ve bitiş sürelerinin ortalamaları için çizdirilmiştir (normalde yörünge başından sonuna doğru SZA sınır eğrileri Batı yönüne doğru kayacaktır).

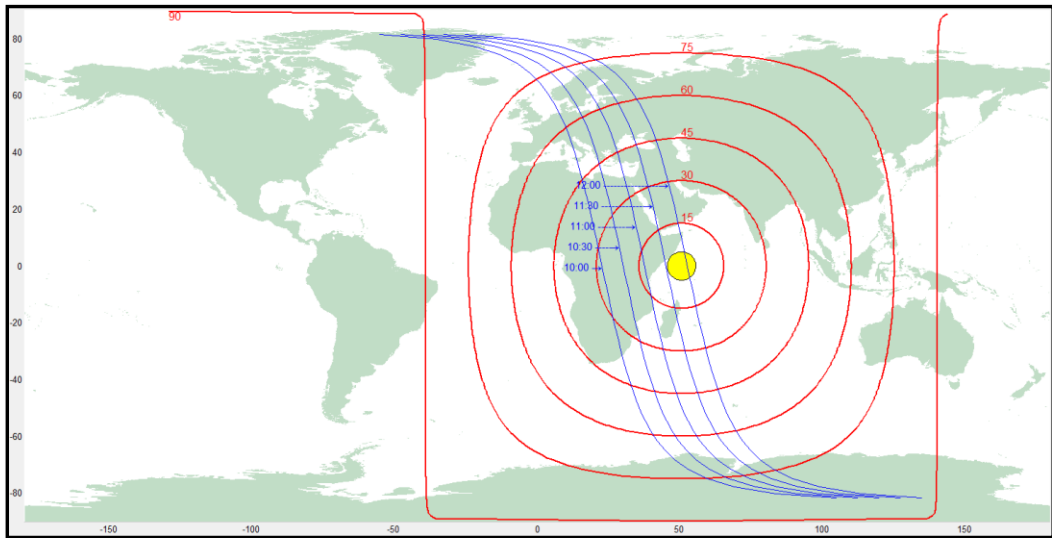




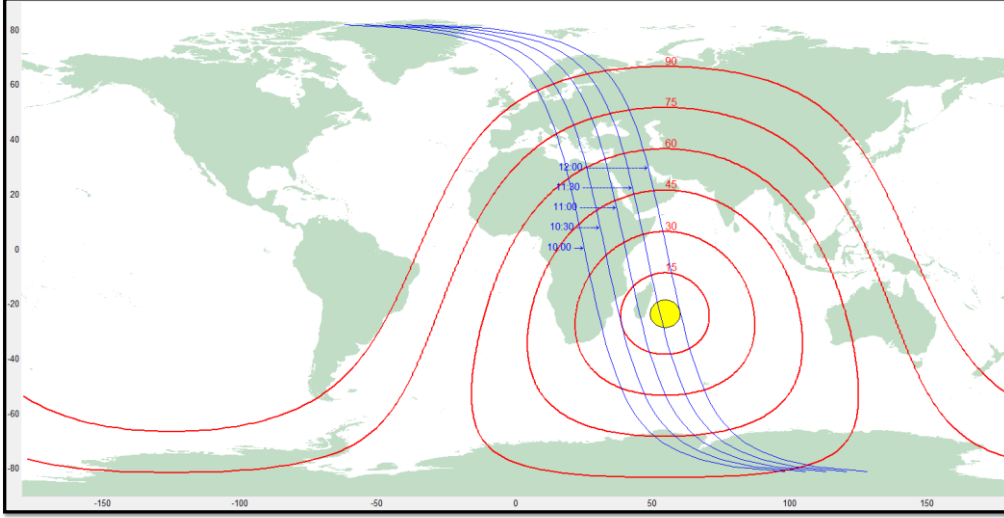
**Şekil 5.64** : 20 Mart Ekinoksu ve farklı LTAN değerli yörüngeler.



**Şekil 5.65** : 21 Haziran Gündönümü ve farklı LTAN değerli yörüngeler.



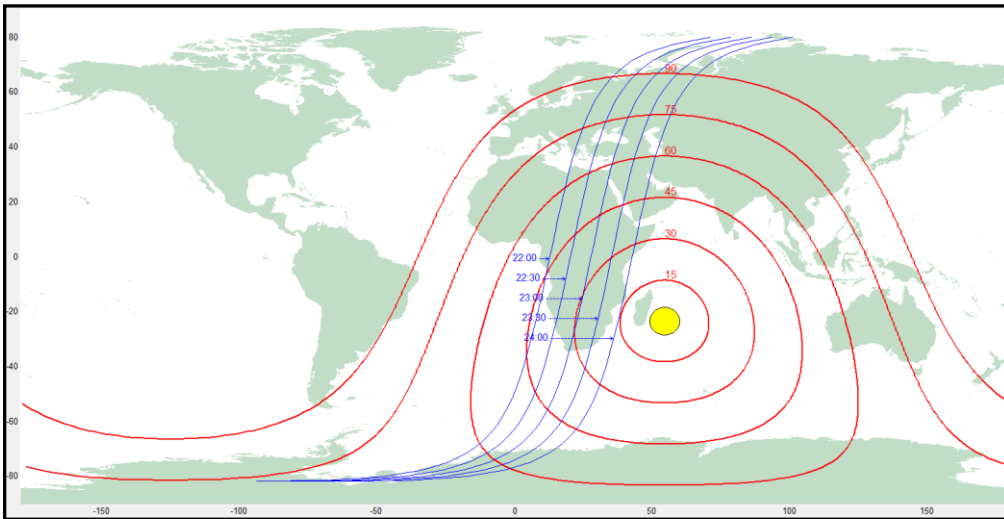
**Şekil 5.66** : 23 Eylül Ekinoksu ve farklı LTAN değerli yörüngeler.



**Şekil 5.67** : 21 Aralık Gündönümü ve farklı LTAN değerli yörüngeler.

Şekil 5.64 – Şekil 5.67 arasındaki şekillerde görüldüğü gibi, EO uydularında yeryüzünde görüntülenebilecek bölgenin genişliği, görüntü kalitesi için EO görev yükü ekipmanına bağlı Güneş başucu açısı limitinin seçimine, uydu yörüngesine ait LTAN parametresinin seçimine ve mevsime göre değişiklik göstermektedir. Örneğin, eğer kışın bile Türkiye’den kaliteli görüntü alınması gerekiyorsa, SZA’nın 75 derece olduğu durumda da kaliteli görüntü algılayabilen EO görev yükü ekipmanı kullanılmalıdır (bkz. Şekil 5.67).

LTAN değerine 12 saat ekleyerek elde edilebilecek yörüngeler ( $LTAN + 12:00 = LTDN$ ) de EO uydularda kullanılabilir. Bu tip yörüngelerin farkı, uydunun Güneş’in aydınlattığı bölgeden geçişi yükseliş (uydunun Kuzeye doğru hareketi) yönünde değil, alçalış yönünde olmasıdır (Güney’e doğru hareket). Şekil 5.67 ile karşılaştırmak amacıyla Şekil 5.68’de, LTAN değerlerine 12 saat eklenmesi ile elde edilen yörüngeler gösterilmektedir (21 Aralık için).



**Şekil 5.68** : 21 Aralık Gündönümü ve farklı LTDN değerli yörüngeler.

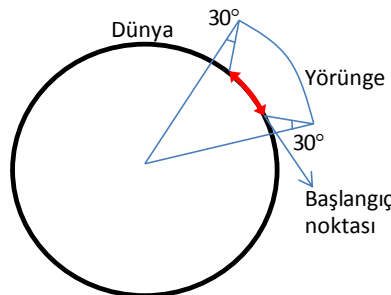
Şekil 5.68'de dikkat edilmelidir ki, 23:30 ve 24:00 uyduları yaklaşık  $40^\circ$  enlem açısından geçişleri yerel saate göre öğleden sonra olmaktadır (Güneş'in Doğusunda kalmaktadır). Karşılaştırma için saat 10:00 uydusu (bkz. Şekil 5.67) ve 22:00 uydusu (bkz. Şekil 5.68) ele alındığında, örneğin  $40^\circ$  enlem açısında iki yörünge arasındaki yerel saat farkı yaklaşık 30 dk olduğu hesaplanabilir (boylam açısı farkı kullanılarak). Bir başka deyişle, saat 10:00 uydusu  $40^\circ$  enlemden yerel saate göre 8:50'de geçiyorsa, saat 22:00 uydusu yaklaşık olarak aynı bölgeden yerel saate göre 9:20'de geçecektir.

Not edilmelidir ki, optimum LTAN saat açısı seçiminde teknik gereksinimlerden farklı parametreler de önemli olabilmektedir. Örneğin uydu için fırlatıcı seçiminde hedef yörünge özelliklerine bağlı olarak maliyet değişebilmektedir. Uydu tek başına fırlatılmayacaksa (maliyeti düşürmek için benzer bir yörüngeye yerleştirilecek başka bir uydu ile aynı fırlatıcı paylaşılacaksa), yoldaş uydunun LTAN değerine yakın olan saat açısının kullanılması uygun görülebilir.

#### 5.2.4.3. Süpürme hızına bağlı algılanabilecek en uzun şerit görüntü

Bu bölümde, uydunun kaynaklarına ilişkin sıcaklık, pil kullanımı, ekipman kullanımı ve uydu hafızası gibi tüm kısıtlar yok sayıldığında, SH'ye bağlı olarak algılanabilecek en uzun şerit görüntüye ilişkin analiz sonuçları verilmektedir (dairesele yakın yörüngeler için).

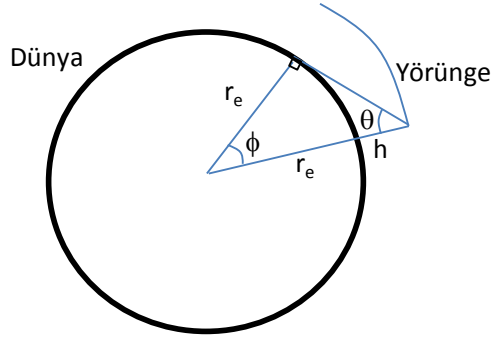
Analizlerde, YÖM bakımından makul olabilecek şerit görüntüler için yunuslama açısı limiti kullanılmıştır (hedefin fiziksel olarak görülebilirlik açısı daha fazla olabilir). Uydunun ayakucu yönelimde  $30^\circ$  yunuslama açısı ile görüntülemeye başladığı ve  $-30^\circ$  yunuslama açısı ile görüntülemeyi tamamladığı en uzun şerit görüntüler ele alınmıştır (bkz. Şekil 5.69).



**Şekil 5.69** : En uzun şerit görüntülemede yunuslama açısı limiti.

Yunuslama açısı limiti ne kadar küçük olursa, YÖM değeri en kötü durumda (görüntünün başında ve sonunda) o kadar iyileşecek ancak algılanabilecek maksimum görüntü uzunluğu azalacaktır. Tersisi durumda ise YÖM değeri kötüleşecek

(artacak) ancak daha uzun görüntüleme mümkün olacaktır. Yunuslama açısı limitinin fiziksel olarak maksimum değeri ise, ufuk çizgisinin görülebildiği değerdir (bkz. Şekil 5.70).



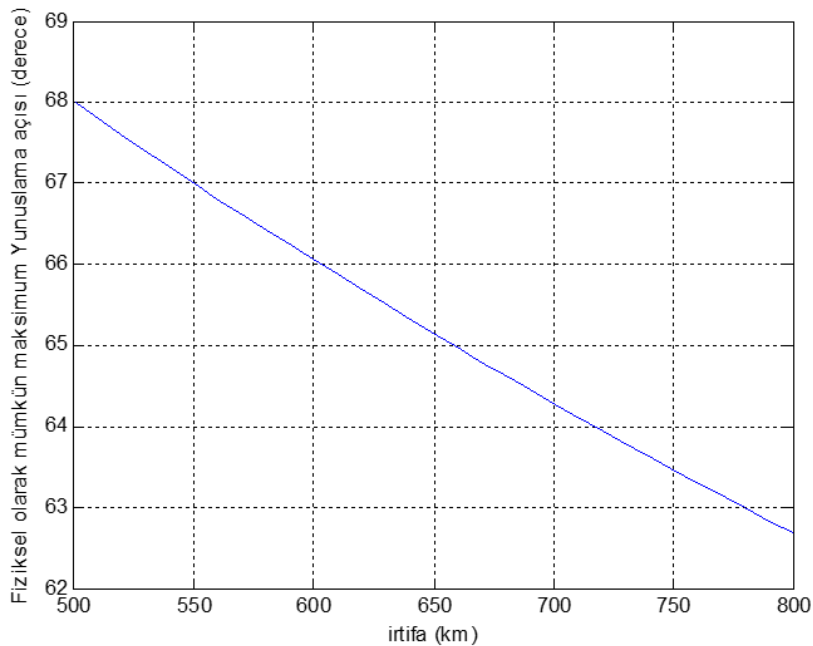
**Şekil 5.70** : Ufuk çizgisini gören yunuslama açısı.

Yerküre üzerinde herhangi bir noktanın görülebilmesi için yunuslama açısının alabileceği maksimum değer, denklem (5.33) kullanılarak yaklaşık olarak hesaplanabilir:

$$\theta = \tan^{-1} \left( \frac{r_e}{\sqrt{h(h + 2r_e)}} \right). \quad (5.33)$$

Örneğin 700 km irtifada bir uydunun görüş eksenini yeryüzünde tutabilmesi için yunuslama açısının maksimum değeri 64° olmalıdır (yalpa açısının sıfır olduğu kabulü ile).

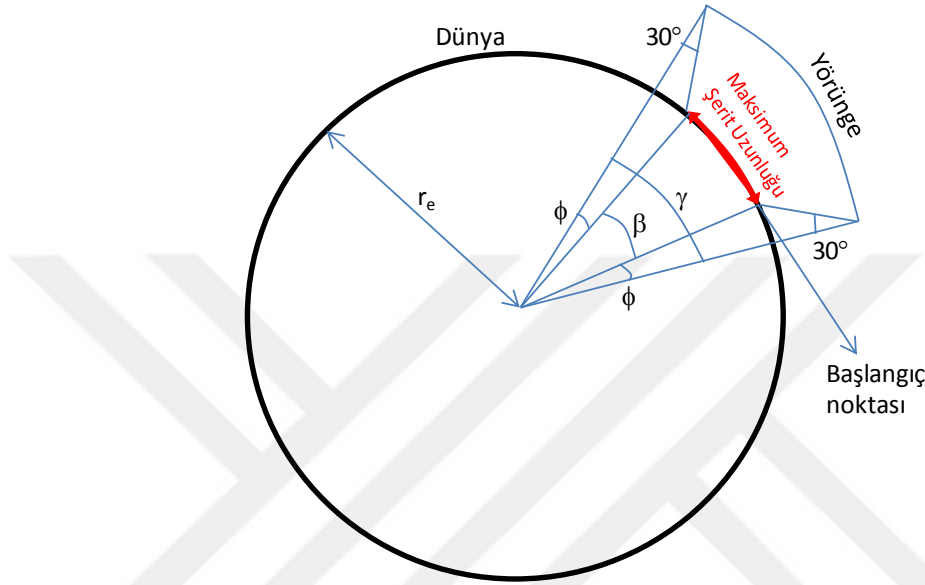
Şekil 5.71'de, irtifaya bağlı maksimum yunuslama açısı limitine ilişkin değerler verilmektedir (denklem (5.33) kullanılmıştır).



**Şekil 5.71** : Seçilebilir maksimum yunuslama açısı limiti.

Ancak elbette, görüntüleme aktivitesine ufuk çizgisinden başlayan yunuslama açısı ile başladığı takdirde, YÖM değeri görüntünün başında ve sonunda, hedef ile uydu arasındaki mesafenin artması sebebiyle kötüleşecektir. Bu sebeple analizler 30°'lik başlangıç ve -30° son yunuslama açıları ile gerçekleştirilmiştir.

Maksimum şerit uzunluğunun hesaplanmasında yerküre modeli kullanılmıştır (yarıçapı  $r_e$ 'dir) ve fiziksel model Şekil 5.72'de verildiği gibidir.



**Şekil 5.72 :** Maksimum şerit uzunluğu hesabında kullanılan fiziksel model.

Şekil 5.72'de yer alan  $\beta$  açısı, maksimum şerit uzunluğuna denk gelen yer merkezli yay açısıdır. Maksimum uzunluktaki şerit görüntülemeye uydunun başlangıç ve son konumu arasındaki mesafeye denk gelen yer merkezli yay açısı ise  $\gamma$  açısıdır. Bu durumda,  $\phi$  açısı denklem (5.3) kullanılarak herhangi bir irtifa değeri ve 30°'lik yunuslama açısı değeri kullanılarak hesaplanabilir. Örneğin irtifa 700 km alındığında ve yunuslama açısı 30° alındığında  $\phi$  açısı 3.7° (0.065 radyan) çıkmaktadır.

Uydunun ortalama açısal hızı kullanılarak, dairesele yakın yörüngede  $\gamma$  açısının tarandığı süre aşağıdaki eşitlik ile ifade edilebilir:

$$t = \gamma \sqrt{\frac{a_y^3}{\mu}} \quad (5.34)$$

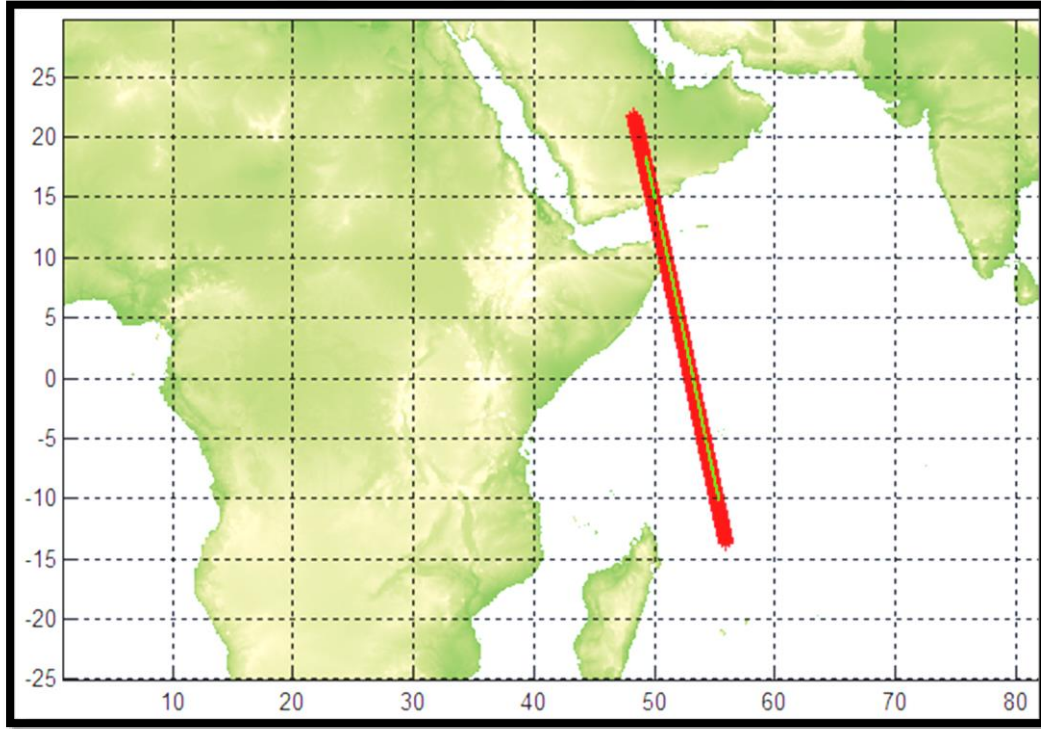
Maksimum şerit uzunluğu ise  $SH.t$  kadardır ki bu aynı zamanda  $r_e.\beta$ 'ya eşittir (bkz. Şekil 5.72).  $\gamma = \beta + 2\phi$  bilgisi de kullanılarak aşağıdaki eşitlik elde edilebilir:

$$\beta = \frac{2SH \cdot \phi \sqrt{a_y^3/\mu}}{r_e - SH \cdot \sqrt{a_y^3/\mu}} \quad (5.35)$$

Maksimum şerit uzunluğunun algılanma süresi ise  $r_e \cdot \beta / SH$  kadardır.

Örnek olarak, 681 km irtifada  $\pm 30^\circ$  yunuslama açısı limiti ile algılanabilecek maksimum şerit uzunluğu basit model kullanılarak 3393 km hesaplanmaktadır.  $SH = 5.5$  km/s olduğu durumda görüntüleme aktivitesi 617 saniye kadar sürecektir.

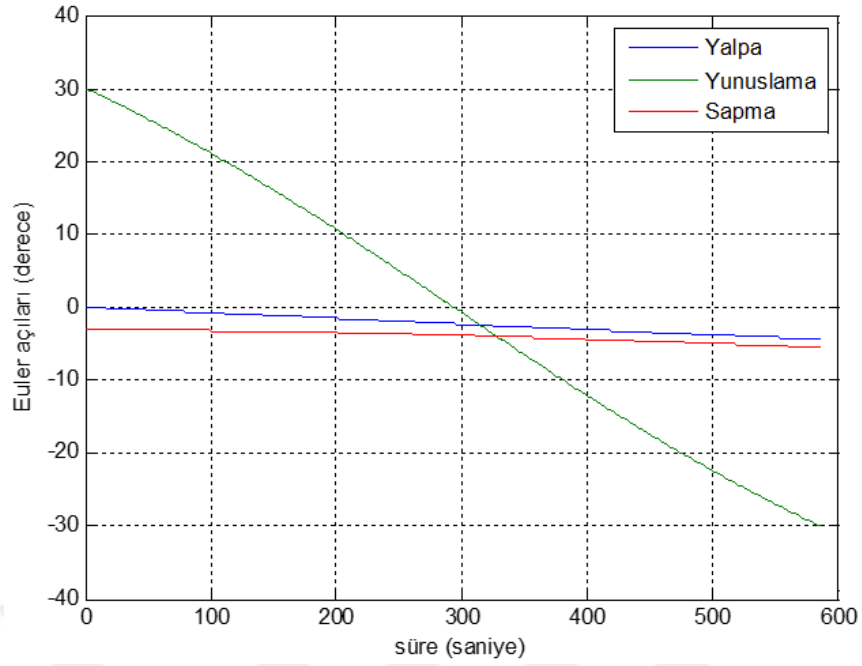
Basit modelin sonuçlarını karşılaştırmak için iz sürücü algoritmanın çıktılarını kullanan görüntüleme aktivitesi analizi gerçekleştirilmiştir. Bu analizde görüntüleme süresi yunuslama açısının  $\pm 30^\circ$  bandında kalacak şekilde belirlenmiştir. Ayakucu yönelimde gerçekleştirilen detaylı analize ait grafiksel gösterim Şekil 5.73'de verilmektedir.



**Şekil 5.73** : Maksimum uzunlukta görüntüleme aktivitesi, detaylı analiz.

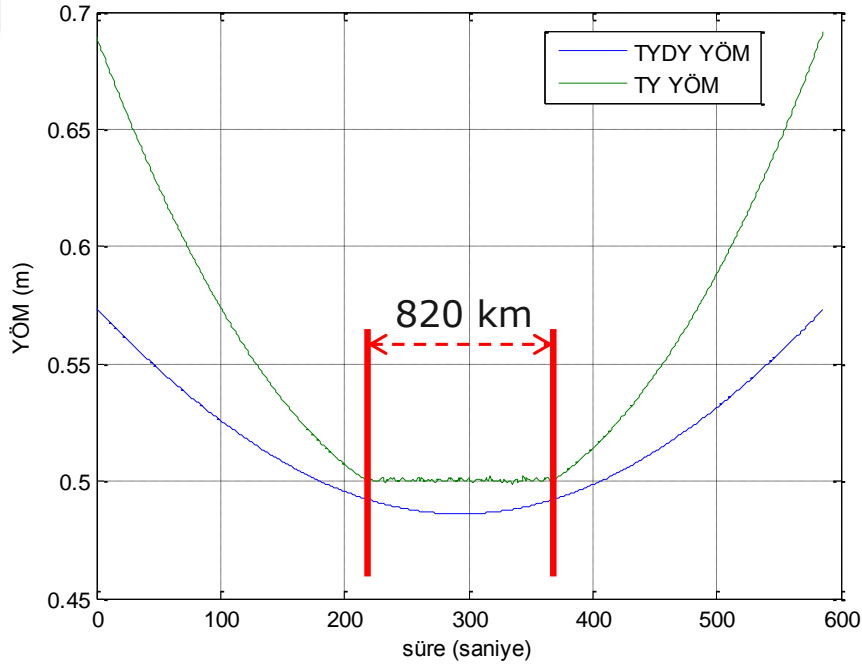
Şekil 5.73'de görselleştirilen görüntüleme aktivitesinde kalın kırmızı hat uydunun görüntüleme aktivitesi sırasında kat ettiği yolu, ortasındaki (kırmızı hattın içinde kalan) yeşil hat ise  $+30^\circ$  yunuslama açısı ile başlayan ve  $-30^\circ$  yunuslama açısı ile tamamlanan şerit görüntüyü göstermektedir (Güney'den Kuzeye doğru).

Görüntüleme aktivitesinin süresi, görüntülemenin belirtilen yunuslama sınır koşullarında gerçekleştirilebilmesi için 586 saniye kadar sürmüştür. Uydunun yönelim açıları (Euler açıları) ise Şekil 5.74'de verilmektedir.



**Şekil 5.74 :** Maksimum uzunlukta görüntüleme aktivitesi, Euler açıları.

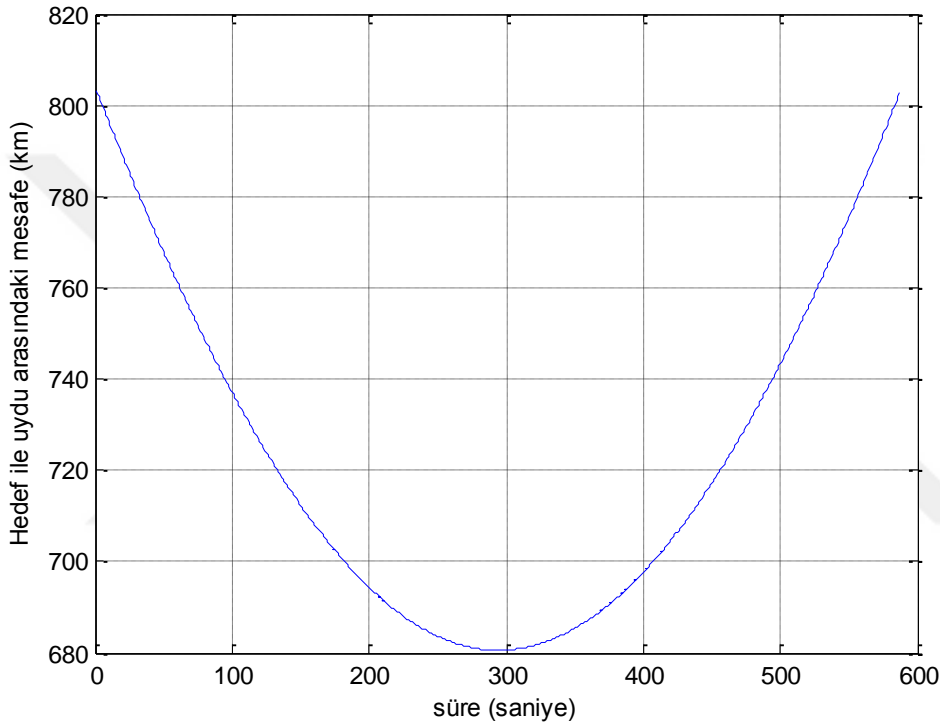
Ortalama 681 km irtifada gerçekleştirilen görüntüleme aktivitesinin uzunluğu ise 3220 km kadar olmuştur (basit modele göre % 5.4 farklıdır). TY ve TYDY YÖM değerleri ise Şekil 5.75'te verilmektedir.



**Şekil 5.75 :** Maksimum uzunlukta görüntüleme aktivitesi, YÖM değerleri.

Şekil 5.75'te verilen YÖM değerleri görüntüleme aktivitesinin başlangıcında ve aktivitenin sonlarına doğru artmaktadır (YÖM sabit kalmaz). Bu durumun sebebi büyük yunuslama açısı sebebiyle hedef ile uydu arasında mesafenin büyüklüğüdür. Dikkat edilmelidir ki, TY YÖM değeri görüntüleme aktivitesinin ortasına doğru

çözünürlük değeri olan 0.5 metreye eşit olmakla beraber, diğer bölgelerde yükselmektedir. Bunun sebebi, Bölüm 2.6'da aktarılan faktör 1 ve faktör 2'nin etkileridir. Görüntüleme aktivitesinin ortasına yakın bölgede birim entegrasyon süresi içinde kat edilen mesafe bir pikselin yeryüzündeki boyundan büyük olması sebebiyle faktör 2 etkili olmaktadır. Öte yandan, orta noktadan uzaklaştıkça bir pikselin yeryüzündeki boyu baskın hale geldiğinden TY YÖM değeri artmaktadır (faktör 1 etkili olmaktadır). Örnek analiz için görüntüleme aktivitesi sırasındaki hedef ile uydu arasındaki mesafenin değişimi Şekil 5.76'te verilmektedir.

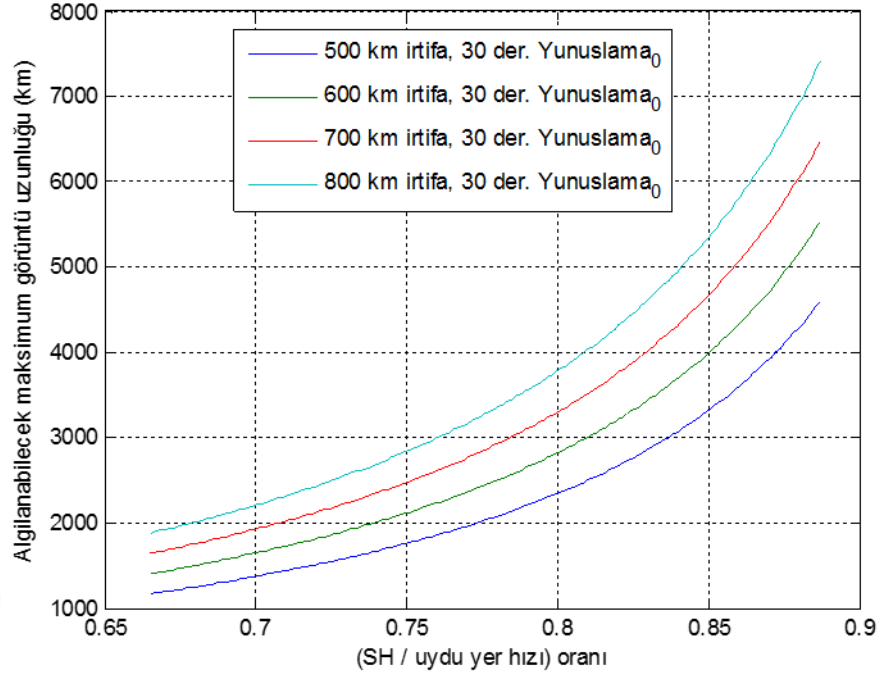


**Şekil 5.76** : Hedef ile uydu arasındaki mesafe değişimi.

Şekil 5.75'te verilen YÖM profilinden çıkarılabilecek diğer bir sonuç ise, 219uncu saniyeden 368inci saniyeye kadar bir süre boyunca her iki yöndeki YÖM değerinin 0.5 metre ve altında kalmış olmasıdır. Bu sürenin içinde yunuslama açısı yaklaşık olarak  $\pm 8.5^\circ$  içinde kalmaktadır. Bu bölgenin uzunluğu 820 km (bkz. Şekil 5.75) kadardır. Bir başka deyişle, YÖM değerinin en kötü 0.5 metre olması isteniyorsa, bu isteğin sağlanabileceği maksimum şerit uzunluğu 820 km olacaktır (bu değer temel olarak uydunun irtifasına ve görev yükü IT değerine bağlıdır).

Basit model kullanılarak farklı irtifalardaki uydular ve farklı SH (veya IT) değerine sahip ekipmanlar için elde edilebilecek maksimum şerit uzunlukları ( $\pm 30^\circ$  yunuslama açısı limiti ile) ise Şekil 5.77'da verilmektedir.



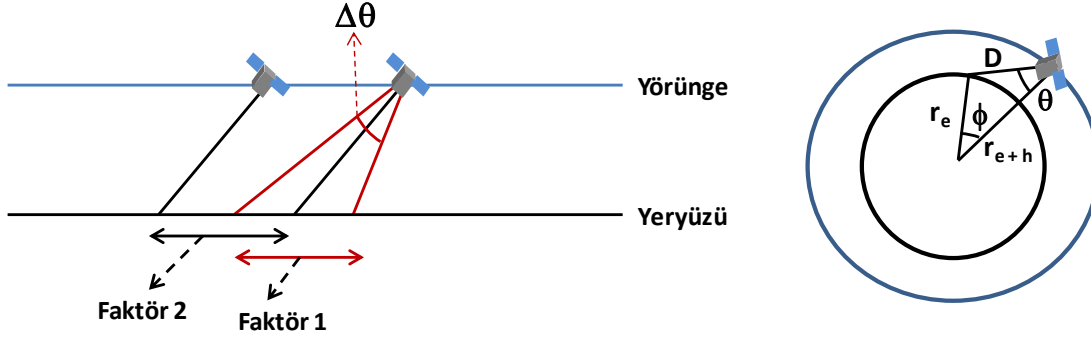


**Şekil 5.77 :** İrtifa ve ekipmana bağlı maksimum şerit görüntü uzunlukları.

Şekil 5.77'da görüldüğü gibi, irtifa arttıkça ve süpürme hızı yükseldikçe (ekipmanın kabiliyeti arttıkça) tek seferde algılanabilecek maksimum şerit görüntü uzunluğu artmaktadır. SH'nin uydu yer hızına eşit olduğu durum Şekil 5.77'da yer almamaktadır çünkü bu değerde algılanabilecek maksimum şerit uzunluğunda, bu analiz kapsamında herhangi bir sınır bulunmamaktadır (hafıza, güç, ekipman ömrü, sıcaklık ve düşük aydınlıkta görüntüleme gibi kısıtlar yok sayılarak).

Şekil 5.73'den Şekil 5.76'e kadar sonuçları verilen örnek senaryoda, SH kısıdına uyulmazsa TY YÖM 62 cm olmaktadır (birim entegrasyon süresinde kat edilen yol = uydu yer hızı \* IT) ve belirtilen varsayımlar altında maksimum şerit uzunluğu kısıtlanmaz (uydu sürekli ayakucundan görüntüleme yapar). Bu durumda, en kötü YÖM değeri daha iyi bir değerde olur ve YİP kipinde YÖM değeri sabit olur. Ancak, birim entegrasyon süresince daha fazla yol kat edildiği için daha az ışık toplanmış olacağından görüntü kalitesi kötü yönde etkilenir.

Yine de, özellikle tarama yönünde YÖM değerinden ödün vererek ancak görüntü kalitesinde bozulma olmadan daha uzun şerit görüntüleme yapılabilir. Yunuslama açısı olarak öyle bir açı seçilebilir ki YÖM değerinden bir miktar feragat edilir ama hem çok uzun şerit görüntüler görüntü kalitesinden ödün vermeden elde edilebilir hem de görüntüde sabit YÖM değeri sağlanabilir. Bunun yolu, faktör 1'in faktör 2'ye eşit olduğu Yunuslama açısının kullanımı ile görüntüleme yapılmasıdır. Bir başka deyişle bu durum, uydunun bir IT süresince yeryüzünde kat ettiği mesafenin, bir pikselin tarama yönündeki boyuna eşit olduğu durumdur (bkz. Şekil 5.78).



**Şekil 5.78** : Faktör 1 ve 2'nin eşit tutulduğu yunuslama açısının fiziksel modeli.

Şekil 5.78'de yer alan  $\Delta\theta$  sembolü bir pikselin görev yükü odağında kapladığı açı değerini temsil etmektedir ve denklem (2.27) kullanılarak aşağıdaki gibi hesaplanabilmektedir:

$$\Delta\theta = \tan^{-1} \left( \frac{V_{np}(2)}{V_{np}(3)} \right) = \frac{YÖM}{h}. \quad (5.36)$$

D, hedef ile uydu arasındaki mesafedir ve (3.10)'daki gibi  $\phi$  açısına bağlı olarak yazılabilir ( $\theta$  yerine  $\phi$  ve R yerine  $r_e+h$  yazılarak).  $\theta$  ise yunuslama açısıdır. Uydunun irtifası ise h sembolü ile gösterilmektedir. Uydunun bir IT süresince yeryüzünde kat ettiği mesafe, faktör 1'deki  $\Delta\theta$  genişliğindeki pikselin yeryüzündeki boyuna eşitlendiğinde denklem (5.37) ortaya çıkmaktadır (yerin küresel olduğu varsayımıyla):

$$\sqrt{\frac{\mu}{a_y^3}} r_e IT = \frac{D \Delta\theta}{\cos(\theta + \phi)}. \quad (5.37)$$

Denklem (5.37)'te  $\theta$  yerine denklem (5.3) ve D yerine denklem (3.10) kullanılarak elde edilecek ifade yazıldığında,  $\phi$ 'ye bağlı tek bilinmeyenli denklem elde edilmiş olur (denklem (5.38)):

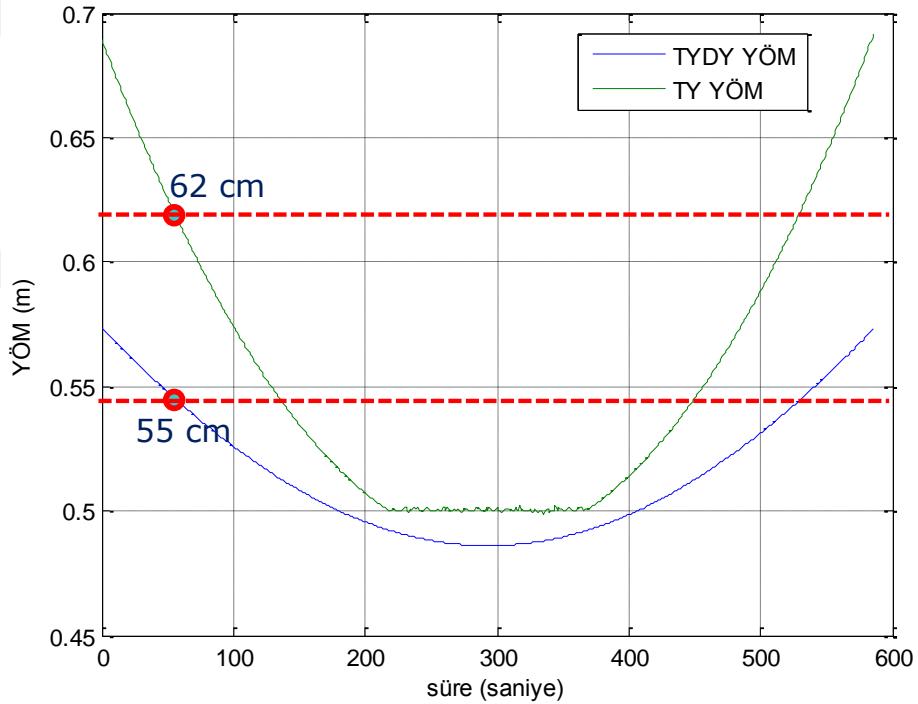
$$\sqrt{\frac{\mu}{a_y^3}} r_e IT - \frac{\sqrt{r_e^2 + (r_e + h)^2 - 2r_e(h + r_e) \cos(\phi)} \cdot \Delta\theta}{\cos\left(\cot^{-1}\left(\frac{r_e + h}{r_e \sin(\phi)}\right) - \cot^{-1}(\phi) + \phi\right)} = 0. \quad (5.38)$$

Denklem (5.38)'yı sıfırlayan  $\phi$  açısı sayısal olarak çözülebilir. Hesaplanan  $\phi$  açısı denklem (5.3)'de yerine yazıldığında  $\theta$ , yani yunuslama açısı hesaplanabilir. Bu değer, görüntüleme aktivitesinin başlangıç yunuslama açısı olarak ayarlandığında çok uzun görüntüleme aktiviteleri YÖM değerinden bir miktar ödümlenerek algılanabilir. Bu şekilde algılanan görüntülerde YÖM değerinin hemen hemen sabit kalması da ayrı bir öneme sahip olmaktadır. Bu tip görüntüleme aktiviteleri (sabit YÖM), Bölüm 4.1'de tanımlanan D kipi iz sürücü kullanılarak ve SH değeri uydu yer hızını eşitlenerek gerçekleştirilebilir.

Örnek senaryo için yunuslama açısı başlangıç şartı yaklaşık  $25^\circ$  olarak hesaplanmıştır. Görüntüleme süresi boyunca gereken yunuslama açısı uydunun irtifasındaki değişimlere bağlı olarak bir miktar ( $\pm 1^\circ$ ) değişmektedir.

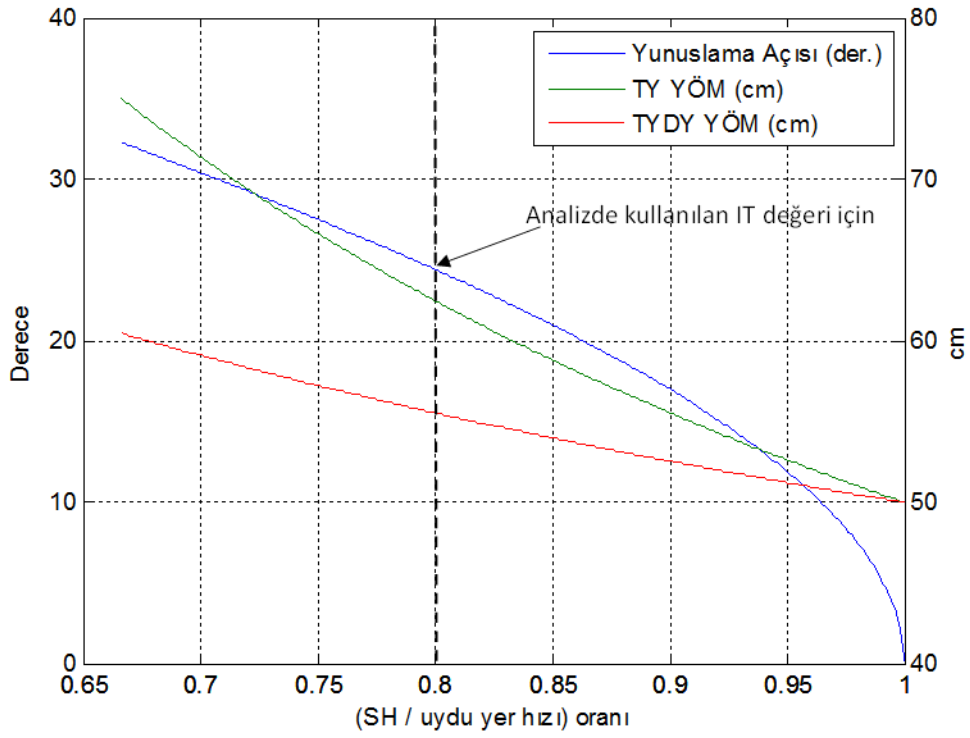
Denklem (5.38) ile kabaca elde edilen başlangıç yunuslama açısı da benzer şekilde irtifaya bağlıdır ve daha hassas olarak hesaplanması gerekirse (örneğin yer istasyonunda) uydunun referans irtifası yerine görüntülemenin gerçekleştirileceği tüm tarih aralığındaki irtifası kullanılmalıdır (hassas yörünge ilerletici kullanılarak). Benzer şekilde  $r_e$  değeri de ortalama yerküre yarıçapı değil, yerel enlemdeki yarıçap olmalıdır (enleme bağlı değişken).

Şekil 5.79'de örnek senaryo için yaklaşık  $25^\circ$  sabit yunuslama açısı kullanıldığında tarama yönünde ve tarama yönüne dik yönde YÖM değerlerinin hangi değerlerde olacağı betimlenmektedir.



**Şekil 5.79** : Uzun şeritlerde sabit YÖM'ün sağlanması.

Şekil 5.80'da 700 km irtifada bulunan uydunun farklı SH – uydu yer hızı oranlarında (yatay eksen  $1/YF'$ 'ye eşittir), uydunun sabit YÖM ile uzun şerit görüntüleme yapabilmesi için gerekli yunuslama açısı değerleri verilmektedir. Yine aynı şekilde, görüntüleme aktivitesinde elde edilebilecek sabit YÖM değerleri (hem tarama yönünde hem de tarama yönüne dik yönde) verilmektedir.



**Şekil 5.80** : Sabit YÖM değeri ile uzun şerit görüntülemeye yunuslama açısı.

Bölüm 4'te tanımlanan iz sürücü kipleri temel kiplerdir. Gerek EO gerekse SAR gibi yer gözlem uyduları ile pek çok tipte görüntüleme uygulamaları bulunmaktadır. Tez çalışmasında tanımlanan temel iz sürücü kipleri, uygulama ihtiyaçlarına göre değiştirilerek çoğaltılabilirler (ilgili temel kipi alt-kipleri şeklinde).

## 6. SONUÇ

Bu çalışmada, push-broom tipinde görev yüküne sahip yer gözlem uydularının, görüntüleme esnasında sahip olması gereken yönelim profilinin hesaplanmasında kullanılabilecek bir yöntem sunulmuştur.

Bu yöntem ile hesaplanan yönelim profili (polinom formatında) uydu tarafından uygulandığında, yer örnekleme mesafesi, görüntüleme yönü ve görüntünün konumu gibi geometrik özellikler sağlanabilmektedir.

Tez kapsamında gerçekleştirilen çalışmalar sadece yönelim profilinin elde edilmesi olmamıştır. Geliştirilen yöntemle birlikte, yöntemin ihtiyaç duyduğu girdileri sağlayabilen algoritmalar da tüm detayları ile oluşturulmuş, yöntemin kendisinden kaynaklı ve/veya girdilerde meydana gelebilecek hataların görüntünün geometrik özellikleri üzerindeki etkileri de irdelenmiştir.

Geliştirilen yöntemin çıktılarının uydu tarafından uygulanması sırasında oluşabilecek hatalar da tez çalışması kapsamında analiz edilmiştir. Analizlerin gerçekleştirilmesi için gerekli tüm algoritmaların ahenk içinde birbirleri ile çalışabileceği ve sonuçların görselleştirilebileceği grafiksel ara-yüze sahip programlar da yine tez kapsamında oluşturulmuştur. Analiz çalışmaları kapsamında, hata analizlerinin yanında görüntü kalitesi ile ilişkili olarak görüntülenecek bölge üzerindeki aydınlanma koşullarının etkisi de yörünge ile ilişkilendirilerek üst seviye değerlendirilmiştir (görüntülenebilecek enlem aralıkları kapsamında).

Elde edilen sonuçlar yalnızca tek bir görev yükü ve yörünge için değil, farklı özelliklerde görev yükleri (entegrasyon süresi bakımından) ve farklı irtifada yörüngeler için de irdelenmiş olup, görüntüleme gereksinimleri ile görev yükü özellikleri, yönelim hassasiyeti & kararlılık gereksinimleri ve yörünge irtifası arasındaki ilişkiler de kurulmuştur.

Gerçekleştirilen detaylı analizlerin yanında, analiz sonuçları ile uyumlu sonuç verebilen basitleştirilmiş matematiksel modeller de sunulmuş olup, doğruluk seviyeleri detaylı analiz sonuçları ile karşılaştırılmıştır. Bu basit modellerin, görev yükü ekipmanı ve uydu özellikleri net olmadığı durumlarda gereksinimlerin belirlenmesinde yardımcı olabileceği değerlendirilmektedir.

Tez çalışmasının temelini oluşturan iz sürücü kipler temel kipler olup, ihtiyaçlara / uygulamaya (sabit YÖM tipi uygulamalar gibi) göre ilgili temel kipi alt-kipleri olarak çoğaltılabilmesi de mümkündür. Bununla beraber, tez çalışmasında EO uydularına yönelik analizler yapılmış olsa da geliştirilen iz sürücü kipleri SAR tipi uydularda da kullanılabilir / uygulanabilir durumdadır.

Sonuç olarak, uydu için optimum yönlendirme açıları, maksimum görüntü uzunluğu, yer örnekleme mesafesi ve istenilen bölgenin en az konumsal tolerans dahilinde gözlemlenmesi gibi geometrik özelliklerin yanı sıra, uydudan alınan görüntünün kalitesi açısından da değerlendirmeler yapılmış, hem geometrik açıdan hem de kalite açısından talebi karşılayacak görüntünün alınabilmesi gözetilerek hesaplanmıştır. Arazi topografyasının, yer yuvarına ilişkin dinamik parametrelerin (J2 katsayısı gibi), uydu yörüngesindeki hataların yanı sıra, istenilen görüntünün alınabilmesi için uydulara verilmesi gereken telekomutların donanımsal olarak gerçekleştirilebilmesi de ileri derecede analizler ve gerçekçi benzetim verileri üzerinden ortaya konmuştur.

## KAYNAKLAR

- [1] **Jacobsen, K.** (2005): High Resolution Imaging Satellite Systems – an Overview, PFG 6/2005, pp. 487-496 *University of Hannover, Germany*.
- [2] **URL-1** <<http://www.ifp.uni-stuttgart.de/phowo/presentations/150Eckhardt.pdf>>, erişim tarihi 06.06.2016.
- [3] **URL-2** <[http://en.wikipedia.org/wiki/KH-11\\_Kennan](http://en.wikipedia.org/wiki/KH-11_Kennan)>, erişim tarihi 06.06.2016.
- [4] **URL-3** <<http://www.elecnor-deimos.com/en/>>, erişim tarihi 06.06.2016.
- [5] **URL-4** <[http://space.skyrocket.de/doc\\_sdat/gokturk-1.htm](http://space.skyrocket.de/doc_sdat/gokturk-1.htm)>, erişim tarihi 06.06.2016.
- [6] **Aslan, R.** (2014). Small Satellite Projects within Turkish UNISEC (UTEB) and International Cooperation, *United Nations / Mexico Symposium on Basic Space Technology "Making Space Technology Accessible and Affordable"* CICESE, Ensenada, Baja California.
- [7] **URL-5** <[http://www.nec.com/en/global/solutions/space/earth\\_observatoin/index.html](http://www.nec.com/en/global/solutions/space/earth_observatoin/index.html)>, erişim tarihi 06.06.2016.
- [8] **Larson, W. J. & Wertz, J. R.** (2005). *Space Mission Analysis and Design*, Third Edition, Space Technology Library, Kluwer Academic Publishers.
- [9] **Hartley, R.I. & Gupta, R.** (2002). Linear Pushbroom Cameras, Pattern Analysis and Machine Intelligence, *IEEE Transactions on (Volume:19 , Issue: 9)*. doi: 10.1109/34.615446.
- [10] **Jacobsen, K** (2011). Characteristics of Very High Resolution Optical Satellites for Topographic Mapping, *International Archives of the Photogrammetry, Remote Sensing and Spatial Information Sciences*. Volume XXXVIII-4/W19.
- [11] **Baltsavias, E., Zhang, L., Holland, D., Srivastava, P. K. & Srinivasan, T. P.** (2006). Extraction of Geospatial Information from High Resolution Optical Satellite Sensors, *ISPRS Technical Commission IV Symposium 'Geospatial Databases for Sustainable Development'*, Goa, India, 27-30 September 2006.
- [12] **Kane, T., Likins, P. & Levinson, D.** (1983). *Spacecraft Dynamics*, McGraw-Hill, Inc., United States of America.
- [13] **Xu, G.** (2008). *Orbits*, Springer, ISBN: 3540785221, 9783540785224.
- [14] **Seidelmann, P. K.** (1982). *IAU Theory of Nutation: The Final Report of The IAU Working Group on Nutation*, U.S. Naval Observatory, Nautical Almanac Office, Washington, D.C. 20390, U.S.A.
- [15] **Petit, G. & Luzum, B.** (2010). *IERS Technical Note No. 36*, International Earth Rotation and Reference Systems Service (IERS), IERS Conventions.
- [16] **Wallace, P. T. & Capitaine, N.** (2006). *Precession-nutation procedures consistent with IAU 2006 resolutions*, A&A 459, 981–985. DOI: 10.1051/0004-6361:20065897

- [17] **Aksoy, A. & Güneş, İ. H.** (1990). *Jeodezi 1*, İstanbul Teknik Üniversitesi Matbaası, Sayı 1421, Gümüşsuyu.
- [18] **URL-6** <[http://en.wikipedia.org/wiki/Geodetic\\_system#Local\\_east.2C\\_north.2C\\_up\\_.28ENU.29\\_coordinates](http://en.wikipedia.org/wiki/Geodetic_system#Local_east.2C_north.2C_up_.28ENU.29_coordinates)>, erişim tarihi 06.06.2016
- [19] **URL-7** <[http://en.wikipedia.org/wiki/Earth\\_radius](http://en.wikipedia.org/wiki/Earth_radius)>, erişim tarihi 06.06.2016.
- [20] **Boain, R. J.** (2004). A-B-Cs of Sun-Synchronous Orbit Mission Design, *14<sup>th</sup> AAS/AIAA Space Flight Mechanics Conference*, Maui, Hawaii.
- [21] **Gerard, M. & Bousquet, M.** (2002). *Satellite Communication Systems*, Wiley.
- [22] **URL-8** <[http://en.wikipedia.org/wiki/Equation\\_of\\_time](http://en.wikipedia.org/wiki/Equation_of_time)>, erişim tarihi 06.06.2016.
- [23] **Mortari, D., Wilkins, M. P. & Bruccoleri, C.** (2004). On Sun-Synchronous Orbits and Associated Constellations, *6-th DCSSS Conference*, July 18-22, 2004, Riomaggiore, Italy.
- [24] **Wagner, C.** (1990). *A Prograde GEOSAT Exact Repeat Mission?*, NOAA Technical Memorandum NOS NGS – 54, Rockville, MD.
- [25] **URL-9** <<http://smallsats.org/2013/04/11/sun-synchronous-circular-orbit/>>, erişim tarihi 06.06.2016.
- [26] **Chobotov, V. A.** (2002). *Orbital Mechanics*, Third Edition, AIAA Education Series, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., 1801 Alexander Bell Drive, Reston, Virginia 20191-4344.
- [27] **Wertz, J. R.** (2001). *Mission Geometry; Orbit and Constellation Design and Management*, Space Technology Library, Kluwer Academic Publishers.
- [28] **Lara, M., San-Juan, J. F. & Lopez-Ochoa, L. M.** (2013) Precise analytical computation of frozen-eccentricity, low Earth orbits in a tesseral potential, *Mathematical Problems in Engineering*, Volume 2013, Article ID 191384.
- [29] **URL-10** <<http://uzay.tubitak.gov.tr/sites/images/trgk2.pdf>>, erişim tarihi 06.06.2016
- [30] **Ebrahimi, A., Mirshams, M. & Moosavian, S. A. A.** (n.d.). *Orbit Analysis Of A Remote Sensing Satellite For Local Observation Of The Earth Surface*, erişim tarihi 06.06.2016, alındığı yer <[http://www.dlr.de/PortalData/49/Resources/dokumente/archiv5/1\\_003\\_Ibrahimi.pdf](http://www.dlr.de/PortalData/49/Resources/dokumente/archiv5/1_003_Ibrahimi.pdf)>
- [31] **Smith, L. C.** (1997). Satellite Remote Sensing Of River Inundation Area, Stage, And Discharge: A Review, *Hydrological Processes*, Vol. 11, pp.1427-1439
- [32] **Qiao, L., Rizos, C. & Dempster, A. G.** (n.d.). *Satellites Orbit Design for the Australian Garuda Project*, erişim tarihi 06.06.2016, alındığı yer [http://www.gmat.unsw.edu.au/snap/publications/qiao\\_et al 2012c.pdf](http://www.gmat.unsw.edu.au/snap/publications/qiao_et al 2012c.pdf).
- [33] **Woodburn, J.** (2005). Methods Of Orbit Propagation, *AGI User's Conference*, Washington, D.C.
- [34] **URL-11** <[http://help.agi.com/resources/help/online/stk/10.1/index.html?page=s\\_ource%2Fhpop%2Fhpop.htm](http://help.agi.com/resources/help/online/stk/10.1/index.html?page=s_ource%2Fhpop%2Fhpop.htm)>, erişim tarihi 06.06.2016.
- [35] **URL-12** <[http://en.wikipedia.org/wiki/Digital\\_elevation\\_model](http://en.wikipedia.org/wiki/Digital_elevation_model)>, erişim tarihi 06.06.2016.



- [36] **MIL-PRF-89020B** (2000). *Performance Specification Digital Terrain Elevation Data (DTED)*. MIL-PRF-89020B.
- [37] **URL-13** <<http://seadas.gsfc.nasa.gov/help/visat/GETASSE30ElevationModel.html>>, erişim tarihi 06.06.2016.
- [38] **URL-14** <<https://earth.esa.int/web/guest/missions/esa-operational-eo-missions/envisat>>, erişim tarihi 06.06.2016.
- [39] **URL-15** <<http://www.brockmann-consult.de/cms/web/beam>>, erişim tarihi 06.06.2016.
- [40] **URL-16** <<http://www.hdfgroup.org/HDF5/>>, erişim tarihi 06.06.2016
- [41] **URL-17** <<http://www.brockmann-consult.de/beam/doc/help/general/PConvertUsage.html>>, erişim tarihi 06.06.2016.
- [42] **URL-18** <<https://earth.esa.int/services/amorgos/download/getasse/>>, erişim tarihi 06.06.2016.
- [43] **URL-19** <[https://github.com/nvkelso/natural-earth-quick-start/tree/master/50m\\_raster/NE1\\_50M\\_SR\\_W](https://github.com/nvkelso/natural-earth-quick-start/tree/master/50m_raster/NE1_50M_SR_W)>, erişim tarihi 06.06.2016.
- [44] **URL-20** <<http://nssdc.gsfc.nasa.gov/planetary/factsheet/earthfact.html>>, alındığı tarih 06.06.2016
- [45] **International Civil Aviation Organization (ICAO)** (2002). *World Geodetic System – 1984 (WGS-84) Manual*, Doc 9674 AN/946.
- [46] **Vallado, D. A. & McClain, W. D.** (2001). *Fundamentals of Astrodynamics and Applications*, Second Edition, Space Technology Library, Dordrecht [u.a.] Kluwer Academic Publishers.
- [47] **Gloerfelt, X.** (2013). *Programing and Numerical Methods* [Power Point Sunumu] Laboratoire DynFluid, Arts et Mtiars ParisTech, CER Paris, Master 1 International, erişim tarihi 06.06.2016, alındığı yer <<https://www.coursehero.com/file/11251404/coursinforum/>>.
- [48] **Cai, J. Y., Chen, X. & Lu, P.** (2013). Graph Homomorphisms with Complex Values: A Dichotomy Theorem, *Society for Industrial and Applied Mathematics*, Vol.42, No.3, pp.924-1029.
- [49] **Zapata, J. L. G. & Martin, J. C. D.** (2012). A Geometric Algorithm For Winding Number Computation With Complexity Analysis, *Journal of Complexity*, Elsevier Inc., No.28, pp.320-345.
- [50] **Vincenty, T.** (1975). Direct and Inverse Solutions Of Geodesics On The Ellipsoid With Application, *Survey Review* XXIII. 176.
- [51] **Kop, J.** (2008). *Tests of New Solutions to the Direct and Indirect Geodetic Problems on the Ellipsoid*, Master's of Science Thesis in Geodesy No. 3107, TRITA-GIT EX 08-010, School of Architecture and the Built Environment, Royal Institute of Technology (KTH), 100 44 Stockholm, Sweden.
- [52] **URL-21** <[http://tr.wikipedia.org/wiki/Kerte\\_hatt%C4%B1](http://tr.wikipedia.org/wiki/Kerte_hatt%C4%B1)>, erişim tarihi 06.06.2016.
- [53] **Deakin, R. E.** (2010). The Loxodrome on an Ellipsoid, *School of Mathematical & Geospatial Sciences*, GPO Box 2476V, Melbourne VIC 3001, Australia.
- [54] **URL-22** <<http://www.mathworks.com/help/matlab/ref/polyfit.html>>, erişim tarihi 06.06.2016.

- [55] **Jungnell, V.** (2012). *Guidance Method for Earth Observation Satellites*, KTH, School of Engineering Sciences (SCI), Mechanic, URN: urn:nbn:se:kth:diva-102172.
- [56] **Caubet, A. & Biggs, J. D.** (n.d.). Optimal Attitude Motion Planner for Large Slew Maneuvers, *AIAA Guidance, Navigation, and Control (GNC) Conference*. doi:10.2514/6.2013-4719
- [57] **Topal, E., Ataalp, K., Akbulut, B., Oktay, G., Özkan, A., Özmen, A. & Solakoğlu, E.** (2012). Gözlem Uydularının Hedef Konumlandırma Hassasiyetinde Yeryüzü şekillerinin Etkisi, *IV. Ulusal Havacılık ve Uzay Konferansı*, 12-14 Eylül 2012, Hava Harp Okulu, İstanbul.
- [58] **Abdollahi, A., Dastranj, M. R. & Riahi, A. R.** (2014). Satellite Attitude Tracking for Earth Pushbroom Imaginary with Forward Motion Compensation, *International Journal of Control and Automation*. Vol.7, No.1, pp.437-446.
- [59] **Risquez, D., Van Leeuwen, F. & Brown, A. G. A** (2012). Dynamical attitude model for Gaia, *Experimental Astronomy*, Volume 34, Issue 3, pp 669-703.
- [60] **Hanselman, D. C.** (1997). *Brushless Permanent-Magnet Motor Design*, University of Maine Orono, McGraw-Hill, Inc.
- [61] **Gieras, J. F. & Wing, M.** (2002). *Permanent Magnet Motor Technology*, Second Edition, ISBN: 0-8247-0739-7, Marcel Dekker, Inc. Newyork.
- [62] **URL-23** <<http://www.princeton.edu/~stengel/MAE342Lecture12.pdf>>, erişim tarihi 06.06.2016.
- [63] **Staff of Princeton Satellite Systems, Inc.** (2000). *Attitude and orbit control using the Spacecraft Control Toolbox v4.0*, Princeton Satellite Systems, Inc.
- [64] **URL-24** <[http://ocw.mit.edu/courses/aeronautics-and-astronautics/16-851-satellite-engineering-fall-2003/lecture-notes/l9\\_acs.pdf](http://ocw.mit.edu/courses/aeronautics-and-astronautics/16-851-satellite-engineering-fall-2003/lecture-notes/l9_acs.pdf)>, erişim tarihi 06.06.2016.
- [65] **Marcelo, U., Algrain, C. & Woehrer, M. K.** (1996). Determination of attitude jitter in small satellites, *Proc. SPIE 2739, Acquisition, Tracking, and Pointing X*, 215, doi:10.1117/12.241918.
- [66] **Ran, Q., Chi, Y. & Wang, Z.** (2008). Property and Removal of Jitter in Beijing-1 Small Satellite Panchromatic Images, *The International Archives of the Photogrammetry, Remote Sensing and Spatial Information Sciences*. Vol. XXXVII. Part B1. Beijing.
- [67] **Xu, P., Hao, Q., Huang, C. & Wang, Y.** (2002). Degradation of image quality caused by vibration in push-broom camera, *Proc. SPIE 4927. Optical Design and Testing*, 813 doi:10.1117/12.471715.
- [68] **Zhi-le, W., Bo, L., Yuan, Z., Hau-su, X. & Cheng-hau, Z** (2012). Satellite Vibration on Image Quality Degradation of Remote Sensing Camera, *Research on Precision Instrument and Machinery (RPIM)* Volume 1 Issue 1.
- [69] **Sandau, R.** (2009). System considerations and potential for topographic mapping with small satellites, *The International Archives of the Photogrammetry, Remote Sensing and Spatial Information Sciences*. Volume XXXVIII-1-4-7/W5.

- [70] **Tchernykh, V., Dyblenko, S., Janscheck, K., Göhler, W. & Harnisch, B.**, (2002). SmartScan - Hardware Test Results for Smart Optoelectronic Image correction for Pushbroom Cameras, *Earth Observing Systems VII*, Proceedings of SPIE Vol. 4814, SPIE · 0277-786X/02/\$15.00.
- [71] **URL-25** <[http://www.csaengineering.com/literature/Space\\_Defense/Vibration\\_Control/moogcsa\\_onorbit.pdf](http://www.csaengineering.com/literature/Space_Defense/Vibration_Control/moogcsa_onorbit.pdf)>, erişim tarihi 06.06.2016.
- [72] **Iwasaki, A.** (2011). Detection and Estimation Satellite Attitude Jitter Using Remote Sensing Imagery, *Advances in Spacecraft Technologies, Dr Jason Hall (Ed.)*, ISBN: 978-953-307-551-8, InTech.
- [73] **Davailus, G. P.** (2005). The Application Of Quaternion Algebra To Gyroscopic Motion, *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit*. doi:10.2514/6.2005-5945
- [74] **URL-26** <<http://www.mathworks.com/help/matlab/ref/pinv.html>>, erişim tarihi 06.06.2016.
- [75] **Markley, F. L., Reynolds, R. G., Liu, F. X. & Lebsack, K. L.** (2010). Maximum Torque and Momentum Envelopes for Reaction-Wheel Arrays, *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, Vol.33, No.5, pp.1606-1614.
- [76] **Inumoh, L. O., Horri, N. & Pechev, A.** (2012). Tilted Wheel For Three-axis Attitude Control Of A Rigid Satellite, *Advances in the Astronautical Sciences*, Vol.145, AAS 12-320, IAA-AAS-DyCoSS1-04-01.
- [77] **Yoon, H.** (2004). *Spacecraft Attitude and Power Control Using Variable Speed Control Moment Gyros*, In Partial Fulfillment of the Requirements for the Degree Doctor of Philosophy in the School of Aerospace Engineering, Georgia Institute of Technology.
- [78] **Holst, G.C.** (1998). *CCD Arrays Cameras and Displays. 2<sup>nd</sup> Ed.*, Washington USA.
- [79] **Joseph, G.** (2015). *Building Earth Observation Cameras*, CRC Press, Taylor and Francis Group, Boca Raton, Florida, USA.
- [80] **URL-27** <[http://marte.dpi.inpe.br/col/dpi.inpe.br/marte@80/2007/08.22.23.06/doc/21\\_10h05-FaustoCalabria.pdf](http://marte.dpi.inpe.br/col/dpi.inpe.br/marte@80/2007/08.22.23.06/doc/21_10h05-FaustoCalabria.pdf)>, (GeoEye Corporate Over View, Presented to XIII Simposio Brasileiro de Sensoriamento Remoto April 24th, 2007), erişim tarihi 06.06.2016.
- [81] **URL-28** <[http://en.wikipedia.org/wiki/Error\\_function](http://en.wikipedia.org/wiki/Error_function)>, erişim tarihi 06.06.2016.
- [82] **Gill, E., Montenbruck, O., Kayal, H. & Briess, K.** (2000). Combined Space-Ground Autonomy For The Bird Small Satellite Mission, *IAA-B3-0505P, 3<sup>rd</sup> IAA Symposium on Small Satellites for Earth Observation*.
- [83] **Vergez, P., Sauter, L. & Dahlke, S.** (2004). An Improved Kalman Filter for Satellite Orbit Predictions, *The Journal of the Astronautical Sciences*, Vol. 52, No. 3, pp. 000–000.
- [84] **Hajiyev, C. & Ata, M.** (2011). Error Analysis of Orbit Determination for the Geostationary Satellite with Single Station Antenna Tracking Data, *Positioning*, 2011, 2, 135-144 doi:10.4236/pos.2011.24013 Published Online November 2011 (<http://www.SciRP.org/journal/pos>).
- [85] **Capderou, M.** (2005). *Satellites Orbits and Missions*, Springer, Verlag France. ISBN: 2-287-21317-1.

- [86] **Paluszek, M., Thomas, S., Mueller, J., Bhatta, P. & Griesemer, P.** (2009). *Spacecraft Attitude and Orbit Control*, Second Edition, Princeton Satellite Systems, Inc.



## **EKLER**

**EK A : Periyodik Yörünge Düzeltme Manevrası İhtiyaçları**



## EK A

İz sürücü algoritma, yörünge ilerleticisini kullanmaktadır. Yörünge ilerleticisi, belirli bir zaman adımı için belirlenen yörünge parametrelerini kullanarak, ileri bir tarih için uydunun konumunu hesaplayan bir fonksiyondur. Literatürde çok çeşitli yörünge ilerleticileri mevcuttur (bkz. Bölüm 2.4.5).

Bir yörünge ilerleticisinden beklenebilecek en önemli kriter, yeteri kadar doğru çözüm sunmasıdır. Uygulamaya bağlı olarak, yörünge ilerleticinin hızlı çalışabilmesi de bir diğer önemli kriterdir. Örneğin bir yer gözlem uydusu için yer istasyonunda gerçekleştirilen görev planlama fazında dolaylı olarak yavaş bir yörünge ilerletici kullanıldığında, belirli bir süre içinde planlanabilecek görüntüleme aktivitesi sayısı azalacaktır. Hız ve doğruluk genelde birbiri ile zıtlaşan iki kriterdir. Doğruluğu arttırmaya yönelik eklenen her bozuntu modeli ile birlikte yörünge ilerleticinin hız performansı düşecektir. Dolayısıyla yörünge ilerleticide kullanılacak matematiksel modellerin (bozuntu modellerinin) sayısının ve tipinin (örneğin hangi yerçekimi potansiyeli harmoniklerinin hesaba katılacağı) seçimi getiri götürü analizlerini gerektirebilir.

Bununla beraber, ne kadar doğru bir yörünge ilerleticisi kullanılırsa kullanılsın, yörünge ilerleticinin doğruluğu zamanla azalacaktır. Bu sebeple, yörünge ilerleticinin kullandığı yörünge parametreleri (başlangıç şartları) belirli aralıklar ile güncellenmelidir. Güncellenme sıklığı, yörünge ilerleticinin doğruluğuna ve görüntü koordinatlarında tolere edilebilir sapma miktarı gibi sistem seviyesi görüntüleme gereksinimlerine bağlıdır. Bununla beraber, yörünge düzeltme manevraları ardından da uydunun yörünge parametreleri güncellenmelidir.

Uydunun, yörünge ilerleticisinin hesapladığı konumdan sapması durumunda algılanan görüntünün hedeften ne kadar sapacağına ilişkin analiz sonuçları Bölüm 5.2.3'de kartezyen koordinatlarda aktarılmıştır.

İz sürücü algoritma bakımından önemli olan, yörünge belirleme doğruluğudur (yörünge ilerleticinin çıktısı). Dolayısıyla yörünge ne olursa olsun, iz sürücü algoritma aynı şekilde çalışacaktır (yörünge ilerleticinin başlangıç değerlerinin yeni yörüngeye göre güncellendiği varsayılırsa).

Uydunun görev ömrü boyunca gerçekleştirilen yörünge manevralarının amacı ise uydunun yörüngesini, referans yörüngesinde tutmaktır. Görev ömrü haricinde, uydunun fırlatma sonrası yörüngeye yerleştirmede ve görev ömrü sonrası atmosfere geri dönüşünde de yörünge manevraları gerçekleştirilir.

Uydunun görev ömrü süresince yörünge düzeltme manevraları yapılmadığı takdirde görev performansında düşüş gerçekleşebilir. Aşağıda, maddeler halinde yörünge parametrelerindeki değişimin yörünge bozuntuları sebebiyle görev performansı üzerindeki etkisi (temel / kritik etkiler baz alınmıştır) ve ilgili parametrelerin yörünge düzeltme manevra ihtiyaçlarının tanımlanmasında göz önünde bulundurulması gereken hususlar ana hatlarıyla tanımlanmaktadır. Her bir yörünge parametresindeki değişimin tek başına (diğer parametrelerden bağımsız) ve ilgili parametrenin ortalamasının değiştiği varsayılmaktadır. Yörünge düzeltme (veya bakım) manevralarına ilişkin ayrıntılı bilgiye literatürden ulaşılabilir.

### Yarı-Asal Eksen Boyu

- **Uydunun Görev Ömrünü Etkiler:** Yarı-asal eksen boyu küçüldükçe uydu atmosferin daha yoğun tabakasına girer ve sürtünme artar. Sürtünme arttıkça irtifa daha da azalır. Sürtünme sebebiyle irtifa kaybı, uydunun kütlesine (m), kesit alanına (A) ve bulunduğu atmosfer katmanındaki sürtünme katsayısına (CD) bağlıdır. Sürtünme kuvveti Güneş aktivitelerine bağlı olarak da

değişmektedir (bkz. [8], s208). Örneğin, Güneş aktivitelerinin maksimum olduğu durumda balistik katsayısı  $50 \text{ kg/m}^2 \{m/(CD.A)\}$  olan, 700 km irtifada bulunan bir uydunun irtifasındaki kayıp senede 4.9 km kadardır. Balistik katsayısı  $200 \text{ kg/m}^2$  olduğunda ise irtifa kaybı senede 1 km kadar olmaktadır (bkz. [8], s977).

- **Görev Yükü Performansını Etkiler:** Görev yükü parametreleri uydunun irtifasına göre belirlenir (bkz. Bölüm 2.5). Farklı bir irtifada görev yükü ekipmanı aynı performansı gösteremeyecektir. Push-broom ekipman için etkilenen bileşenler yer örnekleme mesafesi (YÖM) ve iz genişliğidir. Ancak, YÖM değerinde değişim çok küçük kalmaktadır. Bölüm 5.2.3'de belirtildiği gibi 50 cm YÖM değerine sahip bir ekipman için 1 cm'lik hata oluşması için irtifa değişiminin (ya da aynı etkiye sahip irtifa belirsizliğinin) 14 km olması gerekmektedir.
- **Yörünge Performansını Etkiler:**
  - GEZ yörünge koşulu: GEZ yörüngede bulunan bir uydunun irtifasındaki değişim, GEZ yörüngeden sapma anlamına gelmektedir. Bu durumda uydunun yükseliş düğümü saat açısı (LTAN) değeri değişken olacaktır. LTAN değerinin değişken olması, algılanacak görüntünün kalitesi ve değişen Güneş açısına bağlı olarak uydunun güç üretim ve ısı atım performansı üzerinde olumsuz etkileri olacaktır. Operasyonel anlamda da aynı koordinatların aynı ışık koşulları altında algılanabilme avantajı da ortadan kalkmış olacaktır.
  - Yer izi tam tekrar periyodu ve kapsama performansı: Yer gözlem uydularının yörüngeleri için kapsama performansı önemli bir göstergedir. Kapsama performansına ilişkin göstergeler ise tekrar ziyaret zamanı, görüntü dönüş zamanı ve kapsama oranı gibi parametrelerdir (ayrıntılı bilgi için bkz. [8], Bölüm 7.2.3). İrtifa değişimi GEZ yörünge için özellikle tam tekrar periyodunun bir gün olduğu durumda küresel kapsama hiç gerçekleşmeyebilir.
  - Durağan yörünge: Durağan yörünge için eksantrisite, seçilen yarı-asal eksen boyuna göre belirlenir. İrtifa değişimi ile durağan yörüngeye ilişkin eksantrisite değeri de doğrudan değişir (bkz. Bölüm 2.4.2 denklem (2.18)). Ancak, eksantrisiteden bağımsız olarak yarı-asal eksen boyundaki değişim durağan yörüngeden sapma anlamına gelir ki bu durumda uydu üzerine etkiyen bozuntuların etkisi artar.
- **Yörünge Düzeltme Manevrası İhtiyacı:** Uydunun yarı-asal eksen boyunun düzeltilmesinde, yörünge düzleminde (in-plane) manevralar yeterli olmaktadır (örneğin Hohmann manevrası). Genel kaide olarak yörünge düzleminde yörünge manevraları, yörünge düzlemi dışında manevralara göre daha az yakıt kullanılır. Uydunun görev ömrüne, görev yükü özelliklerine ve uydunun yörünge performansında tolere edilebilir bozulmalara göre yarı-asal eksen boyu yörünge düzeltme manevra ihtiyaçları tanımlanabilir. Bunu yaparken, toleransın geniş tutulmasının performansı düşüreceği, dar tutulmasının ise yakıt tüketiminin ve görüntü alamama penceresinin büyümesi anlamına geleceği unutulmamalıdır. Tipik olarak Hohman transferi (bkz. [86]'de Bölüm 12.3.1) ile yarı-asal eksen boyu minimum enerji ( $\Delta V$ ) kullanılarak düzeltilebilir.

### Eksantrisite

- **Görev Yükü Performansını Etkiler:** Eksantrisitedeki bağımsız değişim yörüngedeki irtifa profilini değiştirir. Yeröte noktasında YÖM değeri kötüleşirken yerberi noktasında YÖM değeri iyileşir. Bu da farklı enlem açılarında farklı performans göstereceği anlamına gelmektedir.
- **Yörünge Performansını Etkiler:** Yarı-asal eksen boyunun etkisi ile benzer olarak durağan yörünge koşulunu etkiler.

- **Yörünge Düzeltme Manevrası İhtiyacı:** Uydunun eksantrisitesinin düzeltilmesinde, yarı-asal eksen boyunun düzeltilmesinde olduğu gibi yörünge düzleminde manevralar yeterli olmaktadır.  $J_2$  etkisinin eksantrisite üzerinde sürekli değişime sebep olabilecek bir etkisi bulunmamaktadır. Ancak tüm yerçekimi harmonikleri, atmosferik sürtünme ve üçüncü cisim etkileri hesaba katıldığında, eksantrisite de zamanla değişecektir. Bununla beraber, dairesele yakın yörüngelerde eksantrisite değişiminin görev performansı üzerindeki etkisi, yarı-asal eksen boyuna oranla daha küçük kalmaktadır. Uydunun görev ömrü süresince eksantrisite değişimleri hesaplanarak görev performansı üzerine etkileri çıkarılabilir ve buna göre manevra stratejileri (ne kadar sürede ve hangi miktarda düzeltileceği) ortaya konulabilir.

### Eğim Açısı

- **Görev Yükü Performansını Etkiler:** Eğim açısındaki bozulma yüksek ve alçak enlem açılarında algılanacak görüntü üzerindeki ışık miktarını değiştirecektir (bkz. Bölüm 5.2.4.2'deki grafikler).
- **Yörünge Performansını Etkiler:**
  - GEZ yörünge koşulu: Yarı-asal eksen boyundaki değişim ile eş olarak, eğim açısındaki değişim GEZ yörünge koşulunu etkileyecektir.
  - Yer izi tam tekrar periyodu ve kapsama performansı: Yarı-asal eksen boyundaki değişim ile eş olarak, eğim açısındaki değişim kapsama performansını etkileyecektir. Bununla beraber, eğim açısındaki değişim büyüdükçe Dünya üzerinde fiziksel olarak görülebilir alan azalabilir. Örneğin,  $\pm 30^\circ$  yalpa açısı limiti ile 700 km irtifada ve  $98^\circ$  eğim açısında hemen hemen küresel kapsama olurken (ulaşılabilir enlem açısı  $89^\circ$ 'dir), aynı limitler için  $100^\circ$  eğim açısında yaklaşık olarak  $\pm 87^\circ$  enlem açısı aralığında kapsama sağlanabilir. Tam tekrarlı yörüngeler için tam tekrar periyodu da eğim açısındaki değişimden etkilenecektir.
  - Durağan yörünge: Durağan yörünge koşulu ( $J_3$ 'e kadar harmonikler ele alındığında) eğim açısının sinüsü ile değişmektedir (bkz. Bölüm 2.4.2'de denklem (2.18)). Dolayısıyla eğim açısı değişimi durağan yörüngeden sapma anlamına gelmektedir. Yarı-asal eksen boyundaki değişimin etkisine benzer olarak, eğim açısındaki değişim yakıt tüketimi artırma dezavantajına sahiptir.
- **Yörünge Düzeltme Manevrası İhtiyacı:** Eğim açısını düzeltmeye yönelik gerçekleştirilecek yörünge manevraları, yörünge düzlemi dışı manevralardır (yörünge düzlemi değiştirileceğinden genel olarak yakıt tüketim potansiyeli fazladır). Sadece eğim açısının düzeltileceği durumda yörünge manevrasını gerçekleştirmenin bir yolu, yükseliş veya alçalış düğümünde manevrayı gerçekleştirmektir. Bu tip manevraların yakıt tüketimi fazla olduğundan bazı durumlarda eğim açısını değiştirmeden önce irtifayı artırma seçeneği kullanılabilir (yüksek irtifada eğim açısını değiştirmek daha az maliyetlidir). Uydunun görev ömrü boyunca eğim açısındaki bozulmalar analiz edilerek görev performansına etkileri çıkarılmalı ve buna göre manevra stratejileri belirlenmelidir.

### Yerberi Argümanı

- **Görev Yükü Performansını Etkiler:** Bölüm 2.4.2'de durağan yörünge koşulunun sağlanabilmesi için yerberi argümanının ortalama değerinin  $90^\circ$  olması gerektiği belirtilmişti. Yerberi argümanının ortalama değerindeki değişim, durağan yörünge kavramının getirdiği avantajı azaltacak ve dolayısıyla yakıt tüketiminin artmasına neden olabilecektir. Bununla beraber, yerberi argümanının değişimi yörünge düzleminin yüzey normali etrafında oryantasyonunu değiştireceği için, özellikle eliptik yörüngelerde enlem açısına



bağlı irtifa değerini değiştirecektir. Bu da görev yükü performansını etkileyecektir (eksantrisitenin ve irtifa değişiminin etkisi gibi).

- **Yörünge Düzeltme Manevrası İhtiyacı:** Yerberi argümanı düzlem için yörünge manevraları ile değiştirilebilir bir parametredir. Uydunun görev ömrü boyunca yerberi argümanındaki bozulmalar (dairesele yakın yörüngelerde ortalamasına bakılmalı) analiz edilerek görev performansına etkileri çıkarılmalı ve buna göre manevra stratejileri belirlenmelidir. Unutulmamalıdır ki dairesel yörünge teorik bir yörünge olup (uydu eksantrisitesi hiçbir zaman tam olarak sıfır olmaz), bu yörüngelerde yerberi argümanı herhangi bir değer alabilir. Dairesele çok yakın ( $0.001^\circ$  gibi) yörüngelerde ise kısa periyotlu bozuntular sebebiyle yerberi argümanının anlık değeri çok değişken olabilir. Bu sebeple yörünge manevralarına ilişkin bütçe oluşturulurken yerberi argümanının ortalama değerinin uzun vadede hesaplanarak, bu değer değişimine bakılması gerekmektedir.

**LTAN (veya RAAN):** LTAN değerindeki sabit bir ofset (hata) yer izi tam tekrar periyodu ve kapsama performansı üzerinde etkisi bulunmamaktadır (uydu yer izine ilişkin Dünya üzerindeki örgünün şekli değişmez, yalnızca kaymış olur). Benzer şekilde durağan yörünge koşulu üzerinde de etkisi bulunmamaktadır. LTAN değerinin optimize edilen değerden farklı olması, algılanacak görüntünün kalitesi ve değişen Güneş açısına bağlı olarak uydunun güç üretim performansı üzerinde olumsuz etkileri olacaktır.

- **Yörünge Düzeltme Manevrası İhtiyacı:** LTAN saat açısını düzeltmeye yönelik gerçekleştirilecek yörünge manevraları, yörünge düzlemi dışı manevralardır ve maliyetlidir. Görüntüleme ekipmanının düşük aydınlanma koşulu altında görüntü alabilme kabiliyetine, uydunun güç tüketim ve ısı atma gereksinimlerine bağlı olarak LTAN değerindeki tolerans (örneği 10 dakika) ve manevra stratejisi belirlenmelidir. Strateji belirlenirken dikkat edilmesi gereken bir husus ta, yörünge parametresindeki bozuntunun karakteristiğidir. Örneğin LTAN değerindeki sapma her zaman aynı yönde gerçekleşiyorsa, yörünge manevrasını aksi istikamette gereğinden fazla yapmak daha ekonomik olabilir. Örneğin saat açısı 10:30 ve hata toleransı 5 dakika olan bir yörünge için saat açısı, bir sene sonunda 10:25'a gelmiş olsun. Eğer bu bozulma her zaman azalan yönde gerçekleşiyorsa, yörünge manevrası ile saat açısını 10:30'a geri getirmek yerine 10:35'e getirilmesi manevra sıklığı ile beraber yakıt tüketimini de azaltabilir.

**Gerçek Anomali:** Gerçek anomali açısı, uydunun yörünge düzlemindeki konumu olup, değeri fırlatma tarihi ile yakından ilgilidir. Yer gözlem uydusunun bir takım uyduya dahil olmadığı sürece görev yükü performansı ve yörünge performansı üzerinde herhangi bir etkisi bulunmamaktadır. Takım uyduya üye ise, diğer uydular ile arasında bulunan faz farkı (eş yörünge düzleminde veya ayrı düzlemlerde) sebebiyle değişimi sistem performansı bakımından ön plana çıkmaktadır.

**Yörünge Düzeltme Manevrası İhtiyacı:** Yer gözlem uydusu bir takım uydu sistemine dahil değilse, yörünge düzeltme manevrasına ihtiyacı genel anlamda bulunmamaktadır. Eğer gerçek anomali değerinin düzeltilmesi gerekiyorsa, yarı-asal eksen boyu düzeltme manevraları ile aynı metot (Hohmann transferi) uygulanabilir. Örneğin hedef anomali değeri mevcut değerden ileride ise, irtifa değeri düşürülerek uydunun hedef yörüngeye göre daha hızlı gitmesi sağlanabilir. Belirli bir süre beklenildikten sonra istenen gerçek anomali değerine yaklaşıldığında (uygun şekilde) irtifa tekrar yükseltilerek istenen gerçek anomali değerine doğru irtifada ulaşılabilir. Eğer hedef anomali değeri mevcut değerden arkasındaysa, irtifa yükseltilerek uydunun hızı düşürülür. Yine belirli bir süre beklenildikten sonra istenen gerçek anomali değerine yaklaşıldığında (uygun şekilde) irtifa tekrar düşürülerek istenen gerçek anomali değerine doğru irtifada ulaşılabilir.



## ÖZGEÇMİŞ



**Ad-Soyad** : Erhan TOPAL  
**Doğum Tarihi ve Yeri** : 10.08.1978 İstanbul  
**E-posta** : erhantopal@gmail.com

### ÖĞRENİM DURUMU :

- **Lisans** : 2003, İstanbul Teknik Üniversitesi, Uçak ve Uzay Bilimleri Fakültesi, Uzay Mühendisliği Bölümü
- **Yüksek Lisans** : 2005, İstanbul Teknik Üniversitesi, Uçak ve Uzay Mühendisliği Anabilim Dalı, Disiplinler Arası Program

### MESLEKİ DENEYİM :

- 2004 – 2006 yılları arasında İstanbul Teknik Üniversitesi Uçak Mühendisliği Bölümü'nde araştırma görevlisi olarak çalıştı.
- 2006 yılında Türk Havacılık ve Uzay Sanayii A.Ş.'de uzay projelerinde çalışmaya başladı. Halen Türk Havacılık ve Uzay Sanayii A.Ş.'de Uzay Sistemleri Grup Başkanlığı bünyesinde yönelim ve yörünge belirleme & kontrol sistemleri ve görev analizi konularında çalışmaya devam etmektedir.

### YAYINLARI VE BİLDİRİLERİ :

- [1] **Topal, E.**, Ataalp, K., Akbulut, B., Oktay, G., Özkan, A., Özmen, A. & Solakoğlu, E. (2012). Gözlem Uydularının Hedef Konumlandırma Hassasiyetinde Yeryüzü şekillerinin Etkisi, *IV. Ulusal Havacılık ve Uzay Konferansı*, 12-14 Eylül 2012, Hava Harp Okulu, İstanbul.
- [2] **Topal, E.** & Daybelge, U., (2005). Dynamics of a Triangular Tethered Satellite System on a Low Earth Orbit, *RAST 2005*, İstanbul, Turkey.
- [3] **Topal, E.** (2004). Matlab ile Uydu Yörünge Manevralarının Optimizasyonu, *Matlab Kullanıcılar Konferansı*, İstanbul.

### DOKTORA TEZİNDEN TÜRETİLEN YAYINLAR, SUNUMLAR VE PATENTLER :

- [1] **Topal, E.**, Akyılmaz, O. & Aslan, R., (2016). Spaceborne Push-Broom Image Guidance, Attitude Realization Errors, a System Engineering Approach, *Arabian Journal for Science and Engineering*. doi:10.1007/s13369-016-2141-3.

