

170945

KARADENİZ TEKNİK ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

ELEKTRİK-ELEKTRONİK MÜHENDİSLİĞİ ANABİLİM DALI

YERE GÖRE DURAĞAN UYDULARDA YÖRÜNGE EĞİKLİK AÇISI
VE
İLETİŞİM SİSTEMİNE ETKİSİ

Elektrik-Elektronik Mühendisi Ümit Cezmi YILMAZ

Karadeniz Teknik Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsünde
“Elektronik Yüksek Mühendisi”
Unvanı Verilmesi İçin Kabul Edilen Tezdir.

Tezin Enstitüye Verildiği Tarih :31.05.2005
Tezin Savunma Tarihi :24.06.2005

Tez Danışmanı : Yrd. Doç. Dr. İ. Hakkı ÇAVDAR
Jüri Üyesi : Doç. Dr. Kemal ERDOĞDU
Jüri Üyesi : Yrd. Doç. Dr Coşkun AYDIN

İ. Hakkı Çavdar
K. Erdoğan
Coşkun Aydın

Enstitü Müdürü : Prof. Dr. Emin Zeki BAŞKENT

E. Zeki Başkent

Trabzon 2005

ÖNSÖZ

Uydu haberleşmesi düşüncesi 1945'te başlamış 1963 ten itibaren büyük gelişme göstermiştir. Bu tezde kuzey manevrası yapılmayarak kuzey/güney yönünde salınmasına izin verilen bir uydu için, yörünge eğim açısının değişimi ileriye dönük olarak hesaplanmıştır. Bu değişimin kapsama alanındaki sapmasına etkisini ne olacağı üzerinde durulmuştur. Değişimin haberleşmeye etkisini incelemek için örnek bir kapsama alanı oluşturulmuş ve etkiler, sayısal haberleşme için hesaplanmıştır. Sonuçlar, şekiller ve grafikler yardımıyla açıklanmıştır.

Yüksek lisans tezi danışmanlığımı üstlenerek, çalışmalarımın yürütülmesi sırasında yardım ve görüşlerini esirgemeyen değerli hocam Yrd. Doç. Dr. İ.Hakkı ÇAVDAR'a, tecrübe ve bilgileriyle yardımlarını esirgemeyen Türksat Uydu Kontrol Merkezinde görevli Uydu Sistemleri ve Yörünge Kontrol Mühendisleri, Cemal ŞAKACI, Ümit GÜLER, Mustafa D. KOÇAK'a ve Uydu Kontrol Müdürü M. Zeki KALKAN'a, görüşlerinden ve bilgilerinden faydalandığım Türksat Kontrol ve Gözlem Direktörü İbrahim ÖZ'e, Frekans Planlama Müdürü ve kayınvalidem Göksev K. KARLIKLI'ya, Frekans Koordinasyon Müdürü A.Murat ÇETİN ve desteklerini esirgemeyen pek kıymetli çalışanları, arkadaşlarım; Ergün TOPALOĞLU ve Nazgül BAĞBAŞI'ya, pek değerli arkadaşlarım Tolga KABATAŞ, N.Göksel ÜNLÜ ve Evren KALAYCI'ya ve tüm nöbet arkadaşlarıma çok teşekkür ederim.

Ayrıca hayatım boyunca hiçbir maddi ve manevi desteği benden esirgemeyen ve bunu hep hissettiğim anneme, babama ve kardeşlerime yürek dolusu teşekkür ederim.

Ümit Cezmi YILMAZ

Trabzon, 2005

İÇİNDEKİLER

	<u>Sayfa No</u>
ÖNSÖZ.....	II
İÇİNDEKİLER.....	III
ÖZET.....	VI
SUMMARY.....	VII
ŞEKİLLER DİZİNİ.....	VIII
TABLolar DİZİNİ.....	XI
SEMBOLLER DİZİNİ.....	XII
1. GENEL BİLGİLER.....	1
1.1. Giriş.....	1
1.2. Kronoloji.....	2
1.3. Türkiye’de Uydu Haberleşmesi.....	4
1.4. Uydu Yörüngeleri.....	5
1.4.1. Yörünge Tanımı ve Çeşitleri.....	5
1.4.1.1. Dairesel-Kutupsal Yörünge.....	5
1.4.1.2. Eliptik-Eğimli Yörünge.....	6
1.4.1.3. Dairesel-Ekvatorial Yörünge.....	7
1.5. Yere Göre Durağan Yörünge	8
1.5.1. Koordinat ve Zaman Sistemi.....	8
1.5.1.1. Koordinat Sistemi.....	8
1.5.1.2. Ekvatorial Dünya Merkezli ve Ekliptik Koordinatlar.....	9
1.5.1.3. Zaman Sistemleri.....	10
1.5.1.4. Evrensel Saat.....	10
1.5.1.5. Jülyen Tarih ve Uyarlanmış Jülyen Tarih.....	11
1.5.1.6. Gün.....	11
1.5.2. Kepler Yasaları.....	12
1.5.2.1. Eliptik Yörünge Yasası.....	12
1.5.2.2. Alanlar Yasası.....	13
1.5.2.3. Harmonik Yasa.....	13
1.5.3. Newton’un Çekim Yasası.....	14

1.5.3.1	Evrensel Çekim Kuvveti Yasası.....	14
1.5.3.2.	İki Kütle Problemi.....	14
1.5.4.	Uzaydaki Bir Yörünge Elemanları.....	19
1.6.	Transfer Yörünge.....	21
1.6.1.	Kaçış Hızı.....	21
1.6.2.	Hohmann Transferi.....	22
1.6.2.1.	Transfer Yörünge	22
1.6.2.	Hohmann Transferinin Gerçekleştirilmesi.....	23
1.6.2.1.	Yüksekliğin Değiştirilmesi.....	23
1.6.3.2.	Uydunun Yeröte ve Yerberi Noktalarındaki Hızları.....	23
1.6.3.3.	Düzlemin Değiştirilmesi.....	25
1.7.	Yere Göre Durağan Bir Uyduya Etkiyen Bozucu Kuvvetler.....	25
1.7.1.	Yerçekiminden Bağımsız Kuvvetler.....	26
1.7.2.	Üçüncü Kütle Çekim Etkisi.....	27
1.7.3.	Homojen Olmayan Kütle Dağılımından Kaynaklanan Bozulma.....	32
1.8.	Yörünge Eğiklik (Eğim) Vektörü.....	34
1.8.1.	Güneşten Kaynaklanan Etki.....	35
1.8.2.	Aydan Kaynaklanan Etki.....	37
1.9.	Uydunun Yörüngede Tutulması	38
1.9.1.	Yörünge Hesaplanması.....	43
1.9.1.1.	Yörünge Parametrelerinden Kartezyen Koordinatlara Dönüşüm.....	43
1.9.1.2.	Kartezyen Koordinatlardan Yörünge Parametrelerine Dönüşüm.....	44
1.9.2.	Nominal Kontrol Çevrimi.....	44
1.9.2.1	Kuzey/Güney Manevrası.....	45
1.9.2.2.	Doğu/Batı Manevrası.....	46
1.9.3.	Yörünge Belirlenmesi.....	48
1.10	Uydu İletişim Analizi.....	51
1.10.1.	Anten parametreleri.....	51
1.10.1.1.	Anten Kazancı.....	51
1.10.1.2.	Anten Hüzme Açıklığı.....	52
1.10.1.3.	Anten Yan Kulakçıklar.....	53
1.10.2.	Uydu-Yer Ve Yer-Uydu Bağı Temel Bileşenleri.....	53
1.10.3.	Yer-Uydu ve Uydu-Yer Bağı Analizi.....	53

1.10.3.1.	Verici İstasyon ve Uyduya İşaret Gönderilmesi.....	54
1.10.3.2.	Etkin Yönsesiz Yayılan Güç (EIRP).....	55
1.10.4.	Uydu Haberleşmesinde İletim Kayıpları.....	56
1.10.4.1.	Serbest Uzay Kaybı.....	56
1.10.4.2.	Uydu İstasyon Uzaklığı (D).....	57
1.10.4.3.	Atmosferik Kayıplar.....	57
1.10.4.4.	Yağmurun Etkisi.....	58
1.10.4.5.	Anten Odaklama Kaybı.....	58
1.10.4.6.	Coğrafi Konumdan Kaynaklı Düzeltme Faktörü.....	59
1.10.5.	Uydu-Yer Bağı ve Alıcı İstasyonu.....	60
1.10.5.1.	Kazanç Gürültü Sıcaklığı Oranı (G/T).....	60
1.10.5.2.	Isıl Gürültü.....	60
1.10.5.3.	Sistem Sıcaklığı.....	61
1.10.5.4.	G/T Hesaplaması.....	61
1.10.5.5.	İşaret Gürültü Gücü Oranı.....	61
1.10.5.6.	Aktarıcının Çalışma Noktası.....	62
2.	YAPILAN ÇALIŞMALAR VE BULGULAR.....	64
2.1.	Doğrulama Katsayısı.....	64
2.2.	Yörünge Eğiklik Açısı Değişimi.....	65
2.3.	Yörünge Eğiklik Açısı Değişiminin Etkileri.....	74
2.3.1.	Kapsama Alanına Etkisi.....	74
2.3.1.1.	Sapma Mesafesindeki Değişim.....	74
2.3.2.	Kapsama Alanının Değişimi.....	77
2.4.	İletişime Etkisi.....	84
2.4.1.	Kapsama Alanındaki Değişimin Haberleşmeye Etkisi.....	84
2.5.	İletişim Kalitesine Etkisi.....	92
3.	SONUÇLAR.....	98
4.	ÖNERİLER.....	100
5.	KAYNAKLAR.....	101
6.	EKLER.....	103
	ÖZGEÇMİŞ.....	118

ÖZET

1963 yılından itibaren hızla gelişme gösteren uydu sistemleri, haberleşme alanının vazgeçilmezlerinden olmuştur. 2005 yılı başı itibariyle yere sabit yörüngede 250 civarında uydu ve bu uyduları kontrol için 40'a yakın yer kontrol istasyonu kurulmuştur[ESA, European Space Agency]. Aralarında, Ankara Gölbaşında bulunan Türksat Uydu Kontrol Merkezinin de bulunduğu bu kontrol merkezlerinin ana görevlerinden biri uyduları yörüngelerinde yere göre sabit tutmaktır. Böylece sabit antene sahip kullanıcılar kesintisiz haberleşme sağlayabilir. Türksat uyduları bulunduğu konumlardan dolayı maruz kaldığı bozucu etkiler nedeniyle doğuya (75° doğu boylamına) ve ekvator düzleminden sapma eğilimindedirler. Uyduların bu hareketlerini önlemek için, üzerinde bulunan ve uzaya gönderilmeden önce yüklene yakıtlar kullanılarak manevralar yapılır. Yörüngedeki bir uyduya yeniden yakıt yüklemek söz konusu olmadığından mevcut yakıtın ekonomik kullanılması son derece önemlidir ve ömrünü belirleyen en önemli parametrelerdendir.

Bu çalışmada kuzey manevrası yapılmayan ve salınım yapmasına izin verilen bir uydu ele alınmıştır. Çalışmanın ilk aşamasında böyle bir yörüngedeki yere göre durağan uydunun ekvator düzlemi ile yaptığı açı incelenmiş ve sonuçlar Türksat 1B ve 1C uydularındaki verilerle karşılaştırılmıştır. Çalışmanın ikinci ve üçüncü aşamasında eğimli yörüngeye bırakılan bir uydunun haberleşmesi incelenmiştir. Sapma alanındaki değişim ve alıcıda oluşacak ileriye dönük işaret seviyeleri Matlab'da yazılan örnek kapsama alanı ile hesaplanmıştır.

Anahtar Kelimeler: Eğik Yörünge, Eğimli Yörünge, Yörünge Eğikliği Açısı, Kapsama Alanı

SUMMARY

The Inclination Angle In Geostationary Satellites And Its Effects On Communication

Satellites, which are one of the indispensable equipment in communication market, has been developing since 1963 so fast. At the beginning of 2005, there are almost 250 geostationary satellites in orbit and 40 control centers on the earth to control them[ESA, European Space Agency]. Türksat Satellite Control Center, one of the control centers, had established in Gölbaşı, Ankara. One of the missions of the control centers is keeping the satellites in orbit due to provide continuous communications. So that consumers can have quality in own applications by using fixed antennas. Due to perturbations act on the satellites, they cannot be stable in their orbits. Our satellites Türksat 1B, 1C and Türksat 2A intent to move to 75° east stable longitude and through the nonequatorial plane because of the perturbations. In order to keep satellites in geostationary orbit some applications must be done, called manoeuvres. In manoeuvres fuel and oxidizer are used, and determine the life of the satellite. They are loaded on the satellites while on earth. It is impossible to reload fuel on a satellite so it is very important to consume fuel economically.

In this study a satellite, on which north manoeuvres stopped and began its life in inclined orbit used as a reference. First part of the study is on inclination angle estimation. After that, the communication performance on a satellite, in inclined orbit, is studied. To do this, the change on a footprint of an satellite calculated.

Key Words: Inclined Orbit, Inclination, Footprint

ŞEKİLLER DİZİNİ

	<u>Sayfa No</u>
Şekil 1. Kutupsal-dairesel yörünge örneği.....	6
Şekil 2. Bir tam tur sonunda dünya yüzeyinde taranan alan.....	6
Şekil 3. Eliptik eğimli yörüngeler.....	7
Şekil 4. Üç temel uydu yörüngesi.....	8
Şekil 5. Ekliptik yörünge	9
Şekil 6. Dünya merkezli ekvatorial koordinat sistemi	10
Şekil 7. Güneş günü ve Yıldız günü.....	12
Şekil 8. Konik kesitler.....	12
Şekil 9. Alanlar yasası.....	13
Şekil 10. Uydunun hızları.....	13
Şekil 11. Kütle çekim kuvveti.....	14
Şekil 12. İki kütle problemi.....	15
Şekil 13. Konik kesit şekilleri.....	18
Şekil 14. Uzayda yörünge elemanları.....	20
Şekil 15. Yörünge düzlemindeki yörünge elemanları.....	20
Şekil 16. Transfer yörüngede yeröte ve yerberi.....	22
Şekil 17. Transfer yörünge sistemi.....	23
Şekil 18. Güneş ve Ayın kütle çekimi.....	29
Şekil 19. 1 Ocak 2005 ten sonraki bir yıllık Güneşin koordinatları.....	31
Şekil 20. 1 Ocak 2005 ten sonra 30 günlük Ayın koordinatları.....	32
Şekil 21. Eğim vektörü.....	34
Şekil 22. Üçüncü kütlelinin yer vektörü.....	35
Şekil 23. Yere göre durağan haberleşme uydusunun dünyaya olan uzaklığı.....	39
Şekil 24. Ekvator düzlemi ile çakışmayan yörünge düzlemi (eğimli yörünge).....	39
Şekil 25. Dünyaya göre gözlemlenen izdüşümü.....	40
Şekil 26. İstasyon antenin 48 saatlik azimut ve yükselme açıları.....	40
Şekil 27. Dairesel ve eliptik yörüngede uydunun davranışı.....	41
Şekil 28. Kararlı ve Kararsız boylamlar.....	41
Şekil 29. Ay ve Güneş çekimi.....	42
Şekil 30. Güneş ışını basıncının uydu yörüngesine etkisi.....	42

Şekil 31.	Boylam penceresi.....	45
Şekil 32.	Manevra çevrim planı.....	45
Şekil 33.	Güney manevrası.....	46
Şekil 34.	Doğu manevrası.....	46
Şekil 35.	2005 yılı 120 gün mesafe ölçüm sonuçları.....	48
Şekil 36.	2005 yılı 120. gün uydu-merkez vektörü.....	49
Şekil 37.	2005 yılı 123. gün yer istasyonu-uydu mesafesi.....	49
Şekil 38.	2005 yılı 123. gün dünya merkezi uzaklığı-boyamı.....	50
Şekil 39.	2005 yılı 126. gün yer istasyonu-uydu mesafesi.....	50
Şekil 40.	2005 yılı 126. gün dünya merkezi uzaklığı-boyamı.....	51
Şekil 41.	Yer-Uydu ve Uydu-Yer bağı.....	54
Şekil 42.	Uydu Haberleşme bağı.....	54
Şekil 43.	Doğrulama katsayısı.....	65
Şekil 44.	Türksat 1B 24 günlük eğim açısı.....	66
Şekil 45.	Türksat 1B 29 günlük eğim açısı.....	66
Şekil 46.	Türksat 1B 29 günlük eğim açısı.....	67
Şekil 47.	Türksat 1C 10 günlük eğim açısı.....	67
Şekil 48.	Türksat 1C 19 günlük eğim açısı.....	68
Şekil 49.	Türksat 1C 25 günlük eğim açısı.....	68
Şekil 50.	Türksat 1B 29 günlük eğim açısı.....	69
Şekil 51.	Türksat 1C 27 günlük eğim açısı.....	69
Şekil 52.	Türksat 1C 27 günlük eğim açısı.....	70
Şekil 53.	Türksat 1C 97 günlük eğim açısı.....	70
Şekil 54.	Bir yıllık eğim açısı değişimi.....	71
Şekil 55.	Eğim açısının iki yıllık değişimi.....	72
Şekil 56.	Üç yıllık eğim açısı değişimi.....	73
Şekil 57.	Eğim açısını dört yıllık değişimi.....	73
Şekil 58.	Kullanılan referans kapsama alanı ve referans nokta.....	74
Şekil 59.	Kapsama alanındaki sapmanın ilk 30 günü.....	75
Şekil 60.	1,5 derece eğim açısında iken 90 günlük kapsama alanının sapması.....	75
Şekil 61.	Eğim açısı 3 dereceye ulaşana kadar kapsama alanının sapması.....	76
Şekil 62.	Uzaydan eğimli yörünge.....	77
Şekil 63.	Alınan referans kapsama alanı.....	78

Şekil 64.	Kapsama alanın eğim açısı 1 derece iken kuzey/güney hareketi.....	78
Şekil 65.	Eğim açısı 1 derece iken uydunun ve referans noktanın uzaklığı.....	79
Şekil 66.	Kapsama alanın eğim açısı 1,5 derece iken kuzey/güney hareketi.....	80
Şekil 67.	Eğim açısı 1,5 derece iken uydunun ve referans noktanın uzaklığı.....	80
Şekil 68.	Kapsama alanın eğim açısı 2 derece iken kuzey/güney hareketi.....	81
Şekil 69.	Eğim açısı 2 derece iken uydunun ve referans noktanın uzaklığı.....	81
Şekil 70.	Kapsama alanın eğim açısı 2,5 derece iken kuzey/güney hareketi.....	82
Şekil 71.	Eğim açısı 2,5 derece iken uydunun ve referans noktanın uzaklığı.....	82
Şekil 72.	Kapsama alanın eğim açısı 3 derece iken kuzey/güney hareketi.....	83
Şekil 73.	Eğim açısı 3 derece iken uydunun ve referans noktanın uzaklığı.....	83
Şekil 74.	Türksat 1B Türkiye kapsama alanı.....	84
Şekil 75.	Türksat 2A hareketli S1 anteni kapsama alanı.....	84
Şekil 76.	Çalışma için tanımlanan kapsama alanı.....	85
Şekil 77.	Kapsama alanında tanımlanan noktaların 0,5 derece eğimdeki işaret seviyeleri.....	86
Şekil 78.	Kapsama alanında tanımlanan noktaların 1 derece eğimdeki işaret seviyeleri.....	87
Şekil 79.	Kapsama alanında tanımlanan noktaların 1,5 derece eğimdeki işaret seviyeleri.....	88
Şekil 80.	Kapsama alanında tanımlanan noktaların 2 derece eğimdeki işaret seviyeleri.....	89
Şekil 81.	Kapsama alanında tanımlanan noktaların 2,5 derece eğimdeki işaret seviyeleri.....	90
Şekil 82.	Kapsama alanında tanımlanan noktaların 3 derece eğimdeki işaret seviyeleri.....	91
Şekil 83.	Alıcıdaki E_b/N_0 seviyesinin 0,5 derece eğiklik açısı için değeri.....	93
Şekil 84.	Alıcıdaki E_b/N_0 seviyesinin 1 derece eğiklik açısı için değeri.....	94
Şekil 85.	Alıcıdaki E_b/N_0 seviyesinin 1,5 derece eğiklik açısı için değeri.....	95
Şekil 86.	Alıcıdaki E_b/N_0 seviyesinin 2 derece eğiklik açısı için değeri.....	96
Şekil 87.	Alıcıdaki E_b/N_0 seviyesinin 2,5 derece eğiklik açısı için değeri.....	97
Şekil 88.	Alıcıdaki E_b/N_0 seviyesinin 3 derece eğiklik açısı için değeri.....	97

TABLÖLAR DİZİNİ

	<u>Sayfa No</u>
Tablo 1. Transfer yörünge değişkenleri.....	25
Tablo 2. Bir uydunun manevra planı.....	47
Tablo 3. Atmosferik zayıflama örnekleri.....	58
Tablo 4. Yer istasyonu performans karakteristikleri (C-band, anten verimliliği %70).....	59
Tablo 5. Yer istasyonu performans karakteristikleri (Ku-band, anten verimliliği %60)	59
Tablo 6. Tanımlanan kapsama alanı değerleri.....	85
Tablo 7. Tanımlanan kapsama alanı şekillerinin uzaklıkları.....	86



SEMBOLLER DİZİNİ

a	yarı-asal eksen uzunluğu (m)
A	Antenin fiziksel alanı
ABM	Apogee Bust Motor(Yeröte İtki Motoru)
a_e	Uydunun yörüngesinin yarı asal eksen uzunluğu(m)
Ae	Antenin etkin alanı
AMF	Apogee Motor Fire(Yeröte İtki Ateşlemesi)
B	Band Genişliği (Hz)
b	yarı-minor eksen uzunluğu (m)
c	ışık hızı (3.10^8 m/s)
C/N	Carrier to Noise Ratio (Taşıyıcı gücü-Gürültü gücü oranı)
C_{nm}	sabitler
d	Anten çapı (m)
D	mesafe (m)
e	dışmerkezlilik
E'	dışmerkezlilik anomali
E	East (Doğu)
E_b/N_0	Bit başına enerjinin gürültüye oranı
EIRP	Etkin Yönsemesiz Yayılan Güç
F	kuvvet (N)
f	kullanılan frekans
g_0	Dünyanın yüzeyindeki yerçekim ivmesi ($9,8$ m/s ²)
G/T	Anten kazancının anten gürültü sıcaklığına oranı
G1	%100 verimli 1m ² antenin yüzey alanı kazancı
GPS	Global Positioning System (Küresel Navigasyon Sistemi)
G_R	Alıcı kazancı
G_T	Verici anten kazancı
h	Açısal momentum
h ₂	eğiklik vektörünün düşey bileşeni
HPA	High Power Amplifier (Yüksek Güçlü Yükselteç)
HPBW	Half Power Band Width (Hüzme Genişliği) (derece)
IBO	Input back-off (Giriş güç geri çekimi)
i	eğikli vektörü
i_m	Ekliptik düzlemde Ayın parametresi
JD	Julian Date (Jülyen Tarih)
K	Uyduya özgü sabit
k	Boltzman sabiti ($1,378.10^{-23}$ J/K)

k ₂	eğiklik vektörünün yatay bileşeni
L	Besleyici anten kazancı
LAM	Ekliptik düzlemdeki Ayın enlemi
LEO	Low and Early Orbit(Alçak Yörünge)
L _{FS}	Serbest Uzay Yol Kaybı
LNA	Low Noise Amplifier (Düşük Gürültülü Yükselteç)
LOM	Ekliptik düzlemdeki Ayın boylamı
L _s	Güneşin ekliptik düzlemdeki boylamı(derece)
M	Dünyanın Kütlesi ($5,98.10^{24}$ km)
m	Uydunun Kütlesi(kg)
MDJ	Modified Julian Date(Uyarlanmış Jülyen Tarih)
N	North (Kuzey)
N _T	Alıcıdaki toplam gürültü
OBO	Output back-off (Çıkış güç geri çekimi)
P	Periyod (s)
P _n	Legendre polinomu
P _{nm}	Legendre fonksiyonu
P _R	Alıcıdaki güç
P _r	Gürültü gücü
P _T	Verici Gücü
R	çap, uzaklık (m)
R	Yer-Uydu vektörünün genliği
$\dot{\vec{r}}$	hız (m/s)
$\ddot{\vec{r}}$	İvme (m/s ²)
r _o	Dünyanın yarıçapı ($6,378144.10^6$ m)
r _a	Yeröte noktası-Dünya merkezi uzaklığı(m)
RA	Ekvator düzlemine göre Güneşin boylamı(derece)
r _p	Yerberi noktası-Dünya merkezi uzaklığı (m)
S	Uyduya özgü bir sabit
S _o	Uyduya özgü bir sabit
S _{nm}	sabitler
T	sıcaklık (K)
t	zaman (s)
T _{anten}	Antenin eşdeğer gürültü sıcaklığı (K)
T _e	Alıcıdaki eşdeğer gürültü sıcaklığı
T _o	Ortam sıcaklığı (K)
T _{sistem}	Sistemin toplam eşdeğer gürültü sıcaklığı (K)
TWTA	İlerleyen Dalga Tüp Yükselteci
U	Dünyanın potansiyeli

UT	Universal Time (Evrensel Zaman)
\vec{v}	Uydunun çizgisel hızı
\vec{v}_0	Kurtulma hızı (m/s)
\vec{v}_a	Yeröte noktasındaki hız (m/s)
\vec{v}_p	Yerberi noktasındaki hız (m/s)
v_x	Uydunun çizgisel hızının x bileşeni
v_y	Uydunun çizgisel hızının y bileşeni
v_z	Uydunun çizgisel hızının z bileşeni
W	aydınlama seviyesi (W/m ²)
X	Uydunun x koordinatı
x_m	Ayın x koordinatı
x_s	Güneşin x koordinatı
y	Uydunun y koordinatı
y_m	Ayın y koordinatı
y_s	Güneşin y koordinatı
z	Uydunun z koordinatı
z_m	Ayın z koordinatı
z_s	Güneşin z koordinatı
β	Ayın ortalama bozulması
β_d	Uydu-yer bağı beta faktörü
β_u	Yer-uydu bağı beta faktörü
Γ	Güneşin ortalama bozulması
Γ_p	Bozucu etkilerin toplamı
Γ_\perp	Bozucu etkilerin normal bileşeni
δ	Ayın boylamı-Güneşin boylamı farkı
Δm	Uydu-Ay mesafesi(m)
Δs	Uydu-Güneş mesafesi (m)
ΔV	Uydunun hız değişimi
ϵ	Ekvator-düzlemi ile ekliptik düzlem arasındaki açı(derece)
H	Antenin verimliliği
θ	gerçek anomali
θ_l	yer istasyonunun bulunduğu enlem
θ_e	yer istasyonunun bulunduğu boylam
θ_s	uydunun bulunduğu boylam
λ	Ayın ortalama boylamı
μ	Dünyanın kütle çekim sabiti (398600,64.10 ⁹ m ³ /s ²)
μ_m	Ayın kütle çekim sabiti (4902,756. 10 ⁹ m ³ /s ²)
μ_p	Bozucu kütlelerin kütle çekim sabiti (m ³ /s ²)
μ_s	Güneşin kütle çekim sabiti(1,327127.10 ²⁰ m ³ /s ²)
π	sabit 3,14159

ψ	Uydu vektörü ile bozucu kütle arasındaki açı
Ω	Yükselme düğümü ile referans nokta arasındaki açı
ω	yerberi argümanı
Ω_m	Ekliptik düzlemde Ayın parametresi



1. GENEL BİLGİLER

1.1. Giriş

Uydular kullanılarak uluslararası haberleşme sistemi kurma fikri, ilk olarak bir fizikçi ve bilim kurgu yazarı olan Sir. Arthur C. Clarke'ın 1945 yılında British Magazine'de yayınlanan yazısından ortaya çıkmıştır.

Yazıda " Tüm problemler 24 saatlik yörünge periyodu olan uydular tarafından çözülebilir. Öyle ki bu uydular dünyanın Ekvator düzleminde yer almalıdır. Böylece yer küreden bakıldığında uydular hep sabit noktada görülecektir. Bu, yeryüzüne yerleştirilmiş alıcıların işini son derece kolaylaştıracaktır." denmiştir.

Sovyetler Birliği SPUTNIK I uydusunu yörüngeye fırlatana kadar, uydu fırlatmaya uygun bir roket teknolojisi geliştirilememiş ve Clarke'ın öngördüğü, yere göre sabit yörüngeye ancak 1963 yılında ulaşılmıştır.

Uydu haberleşmesi alanındaki gerçek anlamda ilk deneme, ABD hükümetinin SCORE Projesi çerçevesinde 18 Aralık 1958'de fırlattığı bir uydu ile gerçekleştirildi. İlk haberleşme uyduları arasında yer alan ve 12 Ağustos 1960'ta fırlatılan "ECHO 1" plastikten yapılmış ve ince bir alüminyum katmanla kaplanmış bir balondur. Şişirildiğinde çapı 30 metreye ulaşıyordu. Uydu, yerdeki bir istasyondan aldığı radyo sinyallerini bir başka istasyona iletiyor, ses dalgalarını her iki doğrultuda da gönderebiliyordu. "ECHO 1" deneysel nitelikte olmak üzere telefon ve veri iletişimi için kullanıldı. 25 Haziran 1964'te fırlatılan "ECHO 2" ise plastik ve alüminyum metal yapraklardan yapılmış büyük bir balon biçimindeydi. "ECHO 2" projesi, ilk ABD-SSCB ortak uzay çalışmasıdır. İngiltere'de Manchester yakınlarındaki Jodrell Bank Gözlemevi'nden gönderilen bir radyo sinyali "ECHO 2" tarafından yansıtılarak Rusya'da Gorki yakınlarındaki Zimenki Gözlemevi'ne iletildi.

İlk aktif (alıcı ve verici donanımı içeren) uydu olan "TELSTAR 1" uydusu, 10 Temmuz 1962'de yörüngeye oturtuldu ve ilk kez canlı televizyon yayınları ile telefon konuşmalarının Atlas Okyanusunun bir yanından öbür yanına iletilmesinde kullanıldı. Bu uydu, yerden aldığı sinyalleri güçlendirerek başka bir yer istasyonuna gönderebiliyordu. yalnızca 77 kg. olan ve 3600 güneş pili aracılığıyla yeniden doldurulabilen nikel kadmiyum bataryalarla donatılmış "TELSTAR 1"de 1000'in üzerinde transistör bulunuyordu. Uydunun merkezinde, sinyalleri yalnız kendi gücüyle 10 bin kez, başka

elemanların yardımıyla da çok daha fazla güçlendirebilecek bir ilerleyen dalga lambası (travelling wave tube) bulunuyordu. "TELSTAR 1" in 10 Temmuz 1962'de fırlatılmasından sonra, Maine'deki Andover yakınlarında bulunan hareketli bir dev anten, uydu yörünge üzerinde uygun bir noktaya (yeröte noktası 5600 km) yaklaştığında uyduya kenetlendi. Bir kaç dakika sonra Atlas Okyanusunun ötesine iletilen ilk televizyon görüntüleri İngiltere ve Fransa'daki vericiler aracılığıyla Avrupa'ya yayınlandı."TELSTAR 1" aracılığıyla telefon, telgraf, veri, telefoto ve faks iletimleri de başarıyla gerçekleştirildi.

"TELSTAR 1" Şubat 1963'e değin başarıyla kullanıldı. Bu tarihten sonra uydu yörüngesinden çıktı ve kullanılmaz hale geldi. 7 Mayıs 1963'te biraz daha ağır olmakla birlikte temel olarak ilk "TELSTAR 1" a benzeyen "TELSTAR 2" fırlatıldı ve daha uzak bir yörüngeye (yeröte noktası 10.720 km) oturtuldu. Bunu izleyen "TELSTAR " uydular daha uzak dairesel yörüngelere yerleştirilerek konumlarının yere göre sabit kalması sağlandı.

Tam adı International Telecommunications Satellite Organization (Uydular Aracılığıyla Haberleşme Uluslararası Örgütü) olan INTELSAT, 1964'te ABD'nin öncülüğünde 19 ülkenin haberleşme ve PTT idareleri tarafından bir konsorsiyum şeklinde kuruldu. Kendi haberleşme uyduları ve bunları yerden denetleyen istasyonları bulunan INTELSAT, 1998 yılı sonunda yörüngedeki uydu sayısını 31'e ulaştırmıştır. Kuruluşundan sonraki birkaç yıl içinde üye sayısı hızla artan INTELSAT, bugün dünya ülkelerinden çoğunun haberleşme kuruluşlarını kapsar duruma gelmiştir.

Bu uyduların ilki olan "Early Bird" (sonradan "INTELSAT 1"adıyla anılmıştır) 1965'te Atlas Okyanusu üzerinde, ekvator hizasında yere göre durağan bir yörüngeye oturtuldu. Sonraki yıllarda Büyük Okyanus ile Hint Okyanusunun üzerinde yörüngeye yerleştirilen INTELSAT serisine ait çok sayıda uydu aracılığıyla dünyanın her tarafından ulaşılabilen bir ticari haberleşme sistemi kuruldu.

1.2. Kronoloji

- 1929 :Hermann Noordung, The Problem of Space Flight (uzay uçuşu problemi) kitabında dünyaya göre sabit yörünge kavramını tanımlıyor.
- 1945 (Mayıs) :Artuhur C.Clarke bir bilim kurgu yazısında Dünya haberleşmesinin ve yayıncılığının yere göre sabit uydular aracılığı ile nasıl

- yapılabileceğini anlatıyor.
- 1957 (4 Ekim) :Sovyetler Birliği tarafından Sputnik I yapay uydusu yörüngeye yerleştirildi ve ilk kez uydudan yayınlanan radyo dalgaları yeryüzünden saptandı.
- 1957 (18 Aralık) :ABD Hükümetince gerçekleştirilen SCORE projesi kapsamında uydu yapılarak yörüngeye yerleştirildi.
- 1959 (Mart) :Pierce'in uydu haberleşmesi olasılıklarından söz eden makalesi yayınlandı.
- 1960 (Ağustos) :Echo-I isimli balon biçimindeki uyduyu Amerika Birleşik Devletleri 1600 km yükseklikteki yörüngeye yerleştirildi. İki yer istasyonu arasında pasif telefon ve televizyon anahtarlanması, 1 ve 2.5 Ghz'lik sinyallerin aktif anahtarlanması yapıldı.
- 1962 :Yerel ve uluslararası haberleşme için Comsat (ABD) şirketi kuruldu.
- 1964 :19 Kurucu üye ülke tarafından INTELSAT (Uluslararası uydu haberleşmesi) organizasyonu kuruldu.
- 1964 :Tokyo Olimpiyat oyunları uydu aracılığıyla yayınlandı.
- 1965 (Nisan) :Intelsat organizasyonuna ait, yeryüzüne göre sabit ilk ticari haberleşme uydusu fırlatıldı. ABD, Fransa, Almanya ve İngiltere tarafından kullanılan 240 telefon ve bir televizyon kanal kapasitesine sahipti.
- 1976 (Şubat) :Amerika ilk deniz haberleşme uydusu olan Marisat'ı yörüngeye fırlattı.
- 1977 (Haziran) :EUTELSAT Organizasyonu kuruldu.
- 1979 (Haziran) :26 kurucu ülke tarafından Inmarsat (Uluslararası Deniz Haberleşme Uyduları) organizasyonu kuruldu.

Uydu haberleşmesi günümüzün kablolu dünyasının bir tamamlayıcısı konumuna gelmiştir. 1965 yılındaki kuruluşundan bu yana, uydu haberleşmesi uluslararası ve otomatik anahtarlama telefon ağını geliştirmeyi başardı. Gerçi 1956 yılında TAT-1 isimli denizaltı kablosu, kıtalar arası telefon devreleri için kurulmuştu ama yalnızca uydu haberleşmesi, uzaklığı ne olursa olsun telefon, televizyon ve veri haberleşmesi için güvenli ve esnek kapasiteli bir hat oluşturmayı başardı.

1.3. Türkiye’de Uydu Haberleşmesi

Dünyada gelişen Uydu Haberleşme teknolojisi, ilk yıllarda sadece uluslararası telefon trafiğini aktarmak amacıyla kullanılmış, daha sonraları ise hızlı bir gelişme göstererek ülkelerin kendi milli haberleşme alanlarında da kullandıkları bir sistem haline gelmiştir. Uydu teknolojisinin gelişmesine paralel olarak Türkiye, kendisine ait uzay kesimini temin etmek için yabancı uydu kuruluşlarından, uydu kanalı kiralama yoluna gitmiştir. Diğer uydulardan televizyon ve yurt içi telefon haberleşmesi amacıyla kanal kiralamanın ekonomik olmadığı dikkate alınarak Milli Uydu Sistemlerimizin gerçekleştirilmesi için çalışmalar yapılması gerekliliği ortaya çıkmıştır.

Böylece, her açıdan gelişmiş Türkiye’nin çağımızın modern olanak ve avantajlardan yararlanmasının, kaçınılmaz bir gerçek olduğu göz önüne alınarak, 1989 yılında anahtar teslimi proje ile Türkiye’nin ilk Milli Haberleşme Uyduları Sistemi için uluslararası ihaleye çıkmıştır. Bu ihaleye çeşitli firmalar katılmış ve yapılan incelemeler sonucunda Fransız Aerospatiale Firması ile 21 Aralık 1990 tarihinde 315 milyon ABD doları bedeli ile sözleşme imzalanmıştır.

İlk uydumuz TÜRKSAT-1A’nın fırlatıcı roket arızası nedeni ile kaybedilmesinin ardından TÜRKSAT-1B uydusu 42° Doğu yörüngesine 11 Ağustos 1994 tarihinde başarıyla yerleştirilmiştir. Yörünge testlerinin tamamlanmasının ardından 10 Ekim 1994 tarihinde ilk uydumuz hizmete girmiştir.

Diğer taraftan, TÜRKSAT-1A’nın kaybedilmesiyle birlikte sözleşme’nin sigorta maddelerine uygun olarak Aerospatiale Firması, yeni bir uydunun üretimine başlamıştır. TÜRKSAT-1C adını alan bu uydumuz 10 Temmuz 1996 tarihinde uzaya fırlatılmış, 31.3° Doğu yörüngesine yerleştirilmiştir. TÜRKSAT-1C’nin yörünge testlerinin yapılmasının ardından, TÜRKSAT-1B’ye göre daha geniş kapsama alanlarına sahip olması nedeniyle TÜRKSAT-1B ve TÜRKSAT-1C uydularının yörünge konumları değiştirilmiş ve 27 Eylül 1996’dan itibaren TÜRKSAT-1C 42° Doğu ve TÜRKSAT-1B 31,3° Doğu pozisyonlarında hizmet vermeye devam etmektedir.

Birinci nesil uydularımızın gösterdiği başarılar göz önüne alınarak %51’i Türk Telekomünikasyon A.Ş.’nin, %49’u Avrupa’nın önde gelen uydu üretici firmalarından biri olan Fransız Aerospatiale (Alcatel Espace) Firmasının olmak üzere ortak bir şirket (Joint Venture) kurulmuştur. EURASIASAT adıyla faaliyete geçen bu şirket, 2000 yılı başlarında uzaya fırlatılması planlanan ikinci nesil TÜRKSAT-2A (EURASIASAT-1) uydusunun

yapımı için sipariş vermiş ve uydunun üretimine 1998 başı itibarıyla başlanmıştır. EURASIASAT-1 uydusu, Şubat 2001'de hizmete girmiştir. Halen 42° doğu boylamında Türksat 1C uydumuz ile eşkonumlu olarak hizmet vermektedir. Bu çalışmanın yapıldığı zamanda Türksat 1B uydusu 31,3° doğu boylamında eğimli yörüngede hizmetine devam etmektedir.

1.4. Uydu Yörüngeleri

1.4.1. Yörünge Tanımı ve Çeşitleri

Uzaydaki yörüngeleri tanımlayan Kepler yasasına göre Dünyanın etrafında dönen bir cisim Dünyanın uydusu olur. Bu uydunun yörünge sayısı sonsuzdur [6]. Genel olarak bozucu ek etkenler bulunmadığı sürece uzaydaki tüm yörüngeler daire, elips, hiperbol, parabol gibi konik şekiller olabilir. Çok genel olarak uydu yörüngeleri, Dünyaya olan uzaklıklarına, kullanım amaçlarına ve yörünge düzlemlerine göre adlandırılır [1].

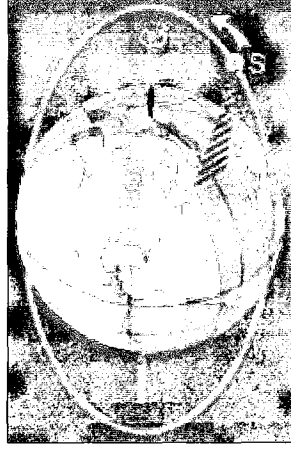
Bir uydunun, kütle çekim merkezi etrafındaki hareketi sırasında takip ettiği yola yörünge denir.

Temelde üç çeşit yörünge vardır. Bunlar, (1) kutupsal, (2) ekvatorial, (3) eğimli yörüngelerdir. Yörüngelerin şekli ise eliptik veya daireseldir. Şekil ve çeşit bakımından farklı kombinasyonlar oluşturmak mümkündür. En çok kullanılan yörüngeler;

- dairesel kutupsal yörünge
- eliptik eğimli yörünge
- dairesel ekvatorial (yere göre durağan) yörünge [1].

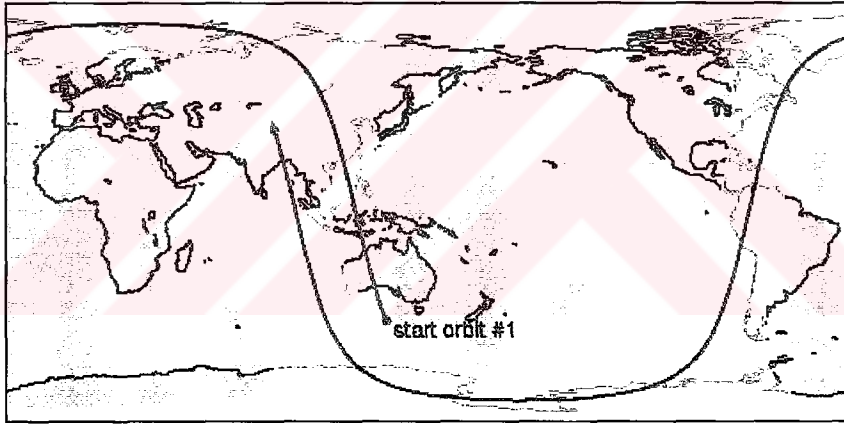
1.4.1.1. Dairesel-Kutupsal Yörünge

Bu yörünge, tek uydu ile tüm Dünyayı kapsayabilecek tek yörüngedir. Ancak bunun için çok sayıda yörünge kullanılır. Haberleşme açısından tüm Dünyayı kapsayabilmek son derece önemlidir. Tam Dünya kapsamı ise farklı açı ve zamanda yörünge paylaşan bir seri uyduyu gerektirir. Fakat bu, ekonomik, teknik ve uygulama olarak kullanışlı bir durum değildir. Bu sebeple dairesel kutupsal yörünge yer belirleme, meteoroloji gibi uygulama alanlarında kullanılır.



Şekil 1. Kutupsal-dairesel yörünge örneği

Şekil 1' den de görüldüğü gibi Dünya sabit bir yörünge altında döner ve böylece tüm dünya yüzeyi uydu tarafından gözlemlenmiş olur.



Şekil 2. Bir tam tur sonunda dünya yüzeyinde taranan alan

Şekil 2.' den de görüldüğü gibi kutupsal-dairesel yörüngeye sahip bir uydu, 12 saatlik periyodu boyunca Dünya yüzeyini tarar ve dünyanın dönme hareketinden dolayı diğer dönmesinde farklı bir alanı kapsama altına almış olur.

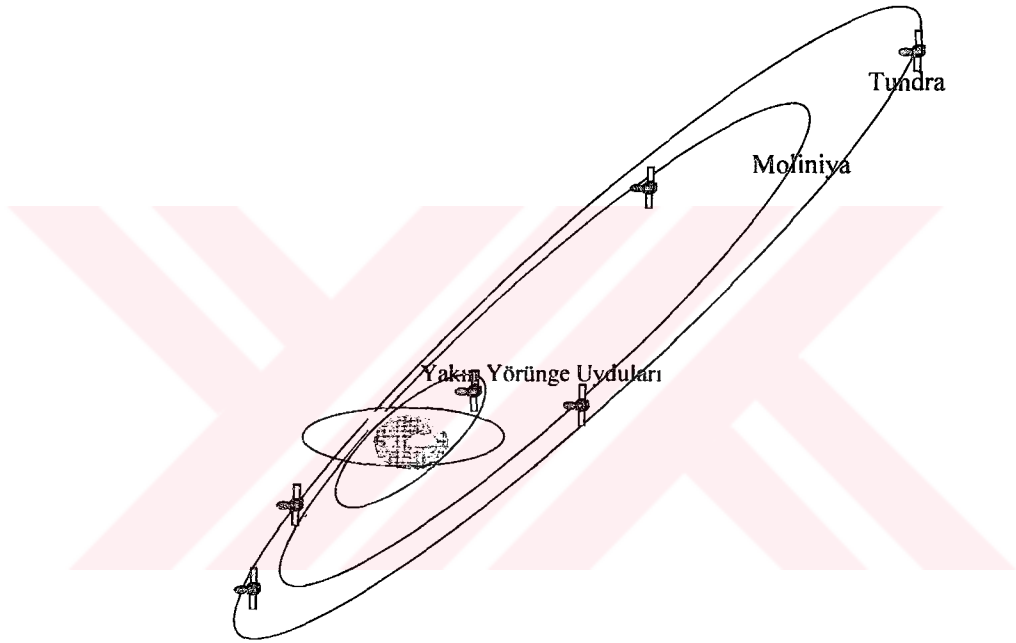
1.4.1.2. Eliptik-Eğimli Yörünge

Eliptik-Eğimli yörünge, Sovyetler birliğinin haberleşmede başarılı bir şekilde kullandığı yörüngelerin başında gelir. Bu sistemde yörünge ekvatorla 63 derecelik eğime

sahiptir ve dönme periyodu 12 saattir. Sistemin tasarımı gereği üç uydu kutuplara yakın, eşit aralıkla yörüngede bulunurlar ve haberleşmenin sürekli sağlanması açısından periyodu 12 saattin 8 saati gözlemlenebilirler.

Moliniya; 120° aralıklarla dizilmiş üç uydudan oluşur. Bu uyduların Dünyaya en yakın oldukları noktada Dünyadan uzaklıkları 1000 km, en uzak oldukları noktada ise uzaklıkları 38354 km' dir. Bu uydular bir tam dönüşlerini 12 saat içinde tamamlarlar.

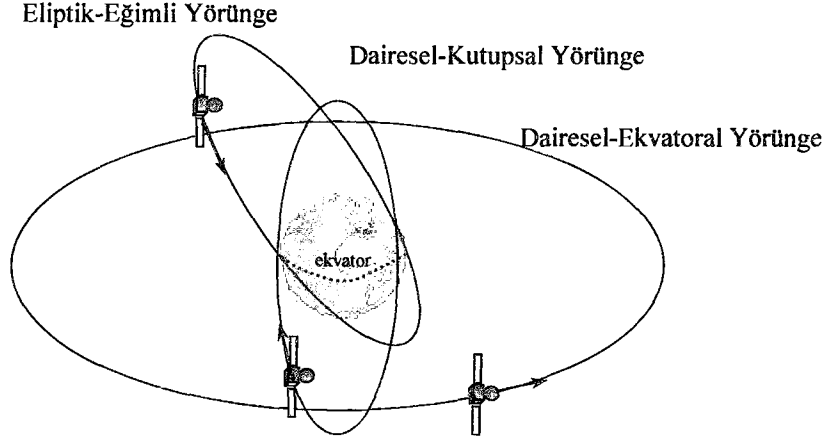
Tundra; aralarında 180° açı bulunan 2 uydudan oluşur. Bir tam dönüşlerini 24 saat içinde tamamlarlar. Dünya'ya en yakın oldukları nokta 17951 km ve dünyadan en uzak oldukları nokta ise 53622 km dir.



Şekil 3. Eliptik eğimli yörüngeler

1.4.1.3. Dairesel-Ekvatorial Yörünge

Dünya üzerindeki sabit bir antenden her zaman durağan görülebilecek şekilde, ekvatorun yaklaşık 35786 km uzakta olan dairesel yörüngedir. Yörünge üzerindeki uydu, yeryüzünün üçte biri tarafından gözlemlenebilir. Söz konusu yörünge, üzerinde bu çalışmanın yapıldığı yörüngedir.



Şekil. 4. Üç temel uydu yörüngesi [1]

1.5. Yere Göre Durağan Yörünge

1.5.1. Koordinat ve Zaman Sistemi

1.5.1.1 Koordinat Sistemi

Güneş sistemindeki uyduların hareketlerini düzgün olarak gözlemlemek ve hesaplamak için referans alınacak koordinatlar tanımlamak gerekmiştir. Yörünge dinamiğinde bazı parametreler değişmez değildir ve anlamlı kılınmaları için bir koordinat sistemi ile ilişkilendirilmeleri gerekir.

Uygun tanımlanmış ve seçilmiş bir koordinat sisteminin gerekliliği şu şekilde sıralanabilir [2].

- Uydunun yere göre durağan yörünge gereklerini sağlaması için Dünyaya göre konumunun bilinmesi
- Yörünge hesaplamaları için uydunun yer istasyonu tarafından takip edilmesi ve gerekli ölçümler yapılabilmesi
- Uydunun hareketi sırasındaki hareket denklemlerinin sabit bir sistemde tanımlı olması
- Uyduya etkiyen çekim kuvvetlerini hesaplamak için, Güneş ve Ayın koordinatlarını bilinmesi

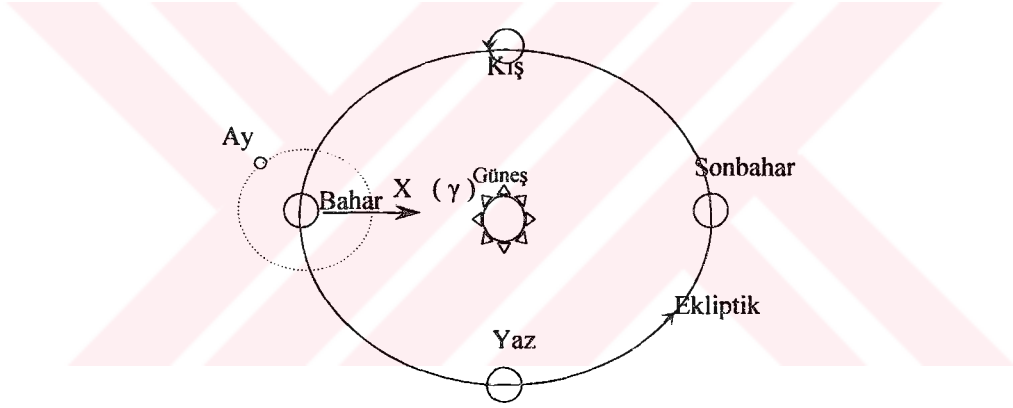
Tüm bu koşulları tek koordinat sistemi sağlayamayacağından birden fazla koordinat sistemi tanımlanmıştır.

Bu çalışmada kullanılan koordinat sistemi; ekvatorial, Dünya merkezli eksen takımıdır.

1.5.1.2. Ekvatorial Dünya Merkezli ve Ekliptik Koordinatlar

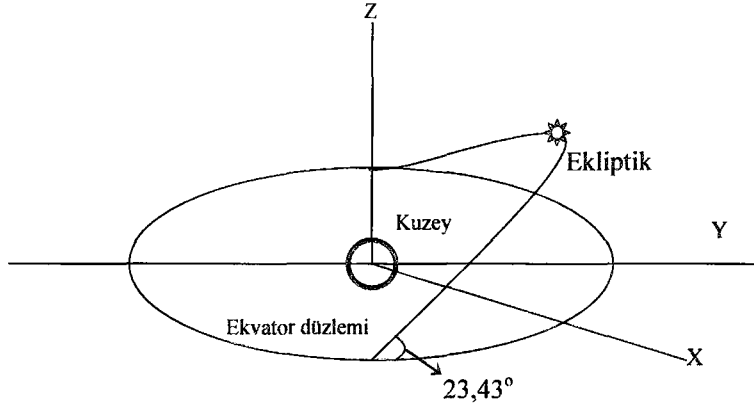
Bu koordinatlarda, Güneş ve gezegenler Newton'un kütle çekim yasasına göre hareket ederler. Böyle sistemde referans nokta olarak kütle merkezi, referans yön olarak ise sabit yıldızlar seçilir. Uydu gibi Dünyanın çekiminde bulunan uzay araçları için referans nokta Dünya merkezi, referans yön ise ekvator düzlemi üzerinde, koç burcu takım yıldızının birinci yıldızı olarak seçilmiştir.

Dünyanın Güneş etrafındaki yörüngesine ekliptik denir. Bu yörünge, uzaklığı 147 ile 150 milyon km arasında değişen, 1 yılı 365,2422 gün olan yaklaşık dairesel bir yörüngedir.



Şekil 5. Ekliptik yörünge [4]

xy düzlemi ekvator düzlemidir. Dünya, z -ekseni etrafında pozitif yönde dönmektedir. X eksenini, ekliptik düzlem ile ekvator düzleminin çakıştığı noktadan koç burcu takım yıldızının birinci yıldızına olan doğrultudur. Bu koordinat sisteminde Güneş ve Ay Dünyaya göre pozitif yönde dönmektedir [2].



Şekil 6. Dünya merkezli ekvatorial koordinat sistemi

Fakat bu koordinat sistemi tam olarak sabit değildir. Güneş ve Ayın Dünya üzerine uyguladığı kütle çekim kuvvetleri Dünya hareket ekseninin değişmesine neden olur. Bu değişim bir tam hareketini 26000 yılda tamamlar [4]. Aydan kaynaklanan, ihmal edilebilecek düzeyde, 18.6 yıl periyotlu etkilerde vardır. Bu nedenle referans eksenin ortalama değeri etrafındaki düzeltmeler yapıldıktan sonraki bir tarih kullanılır. Birçok yörünge hesabında gözleme ve pozisyon verileri 1950 yılındaki ortalama ekvator ve gündönümü yönü sabit kabul edilerek yapılır [6].

1.5.1.3. Zaman Sistemleri

Yörünge elemanlarının doğru tespiti için zamanın doğru ölçümü ve ölçeklendirilmesi son derece önemlidir [6]. Dünya üzerindeki bir gözlemcinin okuduğu saat, Greenwichteki referans meridyen ile arasındaki farktır. Yerküre 24 zaman dilimine ayrılmıştır ve dönme esnasında her bir zaman diliminden geçiş 1 saat alır.

1.5.1.4. Evrensel Saat

Gözlemcinin okuduğu zaman 'h' ve bulunduğu zaman dilimi Greenwich'in batısında 'n' ise; evrensel zaman 'h+n' dir ve UT (Universal Time) olarak ifade edilir [6].

1.5.1.5. Jülyen Tarih ve Uyarlanmış Jülyen Tarih

JD olarak ifade edilen referans bir tarih şeklidir. Referans olarak milattan önce 1 Ocak 4713 saat 12:00 seçilmiştir. Jülyen tarih saat 12:00'den 12:00'ye ölçülür. Bu yüzden saat 12:00'lerde tamsayı değeri verir.

20. yüzyıl için Jülyen gün sayısı 2400000 ile 2500000 arasındadır. Bu yüzden Uyarlanmış Jülyen Tarih, başka bir JD'den çıkartılarak elde edilir. Referans tarih olarak 1 Ocak 1950 gece yarısı yani ; 2433282,5 seçildiğinde [6];

$MJD=JD-2433282,5$ olur.

1.5.1.6. Gün

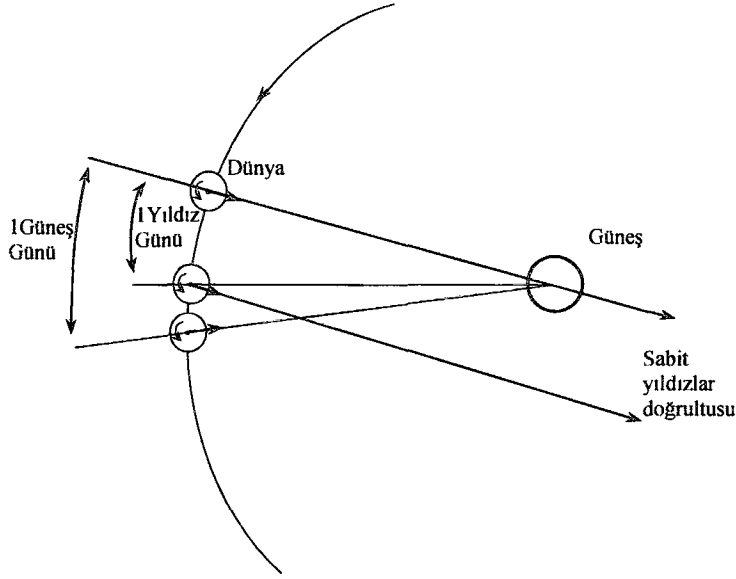
Bir gün, Güneşten Dünyaya bakıldığında, Dünyanın kendi eksenini etrafında bir tur dönme süresidir ve astronomik dilde tropik gün (tropical day) adıyla anılır. Bu dönüş, iki ayrı hareketin bileşenidir :

1. Dünyanın kendi eksenini etrafında dönmesi.
2. Dünyanın Güneş etrafında dönmesi.

Tropik gün, bu iki farklı hareketin toplanması sonucu ortaya çıkmaktadır.

Dünyanın kendi etrafında dönme süresi, uzak bir yıldızdan Dünyaya bakılarak ölçülebilir ve bu süre yıldız günü (sidereal day) olarak adlandırılır. Dünya gerek kendi eksenini ve gerek Güneş etrafında aynı yönde (saatin dönüş yönünün tersi yönde) döndüğü için bir tropik gün, bir yıldız gününden daha uzundur. Aradaki fark da, Dünyanın Güneş etrafında kat ettiği açıyla (yörünge açısı) doğru orantılıdır.

Dünyanın yörüngesi, diğer tüm gezegenlerinki gibi eliptiktir, yani elips şeklindedir. Bu nedenle de yörünge hızı, Güneşe olan uzaklığına göre değişmektedir (Kepler yasası). İşte bu hız değişimi, bir günde kat edilen yörünge açısını ve dolayısıyla tropik günün uzunluğunu değiştirmektedir [3].

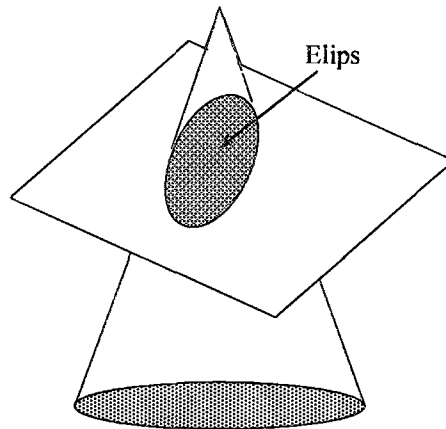


Şekil 7. Güneş günü ve Yıldız günü

1.5.2. Kepler Yasaları

1.5.2.1. Eliptik Yörünge Yasası

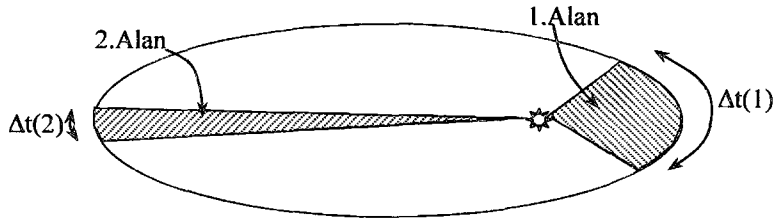
Uzayda birbirleriyle etkileşim halinde bulunan kütlelerin yörüngeleri, bir odağında bir kütle bulduğu konik kesit şeklindedir (Şekil 8) [11]. Eğer birbirleriyle kalıcı ilişkiye sahipse bu şekil elips olur. Kalıcı ilişki yoksa şekil hiperbol olur.



Şekil 8. Konik kesitler

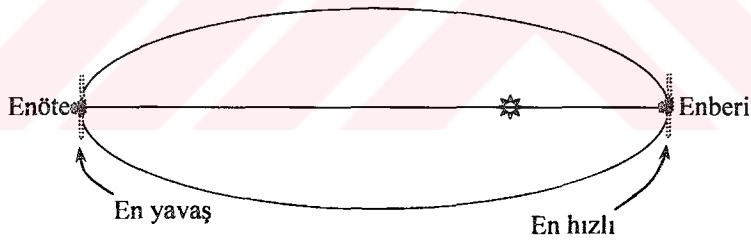
1.5.2.2. Alanlar Yasası

Keplerin bu yasası açısal momentumun korunumu ilkesinden yola çıkarak açıklanabilir. Açısal momentum; ilgili yörüngede yarıçap vektörü genliği ile çizgisel hızın çarpımıyla orantılıdır. Bu durumda çekim merkezi ile uydu arasındaki yarıçap vektörü eşit zaman aralığında eşit alan süpürür [15].



Şekil 9. Alanlar yasası

Şekil 9 da $\Delta t(1)=\Delta t(2)$ ise 1. Alan 2. Alana eşittir. Buna göre uydunun yörünge üzerindeki hızı Dünyaya yaklaştıkça artar, uzaklaştıkça azalır.(Şekil 10)



Şekil 10. Uydunun hızları

1.5.2.3. Harmonik Yasa

Keplerin bu yasası sadece eliptik yörünge için geçerlidir. Eliptik yörünge yarısal eksen uzunluğu ile yörünge periyodu arasındaki ilişkiyi ifade eder. Dünya ve uydu düşünüldüğünde:

$$M \cong M + m \quad (1)$$

$$a^3 = \left[\frac{G(M+m)}{4\pi^2} \right] P^2 \approx \left(\frac{GM}{4\pi^2} \right) P^2 \equiv \left(\frac{\mu}{4\pi^2} \right) P^2 \quad (2)$$

buradan periyot;

$$P = 2\pi \sqrt{\frac{a^3}{\mu}} \quad (3)$$

1.5.3. Newton'un Çekim Yasası

Newton'un Hareket Yasası ve evrensel kütle çekim yasasından Kepler'in gezegenlerin hareketiyle ilgili yasaları kolayca türetilir.

1.5.3.1 Evrensel Çekim Kuvveti Yasası

Her bir kütle diğer kütlelere kütleleri çarpımı ile doğru orantılı, aralarındaki mesafenin karesiyle ters orantılı bir çekim kuvveti uygular [6].

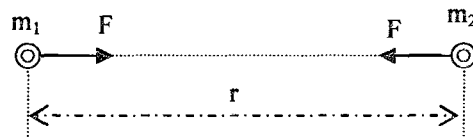
$$F = \frac{GMm}{r^2} \text{ fakat } F = ma = m \frac{v^2}{r} \quad (4)$$

$$\Rightarrow \frac{GMm}{r^2} = \frac{mv^2}{r} \quad (5)$$

$$v^2 = \frac{GM}{r} \quad (6)$$

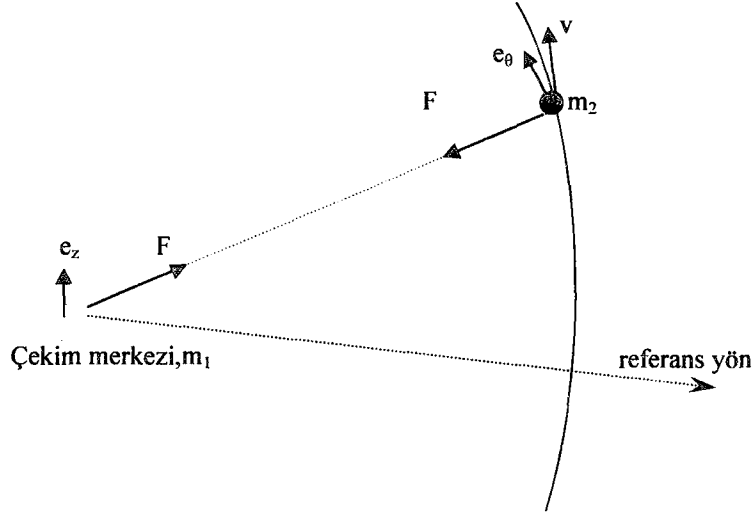
1.5.3.2. İki Kütle Problemi

Dünyanın Güneş etrafındaki, uydunun Dünya etrafındaki, yıldızların galaksi merkezleri etrafındaki hareketleri tümüyle merkezciil kuvvetlerle tanımlanır. Merkezciil kuvvet iki kütle arasındaki doğru boyunca birbirine doğru etkir [6].



Şekil 11. Kütle çekim kuvveti

Uygulamada ise uydunun yörünge simülasyonu da iki kütle problemidir. Burada uydunun kütlesi m_2 , Dünyanın kütlesi m_1 , ki $m_1 \gg m_2$ olduğundan m_2 'nin hareketi m_1 'e göre referans bir çerçevede düşünülebilir.



Şekil 12. İki kütle problemi

m_2 nin m_1 üzerinde uyguladığı Newton'un kütle çekim kuvveti yasası şu şekilde ifade edilebilir;

$$|\vec{F}| = \frac{Gm_1m_2}{r^2} \quad (7)$$

$$\vec{F} = -\frac{\mu m_2}{r^2} \hat{r} \quad (8)$$

burada μ yerçekimi parametresidir. (-) işareti çekim kuvveti olduğunu belirtir.

Bu kuvvet aşağıdaki şekilde de yazılabilir;

$$\vec{F} = -\frac{\mu m_2}{r^3} \vec{r} \quad (9)$$

Newton'un ikinci hareket yasasına göre, merkezci kuvvet kütle ile m_2 kütesinin ivmesi çarpımına eşittir.

$$-\frac{\mu m_2}{r^3} \vec{r} = m_2 \ddot{\vec{r}} \quad (10)$$

$$\ddot{\vec{r}} + \frac{\mu}{r^3} \vec{r} = 0 \quad (11)$$

(11) denkleminin her iki tarafını \vec{r} ile vektörel çarptığımızda

$$\vec{r} \times \frac{d^2 \vec{r}}{dt^2} = 0 \quad (12)$$

olur.

Bu eşitlik aynı zamanda;

$$\frac{d}{dt} \left(\vec{r} \times \frac{d\vec{r}}{dt} \right) = 0 \quad (13)$$

olur.

Buradan birim kütle için açısal momentum;

$$\vec{h} \equiv \vec{r} \times \frac{d\vec{r}}{dt} \quad (14)$$

olarak ifade edilir. Burada h sabit bir vektör olduğu sonucu elde edilir ve \vec{r} ile $\frac{d\vec{r}}{dt}$ 'ye diktir. Hareket düzlemine dik olmalıdır. Ayrıca, \vec{h} sabit olduğuna göre bu düzlemde sabittir.

(11) denklemini h ile vektörel çarptığımızda;

$$\frac{d^2 \vec{r}}{dt^2} \times \vec{h} = \mu \frac{d}{dt} \left(\frac{\vec{r}}{r} \right) \quad (15)$$

$$\frac{d^2 \vec{r}}{dt^2} \times \vec{h} = -\mu \frac{\vec{r}}{r^3} \times \vec{h} \quad (16)$$

\vec{h} vektörü yerine konulduğunda;

$$\frac{d^2 \vec{r}}{dt^2} \times \vec{h} = -\mu \frac{\vec{r}}{r^3} \times \left(\vec{r} \times \frac{d\vec{r}}{dt} \right) \quad (17)$$

$$\{\bar{A} \times (\bar{B} \times \bar{C}) = (\bar{A} \cdot \bar{C}) \cdot \bar{B} - (\bar{A} \cdot \bar{B}) \cdot \bar{C}\} \text{ ifadesi uygulandığında;} \quad (18)$$

$$\frac{d\bar{r}}{dt} \times \bar{h} = \frac{\mu}{r} (\bar{r} + r\bar{e}) \quad (19)$$

e entegralden gelen sabit, dışmerkezlilik vektörü olarak adlandırılır.

(20)' ifadesinin \bar{h} ile nokta çarpımı alındığında;

$$\left(\frac{d\bar{r}}{dt} \times \bar{h} \right) \cdot \bar{h} = \frac{\mu}{r} (\bar{r} + r\bar{e}) \cdot \bar{h} \quad (20)$$

$\frac{d\bar{r}}{dt} \times \bar{h}$ ifadesi \bar{h} vektörüne dik olduğundan ifadenin sol tarafı sıfıra eşittir.

$$\bar{e} \cdot \bar{h} = 0 \quad \bar{e} \cdot \bar{h} = eh \cos 90^\circ \quad (21)$$

Bu da dışmerkezlilik vektör e ' nin yörünge düzleminde olduğunu gösterir. Düzlem üzerindeki ' e ' vektörünün yönü referans yön olarak alınır.

Kutupsal koordinatlarda;

$$\frac{d\bar{r}}{dt} = \frac{dr}{dt} \bar{e}_r + r \dot{\theta} \bar{e}_\theta \quad (22)$$

denklem (20) \bar{r} ile skaler çarpıldığında;

$$r^4 \dot{\theta}^2 = \mu r (1 + e \cos \theta) \quad (23)$$

elde edilir.

Diğer yandan;

$$|h| = h = \left| \bar{r} \times \frac{d\bar{r}}{dt} \right| = \left| r \bar{e}_r \times \left(\frac{dr}{dt} \bar{e}_r + r \dot{\theta} \bar{e}_\theta \right) \right| = \left| r^2 \dot{\theta} \bar{e}_z \right| \quad (24)$$

buradan açısal momentumun genliği;

$$h = r^2 \dot{\theta} \quad (25)$$

denklem (24) , $h^2 = \mu r(1 + e \cos \theta)$ olarak yazılabilir.

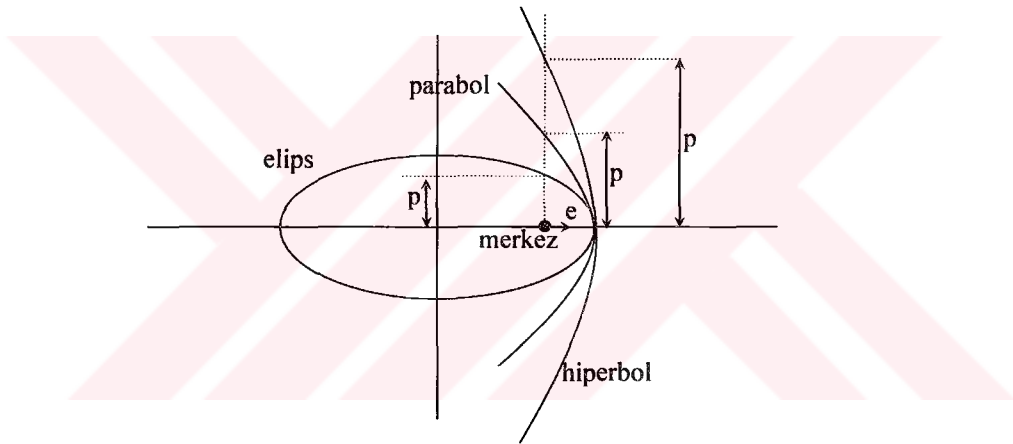
Buradan r hesaplandığında [17];

$$r = \frac{h^2 / \mu}{1 + e \cos \theta} \quad (26)$$

Burada $p \equiv h^2 / \mu$ denildiğinde [5];

$$r = \frac{p}{1 + e \cos \theta} \quad (27)$$

buradan $\cos \theta = \frac{\vec{r} \cdot \vec{e}}{re}$ olur. (28)



Şekil 13. Konik kesit şekilleri

θ ; dışmerkezlilik vektörü ile konum vektörü arasındaki açıdır ve gerçek anomali olarak isimlendirilir (Şekil 15).

Denklem (28) den de görüldüğü gibi $\theta=0$ olduğunda r minimum olur ve dışmerkezlilik vektörü r' ye paralel olur. Ve θ , gerçek bozulması yörünge üzerindeki pozisyonu gösterir.

Geometrik olarak, dışmerkezlilik 'e' yörüngeyi tayin eder. Şekil 13'de temel yörünge konfigürasyonları gösterilmiştir. Eğer $0 < e < 1$ ise şekil elips, $e=0$ ise daire, $e=1$ ise parabol olur. Eğer $e > 1$ ise şekil hiperbol olur.

1.5.4. Uzaydaki Bir Yörünge Elemanları

“Yörünge elemanları” olarak adlandırılan beş bağımsız değişken ile bir yörünge boyutu, şekli, yönlendirilmesi tam olarak tanımlanabilir. Altıncı bir parametre ile uzay aracı yörünge üzerine belirli bir zaman için konumlandırılır [6].

Şekil 14 ve şekil 15’te bu bahsedilen yörünge elemanları açıklanmıştır.

Burada;

a, yarıasal eksen; yörünge boyutunu belirleyen sabit,

e, dışmerkezlilik; yörünge şeklini belirleyen sabit,

i, yörünge eğikliği; uzay aracının bulunduğu yörünge düzlemiyle ekvator düzlemi arasındaki açı,

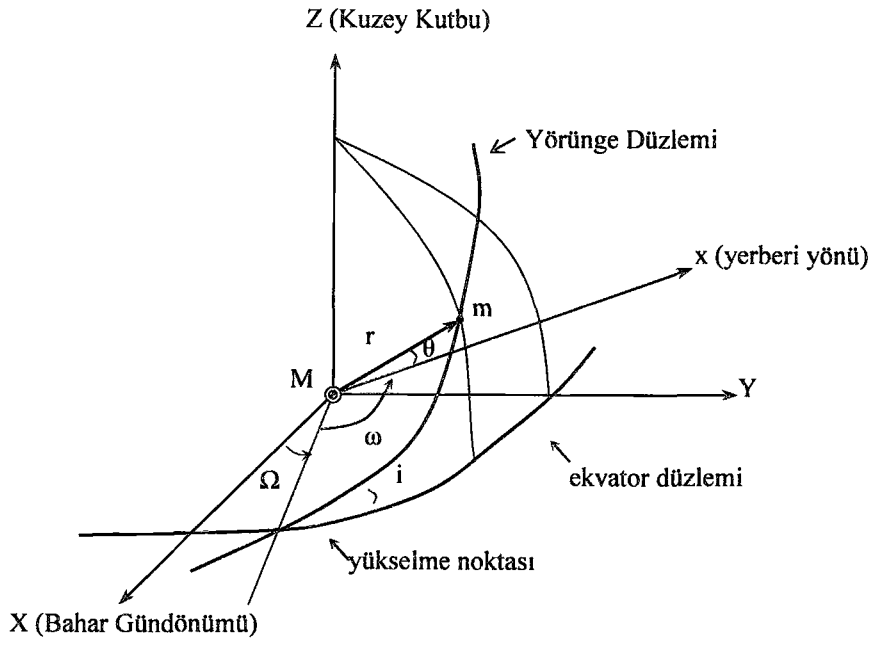
Ω , yükselme düğümü açısı; yörünge düzleminde, uzay aracının ekvator düzlemini güneyden kuzeye geçerken kestiği nokta ile bahar gündönümü referans doğrultusu arasındaki açı,

ω , yerberi argümanı; yükselme noktası ile yerberi noktası arasındaki açı.(çekim kuvveti merkezine (Dünyaya) en yakın nokta),

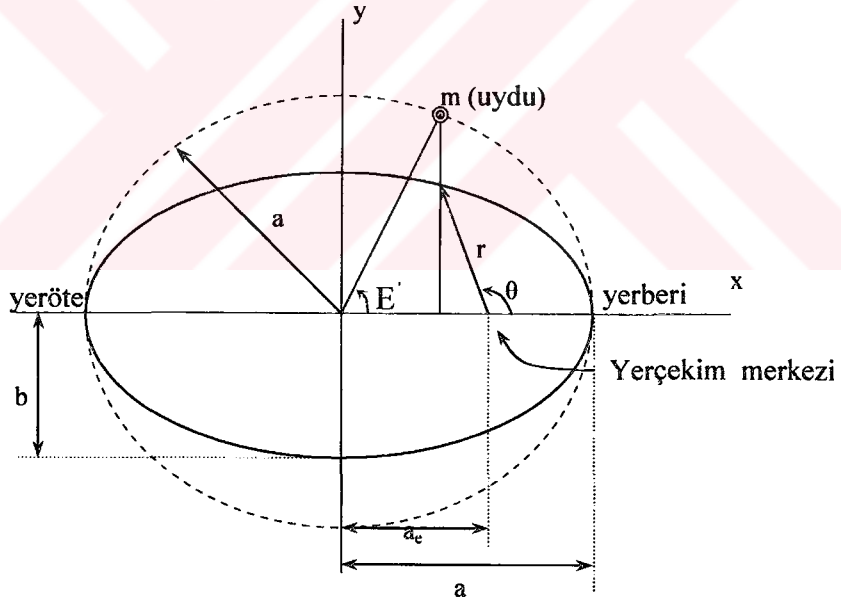
θ , gerçek anomali; uydunun bulunduğu konum ile yerberi doğrultuları arasındaki açıdır. İki kütle problemi için, zamana bağlı tek değişkendir.

Şekil 15’ten dış merkezlilik anomali E' ile, gerçek anomali θ arasındaki aşağıdaki ifade çıkartılabilir.

$$\tan \frac{E'}{2} = \left(\frac{1-e}{1+e} \right)^{1/2} \tan \frac{\theta}{2} \quad (29)$$



Şekil 14. Uzayda yörünge elemanları [11]



Şekil 15. Yörünge düzlemindeki yörünge elemanları

1.6. Transfer Yörünge

1.6.1. Kurtulma Hızı

Yerçekiminden kurtulmak için uydunun yerleştirilme hızına kurtulma hızı denir. 'm' kütledeki bir uyduyu uzayda 'r' uzaklığa yerleştirmek için 'g' yerçekimine karşı koymak gerekir. Bunu sağlamak için taşıyıcı roketin itki motorları ' \vec{v}_0 ' ile gösterilen bir kurtulma hızı sağlamalıdır.

Bu durumda yerçekimine karşı harcanan kinetik enerji $\frac{mv_0^2}{2}$ 'dir.

Dünya atmosferinin direnci yerçekimi yanında ihmal edilebilecek düzeydedir. Dolayısıyla \vec{v}_0 hızı ' $m\vec{g}$ ' yerçekimi kuvvetine karşı harcanan kinetik enerji eşitliğinden çıkartılabilir.

'r' uzaklığı giderek arttığından yerçekimi ivmesi

$$g = g_0 \left(\frac{r_0^2}{r^2} \right) \quad (30)$$

şeklinde uzaklıkla değişir.

r_0 :Dünya yarıçapı =6378,144 km

g_0 : Dünya yüzeyinde (deniz seviyesinde) ki yerçekimi ivmesi=9,8 m/s² dir.

Uyduya, dünyadan ayrılışı sırasında etkiyen yerçekimi uzaklıkla değişeceğinden, v_0 hızını bulmak için aşağıdaki entegraller alındığında;

$$\frac{1}{2}mv_0^2 = \int_{r_0}^{\infty} \vec{f} \cdot d\vec{r} = \int_{r_0}^{\infty} mg \cdot dr = \int_{r_0}^{\infty} m \cdot \left(g_0 \cdot \frac{r_0^2}{r^2} \right) \cdot dr = mg_0 r_0 \quad (31)$$

bu eşitlikten v_0 ;

$$v_0 = (2g_0 r_0)^{1/2} = 11,2 \text{ km/s} \quad (32)$$

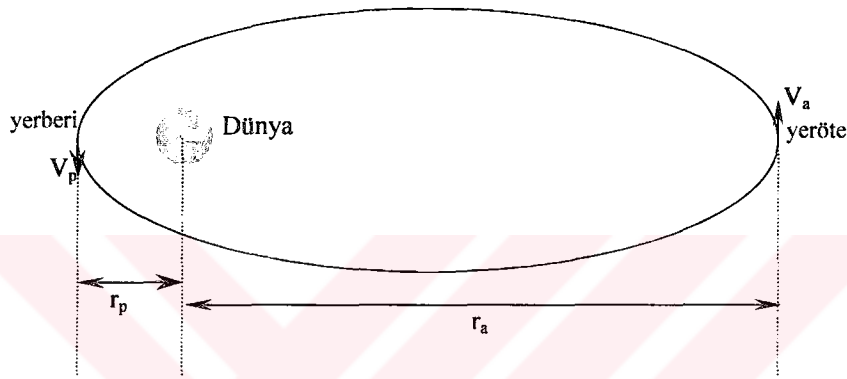
toplam hızı ile söz konusu roket yerden ayrılmalıdır.

Roket yerden ayrıldıktan sonra 200 km irtifada iken uyduyu bırakır ve uydu, yerberi uzaklığı 200 km, yeröte uzaklığı 35786,5 km olan elipsoidal bir yörüngeye yerleşir (Şekil 16). Bundan sonraki evre ise uydunun üzerindeki yeröte itki motoru ile yeresabit yörüngeye yerleşmektir (Şekil 17).

1.6.2. Hohmann Transferi

1.6.2.1. Transfer Yörünge

Uydunun işlevini sürdüreceği yörüngeye oturtulması evresinde kullandığı yörüngedir. Yere göre durağan yörüngeye uydunun yerleştirilmesinden önce en çok kullanılan ve Türksat uydularının yerleştirilmesinde de kullanılan transfer sistemi Hohmann Transfer Sistemidir.



Şekil 16. Transfer yörüngede yeröte ve yerberi

Yere göre durağan yörünge, ekvatorun yaklaşık 36000 km uzakta ve ekvator düzlemiyle 0° eğim açısındaki yörünge düzlemidir. Uydunun bu düzleme yerleştirilmesi için yüksekliğinin ve eğim açısının değiştirilmesi gerekir.

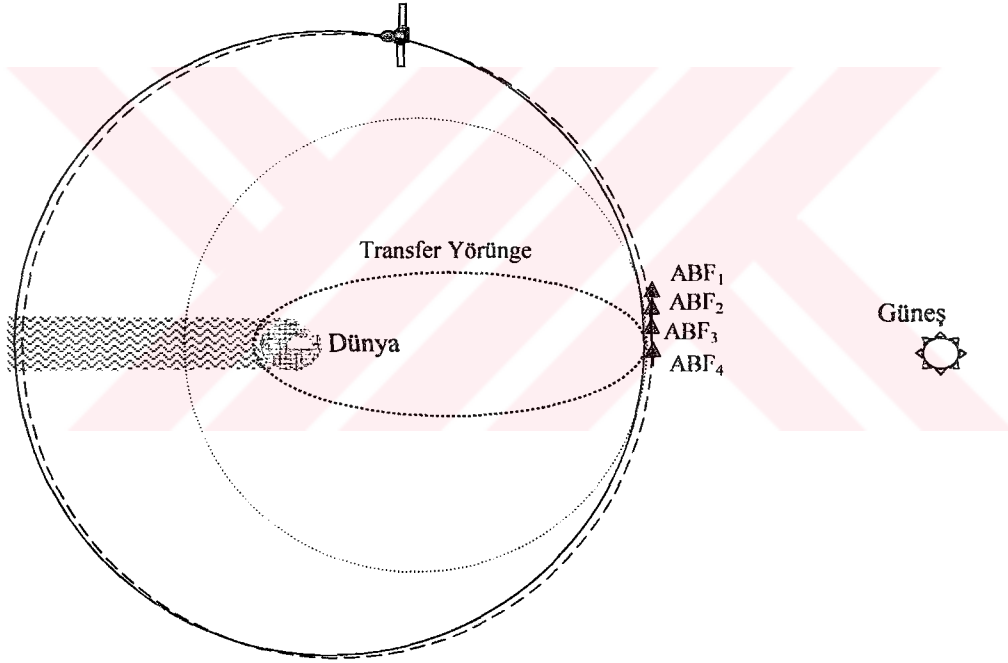
Uydunun yörünge şekli, boyutu ve ekvator düzlemiyle yaptığı açının değişimi Yeröte İtme Motorunun (ABM) uydunun hız vektörünün yönü ve genliğinde yaptığı değişikliklerle sağlanır (Şekil 17). Bu ateşlemeler, zamanında, doğru yönde ve istenilen miktarda itme yapacak şekilde hesaplanmalı ve yapılmalıdır. İşte uydunun bırakıldığı Alçak Yörüngeden (LEO) yere göre durağan yörüngeye transferi bu manevralar ile yapılır [20]. Uydunun en fazla yakıt sarfiyatının olduğu ateşlemeler bu safhada gerçekleşir. Yere göre durağan yörüngeye yerleştirildikten sonra Yeröte İtme Motoru yakıt tanklarından izole edilir.

1.6.2. Hohmann Transferinin Gerçekleştirilmesi

1.6.2.1. Yüksekliğin Değiştirilmesi

Hohmann transferi temelde, aynı düzlemde bulunan dairesel bir yörüngeden diğer bir dairesel yörüngeye geçiş için yakıtın en verimli kullanıldığı yörünge transfer şeklidir.

Yerleştirme roketi 200 km' ye ulaştığında uyduyu bırakır. Bu noktadaki hızı yaklaşık 10.2 km/s' dir. Bu ayrılış noktası yerberi noktası olarak adlandırılır ve uydu transfer yörüngesi denilen eliptik bir yörüngededir. Yeröte noktası ise yere göre durağan yörünge uzaklığı olan 35786 km dir. Transfer yörüngesi sırasında yeröte ve yerberi noktalarındaki hızlar birbirinden farklıdır (Şekil 16) [20].



Şekil 17. Transfer yörünge sistemi

1.6.3.2. Uydunun Yeröte ve Yerberi Noktalarındaki Hızları

Dünyanın yarıçapı ekvator üzerinde yaklaşık 6378.16 km alındığında Dünya merkezinden yeröte noktasının uzaklığı r_a ;

$$r_a = 35786 + 6378,16 = 42164,16 \text{ km} \quad (33)$$

yerberi noktası uzaklığı r_p ;

$$r_p = 200 + 6378,16 = 6578,16 \text{ km} \quad (34)$$

yarı asal eksen uzunluğu a ;

$$a = \frac{(r_a + r_p)}{2} = \frac{(42164,16 + 6578,16)}{2} = 24371,16 \text{ km} \quad (35)$$

keplerin harmonikler yasası uygulandığında;

$$P = 2\pi \sqrt{\frac{a^3}{\mu}} = 2\pi \sqrt{\frac{24371,16^3}{398601}} = 37863,87 \text{ s} = 10 \text{ saat } 31 \text{ dakika } 4 \text{ saniye} \quad (36)$$

Uydunun yeröte noktasındaki hızının büyüklüğü;

$$V_a = \sqrt{\frac{\mu}{a}} \sqrt{\frac{r_p}{r_a}} = \sqrt{\frac{398601}{24371,16}} \sqrt{\frac{6578,16}{42164,16}} = 1,159739 \text{ km/s} \quad (37)$$

Uydunun yerberi noktasındaki hızının büyüklüğü;

$$V_p = \sqrt{\frac{\mu}{a}} \sqrt{\frac{r_a}{r_p}} = \sqrt{\frac{398601}{24371,16}} \sqrt{\frac{42164,16}{6578,16}} = 10,23884 \text{ km/s} \quad (38)$$

Açısal momentumun korunumu kanunundan ;

$$V_a r_a = V_p r_p \quad (39)$$

yazılabilir.

Uydu transfer yörüngeden yere göre durağan yörüngeye yerleştiğinde sabit olan çizgisel hızı;

$$v = \frac{2\pi}{2\pi \sqrt{\frac{r}{\mu}}} = \sqrt{\frac{\mu}{r}} = \sqrt{\frac{398601}{42164,16}} = 3074,66 \text{ m/s} \quad (40)$$

olur.

Bu hızla operasyonel olarak işlevini sürdürür.

Tablo 1. Transfer yörünge değişkenleri [10]

Yörünge	Yeröte Uzaklığı [km]	Yerberi Uzaklığı [km]	Eğim Açısı [derece]	Periyodu [saat]
Ayrılıştta	35786	200	7,00	10,52
1.ateşleme	35786	5636	3,78	12,33
2.ateşleme	35786	30277	0,28	21,63
3.ateşleme	35786	35478	0,01	23,80
4.ateşleme ve düzeltme	35786	35786	0,00	23,93

1.6.3.3. Düzlemin Değiştirilmesi

Uydunun uzaya bırakıldığı andaki yörüngesi ekvator düzlemi üzerinde olmayabilir. Türksat uyduları için bu 7° 'dir. Bu durumda ekvator düzlemiyle 'eğim açısı' yapan bir yörüngeden ekvator düzlemindeki bir yörüngeye ulaşması gereklidir. Bu geçişi sağlamak için eski yörünge ile yeni yörüngeyi kesişim noktalarında ateşleme yapılarak yeni düzlemlerle ekvator düzleminin çakışması sağlanır.

Geçiş yörüngesi ile ekvator yörüngesinin çakıştığı noktalar ise yükseliş ve alçalış noktaları olarak adlandırılır. Uydunun kendi yörüngesi üzerinde iken güneyden kuzeye geçtiği nokta 'yükseliş noktası', kuzeyden güneye geçtiği nokta ise 'alçalış noktası' dir.

1.7. Yere Göre Durağan Bir Uyduya Etkiyen Bozucu Kuvvetler

Newton'un evrensel çekim yasasına göre bir uydunun kendine has, sabit bir yörüngesi vardır. Birçok problem, iki kütle problemi yaklaşımıyla çözülebilir. Fakat, bu merkez kuvvet çekiminden başka bozucu kuvvetlerin toplamsal etkisi ihmal edilemeyecek kadar fazladır. Uzun zaman aralığı için düşünüldüğünde kayda değer bozucu etkiler vardır. Basit bir Kepler yörüngesini şekillendiren başlıca bozucu kuvvetler şunlardır;

- yerçekiminden bağımsız kuvvetler
- üçüncü kütle çekim etkisi
- düzgün olmayan kütle dağılımı

Güneş, Ay ve Dünyadan kaynaklanan kütle çekim kuvvetleri uydunun ağırlığı ile orantılıdır. Uydunun şekli, boyutu ve diğer parametrelerinden bağımsızdır. Ancak Güneşten gelen ışılardan kaynaklanan basınç etkisi uydunun ağırlığı ile ters orantılıdır [4].

1.7.1. Yerçekiminden Bağımsız Kuvvetler

Yakın yörünge uyduları için bu kuvvet atmosfer sürüklemesidir. Yere göre durağan uydular için ihmal edilebilecek düzeyde azdır. Bu kuvvet transfer yörünge sırasında önem kazanır. Sürtünme kuvveti 500 km' nin altında hesaba katılabilirken yaklaşık 36000 km yüksekteki yerdurağan bir uydu için göz ardı edilebilir [6].

Ayrıca (1) Dünyanın magnetik alanından dolayı uyduda oluşan girdap akımları, (2) solar rüzgar ve mikrometeorlardan dolayı oluşan sürüklenme, (3) güneşten kaynaklanan ışıma basıncı gibi kuvvetler uyduya etkir. Bunlardan ilk ikisi ihmal edilebilirken ışıma basıncı çoğu uydular, özellikle geniş güneş panellerine sahip uydular için önem kazanır. Bu yüzden bu bozulma yere göre durağan uydular için hesaplara katılır. Uydu Dünyanın gölgesine girmediği dönem boyunca ışıma basıncı etkisini sürdürür. Dolayısıyla uydunun hayatının büyük bir kısmında bu bozucu kuvvet mevcuttur [6].

x- eksenini yönündeki ışıma basıncının ivmesi aşağıdaki gibi hesaplanır [6].

$$\ddot{x}_{snp} = \frac{-K(x_s - x)}{\Delta_s^3} \quad (41)$$

K: uyduya bağlı bir sabit.

x_s :Güneşin Dünya merkezli sisteme göre x koordinatı

x :uydunun Dünya merkezli sisteme göre x koordinatı

Benzer ivmeler y ve z doğrultuları içinde yazılabilir.

Δ_s :uydu ile güneş arasındaki mesafedir.

$$\Delta_s = \sqrt{(x - x_s)^2 + (y - y_s)^2 + (z - z_s)^2} \quad (42)$$

$$K = S(1 - f) \quad (43)$$

$$S = S_0 + S_1 \cos[2\pi(D - t_0)/T] \quad (44)$$

t_0 :22 Aralık

D :hesaplamanın yapıldığı zamandır.

T=0,5 yıldır.

S_0 ve S_1 ise uydunun şekline, kütesine ve yüzey yansıtma özelliğine bağlıdır.

Bir diğer önemli konu ise ışınma basıncının uyduya ne zaman etkiyeceğidir. Bunun için;

$$\text{Sin}\delta = \frac{\left\{ x_s (\dot{y}z - \dot{y}z) + y_s (\dot{z}x - \dot{z}x) + x_s (\dot{x}y - \dot{x}y) \right\}}{r_s \left\{ (y\dot{z} - \dot{y}z)^2 + (z\dot{x} - \dot{z}x)^2 + (x\dot{y} - \dot{x}y)^2 \right\}^{1/2}} \quad (45)$$

Işınma basıncının hesaba katılması için aşağıdaki eşitlik gözönüne alınmalıdır.

$$f = \begin{cases} 0 & |\sin \delta| \geq (Re/r) \\ \pi^{-1} A \tan \left\{ \frac{((Re/r)^2 - \text{Sin}^2 \delta)^{1/2}}{(1 - (Re/r)^2)^{1/2}} \right\} & |\sin \delta| < (Re/r) \end{cases} \quad (46)$$

burada Re, ekvator yarıçapıdır.

$$r = \sqrt{x^2 + y^2 + z^2} \quad (47)$$

uydunun yermerkezine olan uzaklığıdır.

$f=0$ olması, uydunun tam olarak güneşten kaynaklanan ışınma basıncı altında olması demektir.

1.7.2. Üçüncü Kütlein Çekim Etkisi

Üçüncü kütle çekimi Newton ikinci yasasından türetilen n-kütle eşitliğinden çıkartılabilir [6].

$$\frac{d^2 \vec{r}_{12}}{dt^2} = -k^2 (m_1 + m_2) \frac{\vec{r}_{12}}{r_{12}^3} + k^2 \sum_{j=3}^n m_j \left(\frac{\vec{r}_{j1}}{r_{j1}^3} - \frac{\vec{r}_{j2}}{r_{j2}^3} \right) \quad (48)$$

Burada 1 kütle çekim merkezini (yere göre durağan bir yörünge için Dünya), 2 uzay aracını, $j=3$, n üçüncü kütleleri ifade eder. $r_{ij} = r_j - r_i$ ise i. kütle için j. kütleyle göre yerini belirtir. Bu çalışmada Ay ve Güneş hesaba katılmıştır.

Dolayısıyla Ay ve Güneşin neden olduğu bozulmanın ivmesi;

$$\ddot{\vec{r}}_{3-4} = k^2 m_3 \left(\frac{\vec{r}_{31}}{r_{31}^3} - \frac{\vec{r}_{32}}{r_{32}^3} \right) + k^2 m_4 \left(\frac{\vec{r}_{41}}{r_{41}^3} - \frac{\vec{r}_{42}}{r_{42}^3} \right) \quad (49)$$

Buna göre x doğrultusunda Ay ve Güneşin etkisinden kaynaklanan ivme;

$$\ddot{\bar{x}}_{s,m} = -\mu_s \left(\frac{\bar{x} - \bar{x}_s}{\Delta_s^3} + \frac{\bar{x}_s}{r_s} \right) - \mu_m \left(\frac{\bar{x} - \bar{x}_m}{\Delta_m^3} + \frac{\bar{x}_m}{r_m} \right) \quad (50)$$

Benzer eşitlikler y ve z doğrultularındaki ivmeler içinde yazılabilir.

Burada ;

$$\Delta_{s,m} = \sqrt{(x - x_{s,m})^2 + (y - y_{s,m})^2 + (z - z_{s,m})^2} \quad (51)$$

$$r_{s,m} = \sqrt{x_{s,m}^2 + y_{s,m}^2 + z_{s,m}^2} \quad (52)$$

(x_s, y_s, z_s) ve (x_m, y_m, z_m) sırasıyla yermerkezine göre Güneş ve Ayın koordinatlarıdır. μ_s ve μ_m Güneş ve Ayın kütle çekim sabitleridir.

Ay ve Güneş, uzak oluşlarından dolayı tam küre olmayışlarından kaynaklanan çekim kuvveti farklılıkları göz ardı edilip, noktasal kütle olarak düşünülebilirler. Hesaplamalarda Güneş ve Ayın konumlarını koordinat sisteminde zamana bağlı olarak kullanmak gerekir [2].

Güneş ve Ayın yer çekim sabitleri μ_s ve μ_m , Dünyanın yer çekim sabiti μ denildiğinde

$$\begin{aligned} \mu_s &= 1,3271244 \cdot 10^{20} \text{ m}^3/\text{s}^2 \\ \mu_m &= 4902,799 \cdot 10^9 \text{ m}^3/\text{s}^2 \\ \mu &= 398600,64415 \cdot 10^9 \text{ m}^3/\text{s}^2 \text{ dir.} \end{aligned}$$

Güneş ve Ayın Dünyaya göre yer vektörleri \vec{r}_1 ve \vec{r}_2 ise, uyduya göre bu yer vektörleri $-\vec{r}$, $\vec{r}_1 - \vec{r}$, $\vec{r}_2 - \vec{r}$ olacaktır. Bu kütlelerin uyduya uyguladığı çekimin bileşeni;

$$-\frac{\mu}{r^3} \vec{r} + \sum_{k=1}^2 \frac{\mu_k}{|\vec{r}_k - \vec{r}|^3} (\vec{r}_k - \vec{r}) \quad (53)$$

olur.

Ne varki Dünya da Ay ve Güneşin çekim kuvveti altında hareket eder. Benzer şekilde Dünyaya uygulanan ivme;

$$\sum_{k=1}^2 \frac{\mu_k}{r_k^3} \vec{r}_k \quad (54)$$

dir.

Sonuçta uydunun net hareketi;

$$\frac{d^2 \vec{r}}{dt^2} = -\frac{\mu}{r^3} \vec{r} + \sum_{k=1}^2 \mu_k \left[\frac{\vec{r}_k - \vec{r}}{|\vec{r}_k - \vec{r}|^3} - \frac{\vec{r}_k}{r_k^3} \right] \quad (55)$$

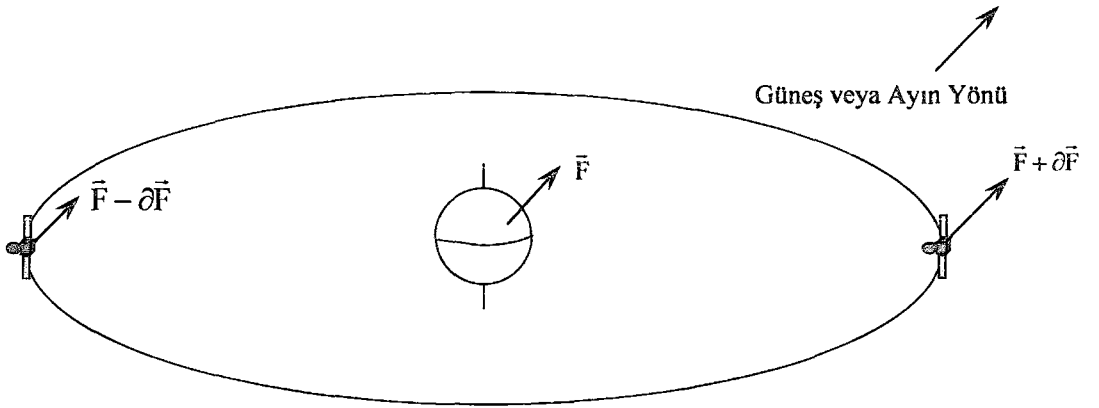
olur.

$r_k \gg r$ olduğundan parantez içi sadeleşir [4];

$$\frac{d^2 \vec{r}}{dt^2} \approx -\frac{\mu}{r^3} \vec{r} + \sum_{k=1}^2 \frac{\mu_k}{r_k^3} \left[\frac{3}{r_k^2} (\vec{r}_k \cdot \vec{r}) \cdot \vec{r}_k - \vec{r} \right] \quad (56)$$

ifadesi elde edilir.

Parantez içindeki son ifade negatiftir ve sabit sayılabilir. Önceki ifadeler ise Güneş ve Aydan kaynaklanan bozucu etkilerdir. Fakat günün bir yarısında uydu Ay'a Dünyadan daha yakındır ve daha kuvvetli çekime uğrar (Şekil 18), günün diğer yarısında bu durum tersine döner ve ifade negatif değer alır.



Şekil 18. Güneş ve Ayın kütle çekimi [2]

Güneşin Dünya merkezli sisteme göre koordinatları aşağıdaki şekilde bulunabilir [6].

- 1) Ekliptik düzleme göre boylamı(derece)

$$L_s = 180 + 99.68668 + 0.9856473JD + 1.91549 \sin M_s + 0.02009 \sin 2M_s$$

burada ; $M_s = 358.476 + 0.9856JD$ dir. JD 0,5 Ocak 1900'den sonraki Jülyen gün sayısıdır.

- 2) Ekvator düzlemine göre Güneşin boylamı (derece)

$$RA = A \tan(\tan L_s \cdot \cos \epsilon)$$

ϵ ; ekvator düzlemi ile ekliptik düzlem arasındaki $23,44^\circ$ lik açıdır.

- 3) Güneşin koordinatlarını ekvator düzlemine indirgenmesi

$$DECS = A \sin(\sin L_s \cdot \sin \epsilon)$$

Güneşin koordinatları;

$$x_s = r_s \cos(DECS) \cos(R.A.)$$

$$y_s = r_s \cos(DECS) \sin(R.A.)$$

$$z_s = r_s \sin(DECS)$$

(57)

Ayın koordinatları için;

- 1) Temel parametreler

Güneşin ortalama bozulması: $\gamma = 358.48 + 0.9856JD$

Ayın ortalama bozulması: $\beta = 296.1 + 13.064992JD$

Ayın ortalama boylamı: $\lambda = 11.25 + 13.229350JD$

Ayın boylamı-Güneşin boylamı: $\delta = 350.74 + 12.190749JD$

- 2) Ekliptik düzlemde Ayın boylamı;

$$\begin{aligned} LOM = & 270.434 + 13.176397JD + 6.289 \sin \beta - 1.274 \sin(\beta - 2\delta) \\ & + 0.658 \sin(2\delta) + 0.214 \sin(2\beta) - 0.186 \sin \gamma \\ & - 0.114 \sin(2\lambda) - 0.059 \sin(2\beta - 2\delta) - 0.057 \sin(\gamma + \beta - 2\delta) \\ & + 0.053 \sin(\beta + 2\delta) - 0.046 \sin(\gamma - 2\delta) + 0.041 \sin(\beta - \gamma) \\ & - 0.035 \sin \delta - 0.03 \sin(\beta + \gamma) \end{aligned}$$

- 3) Ayın ekliptik düzlemde enlemi;

$$\begin{aligned} \text{LAM} = & 5.128 \sin \lambda + 0.281 \sin(\beta + \lambda) + 0.278 \sin(\beta - \lambda) \\ & + 0.173 \sin(2\delta - \lambda) - 0.055 \sin(\beta - 2\delta - \lambda) \\ & - 0.046 \sin(\beta - 2\delta + \lambda) + 0.033 \sin(2\delta + \lambda) \end{aligned}$$

- 4) Ayın ekvator düzleminden yükseliş noktası;

$$\text{RASM} = A \tan(\tan(\text{LOM}) \cos \epsilon)$$

- 5) Ayın koordinatlarını ekvator düzlemine indirgenmesi

$$\text{DECM} = A \sin(\sin(\text{LOM}) \sin \epsilon)$$

Ayın koordinatları;

$$x_m = r_m \cos(\text{DECM}) \cos(\text{RASM})$$

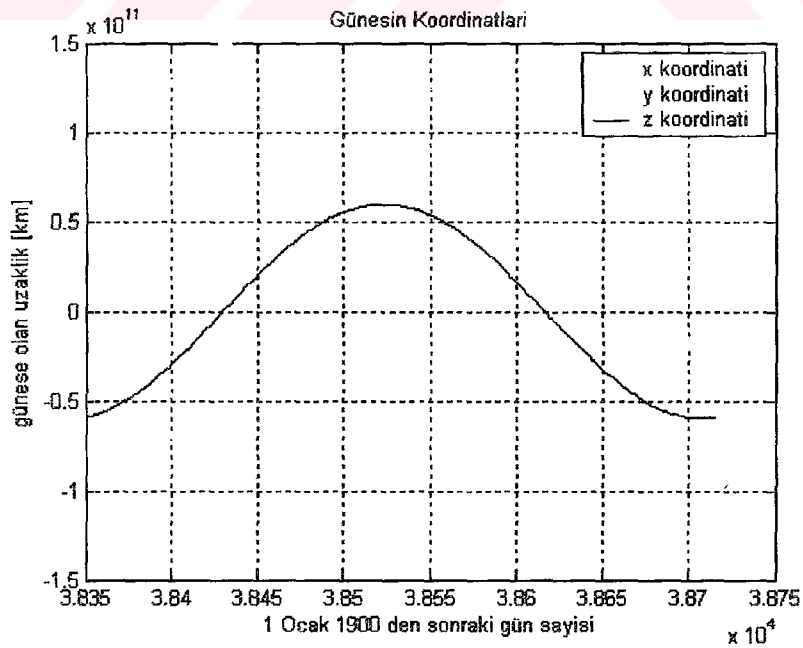
$$y_m = r_m \cos(\text{DECM}) \sin(\text{RASM})$$

$$z_m = r_m \sin(\text{DECM})$$

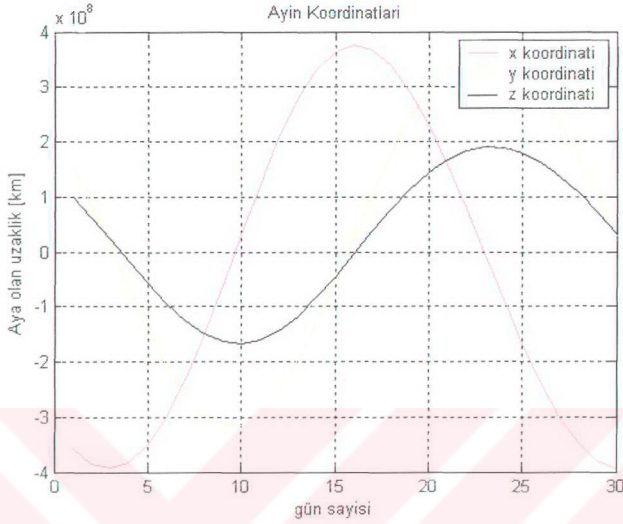
(58)

Bu çalışma için Güneş ve Ayın koordinatlarını hesaplayan bir program yazılmış (Ek-2, Ek-3) ve sonuçlar 2. nesil uydumuz Türksat 2A kontrol terminalindeki hesaplarla karşılaştırıldığında uyumlu olduğu görülmüştür.

2005 yılı Ocak ayından başlatılarak bir yıl için hesaplatılan Güneşin Dünya merkezine göre koordinatları (Şekil 19) ve 1-30 Ocak 2005 için Ayın Dünya merkezli koordinatları hesaplatılmıştır (Şekil 20).



Şekil 19. 1 Ocak 2005 ten sonraki bir yıllık Güneşin koordinatları



Şekil 20. 1 Ocak 2005 ten sonra 30 günlük Ayın koordinatları

Sonuçlar Türksat 2A uydu kontrol terminalindeki verilerle karşılaştırıldığında örtüştüğü görülmüştür.

Üçüncü kütlelerin uyduya uyguladığı bozucu ivmelerin hesabında Güneş ve Ayın koordinatları hesabı etkileyecek olan kütle çekim kuvvetinin hesabı için önemlidir.

1.7.3. Homojen Olmayan Kütle Dağılımından Kaynaklanan Bozulma

Dünyanın tam küre olmayışından ve homojen bir dağılım sergilememesinden kaynaklanan bozulmalardır [8].

Dünya merkezine göre (x,y,z) koordinatlarındaki bir parçacığın ivme bileşenleri;

$$\ddot{x} = \frac{\partial U}{\partial x}, \quad \ddot{y} = \frac{\partial U}{\partial y}, \quad \ddot{z} = \frac{\partial U}{\partial z} \quad (59)$$

ile verilir.

Burada U dünyanın potansiyelidir. $U=\mu_e/r$ olması durumu bozucu etkinin olmadığı durumdur [6].

$$\ddot{x} = -\mu_e x / r^3 \quad (60)$$

$$U = \frac{\mu_e}{r} \left[1 + \sum_{n=2}^{\infty} \left(\frac{a_e}{r} \right)^n \sum_{m=0}^n (C_{nm} \cos m\lambda + S_{nm} \sin m\lambda) P_{nm}(\sin \beta) \right] \quad (61)$$

U dünyanın potansiyelidir. r , β , λ sırasıyla, uydunun küresel koordinatlardaki uzaklığı, enlemi ve boylamıdır. $P_{nm}(\sin \beta)$ Legendre fonksiyonudur[8].

Kartezyen koordinatlar ile küresel koordinatlar arasındaki bağıntı;

$$r = \sqrt{x^2 + y^2 + z^2} \quad (62)$$

$$\beta = \arcsin \frac{z}{r} \quad (63)$$

$$\lambda = \arctan \frac{y}{x} \quad (64)$$

Legendre polinomu;

$$P_n(\sin \beta) = \frac{1}{2^n} \sum_{k=0}^n (-1)^k (2n-2k)! \sin^{n-2k} \beta / k!(n-k)!(n-2k)! \quad (65)$$

şeklindedir.

Bu ifade yardımıyla Legendre fonksiyonu;

$$P_{lm}(\sin \beta) = \cos^m \beta \frac{d^m P_l(\sin \beta)}{d(\sin \beta)^m} \quad (65)$$

Dünyanın potansiyelini tanımlayan ifadede geçen diğer C ve S sabitleri için değişik modeller oluşturulmuş ve tablolar halinde düzenlenmiştir.

Sonuçta uyduya Dünyadan kaynaklı etkiyen bozucu kuvvetin ivmesi için aşağıdaki diferansiyel denklemler çözülmelidir.

$$\ddot{x} = \frac{\partial U}{\partial x} = \frac{\partial U}{\partial r} \frac{\partial r}{\partial x} + \frac{\partial U}{\partial \beta} \frac{\partial \beta}{\partial x} + \frac{\partial U}{\partial \lambda} \frac{\partial \lambda}{\partial x} \quad (66)$$

$$\ddot{y} = \frac{\partial U}{\partial y} = \frac{\partial U}{\partial r} \frac{\partial r}{\partial y} + \frac{\partial U}{\partial \beta} \frac{\partial \beta}{\partial y} + \frac{\partial U}{\partial \lambda} \frac{\partial \lambda}{\partial y} \quad (67)$$

$$\frac{\partial U}{\partial z} = \frac{\partial U}{\partial r} \frac{\partial r}{\partial z} + \frac{\partial U}{\partial \beta} \frac{\partial \beta}{\partial z} + \frac{\partial U}{\partial \lambda} \frac{\partial \lambda}{\partial z} \quad (68)$$

burada;

$$\frac{\partial r}{\partial r_i} = \frac{r_i}{r} \quad (69)$$

$$\frac{\partial \lambda}{\partial r_i} = \frac{x}{y^2 + x^2} \left(\frac{\partial y}{\partial r_i} - \frac{y}{x} \frac{\partial x}{\partial r_i} \right) \quad (70)$$

$$\frac{\partial \beta}{\partial r_i} = \frac{1}{\sqrt{x^2 + y^2}} \left(-\frac{z r_i}{r^2} + \frac{\partial z}{\partial r_i} \right) \quad (71)$$

$i = x, y, z$

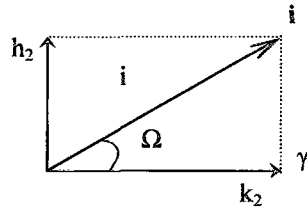
Yere göre durağan yörüngedeki bir uydu kendisine en yakın kararlı noktaya ulaşmak için ivme kazanır (Şekil 28). Eğer herhangi bir konum koruma manevrası yapılmazsa bu boylam üzerinde ileri-geri sarkaç hareketi yapar ve bu hareket iki yıldan fazla sürer [4].

1.8. Yörünge Eğiklik (Eğim) Vektörü

Yere göre durağan bir uydunun yörünge düzlemi her zaman ekvator düzlemi ile birebir çakışmaz. Bu iki düzlem arasındaki açığa yörünge eğiklik açısı denir ve tanımı bölüm 1.5.4'te yapılmıştır. Bu vektörü tanımlamak için h_2 ve k_2 olarak iki bileşen kullanılır [7].

$$k_2 = i \cos \Omega \quad (73)$$

$$h_2 = i \sin \Omega \quad (74)$$



Şekil 21. Eğim vektörü

Şekilden de görüldüğü gibi eğiklik vektörü yükseliş noktası yönündedir.

k_2, h_2 düzlemine eğiklik düzlemi denir.

(73) ve (74) ifadelerinin zamana göre türevleri alındığında;

$$\frac{dk_2}{dt} = -\sin i \cdot \sin \Omega \frac{d\Omega}{dt} + \cos i \cdot \cos \Omega \frac{di}{dt} \quad (75)$$

$$\frac{dh_2}{dt} = \sin i \cdot \cos \Omega \frac{d\Omega}{dt} + \cos i \cdot \sin \Omega \frac{di}{dt} \quad (76)$$

ifadeleri bu vektörlerin zamanla değişimini gösterir.

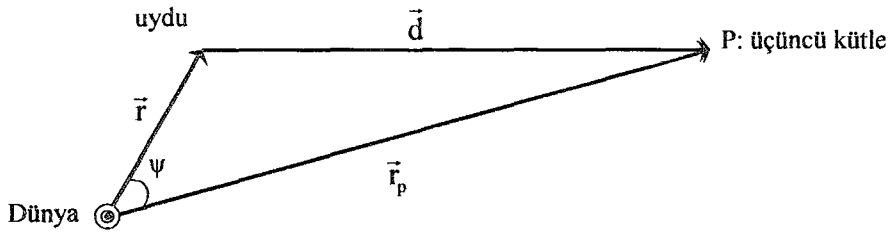
Eğiklik vektörü üzerindeki ana etki üçüncü kütlelerin çekiminden kaynaklanır. Yere göre durağan yörüngedeki uydular için bu üçüncü çekim merkezleri Güneş ve Aydır. Diğer gezegenlerden en fazla etki, yakında olduğu zaman Venüs'ten kaynaklanır ancak bu çekim kuvvetleri ihmal edilebilecek düzeydedir [4].

1.8.1. Güneşten Kaynaklanan Etki

Bozucu kütlelerden kaynaklanan ivmenin değişimi;

$$\vec{\Gamma}_p = \mu_p \left[\left(\frac{\vec{r}}{r^3} \right) - \left(\frac{\vec{r}_p}{r_p^3} \right) \right] \quad (77)$$

olmak üzere;



Şekil 22. Üçüncü kütlenin yer vektörü

\vec{k} : yörüngeye dik

\vec{p} : üçüncü kütleye doğru vektörler

Bozucu kuvvetlerin normal bileşeni aşağıdaki gibi verilir,

$$\Gamma_\phi = \vec{r}_p \cdot \vec{k} = \mu_p \left[\left(\frac{\vec{d} \cdot \vec{k}}{d^3} \right) - \left(\frac{\vec{r}_p \cdot \vec{k}}{r_p^3} \right) \right] \quad (78)$$

$$\Gamma_{\varphi} = 3\mu_p \left(\frac{r}{r_p^3} \right) \cdot \vec{p} \cdot \vec{k} \cdot \cos \psi \quad (79)$$

$$\vec{p} \cdot \vec{k} = \sin \theta_p \sin i_p \quad (80)$$

bu durumda;

$$\Gamma_{\varphi} = 3\mu_p \left(\frac{r}{r_p^3} \right) \sin \theta_p \sin i_p \cos \psi \quad (81)$$

ifadeler basitleştirildiğinde ve Güneşten kaynaklanan çekim kuvveti Γ_{φ} kullanıldığında

$$\frac{dk_2}{dt} = \left(\frac{3}{4} \right) \left(\frac{\mu_s}{nr_s^3} \right) \sin \varepsilon \sin 2l_s \quad (82)$$

$$\frac{dh_2}{dt} = \left(\frac{3}{4} \right) \left(\frac{\mu_s}{nr_s^3} \right) \sin \varepsilon (\sin l_s)^2 \quad (83)$$

entegralleri alındığında;

$$\int \sin 2l_s dt = -\frac{\cos 2l_s}{2\omega_s} \quad (84)$$

$$\int (1 - \cos 2l_s) dt = \Delta t - \left(\frac{1}{2\omega_s} \right) \sin 2l_s \quad (85)$$

l_s :Güneşin boylamı

sonuçta Güneşten kaynaklanan bozulmanın bileşenleri;

$$\Delta k_2 (\text{mderece}) = -23 \cos 2l_s \quad (86)$$

$$\Delta h_2 (\text{mderece}) = 0,74 \Delta t - 23.0,92. \sin 2l_s \quad (87)$$

olur.

1.8.2. Aydan Kaynaklanan Etki

Benzer şekilde Ay'dan kaynaklanan çekim kuvvetinin bozma etkisi hesaplandığında [7];

$$\frac{dk_2}{dt} = \left(\frac{3}{4}\right) \left(\frac{\mu_M}{nr_M^3}\right) (-\sin \Omega_M \sin i_M \cos i_M) \quad (88)$$

$$\frac{dh_2}{dt} = \left(\frac{3}{4}\right) \left(\frac{\mu_M}{nr_M^3}\right) (\cos \Omega_M \sin i_M \cos i_M) \quad (89)$$

Ω_M ve i_M ayın ekvator, bahar gündönümü referans koordinatlarıdır.

İfadeler basitleştirildiğinde ve entegrali alındığında;

$$\frac{dk_2}{dt} = -0,36 \cdot 10^{-3} \sin \Omega_m + 7 \cdot 10^{-6} \sin 2\Omega_m \quad (90)$$

$$\frac{dh_2}{dt} = 1,58 \cdot 10^{-3} + 0,268 \cdot 10^{-3} \cos \Omega_m - 6,45 \cdot 10^{-6} \cos 2\Omega_m \quad (91)$$

$$\int \sin \Omega_m dt = -(1/\Omega'_m) \cos \Omega_m \quad (92)$$

$$\int \cos \Omega_m dt = (1/\Omega'_m) \sin \Omega_m \quad (93)$$

$$\Omega'_m = 0,0529 \text{ derece/gün}$$

Ω_m ve i_m ; ekliptik düzlemde Ay parametreleridir.

Sonuçta Aydan kaynaklanan h_2 , k_2 bileşenlerinin zamana göre değişimleri;

$$\Delta k_2 (\text{mderece}) = 6,8 \cos \Omega_m \quad (94)$$

$$\Delta h_2 (\text{mderece}) = 1,58 \Delta t + 5,07 \sin \Omega_m \quad (95)$$

olarak bulunur.

Ay ve Güneşin etkiler toplandığında net eğiklik açısı değişimi;

$$\Delta k_2 (\text{mderece}) = -23 \cos 2l_s + 6,8 \cos \Omega_m + \Delta k_0 \quad (96)$$

$$\Delta h_2 (\text{mderece}) = (1,58 + 0,74) \Delta t - 21,2 \sin 2l_s + 5,07 \sin \Omega_m + \Delta h_0 \quad (97)$$

burada Δk_0 ve Δh_0 başlangıç değerleridir [7].

T, 01/01/1994 saat 00:00 dan sonraki gün sayısı olmak üzere;

$$I_s (\text{derece}) = 280,408 + 0,9856473T \quad (98)$$

$$\Omega_m (\text{derece}) = 241,091 - 0,059539T [13] \quad (99)$$

olarak hesaplanır.

Yapılan çalışmada yukarıdaki bileşenlerin değişimlerine, Güneşten kaynaklanan 182 gün, 365 gün ve 122 günler değişimler, Aydan kaynaklanan 14 ve 28 günlük değişimler eklenmiş ve verilenden farklı bir Ay ve Güneş koordinat hesabı kullanılmıştır. Sonuçlar Türksat 1B ve Türksat 1C uydularımızın verileriyle karşılaştırılmıştır. Doğrulama katsayıları her bir grafik için hesaplanmış ve üzerlerine yazılmıştır.

1.9. Uydunun Yörüngede Tutulması

Haberleşme uyduları yerküreyle eş zamanlı dönmek zorundadırlar. Ancak bu sayede kullanıcılar küçük ve sabit antenlerle uydu hizmetlerinden faydalanabilirler. Bunu sağlamak içinse uydu da Dünya gibi bir dönme periyodunu 24 saatte tamamlamak zorundadır.

Dünyanın uyguladığı çekim kuvveti: F,

Uydunun dönmesinden dolayı oluşan merkezkaç kuvveti F' ise;

$$F = G \frac{M.m}{R^2} \quad (100)$$

$$F' = \frac{m.V^2}{R} \quad (101)$$

M :Dünyanın kütlesi,

m :uydunun kütlesidir.

Uydunun durağan olması için $F=F'$ olmalıdır.

$$\mu = M.G = 398601 \text{ km}^3/\text{s}^2$$

$$(M + m).T^2 = \frac{4\pi^2}{G} a^3 \text{ olmalıdır.} \quad (102)$$

a :yeresabit yörünge yarıçapı.

$$P = 2\pi \sqrt{\frac{a^3}{\mu}} \quad (103)$$

Dünya 360° yi 365,25 günde alır.

$$360 / 365,25 = 0,9856^\circ / \text{gün}$$

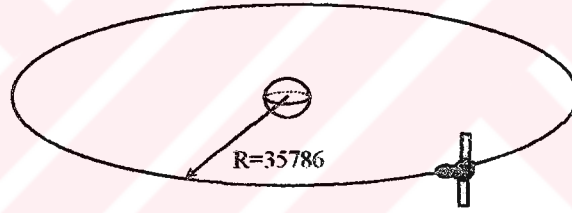
$360,9856^\circ$ yi 24 saatte döndüğüne göre 360° yi 23 saat 56 dakika 4,09 saniye = 86164,09 saniyede alır.

$$G \cdot \frac{M \cdot m}{R^2} = \frac{mV^2}{R} \quad (104)$$

$$V = \sqrt{\frac{\mu}{R}} = 3.07466 \text{ km / s} \quad (105)$$

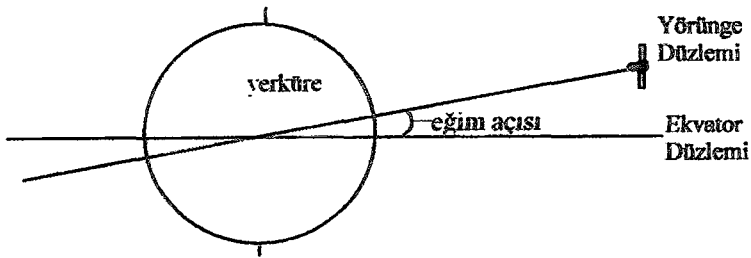
O halde uydunun yere göre durağan yörüngede dönmesi için saniyede yaklaşık 3 km yol olması gerekir. Uydunun açısal hızı düşer, çizgisel hızı artar ve bir üst yörüngeye çıkar. Dünyaya yaklaştıkça açısal hızı artar.

Buna göre uydunun yer kürenin merkezinden uzaklığı yaklaşık 42164 km olduğu takdirde uydu Dünyaya göre sabit gözlenebilir. Dünya yarıçapı ortalama 6378 km olarak alındığında uydunun ekvator düzleminin Dünyaya olması gereken uzaklığı 35786km olarak hesaplanır.



Şekil 23. Yere göre durağan haberleşme uydusunun dünyaya olan uzaklığı

Yere göre durağan haberleşme uyduları için bir diğer gereksinim ise yörünge düzlemi ile ekvator düzleminin çakışmasıdır. Aksi takdirde uydunun uzaydaki hareketi '8' veya '0' 'a benzerlik gösterir.(Şekil 25)

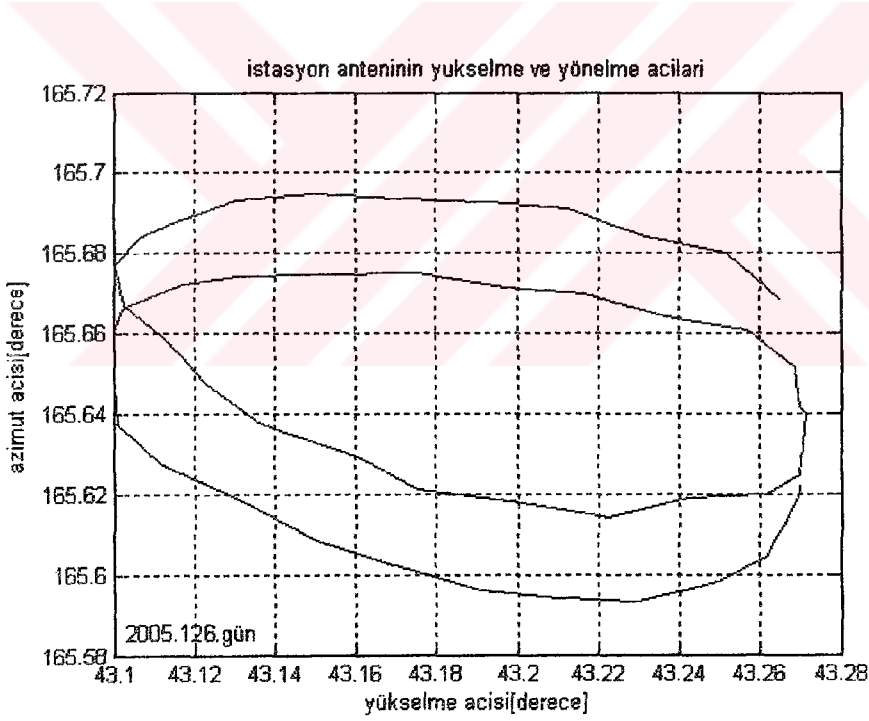


Şekil 24.Ekvator düzlemi ile çakışmayan yörünge düzlemi (eğimli yörünge)



Şekil 25. Dünyaya göre gözlemlenen izdüşümü

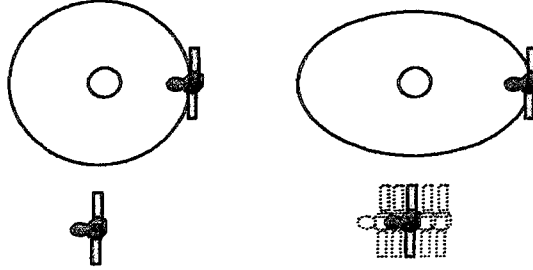
Yere göre durağan uydular kontrol merkezleri tarafından kesintisiz gözlenirler ve buldukları konumu belirlemek için düzenli aralıklarla mesafe ölçüm işlemi yapılır. Manevraların planlanmasında bu ölçüm sonuçları kullanılır. Şekil 26 Gölbaşı Türksat Uydular Kontrol Merkezinin istasyon anteninin azimut ve yönelme açılarını göstermektedir.



Şekil 26. İstasyon anteninin 48 saatlik azimut ve yükselme açıları

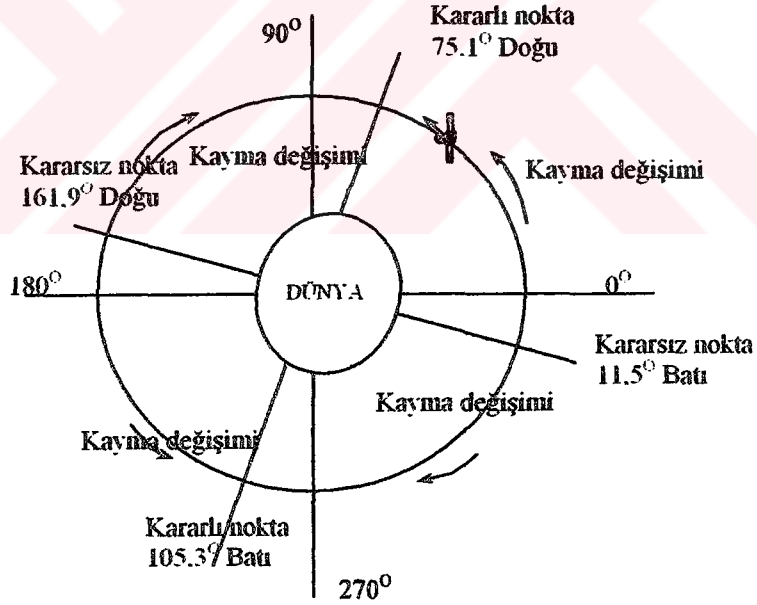
Şekilden de görüldüğü gibi uydunun 48 saatlik hareketini aynı yörüngede yapmaz. Etkisi altında bulunduğu bozucu kuvvetler nedeniyle hareketi değişir.

Uydunun yörüngesi, uydunun durağan davranması için daire şeklinde olmalıdır. Eğer şekil daireden çok elipse benzerlik göstermeye başlıyorsa uydu doğu-batı doğrultusunda salınım yapmaya başlar (Şekil 27). Bu durumda kalmamak için doğu/batı manevrası yapılarak yörünge daireye benzetilmeye çalışılır.



Şekil 27. Dairesel ve eliptik yörüngede uydunun davranışı

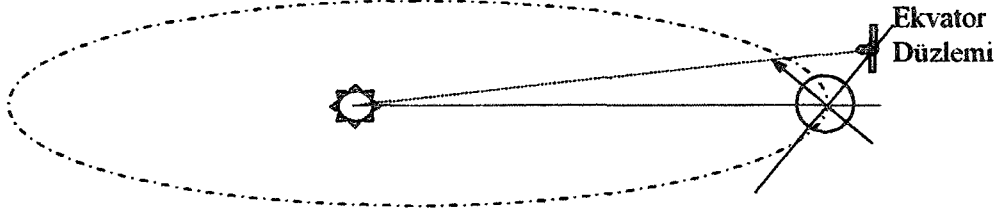
Dünyaya kutuplar yönünden bakıldığında şekli, daireden çok yumurtayı andırır. Bu şekilde $75,1^\circ$ doğu ve $105,3^\circ$ batı boylamları (kararlı noktalar) şekil 28 de görüldüğü gibi uçlara rastlar.



Şekil 28. Kararlı ve Kararsız boylamlar

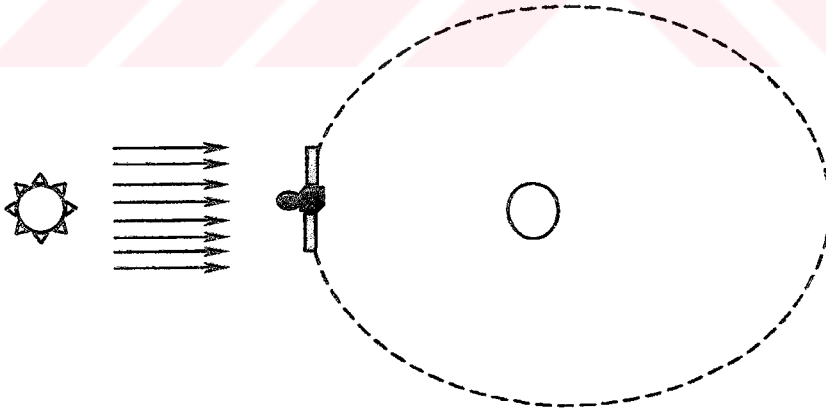
Türksat uyduları için düşünüldüğünde $31,3^\circ$ ve 42° doğu boylamları $75,1^\circ$ Doğu kararlı boylama daha yakındır. Dolayısıyla doğası gereği tüm uydular kendilerine en yakın kararlı noktaya gitme eğilimindedirler.

Bilindiği gibi, Dünyanın Güneş etrafındaki hareketi sırasında ekvator düzlemi ile yörünge düzlemi arasındaki açı yaklaşık olarak $23,44^\circ$ dir. Benzer şekilde Ayın yörüngesi de ekvator düzlemi ile çakışmaz. Bu açılardan dolayı Güneş ve Ay çekim kuvvetleri uydunun konumunda bozulmalara ve '8' şekline neden olur (Şekil 25).



Şekil 29. Ay ve Güneş çekimi

10-11 m uzunluğunda ve 1-2 m genişliğindeki Güneş panelleri sayesinde, uydu, gereksinimi olan elektrik enerjisini üretir. Paneller maksimum enerji üretecek şekilde Güneşe doğru yönlendirilmiştir. Bu panellerin kapsadığı alana etkiyen Güneş ışınlarından dolayı bir basınç etkimesine maruz kalır ve bu yörüngenin daha eliptik olmasına neden olur.



Şekil 30. Güneş ışını basıncının uydu yörüngesine etkisi

Buna benzer diğer etkilerden dolayı uydu yörüngesi daireden uzaklaşır. Yörünge Kontrol Mühendisleri, yaklaşık 14 günlük manevra çevrimleriyle (şekil 32) uyduyu bulunduğu konumun $\pm 0.1^\circ$ 'lik etrafındaki bir pencerede tutmaya çalışırlar.

1.9.1. Yörüngenin Hesaplanması

Uydunun yörüngesine etkileyen tüm bozucu ivmeler toplanıp uygun bir sayısal entegrasyon kullanılarak uydunun yeni konumu ve yeni hızları bulunur. Entegrasyonu alınacak olan ifade [8];

$$\ddot{\vec{r}} = -\mu \frac{\vec{r}}{r^3} + \ddot{\vec{r}}_p \quad (106)$$

bu ifadede \vec{r}_p , entegrasyonu alınacak zaman aralığında, uyduya etkiyen bozucu ivmelerin toplamıdır.

Entegrasyon sonunda x,y,z koordinatları için birer tane hız ve birer tane konum değeri bulunmuş olur. Ancak bulunan bu değerler kartezyen koordinatlardadır. Anlamlı olabilmesi için yörünge parametrelerine dönüştürülmesi gerekir.

1.9.1.1. Yörünge Parametrelerinden Kartezyen Koordinatlara Dönüşüm

Bozucu ivmelerin hesabında kullanmak için yörünge parametrelerinden kartezyen koordinatlara geçmek gerekir. Bu koordinatlar, Dünya merkezine göre uydunun hız ve konum bilgilerini gösterir [4].

$$r = \frac{a(1-e^2)}{(1+e \cdot \cos\theta)} \quad (107)$$

$$v = \frac{\sqrt{\mu}}{\sqrt{a(1-e^2)}} \quad (108)$$

olmak üzere;

$$x = r[\cos(\theta + \omega)\cos\Omega - \cos i \sin((\theta + \omega)\sin\Omega)] \quad (109)$$

$$y = r[\cos(\theta + \omega)\sin\Omega + \cos i \sin((\theta + \omega)\cos\Omega)] \quad (110)$$

$$z = r \sin(\theta + \omega) \sin i \quad (111)$$

$$V_x = v[(e + \cos\theta)(-\sin\omega \cos\Omega - \cos i \sin\Omega \cdot \cos\omega) - \sin\theta(\cos\omega \cos\Omega - \cos i \sin\Omega \sin\omega)]$$

$$V_y = v[(e + \cos\theta)(-\sin\omega \sin\Omega + \cos i \cos\Omega \cdot \cos\omega) - \sin\theta(\cos\omega \sin\Omega - \cos i \cos\Omega \sin\omega)]$$

$$V_z = v[(e + \cos\theta)\sin i \cos\omega - \sin\theta \sin i \sin\omega] \quad (114)$$

1.9.1.2. Kartezyen Koordinatlardan Yörünge Parametrelerine Dönüşüm

Yörüngeyi şekli, boyutu, ekvator düzlemine göre konumu, uydunun bu yörünge üzerindeki yerini belirlemek için kartezyen koordinatlardan yörünge parametrelerine geçmek gerekir [7].

$$r = \sqrt{x^2 + y^2 + z^2} \quad (115)$$

$$v = \sqrt{V_x^2 + V_y^2 + V_z^2} \quad (116)$$

$$c = \sqrt{[(yV_z - zV_y)^2 + (zV_x - xV_z)^2 + (xV_y - yV_x)^2]} \quad (117)$$

$$\epsilon = \frac{r \cdot v^2}{\mu} - 1 \quad (118)$$

olmak üzere

$$a = \frac{r}{(1 - \epsilon)} \quad (119)$$

$$e = \sqrt{\epsilon^2 + (1 - \epsilon^2)(xV_x + yV_y + zV_z)^2 / r^2 / v^2} \quad (120)$$

$$i = a \cos[(xV_y - yV_x) / c] \quad (121)$$

$$\Omega = a \tan\left(\frac{zV_x - xV_z}{yV_z - zV_y}\right) + \frac{\pi}{2} \quad (122)$$

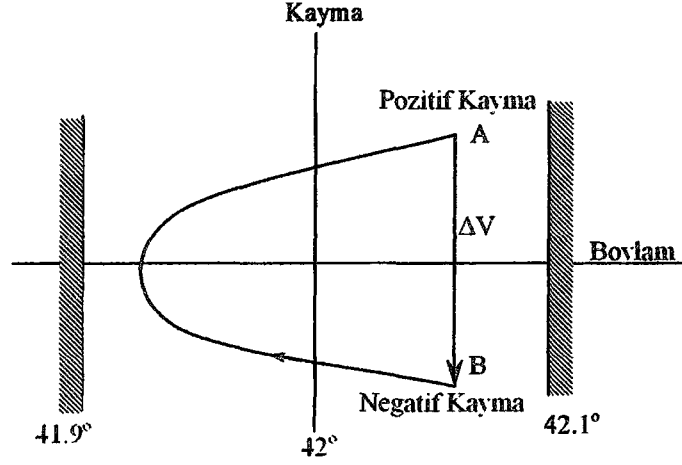
$$\omega = a \cos\left[\frac{(x \cos \Omega + y \sin \Omega)}{r}\right] \cdot \text{sign}[(y \cdot \cos \Omega - x \sin \Omega) \cos i] - \theta \quad (123)$$

dir.

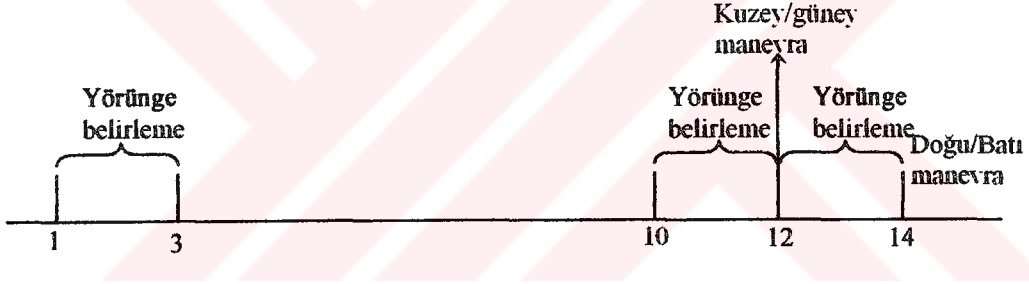
1.9.2. Nominal Kontrol Çevrimi

Tavsiye edilen nominal konum-koruma çevrimi Doğu/Batı kontrolü ve Kuzey/Güney kontrolüne dayanır. Uydunun yörünge düzlemiyle yaptığı açının korunması için Kuzey/Güney manevrası, şekil 31 de gösterilen pencere dahilinde tutmak için ise Doğu/Batı manevrası yapılır.

Şekil 31 de de gösterildiği gibi nominal bir kontrol çevrimi birbirini takip eden 14 günlük manevra planları vardır. Yörünge hesabı için 48 saate varan ölçümler yapılır.



Şekil 31. Boylam penceresi

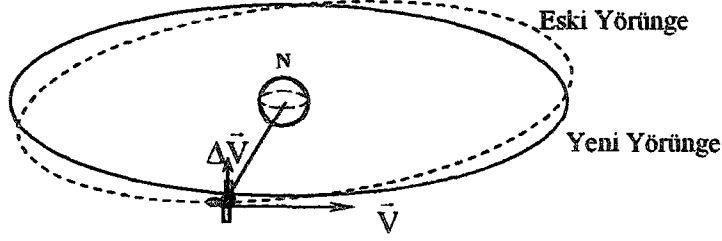


Şekil 32. Manevra çevrim planı

Kuzey/Güney manevrası, Doğu/Batı manevrasından 3-4 gün önce yapılır [10]. Böylece Kuzey/Güney manevrasından kaynaklanabilecek hataların katlanarak büyümesine engel olunur. Doğu/Batı manevrasında bu etkileri de içeren düzeltme manevrası yapılır.

1.9.2.1 Kuzey/Güney Manevrası

Uydunun yörünge düzleminin ekvator düzlemi ile yaptığı açının korunması amacıyla yükselme veya alçalma düğümlerinde yapılır. Uydular nominal olarak ekvator düzleminin $\pm 0,1$ derecelik bir pencerede bulunurlar.



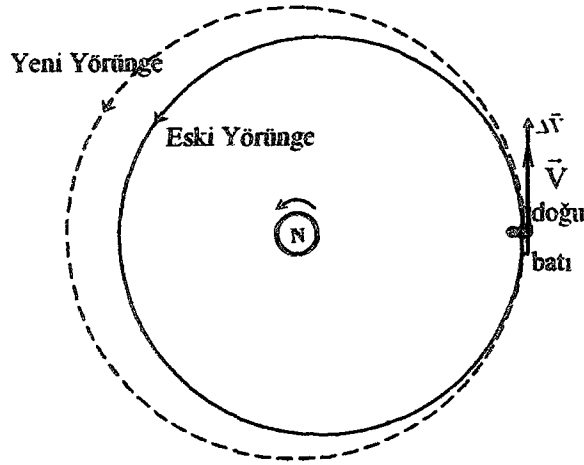
Şekil 33. Güney manevrası [11]

Şekil 33 ten de görüldüğü gibi güney manevrası yükseliş noktasına gelindiğinde, yörünge düzlemine dik bir $\Delta\vec{V}$ eklenerek yapılır. Bu durumdaki eski ve yeni yörüngeler şekil 33'te gösterilmiştir. Uydunun bir aylık yaptığı kuzey manevrasında harcadığı yakıt yaklaşık olarak bir yılda doğu manevrasında harcadığı yakıtı denktir (Tablo 2).

1.9.2.2. Doğu/Batı Manevrası

Doğu/Batı manevrasının asıl amacı uyduyu kaydedildiği boylamda tutmaktır. Eşkonumlu çalışan Türksat 2A ve Türksat 1C uyduları için boylam penceresi şekil 31'da gösterilmiştir. Bu manevradan sonra uydunun yeni yörüngesi şekil 34'teki gibi olur.

Doğu manevrasında \vec{V} çizgisel hızıyla gitmekte olan uyduya kayma yönünde $\Delta\vec{V}$ hızı eklenir. Bu durumda uydu hızlanır ve bir üst yörüngeye çıkar böylece Dünyaya göre batıda kalmış olur.



Şekil 34. Doğu manevrası

Kuzey manevrası yapmak için harcanan yakıt doğu manevrası yapmak için harcanan yakıttan oldukça fazladır. Tablo 2 de bir uydu için planlanan yakıt sarfiyatı görülmektedir. Tablodan da görüldüğü gibi söz konusu uydu için planlanan kuzey manevrası yakıtı, doğu manevrası yakıtının yaklaşık 23 katıdır. Ve tüm yakıtın yaklaşık %95 ine denk gelmektedir [10].

Tablo 2. Bir uydunun manevra planı

Manevra	ΔV [m/s]	Manevra süresi Isp [s]	Verimliliği [%]	Kütledeki değişim [kg]	Son kütle [kg]
Yerleşim kütlesi					3852,4
Ayrılma kütlesi				45	3807,4
Transfer yörünge kütlesi				8,0	3799,4
AMF ₁ (4.yeröte geçişinde)	532,8	317	99.4	601,74	3197,7
AMF ₂ (6. yeröte geçişinde)	832	317	99.1	756,79	2440,9
AMF ₃ (8.yeröte geçişinde)	129,7	317	99.8	99,94	2340,9
AMF ₄ (12.yeröte geçişinde)	7,5	289,5	92.0	6,71	2334,2
Ömür başlangıç kütlesi				9,0	2326,0
Kuzey/Güney konum koruma	837,21	283,5	93.6	639,59	1686,4
Doğu/Batı konum koruma	36,50	283,5	88.0	24,97	1661,4
Tekrar konumlandırma	6	280,5	88.0	4,09	1649,1
Yörüngeden çıkartılma	6	280,5	87.0	4,13	1645,0
Son kuru kütle					1601,4

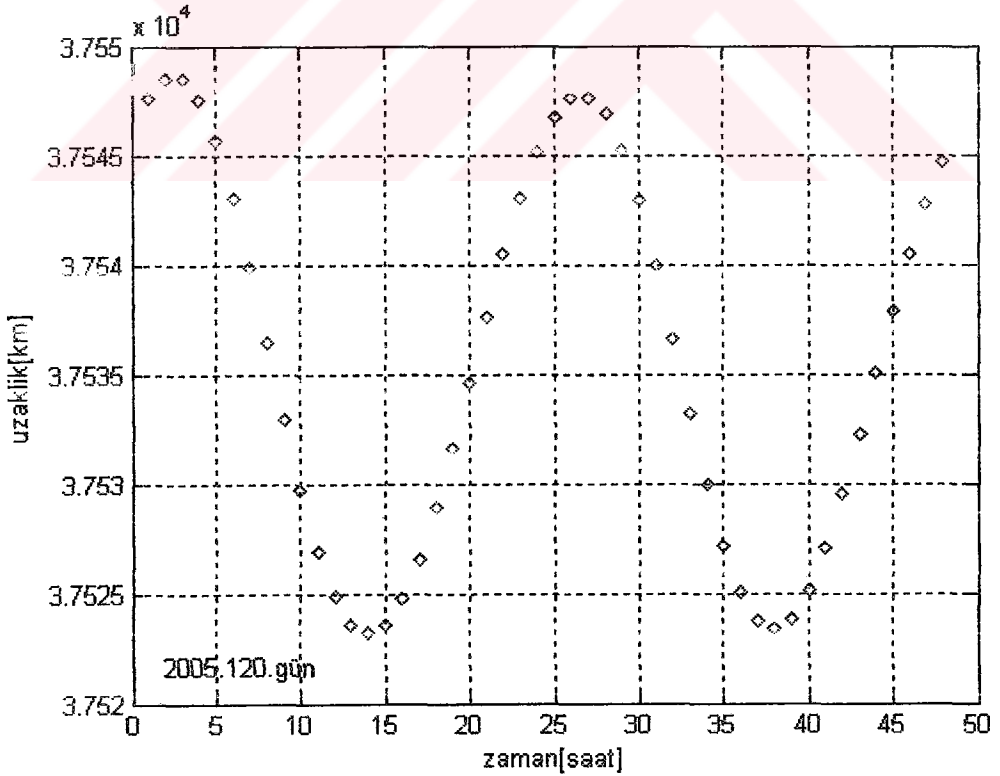
Tablo 2'deki AMF değerleri transfer yörünge sırasında yapılan yeröte itki motor ateşlemelerini göstermektedir (Şekil 17)

1.9.3. Yörüngeyi Belirlenmesi

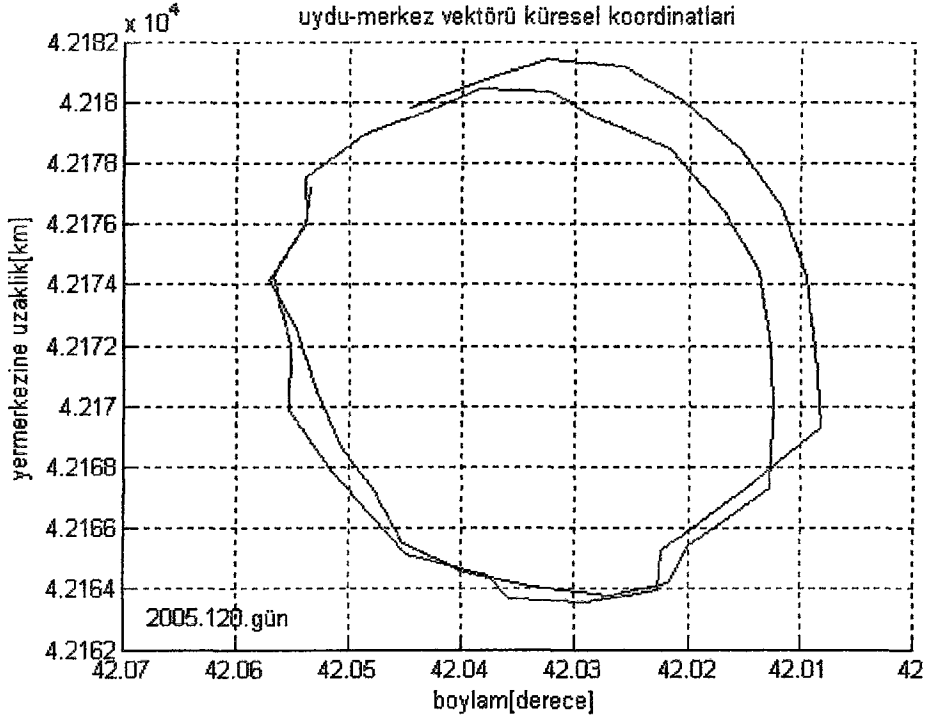
Yörüngeyi belirlemek için yapılan işlem, mesafe ölçüm işlemidir. Bunun için 48 saat boyunca belirli aralıklarla uydunun mesafesi ve kullanılan antenin azimut, yükselme açıları kullanılarak uydunun yeri saptanır. Bu tez için 2005 yılının 120. 123. ve 126. günlerinden başlayan 48 saatlik bu ölçüm değerleri kullanılarak Türksat 2A uydusunun konumunu belirlemek amacı ile bir program yazılmıştır.(Ek-1)

Bunun için ilk önce istasyonun konumu Explorist 100 GPS cihazı ile ölçülmüştür. Gölbaşı Uydu Yer istasyonunun koordinatları $39^{\circ}38,473N$ ve $32^{\circ}48,457E$, rakımı, $1054 \pm 9m$ olarak ölçülmüştür.

Uydunun konumu Dünya merkezine göre hesaplanmıştır. Bunun için önce istasyonun koordinatları ve rakımını kullanarak Dünya merkezinden yer istasyonuna olan vektör hesaplanmıştır. Mesafe ölçüm ve anten açıları kullanılarak yer istasyonunda uyduya olan vektör tanımlanmıştır. Son aşamada bu iki vektörün toplamı ile Dünya merkezinden uyduya olan vektör bulunmuştur. 48 saatlik sonuçlar grafiksel olarak çizdirildiğinde aşağıdaki şekiller elde edildi.

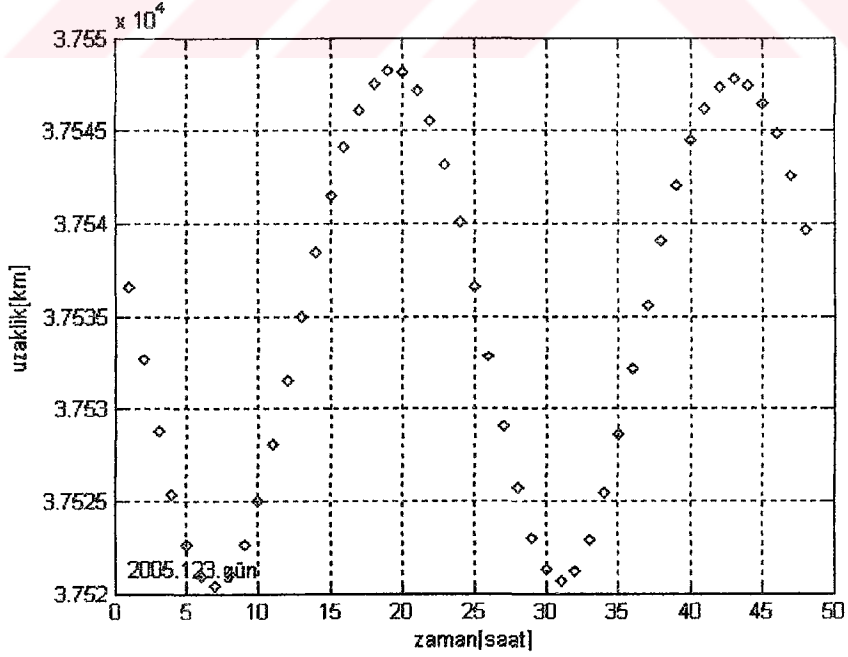


Şekil 35. 2005 yılı 120. gün mesafe ölçüm sonuçları

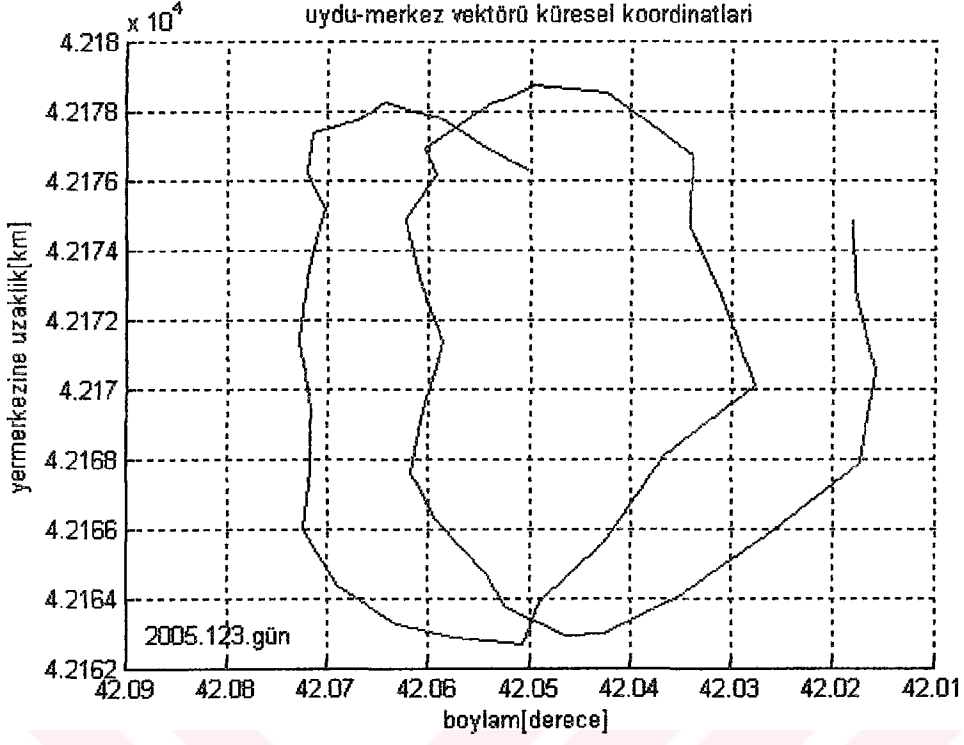


Şekil 36. 2005 yılı 120. gün uydu-merkez vektörü

Yukarıdaki şekiller kuzey manevrası yapmadan önceki sonuçlardır. Kuzey manevrası yapıldıktan sonra alınan veriler kullanılarak oluşan program çıktısı aşağıdaki gibi olur.

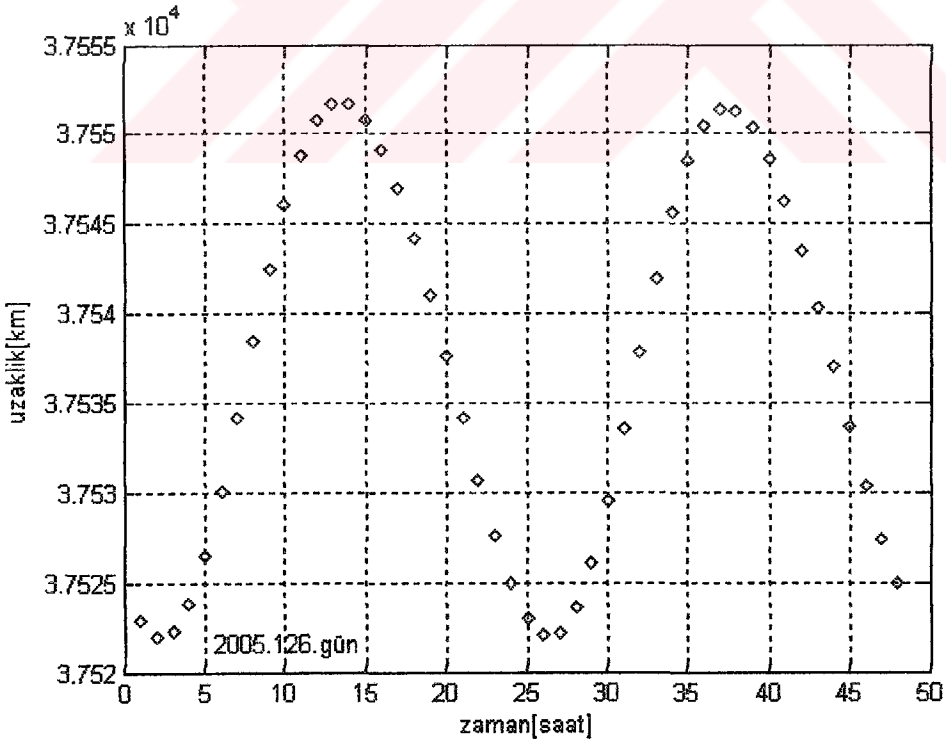


Şekil 37. 2005 yılı 123. gün yer istasyonu-uydu mesafesi

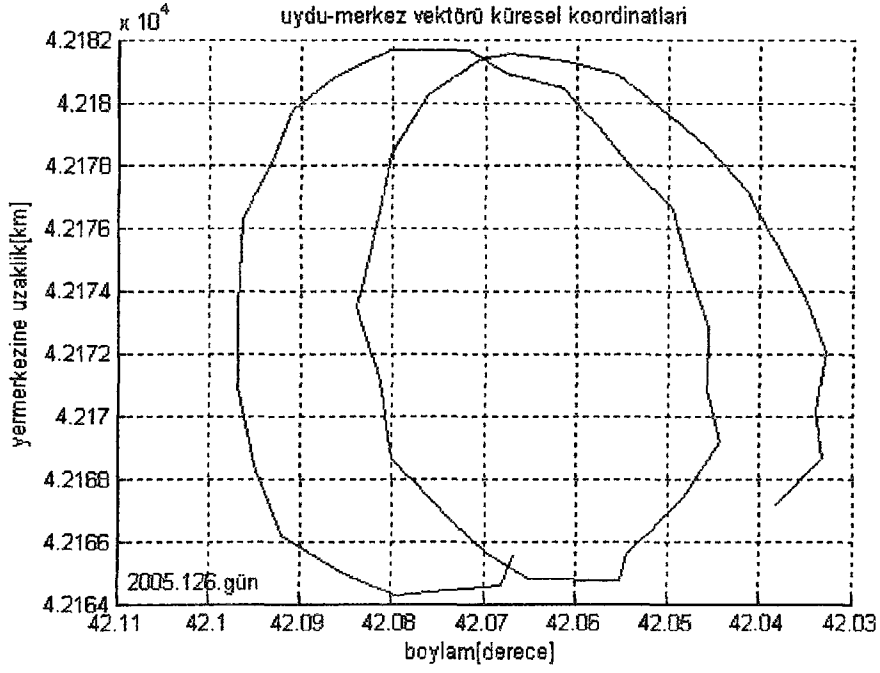


Şekil 38. 2005 yılı 123. gün dünya merkezi uzaklığı-boyamı

125. gün sonunda doğu manevrası yapıldığında aşağıdaki sonuçlara ulaşılmıştır.



Şekil 39. 2005 yılı 126. gün yeristasyonu-uydu mesafesi



Şekil 40. 2005 yılı 126. gün dünya merkezi uzaklığı-boyamı

1.10 Uydu İletişim Analizi

1.10.1. Anten parametreleri

Uydu sisteminde kullanılan parabolik yansıtıcı antenlerin başlıca parametreleri, kazanç, hüzmeye genişliği ve yanband güçleridir.

1.10.1.1. Anten Kazancı

Bir anten, üzerine gelen radyo dalgasının gücünü etkin yüzeyi ile toplar. Anten kusursuz ise etkin açıklık yüzeyi, fiziksel yüzeyine eşittir.

Dairesel bir açıklık için;

$$A = \frac{\pi d^2}{4} \quad (124)$$

dir.

d: anten çapı [m]

Pratikte ise kayıplar ve yüzeyin düzgün aydınlatılamamasından kaynaklanan etkiler eklendiğinde, etkin alan A_e ;

$$A_e = \eta \{A\} \quad (125)$$

$$= \eta \pi \left(\frac{d}{2} \right)^2 \quad (126)$$

dir.

η : anten verimliliğidir ve 1'den küçüktür.

Anten verimliliği, antenin tasarımı sırasında göze alınan önemli faktörlerdendir.

Tipik olarak %55 ile %75 arasında değişir [1].

Buna göre yönsemez bir antene göre kazanç;

$$G = \frac{4\pi A_e}{\lambda^2} \quad (127)$$

λ :serbest uzaydaki dalga boyu

A_e :açıklık antenin etkin yüzeyidir.

A_e yerine konulduğunda;

$$G = \eta \left(\frac{\pi d}{\lambda} \right)^2 \quad (128)$$

(128) desibel olarak ifade edildiğinde;

$$G_{\text{dbi}} = 10 \log \eta + 20 \log \pi + 20 \log d - 20 \log \lambda \quad (129)$$

sabitlerin değerleri hesaplanıp yerine konulduğunda aynı ifade;

$$G_{\text{dbi}} = 10 \log \eta + 20 \log f + 20 \log d + 20,4 \quad (130)$$

η :anten verimliliği

f :kullanılan frekans [GHz]

d :anten çapı [m]

20,4 : $10 \log(1.10^9 \pi/c)$ den gelen sabit.

1.10.1.2. Anten Hüzme Açıklığı

Hüzme açıklığı antenin gücünün en fazla toplandığı açıdır. Maksimum ışınma gücünün yarıya, diğer ifade ile 3dB düştüğü noktalar arasındaki açıdır.

Pratik bir hesapla;

$$\text{HPBW} = \frac{\lambda}{d \sqrt{\eta}} .57,29 \text{ [derece]} \quad (131)$$

olarak ifade edilebilir.

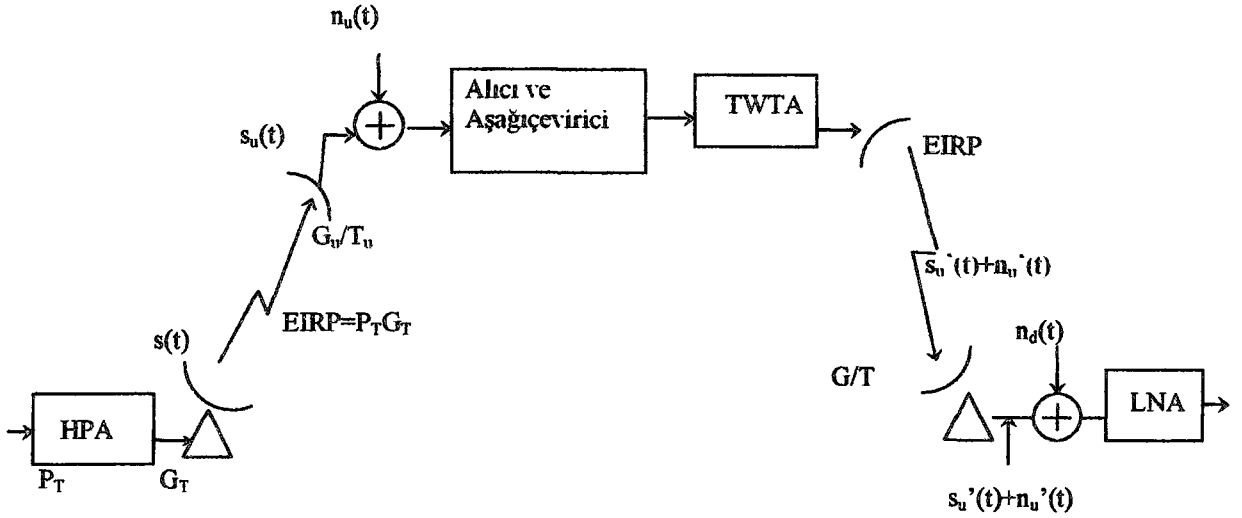
$$\lambda=c/f \text{ [m]} \quad (132)$$

1.10.1.3. Anten Yan Kulakçıklar

En fazla gücün ışına yaptığı hüzmeye ana kulak denir. Fakat bu doğrultunun dışında da güç ışına yapılır (veya alınır). Bu yan kulakçıklar tamamen bastırılmayan bir ışımaya sahip olabilir. Bu çalışmada uydu takip sistemine ait antenler kullanıldığından sadece ana kulak düşünülmüştür.

1.10.2. Uydu-Yer Ve Yer-Uydu Bağı Temel Bileşenleri

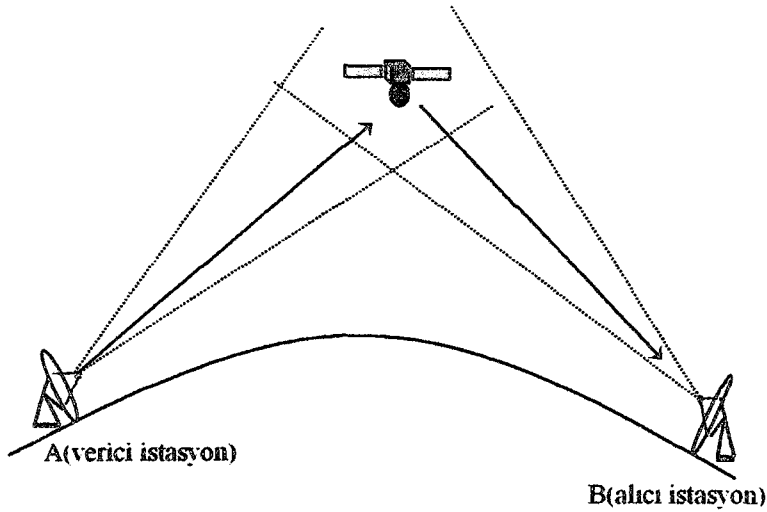
Uydu haberleşme sistemlerinde temelde yapılan işlem, verici istasyondan gönderilen işaretin uydu kapsama alanı içindeki kullanıcı veya kullanıcılara ulaşmasıdır. Verici istasyon, göndermek istediği işareti önce modüle eder ve bir band geçiren süzgeçten geçirir. Sonra bir karıştırıcıdan geçirerek uyduda kendisine ayrılan frekansa yükseltir, kuvvetlendirerek uyduya gönderir. Uydu, önce aldığı ve çeşitli sebeplerden zayıflamış olan işareti düşük gürültülü bir yükselteç ile kuvvetlendirir ve yerel osilatörü ile frekansını değiştirir. Kapsama alanındaki kullanıcılara göndermeden önce band geçiren süzgeçten geçirir. Alıcıda yapılan işlem vericidekinin tersi şekilde işler. Uydudan gelen işaret kendisine girişim yapan işaretlerden ayıklanması için bir band geçiren süzgeçten geçirilir. Devamında düşük gürültülü bir yükselteçle kuvvetlendirilir. Verici istasyonun yerel osilatörüyle aynı frekanslı bir osilatör ile karıştırılır ve çıkışdaki istenilen işaret demodüle edilerek vericiden gönderilen işarete ulaşılmış olunur [19].



Şekil 41. Yer-Uydu ve Uydu-Yer bağı

1.10.3. Yer-Uydu ve Uydu-Yer Bağı Analizi

Bir haberleşme sisteminin analizi yapılırken temel performans ölçütü; bir noktadan gönderilen işaretin başka bir noktadaki alıcı tarafından alınabilmesidir. Uydu haberleşmesinde bu performans kriterlerini birçok bileşen oluşturur. Başlıcaları; uydunun veri gücü, atmosferik dağılıma etkileri, uydu ve yer istasyonlarındaki gürültülerdir. Çoğu durumda uydu verici gücü en önemli parametredir.



Şekil 42. Uydu Haberleşme bağı

Şekil 42'de temel bileşenleriyle bir uydu haberleşme sistemi gösterilmiştir. A istasyonu verici istasyon, B istasyonu alıcı istasyondur. A'dan uyduya gönderilen işaret, uydu tarafından güçlendirilerek, kapsama alanı içindeki B istasyonuna gönderilir.

1.10.3.1. Verici İstasyon ve Uyduya İşaret Gönderilmesi

Verici anten, verici gücü alıcıda maksimum güç oluşturacak şekilde alıcıya odaklıdır. Eğer bu güç odaklanmamış olursa, her yönde eşit ışınım yapar. Buna da yönsemez ışınım denir [1].

Verici antenin yönsemez ışınım yapan bir antene göre kazancı [1];

$$G_{\text{dBi}} = 10 \log \eta + 20 \log f + 20 \log d + 20,4_{\text{dB}}$$

η : anten verimliliği

d :anten çapı [m]

f :çalışma frekansı [GHz]

$$20,4_{\text{dB}} = 10 \log \frac{1 \cdot 10^9 \cdot \pi}{c} \quad (133)$$

c :ışık hızı $3 \cdot 10^8$ m/s

Yukarıdaki eşitliklerde görüldüğü gibi büyük antenler büyük kazanç oluştururlar. Çalışma frekansı değiştiğinde kazanç da değişir. Alıcı ve verici olarak aynı anten kullanıldığında Ku-band ve C-band içinde farklı kazanç gösterir.

1.10.3.2. Etkin Yönsemez Yayılan Güç (EIRP)

EIRP, verici anten kazancı ile verici gücünün fonksiyonu olarak ifade edilir.

$$\text{EIRP}_{\text{dBW}} = 10 \log P_T + G_{\text{TdBi}} \quad (134)$$

P_T :verici anten giriş gücü [W]

G_{TdBi} :verici anten kazancı [dBi]

Bir uydunun EIRP seviyesinin kontrol edilmesi son derece önemlidir. Çünkü, yüksek EIRP seviyesi işaretler arasında girişime yol açarken, düşük EIRP seviyesi sağlanması beklenen haberleşme servisindeki performansı düşürür.

1.10.4. Uydu İletişiminde İletim Kayıpları

1.10.4.1. Serbest Uzay Kaybı

P_T gücü yayan yönsemez bir anten tüm yönlere eşit ışıma yapar ve anten hüzmeleri küre şeklindedir. D uzaklığındaki birim alandaki güç;

$$W = \frac{P_T}{4\pi D^2} \quad W / m^2 \quad (135)$$

olarak ifade edilir.

Verici anten enerjiyi odakladığından (135) ifadesi ;

$$W = \frac{G_T P_T}{4\pi D^2} \quad W / m^2 \quad (136)$$

veya

$$W_{dBW/m^2} = EIRP_{dBW} - 20 \log D - 71_{dB} \quad (137)$$

olarak yazılabilir.

$$G_T P_T = EIRP$$

W : aydınlatma seviyesi

D : mesafe [km]

$$71_{dB} = 10 \log 4\pi \cdot 10^6$$

Bu durumda, alıcı antende oluşan güç yoğunluğu ile alıcı antenin etkin yüzey alanı çarpımı alıcıdaki gücü verir [9].

Alıcı antenin etkin yüzey alanı A_e ise;

$$A_e = \frac{\lambda^2}{4\pi} \cdot G_R \quad (138)$$

alıcıdaki güç;

$$P_R = W \cdot A_e \quad (139)$$

$$P_R = \left(\frac{\lambda}{4\pi D} \right)^2 \cdot P_T \cdot G_T \cdot G_R \quad (140)$$

olarak bulunur.

$\left(\frac{4\pi D}{\lambda}\right)^2$ ifadesi serbest uzay kaybı L_{FS} olarak ifade edilir.

$$L_{FS} = 20 \log D + 20 \log f + 92,44_{dB} \quad (141)$$

D : alıcı ile verici arasındaki uzaklık [km]

f : kullanılan frekans [GHz]

$92,44_{dB} = 20 \log(4\pi 10^{12}/c)$ ifadesinden gelen sabit..

c : ışık hızı

(140) ifadesi desibel olarak ifade edildiğinde;

$$P_{RdBW} = EIRP - L_{FS} + G_R \quad (142)$$

olarak alıcıdaki işaret seviyesi gösterilebilir.

1.10.4.2. Uydu İstasyon Uzaklığı (D)

Yeredurağan yörüngedeki bir uydudan, Dünyadaki bir yer istasyonunda olan uzaklık D , şu şekilde ifade edilebilir [1].

$$D = \sqrt{r^2 + S^2 - 2rS(\cos C)} \quad (143)$$

r : ekvator yarıçapı 6378,14 km

S : Yermerkezinden uyduya olan uzaklık 42165,57 km

$$C = \cos^{-1}\{\cos\theta_1 \cdot \cos(\theta_s - \theta_e)\} \quad (144)$$

θ_1 : yer istasyonunun bulunduğu enlem

θ_s : uydunun bulunduğu boylamı

θ_e : yer istasyonun bulunduğu boylam

1.10.4.3. Atmosferik Kayıplar

Atmosferde, pencere adı verilen, radyo dalgalarında düşük zayıflama oluşturan bandlar bulunmaktadır. Radyo dalgalarının zayıflamalarında atmosferdeki oksijen ve su buharı ana etkilendirler. Bu özellik, kullanılan işaretin frekansına, yükselme açısına, deniz seviyesinden yüksekliğe ve mutlak neme bağlı olarak değişir. 10 GHz altındaki frekanslarda genelde ihmal edilebilir. Ancak 10 GHz üzerinde ve özellikle düşük yükselme

açısı kullanılan durumlarda önem kazanır. Tablo 3'te 10° yükselme açısı için atmosferik kayıplar örneklenmiştir [1].

Tablo 3. Atmosferik zayıflama örnekleri

Atmosferik Kayıp [dB]	Kullanılan Frekans [GHz]
0,25	$2 < f < 5$
0,33	$5 < f < 10$
0,53	$10 < f < 13$
0,73	$13 < f$

1.10.4.4. Yağmurun Etkisi

Uydu haberleşmesini etkileyen en önemli etkilerden biri yağmurdur. Yağmur radyo dalgasında saçılma ve emilme şeklinde zayıflamaya yol açar. Yağmur zayıflaması frekansla doğru orantılıdır. Dolayısıyla Ku-banda C-banda göre daha fazla zayıflama vardır. Tatmin edici bağlantı kalitesini sağlamak için de verici gücünde maksimum yağmur zayıflatmasını kapsayacak bileşenin eklenmesi istatistiksel sonuçların işlenmesiyle yapılmaktadır. Bu konuda, kullanılan frekans ve bulunulan coğrafi bölgelere göre oluşturulan modellere başvurmak faydalı olacaktır.

1.10.4.5. Anten Odaklama Kaybı

Uydu ile haberleşme sırasında, yerdeki anten uydudan maksimum güç alabilecek şekilde yerleştirilir. Fakat uygulamada, kazancın düşmesine neden olabilecek odaklama hatası bulunmaktadır. Kazançtaki bu kayıp anten boyutu, kullanılan takip sistemi ile ilişkilidir. Tablo 4'te %70 anten verimliliğine sahip C-bandındaki bir haberleşme sistemi için, Tablo 5'te %60 anten verimliliğine sahip Ku-banddaki bir haberleşme sistemi için verilmiştir.

Tablo 4. Yer istasyonu performans karakteristikleri (C-band, anten verimliliği %70) [1]

Anten Çapı [m]	G/T [dB/K]	Verici Kazancı 6GHz [dBi]	Alıcı Kazancı 4GHz [dBi]	Uyduya çıkıştaki kayıp[dB]	Uydudan inişteki kayıp[dB]	Takip Sistemi
1,2	11,6	35,6	32,1	0	0	Sabit
1,8	15,1	39,2	35,6	0	0	Sabit
2,4	17,6	41,7	38,1	0,4	0,2	Sabit
3,6	21,6	45,6	42,1	0,7	0,4	Sabit
7	27	51	47,4	0,9	0,9	manuel
11	31,7	54,9	51,4	0,5	0,5	Adım takip

Tablo 5. Yer istasyonu performans karakteristikleri (Ku-band, anten verimliliği %60) [1]

Anten Çapı [m]	G/T [dB/K]	Verici Kazancı 14GHz[dBi]	Alıcı Kazancı 11GHz [dBi]	Uyduya çıkıştaki kayıp[dB]	Uydudan inişteki kayıp[dB]	Takip Sistemi
1,2	17,5	42,6	40,5	0,4	0,2	Sabit
1,8	21,1	46,1	44	0,7	0,5	Sabit
2,4	23,6	48,7	46,6	1,1	0,8	Sabit
3,7	27,3	52,5	50,3	1,2	0,9	manuel
5,6	30,9	56,1	53,9	0,8	0,7	manuel
7	32,9	58	55,8	0,5	0,5	Adım takip
8	34	59,2	57	0,5	0,5	Adım takip

1.10.4.6. Coğrafi Konumdan Kaynaklı Düzeltme Faktörü

Uydu anteninin kendine özgü bir anten hüzmesi vardır. Uydunun kapsama alanı içinde bulunan yer istasyonlarının konumlarına göre bir düzeltme faktörü hesaba katılır. Buna beta-faktörü (β) denir.

Beta-faktörü, uydunun kapsama alanı sınırındaki kazancının, yer istasyonu doğrultusundaki kazancına oranıdır. Her yer istasyonu yer uydu bağı için beta-faktör(β_u) ve uydu yer bağı için (β_a)'yi göz önüne almalıdır. Çünkü aynı istasyon için yer uydu bağı ve uydu yer bağı kapsamı her zaman için aynı değildir [1].

1.10.5. Uydu-Yer Bağı ve Alıcı İstasyonu

1.10.5.1. Kazanç Gürültü Sıcaklığı Oranı (G/T)

Bütün haberleşme sistemlerinde, gürültü sistemin tümünü etkileyen en önemli faktördür. G/T_{dBK} alıcı sistemde ölçülen “iyilik” faktörü olarak bilinir. G; sistemin net kazancı, T; sistemin gürültü sıcaklığıdır. G/T'nin büyük olması sistemin daha iyi olduğunu gösterir.

1.10.5.2. Isıl Gürültü

Isıl gürültü, yükteki elektronların rasgele hareketinden kaynaklanan gerilim gürültüsüdür. Uygun yükte sonlandırılmış bir sistemdeki toplam gürültü gücü;

$$P_r = kTB \text{ [W]} \quad (145)$$

k : Boltzman sabiti $1,374 \cdot 10^{-23}$ Joule/Kelvin

T : Eşdeğer gürültü sıcaklığı [K]

B : Gürültü band genişliği [Hz]

Görüldüğü gibi, yük, uygun alıcıya maksimum gürültü gücünü gönderir, gürültü gücü, gürültü kaynağının sıcaklığıyla doğru orantılıdır. Buna göre Z_a karakteristik empedansa sahip bir anten alıcıya kTB (watt) kadar gürültü gücü gönderir. Alıcının kendi gürültüsü de eklendiğinde, alıcı çıkışındaki toplam gürültü;

$$N_T = (kTB).G + \Delta N \quad (146)$$

$(kTB).G$: Alıcı girişindeki güç alıcı kazancı ile çarpıldığında çıkıştaki gürültü gücü

ΔN : Alıcı tarafından sisteme eklenen gürültü gücü

$$\Delta N = kT_e B$$

T_e : Alıcı eşdeğer gürültü sıcaklığı [K]

1.10.5.3. Sistem Sıcaklığı

Yer istasyonunun gürültü sıcaklığı; alıcı gürültü sıcaklığı ve antenin gürültü sıcaklığından oluşur. Burada antenin gürültü sıcaklığına besleyici ve dalga kılavuzlarından ve antende toplanan uzay gürültüleri de dahildir [19].

$$T_{\text{sistem}} = \frac{T_{\text{anten}}}{L} + \left(1 - \frac{1}{L}\right) T_o + T_e \quad (147)$$

L :Besleyici kazancı sayısal değeri

T_e :Alıcı eşdeğer gürültü sıcaklığı

T_o :Ortam sıcaklığı [K]

T_{anten} :Anten eşdeğer gürültü sıcaklığı, üretici firma tarafından verilir.

(147) eşitliğinden de görüldüğü gibi dalga kılavuzu kayıpları sistem gürültü sıcaklığı üzerinde kayda değer etki gösterir. Örneğin anten ile alıcı arasındaki 0,3 dB'lik bir kayıp, sistem gürültü sıcaklığında yaklaşık 19K'e karşılık gelir. Bu yüzden besleyici kaybı mümkün olduğunda küçük tutulmalıdır. Aksi takdirde, düşük gürültülü anten ve LNA kullanmanın avantajları ortadan kalkmış olur. Bu yüzden LNA lar, anten besleme ünitelerine mümkün olduğunca yakın yapılırlar.

1.10.5.4. G/T Hesaplaması

G/T, anten kazancının, antedeki toplam sistem sıcaklığına oranı olarak tanımlanır.

$$G/T_{\text{dB/K}} = \text{Gain}_{\text{dB}} - 10 \log T_{\text{sistem}} \quad (148)$$

1.10.5.5. İşaret Gürültü Gücü Oranı

Bir iletişim bağıının performansını tanımlayan önemli parametrelerden biri de C/N'dir. C/N alıcıdaki taşıyıcı gücün, alıcı sistemdeki toplam gürültü gücüne oranıdır.

$$C/N = \frac{P_R}{P_n} \quad (149)$$

$$P_R = G_T P_T G_R \left(\frac{\lambda}{4\pi D} \right)^2 \quad (150)$$

$$P_n = kTB \quad (151)$$

buradan da görüldüğü gibi link parametreleri ve alıcının karakteristikleri alıcıdaki C/N'yi etkiler. Buna göre;

$$C/N_{dB} = EIRP_{dB} - L_{FS_{dB}} + G/T_{dB/K} - 10 \log k - 10 \log B \quad (152)$$

L_{FS} :serbest uzay kaybı

G/T :Alıcının değer faktörü

k :Boltzman sabiti,dB olarak -228,6 dBW/K

B :Taşıyıcının kapladığı band genişliği (sayısal haberleşme için $B=0,6$.İletim hızı)

Alıcının band genişliği modülasyona bağlı olduğundan, bu parametre kullanılmadan normalize edilmiş C/N_o değeri hesaplanır [18].

$$C/N_o = EIRP_{dB} - L_{FS_{dB}} + G/T_{dB/K} - 10 \log k \quad (153)$$

veya benzer şekilde taşıyıcı gücünün sistem gürültü gücüne oranı;

$$C/T_{dB/K} = EIRP_{dB} - L_{FS_{dB}} + G/T_{dB/K} \quad (154)$$

aydınlatma seviyesi kullanılarak;

$$C/N_{dBK} = W_{dBW/m^2} + G/T_{dB/K} - G1_{m^2dBm^2} \quad (155)$$

burada $G1$ %100 verimle çalışan $1m^2$ yüzey alanlı antenin kazancıdır.

$$G1_{m^2dBm^2} = 20 \log f + 21,4_{dB} \quad (156)$$

f :kullanılan frekans

C/N_o değeri bit başına düşen enerjinin de hesaplanmasına olanak sağlar.

$$E_b / N_o = C/N_{o_{dBHz}} - 10 \log(\text{bit hızı}) \quad (157)$$

1.10.5.6. Aktarıcının Çalışma Noktası

Aktarıcının çıkış güç yükselteci doğrusal olmadığı için doyum noktasının altındaki doğrusal bölgede çalıştırılması gerekir.

Söz konusu bu çalışma noktasını sağlamak için giriş ve çıkış güçlerinde geri çekme gerekir. Aksi halde güç kaybı söz konusudur.

Giriş geri çekme (IBO) doyumdaki akı yoğunluğunun, çalışma noktasındaki akı yoğunluğuna oranıdır. Çıkıştaki geri çekme(OBO), doyumdaki EIRP nin çalışma noktasındaki EIRP' ye oranıdır [1].

Çıkış geri - çekme aynı zamanda

$$OBO = IBO - X$$

olarak tanımlanır.

Buradaki X;Giriş ve çıkış arasındaki güç sıkıştırma katsayısı olup çoklu taşıyıcılı durumlarda değişir[1].

Örnek değerler olarak INTELSAT VI deki TWTA için 5,5 dB, INTELSAT VII-A Ku ayak izindeki LTWTA için X=1,7 dB dir.

2. YAPILAN ÇALIŞMALAR VE BULGULAR

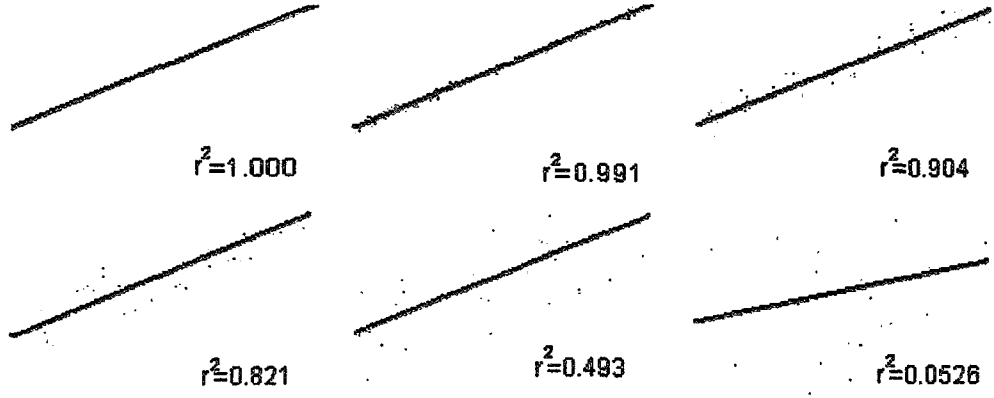
Yapılan çalışmada öncelikle birinci bölümde anlatılan hesaplamalar ile eğimli yörüngeye bırakılan bir uydunun yörünge eğiklik açısının ne olacağı hesaplanmıştır. Çalışmanın ikinci aşamasında eğimli yörüngedeki bir uydunun kapsama alanının gün içinde nasıl değişeceği hesaplanmıştır. Türkiye odaklı bir kapsama alanı alınarak Matlab'da yazılan program görselleştirilmiştir.

Eğimli yörüngedeki bir uydunun konumu gün içinde, yörünge eğiklik açısına bağlı olarak değişme gösterir. Bu değişim eğiklik açısı arttıkça artar. Uydunun bu hareketini takip etmek için ise uyduyu takip etme yeteneğine sahip antenler kullanmak gerekir. Bu anten sistemleri nisbeten pahalı olduğundan bu tür uydular daha çok bankalar, sigorta ve seyahat şirketleri, internet servis sağlayıcıları gibi sayısal haberleşme yapan kullanıcılar tarafından tercih edilir. Çalışmanın son kısmında sayısal haberleşme yapan kullanıcılar için iletişimin kalitesinin ileriye dönük olarak nasıl değişeceği üzerinde durulmuştur. İletişim sistemine etkisini incelemek için Türksat 1B uydusunun Türkiye merkezli kapsama alanına benzer bir kapsama alanı modellenmiş ve QPSK modülasyonu kullanan bir haberleşme sistemi örneği için alıcıdaki bit başına işaret gücünün gürültü gücüne oranı değişimi hesaplanmıştır. Önceki bölümde olduğu gibi Matlab'da yazılan program görselleştirilerek grafikler halinde eklenmiştir.

Yapılan bu çalışmanın ilk kısmında hesaplatılan yörünge eğiklik açısı değerlerinin doğruluğunu kıyaslamak için Türksat Uydu Kontrol Merkezinden alınan, Türksat 1B ve Türksat 1C uydularımıza ait yörünge eğiklik açısı değerleri kullanılmıştır. Yapılan karşılaştırmada, bu çalışmadaki değerlerle Türksat 1B ve Türksat 1C verileri ortalama olarak %99 doğrulukta çakışmıştır.

2.1. Doğrulama Katsayısı

Doğrulama katsayısı, orijinal veriye olan yaklaşımın kalitesini belirten bir katsayıdır. Yapılan çalışmada bu hesaplama ile sonuçlar karşılaştırılmıştır. $0 \leq r \leq 1$ arasında bir değere sahiptir. 1'e yakın olması sonuçların daha doğru olduğu sonucunu doğurur [12].



Şekil 43. Doğrulama katsayısı

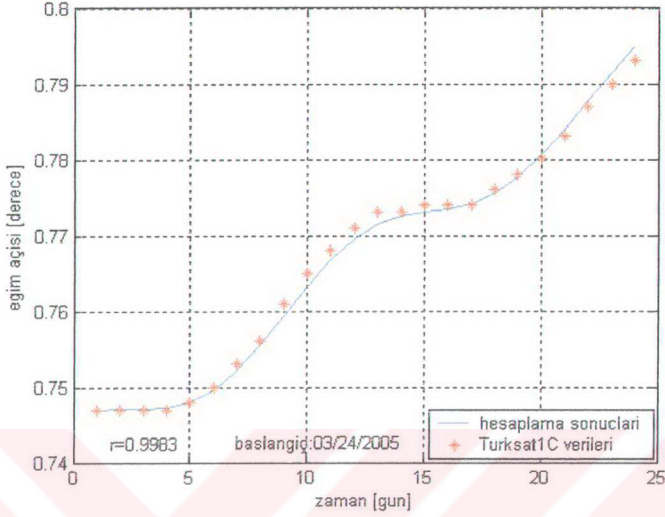
R veya r olarak gösterilen bu birimsiz katsayının bulunmasında ;'in' hesaplama sonuçları, 'sorbeti' Türksat verileri, 'N' veri sayısı olmak üzere aşağıdaki formül kullanılmıştır [16].

$$r = \frac{\sum (in \cdot sorbeti) - \frac{(\sum in)(\sum sorbeti)}{N}}{\sqrt{\left(\sum in^2 - \frac{\sum in^2}{N} \right) \left(\sum sorbeti^2 - \frac{\sum sorbeti^2}{N} \right)}} \quad (158)$$

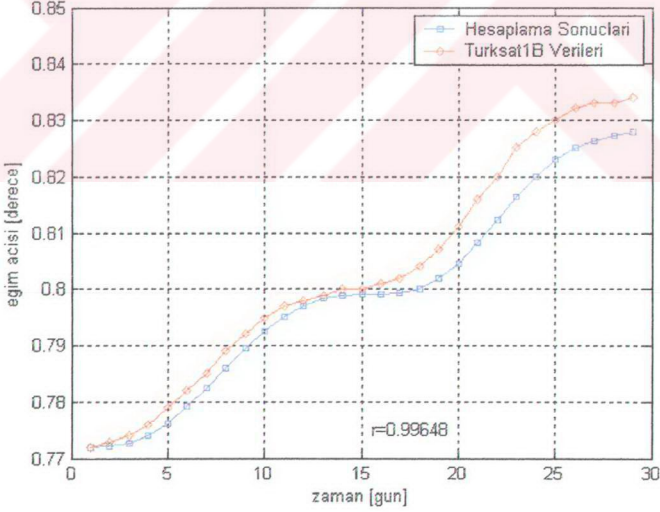
2.2. Yörünge Eğiklik Açısı Değişimi

Yapılan çalışmalar öncelikle yörünge eğiklik açısının hesabı üzerindedir. Yazılan programın sonuçları ile Türksat Uydu Merkezinden alınan Türksat 1C ve Türksat 1B uydularına ait eğim açısı bilgileri ve ileriye dönük hesaplamaları karşılaştırılmıştır. Her bir grafikte alınan ve hesaplatılan değerlerin başlangıç tarihleri ve ikisi arasındaki doğrulama katsayısının değeri yazdırılmıştır.

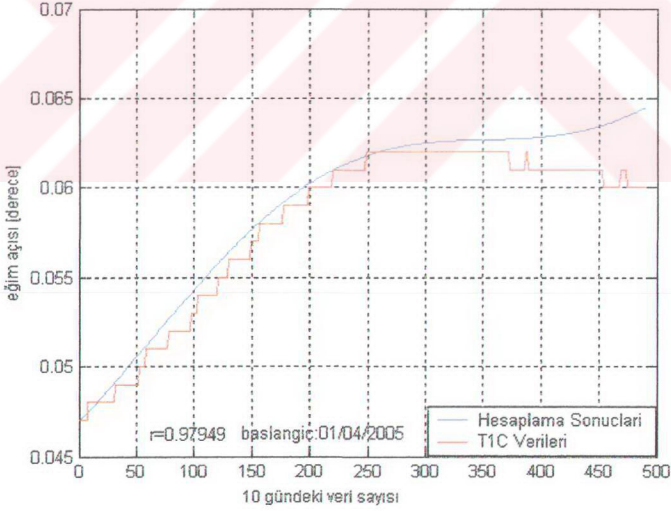
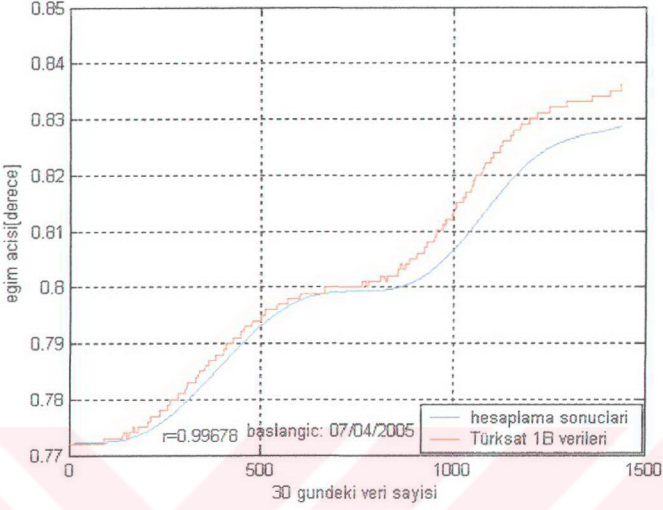
Grafiklerdeki farklılıklar, hesaplamalarda kullanılan Güneş ve Ay'ın koordinat hesaplarından kaynaklandığı düşünülmüştür.

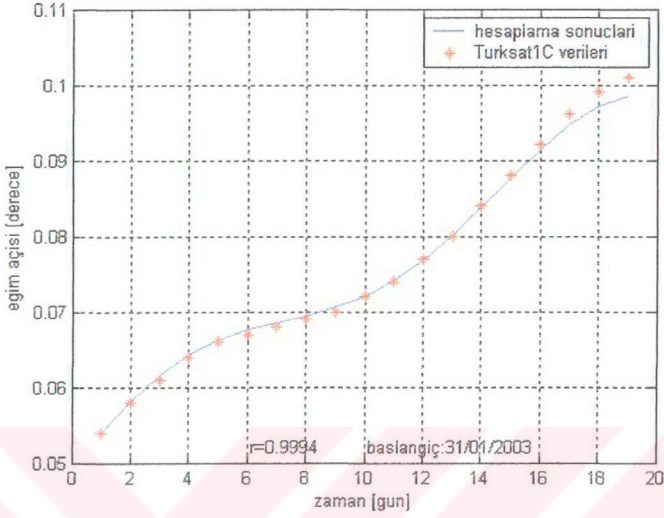


Şekil 44. Türksat 1B 24 günlük eğim açısı

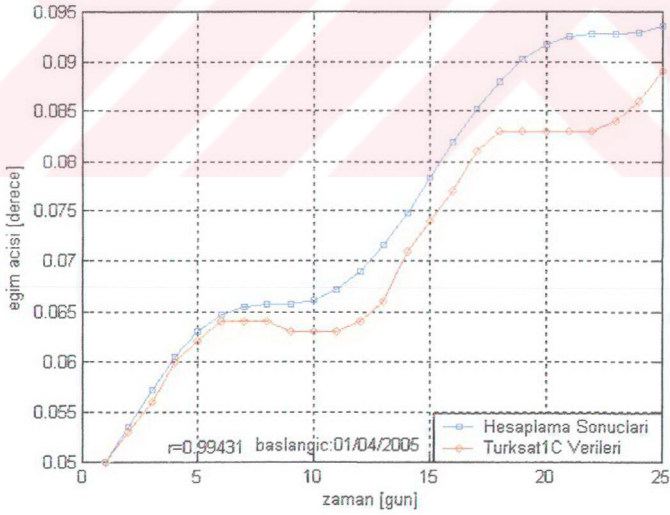


Şekil 45. Türksat 1B 29 günlük eğim açısı

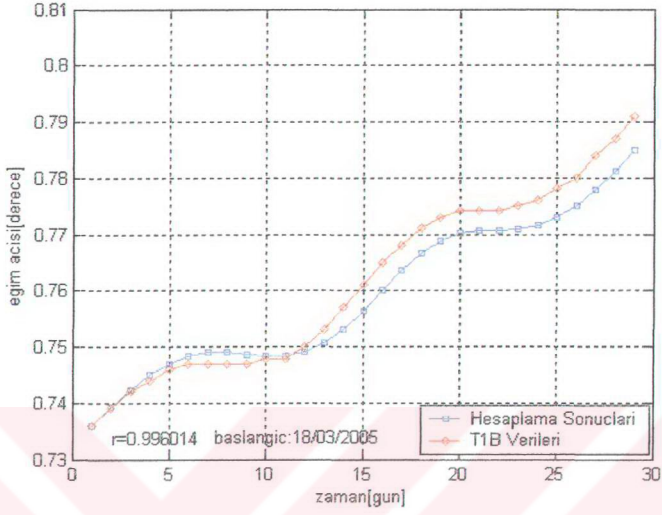




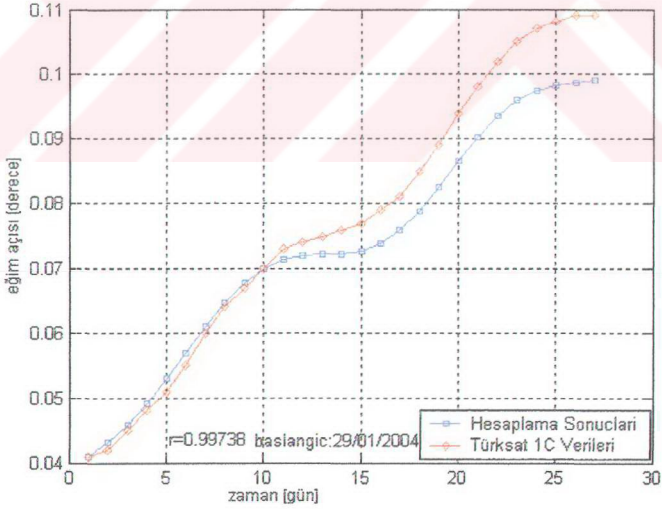
Şekil 48. Türksat 1C 19 günlük eğim açısı



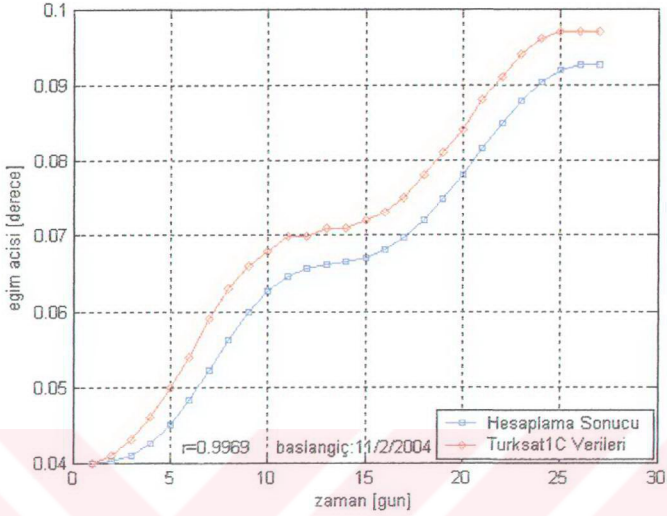
Şekil 49. Türksat 1C 25 günlük eğim açısı



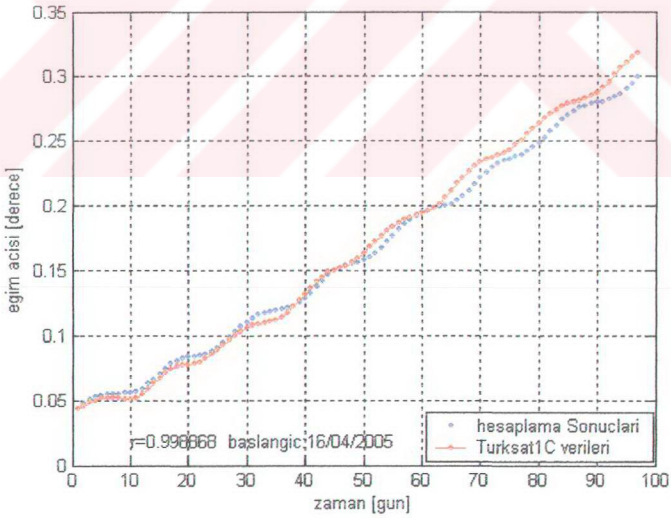
Şekil 50. Türksat 1B 29 günlük eğim açısı



Şekil 51. Türksat 1C 27 günlük eğim açısı



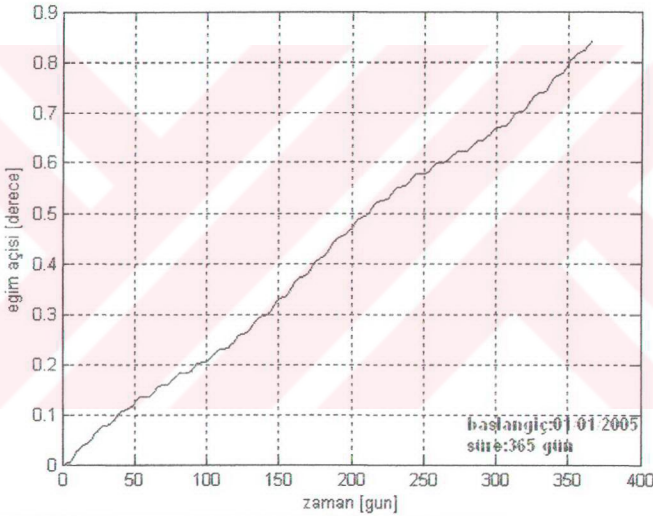
Şekil 52. Türksat 1C 27 günlük eğim açısı



Şekil 53. Türksat 1C 97 günlük eğim açısı

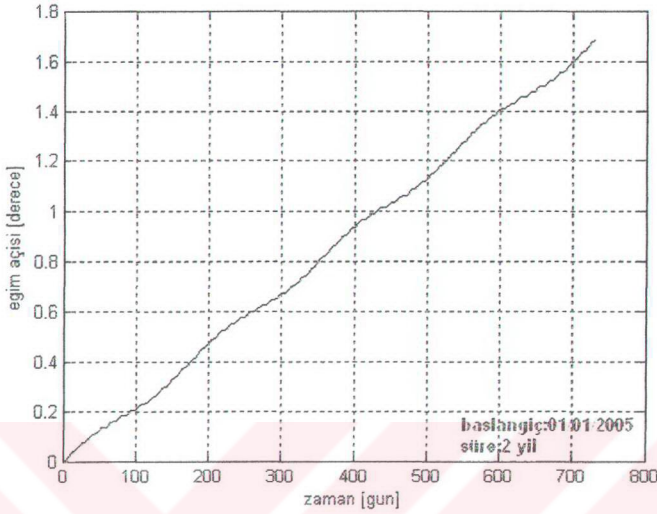
Seçilen koordinat eksenini, kullanılan Güneş ve Ayın koordinat formülleri başarılı olmuş ve doğruluk katsayısı tatmin edici düzeyde olmuştur. Bölüm 1.9.2.1 de anlatıldığı gibi kuzey manevrası yapılmayan bir uydunun yakıt tasarrufu önemli boyutlardadır (Tablo 2). Ancak bu durumda yörüngenin eğiklik açısının hesaplanması son derece önemlidir. Ve uydunun, uydü çöplüğüne gönderilmeden önce kalan ömrünün ne olacağı, eğiklik açısı kaç derece iken kapsama alanının değişimi, dolayısıyla iletişime etkisinin ne olacağı soruları cevaplanmalıdır.

Bunun için aynı formülasyon kullanılarak uydunun hangi tarihte kaç derece eğiklik açısındaki yörüngede bulunacağı hesaplanmıştır.



Şekil 54. Bir yıllık eğim açısı değişimi

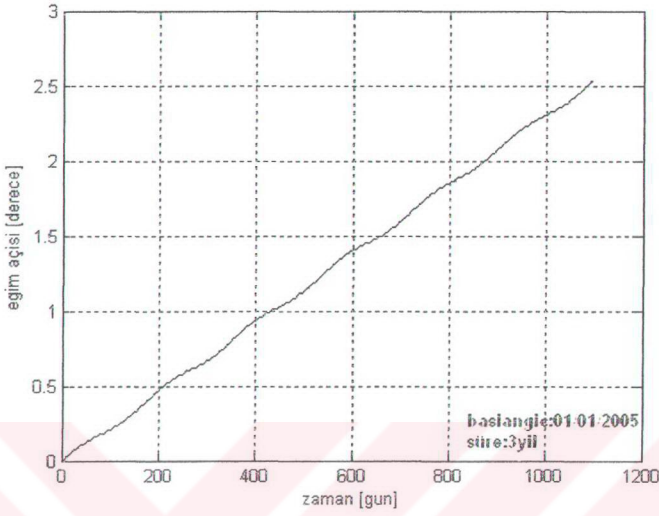
Eğiklik açısının ileriye dönük hesabında örnek olarak 1 Ocak 2005'te, eğimli yörüngeye 0°'den bırakılan bir uydü için hesaplamalar yapıldığında, bir yılın sonunda şekil 54'te görüldüğü gibi eğim yaklaşık 0,853 dereceye ulaşmaktadır. 18 Mayıs 2004' te eğimli yörüngeye bırakılan Türksat 1B uydusunu 18 Mayıs 2005 teki eğim açısı 0,867 derece olmuştur.



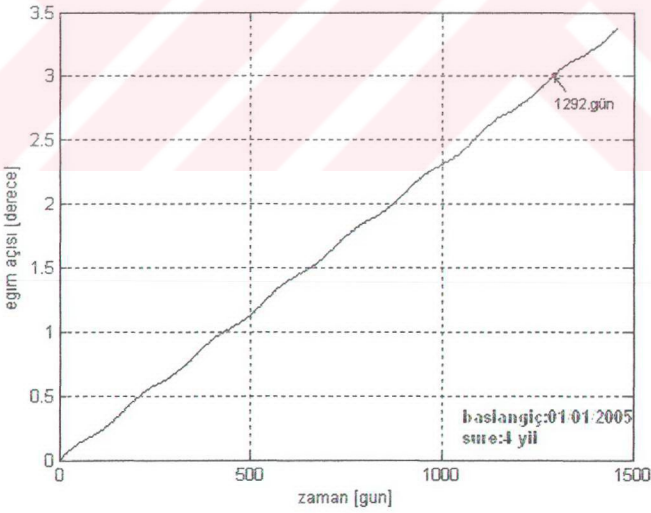
Şekil 55. Eğim açısının iki yıllık değişimi

Şekil 55'ten de görüldüğü gibi iki yılın sonunda eğim açısı yaklaşık olarak 1,7 derece civarındadır. Bu durumdaki kapsama alanındaki günlük sapma miktarı ± 180 km'den fazladır.

Şekil 56 ve şekil 57'de eğim açısının 3 ve 4 yıllık değişimleri hesaplanıp çizilmiştir.



Şekil 56. Üç yıllık eğim açısı değişimi



Şekil 57. Eğim açısını dört yıllık değişimi

Yere göre durağan uydular için genelde kullanılan limit, ve Türksat 1B içinde düşünülen 3 derecelik eğim açıdır. 2005 yılı başında eğimli bir yörüngeye bırakılan bir uydunun 3 derecelik eğim açısına ulaşması yaklaşık olarak 1292 gün sürdüğü hesaplanmıştır. Böyle bir düşüncenin bir diğer avantajlı tarafı ise, ITU (Internation Telecommunication Union) tarafından ülkemize kaydedilen yörünge konumunun kullanım süresini uzatmak ve yerine gelebilecek olası uydunun planı için zaman kazanmaktır. Çünkü uluslararası anlaşmalara göre yörüngedeki konum iki yıldan fazla boş bırakıldığı takdirde anlaşmalarla kazanılan hak kaybedilmiş olur.

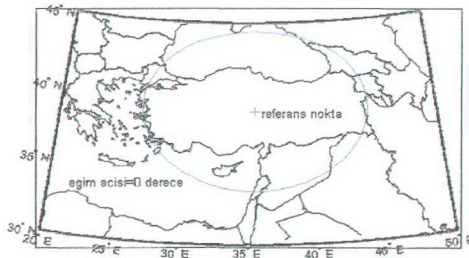
2.3. Yörünge Eğiklik Açısı Değişiminin Etkileri

2.3.1. Kapsama Alanına Etkisi

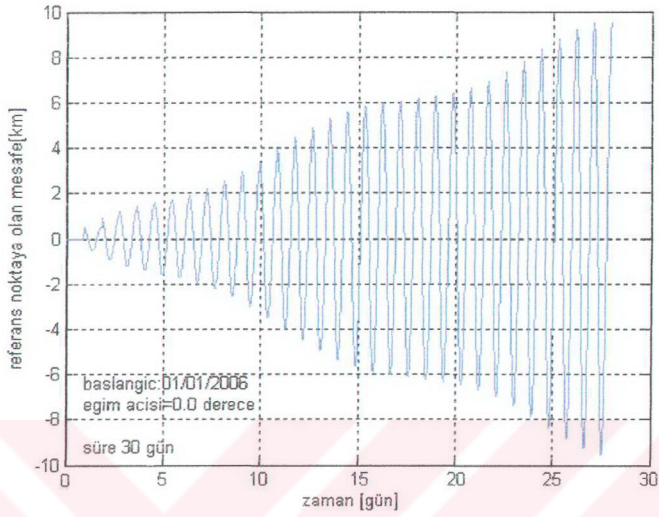
2.3.1.1. Sapma Mesafesindeki Değişim

Bahsedildiği gibi eğimli yörüngeye bırakılan bir uydunun kapsama alanı gün içinde özellikle kuzey-güney doğrultusunda artarak bir sapma gösterir. Bu artma miktarı ömür sonuna geldikçe artar. Şekil 59, 1 Ocak 2006'da eğimli yörüngeye bırakılan bir uydunun kapsama alanındaki sapma miktarı km olarak ilk 30 gün için hesaplanmıştır (Ek-4).

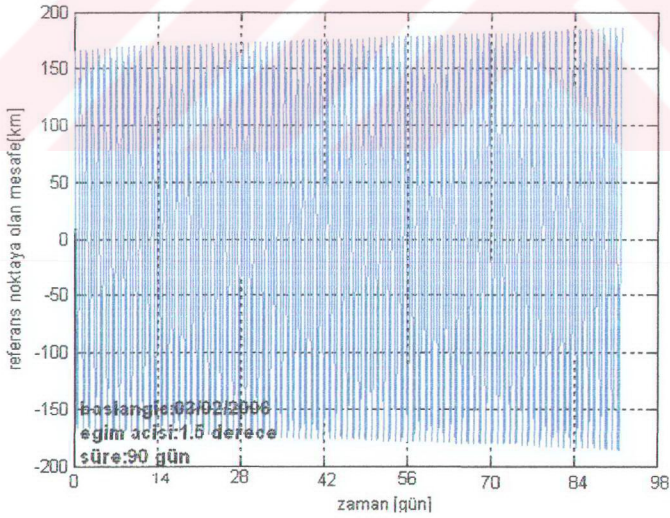
Hesaplamalarda alınan bir referans noktanın gün içindeki hareketini kuzey-güney doğrultusundaki değişim dikkate alınmıştır (Şekil 58). Bu referans nokta uydunun kapsama alanındaki herhangi bir nokta olabilir. Takip eden grafikler ve şekiller bu referans noktanın yeryüzündeki izdüşümünü ifade etmektedir.



Şekil 58. Kullanılan referans kapsama alanı ve referans nokta



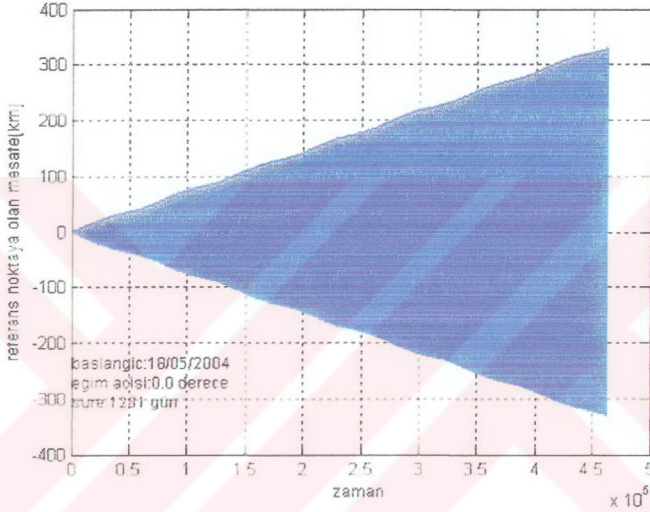
Şekil 59. Kapsama alanındaki sapmanın ilk 30 günü



Şekil 60. 1,5 derece eğim açısında iken 90 günlük kapsama alanının sapması

Şekil 59'da 2006 yılı başında eğimli yörüngeye bırakılan yere göre durağan bir uydu için kapsama alanının sapma mesafesi ilk 30 gün için çizdirilmiştir.

03/02/2006 tarihinde eğim açısı 1,5 derece olduğunda referans bir noktanın Dünya üzerindeki değişimi 90 gün boyunca şekil 60 da gösterildiği gibi olacaktır. Şekil 60'ta görüldüğü gibi 2 Şubat 2006 da gün içinde yaklaşık 170 km saparken 90 gün sonunda bu sapma miktarı 190 km ye ulaşmaktadır.



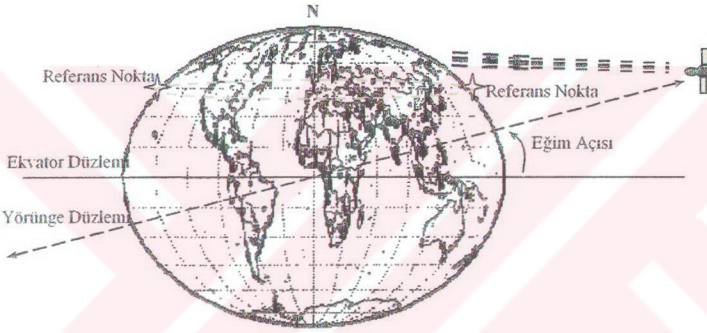
Şekil 61. Eğim açısı 3 dereceye ulaşana kadar kapsama alanının sapması

Yukarıdaki şekil 18 Mayıs 2004 te eğimli bir yörüngeye bırakılan Türksat 1B uydusunun eğim açısı 3 dereceye ulaşana kadar kapsama alanının sapmasını göstermektedir. Sinüs işaretleriyle dolu, genliği giderek artan eğriler bütünüdür.

Sonuçta görülmektedir ki, eğimli yörüngeye bırakılan bir uydunun merkezindeki kullanıcılar gün içinde işaret gücünün fazla değişmeden ancak farklı açılardan almaktadır. Ancak ayak izinin kenarına yakın kullanıcılar için işaretle gün içinde azalma hatta eğim açısı arttıkça işaret kaybı bile uğrayabilmekteler. Yapılan bu çalışmanın birinci kısmında işaretledeki bu değişimin ve bunun iletişime etkisi incelenmiştir.

2.3.2. Kapsama Alanının Değişimi

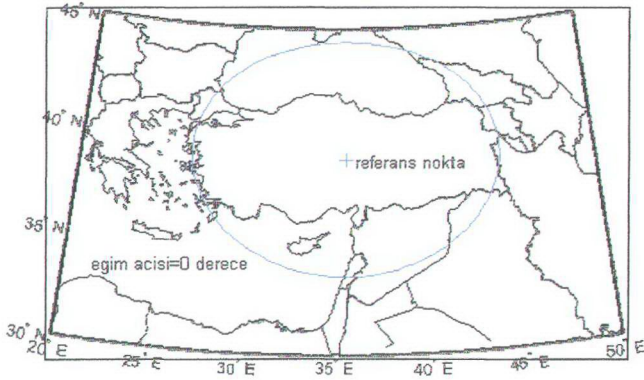
Aşağıdaki şekilden de görüldüğü gibi yörünge açısı arttıkça uydunun Dünya üzerindeki kapsama alanı da gün içinde değişim gösterir. Uydunun üzerinde bulunan ve bolometre adı verilen dört adet kızılötesi Dünya sensörleri sayesinde uydu sürekli olarak Dünyanın merkezine bakar. Bu durumda uydunun bir günlük hareketi boyunca eğim açısının o anki değerine bağlı olarak kapsama alanı gün içinde yukarı aşağı hareket eder. Yörünge düzleminin ekvator düzlemi ile kesiştiği yükseliş ve alçalış düğümlerinde, asıl sahip olduğu kapsama alanını gösterir.



Şekil 62. Uzaydan eğimli yörünge

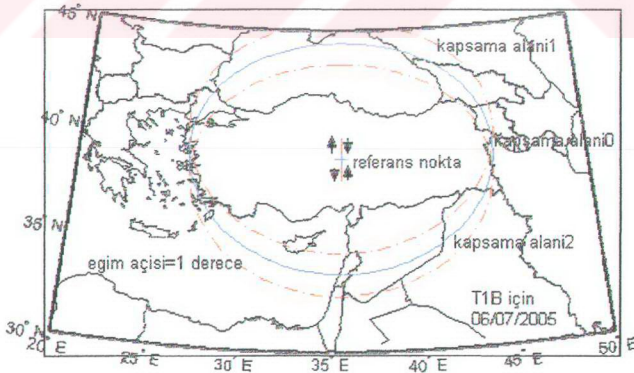
Yapılan çalışmada yörünge açısının değişimi gün içinde ve işlevini sürdürdüğü zaman boyunca - 3 dereceye ulaşıncaya kadar - hesaplanmıştır. Bu değişimin kapsama alanına etkisi hesaplanmış ve Türkiye odaklı bir kapsama alanı olması durumunda değişimin ne kadar olacağı grafiklerle gösterilmiştir (Ek-4).

Şekil 63 de hesaplamalar için kullanılan kapsama alanı değeri, eğim açısı sıfır derece - ideal durum - için verilmiştir. Yörünge eğiklik açısı zaman içinde artacak ve bu kapsama alanı kuzey-güney yönünde giderek artan salınmaya uğrayacaktır. Yörünge açısının dışmerkezliliği değerinden dolayı kapsama alanı gün içinde doğu-batı yönünde de değişim gösterecektir. Ancak bu durumdaki uydularda birinci bölümde anlatılan 14 günlük manevra çevrimi doğu manevrası için devam ettiğinden bu değişim uydunun ömrü boyunca kontrol altında bulunacaktır.



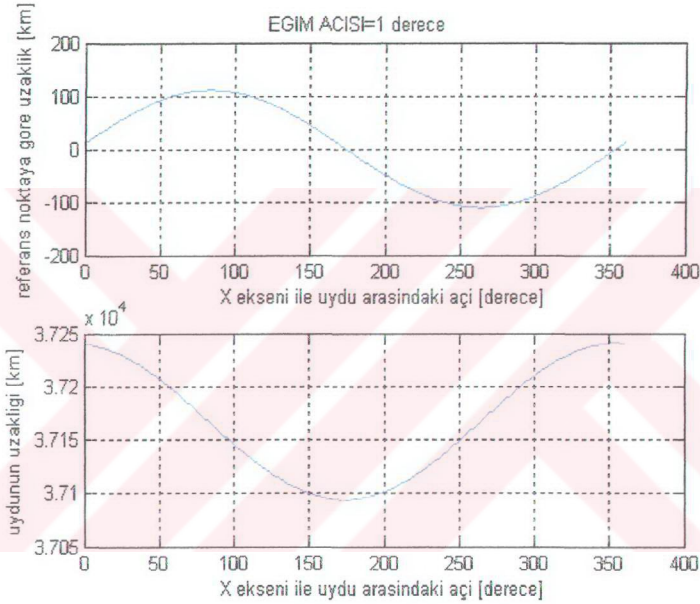
Şekil 63. Alınan referans kapsama alanı

Şekil 64 eğimli yörüngedeki bir uydu için eğim açısı 1° olduğunda Türkiye odaklı bir kapsama alanının gün içindeki değişimini göstermektedir. Şekillerde mavi çizgi ile gösterilen gerçek kapsama alanı iken, kırmızı renk gösterilen kapsama alanları, gün içinde ulaşılan maksimum ve minimum kapsama alanlarıdır. Referans nokta olarak belirtilen ve oklarla hareketi gösterilen nokta ise kapsama alanının herhangi bir yerinde olabilecek sabit bir noktadır.



Şekil 64. Kapsama alanının eğim açısı 1 derece iken kuzey/güney hareketi

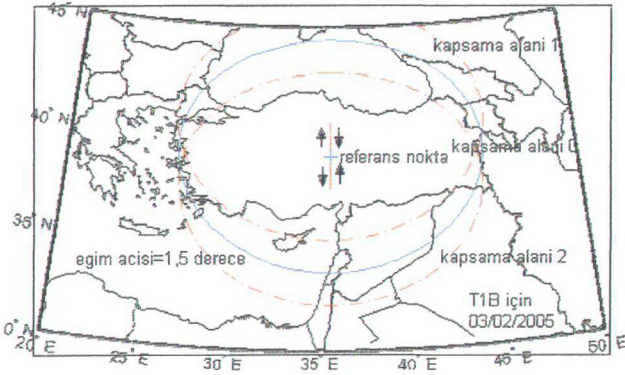
Şekil 64 de referans kapsama alanı içinde alınan herhangi bir referans nokta gün içinde yukarı aşağı hareket edecektir. Uydu bu hareketi sırasında Dünyaya yaklaşır ve uzaklaşır. Şekil 65 yazılan programın çıktıları gösterilmiştir. Uydu alçalış ve yükseliş düğümünden geçerken sapma sıfır olacaktır. Uydunun bu noktalardan referans nokta karşısında geçtiği varsayılmıştır. Aksi taktirde çizdiği sinüs eğrisinin fazı değişecektir.



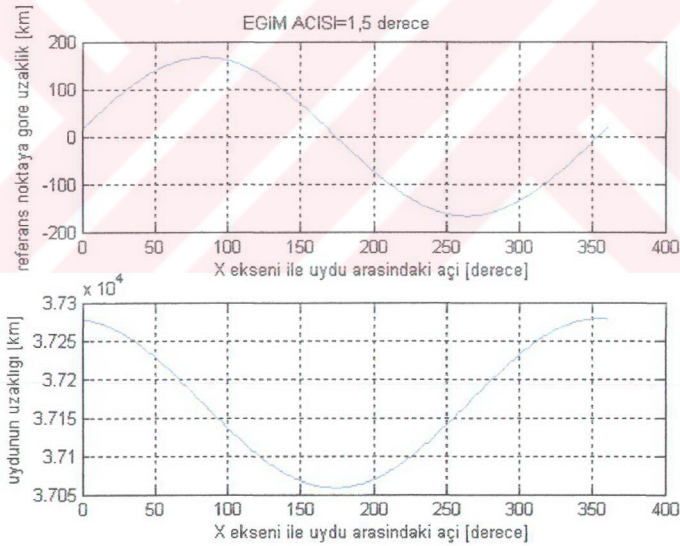
Şekil 65 Eğim açısı 1 derece iken uydunun ve referans noktanın uzaklığı

Şekil 65'ten de görüldüğü gibi eğim açısı 1° ulaştığında kapsama alanındaki değişim yukarı ve aşağı yönde yaklaşık 100 km civarındadır. Uydu bu durumda merkez ayak izine gün içinde yaklaşır ve uzaklaşır. Bu sinüs dalgasının nereden başlayacağı -yani fazı- yükseliş düğümü ile Türkiye arasındaki açıya bağlıdır. Hesaplamalar bu yükseliş düğümü Türkiye karşısında olduğu varsayılarak yapılmıştır. Yatay eksenindeki 360° bir günlük harekettir. Uydunun Dünyaya olan uzaklığı da gün içinde değişim gösterir.

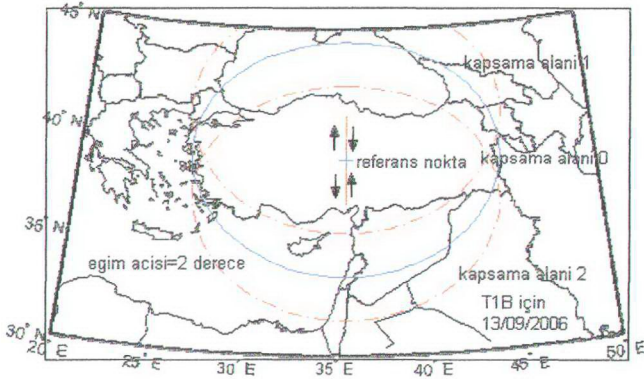
Aşağıdaki şekillerde, eğim açısının $1,5^\circ$, 2° , $2,5^\circ$ ve 3° değerleri için kapsama alanı değişimi ve uydunun referans noktaya olan uzaklıkları gösterilmiştir.



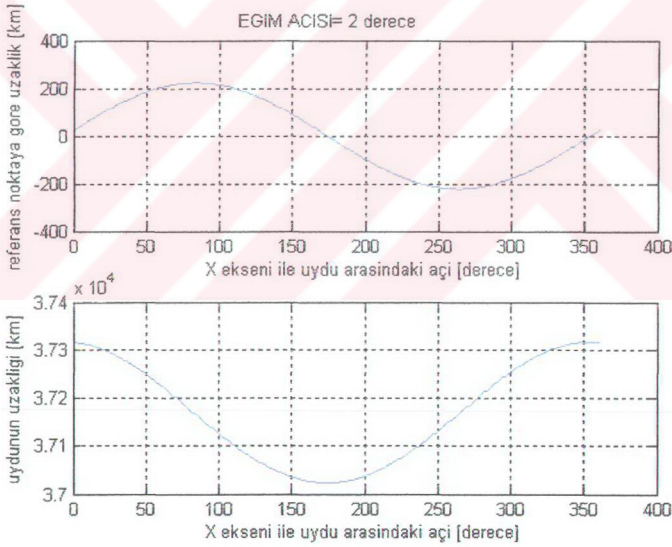
Şekil 66. Kapsama alanın eğim açısı 1,5 derece iken kuzey/güney hareketi



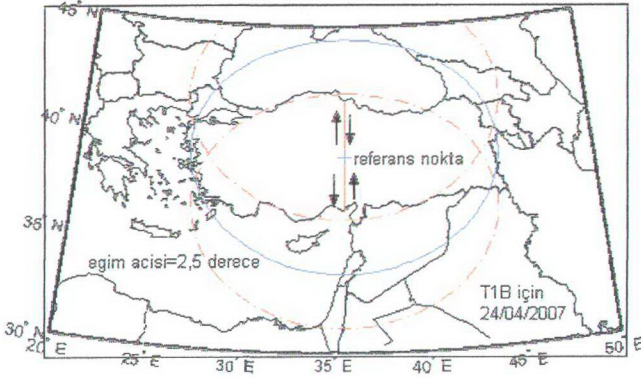
Şekil 67. Eğim açısı 1,5 derece iken uydunun ve referans noktanın uzaklığı



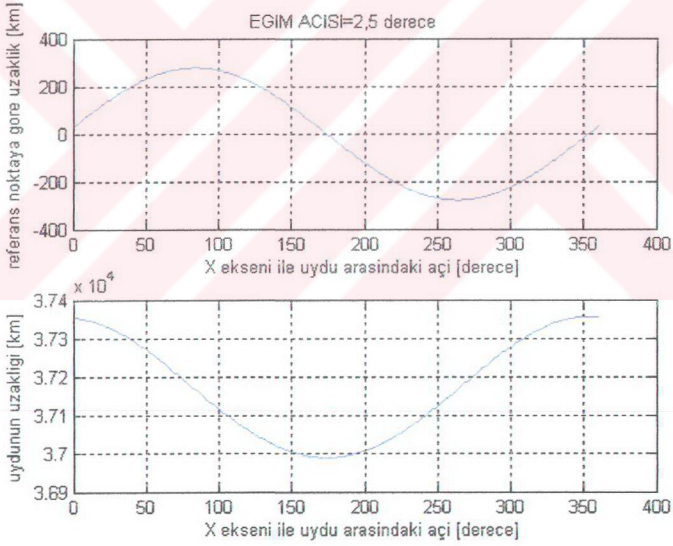
Şekil 68. Kapsama alanın eğim açısı 2 derece iken kuzey/güney hareketi



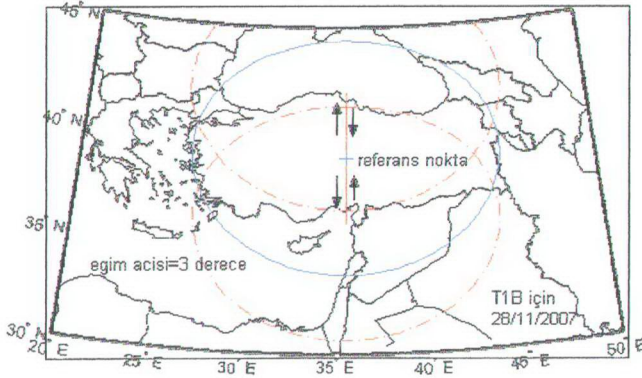
Şekil 69. Eğim açısı 2 derece iken uydunun ve referans noktanın uzaklığı



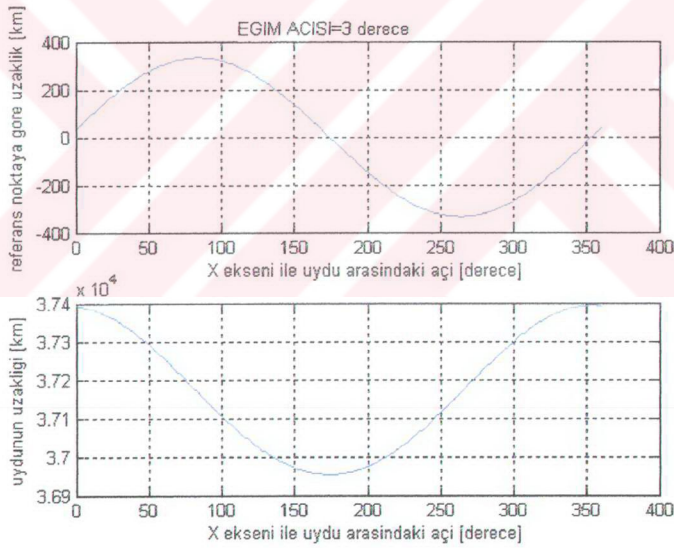
Şekil 70. Kapsama alanın eğim açısı 2,5 derece iken kuzey/güney hareketi



Şekil 71. Eğim açısı 2,5 derece iken uydunun ve referans noktanın uzaklığı



Şekil 72. Kapsama alanın eğim açısı 3 derece iken kuzey/güney hareketi



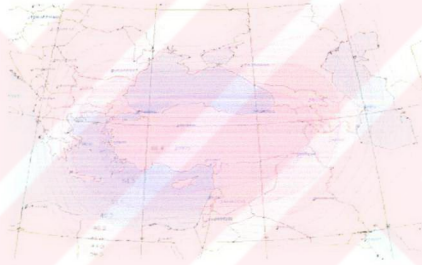
Şekil 73. Eğim açısı 3 derece iken uydunun ve referans noktanın uzaklığı

2.4. İletişime Etkisi

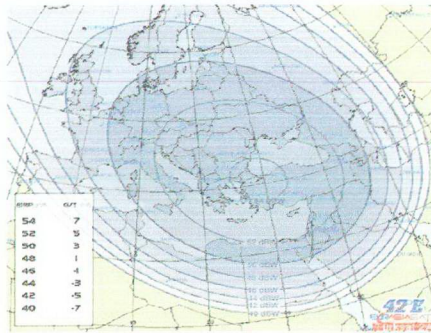
2.4.1. Kapsama Alanındaki Değişimin Haberleşmeye Etkisi

Eğimli yörüngedeki bir uydunun iletişimini irdelemek için öncelikle sahip olduğu kapsama alanındaki işaret seviyeleri ve uydu alıcı antenin G/T değerleri bilinmelidir. Bu çalışmada şekil 74 ve şekil 75'te gösterilen Türksat 1B uydusunu Türkiye kapsama alanı ve Türksat 2A uydusunu hareketli S1 antenine benzer bir kapsama alanı oluşturulmuş ve hesaplamalar bu alana göre yapılmıştır.

Kapsama alanındaki değişim gün geçtikçe artmaktadır. 18 Mayıs 2004 tarihinde eğimli yörüngeye bırakılan Türksat 1B uydusu için böyle bir kapsama alanı değişimine ulaşımı hesaplanmış ve her şeklin altında gösterilmiştir.

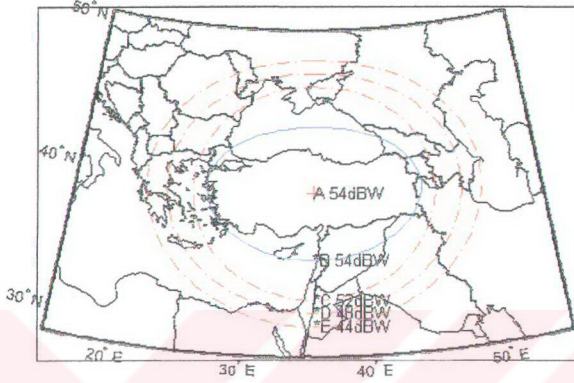


Şekil 74. Türksat 1B Türkiye kapsama alanı



Şekil 75. Türksat 2A hareketli S1 anteni kapsama alanı

Bu çalışmada kullanılmak için oluşturulan Türkiye odaklı kapsama alanı şekil 76'da gösterilmiştir (Ek-5).



Şekil 76. Çalışma için tanımlanan kapsama alanı

Yukarıdaki kapsama alanı için işaret değerleri ve uydu antenin G/T bilgileri tablo 6'daki gibi alınmıştır.

Tablo 6. Tanımlanan kapsama alanı değerleri

	EIRP [dBW]	G/T [dB/K]
A	54	7
B	54	7
C	52	5
D	48	1
E	44	-3

Oluşturulan elips şeklindeki kapsama alanlarının sınırlarına örnek noktalar yerleştirilmiştir. Bu elips şekillerinin yarı asal eksen uzunlukları ve yarı minor eksen uzunlukları tablo 7'de verilmiştir.

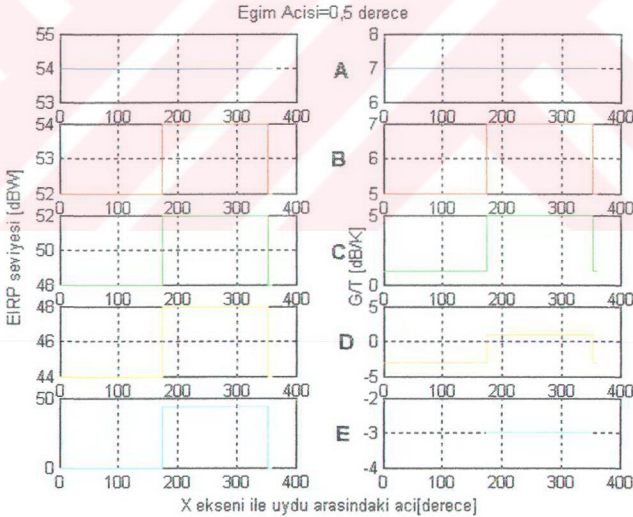
A noktası 39° Kuzey, 35,5° Doğu koordinatların yerleştirilmiştir.

Tablo 7. Tanımlanan kapsama alanı şekillerinin uzaklıkları

	EIRP [dBW]	Yarı-Asal Eksen[km]	Yarı-Minor Eksen[km]
B	54	800	500
C	52	900	800
D	48	1100	900
E	44	1250	1000

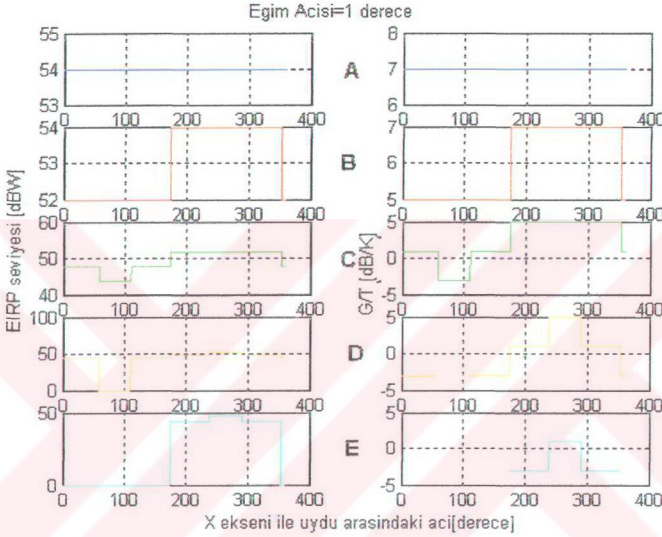
B,C,D,E noktalarının koordinatları buldukları kapsama alanı sınırlarında $35,5^\circ$ Doğu boylamındadır.

(2.3.) bölümünde de bahsedildiği gibi böyle bir kapsama alanındaki noktaların gün içinde aldığı işarette değişim olacaktır. Yazılan program ile önce örnek, olarak alınan kapsama alanındaki işaret seviyeleri ve uydu antenin bu durumdaki G/T değerleri hesaplanmıştır (Ek-4).



Şekil 77. Kapsama alanında tanımlanan noktaların 0,5 derece eğimdeki işaret seviyeleri

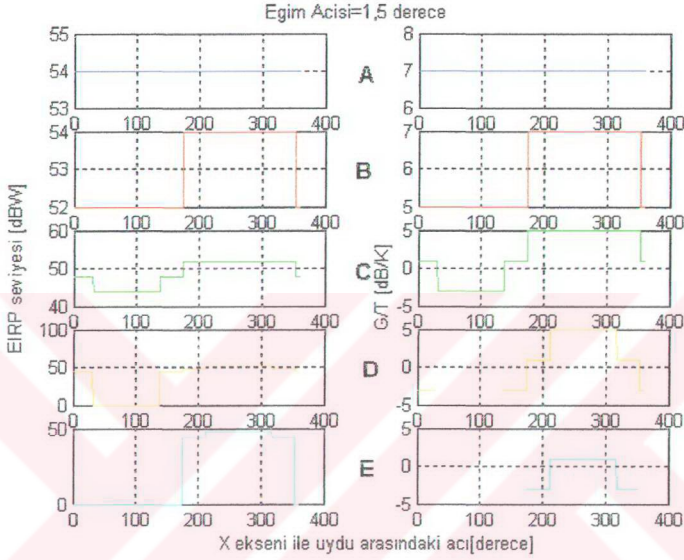
Şekilden de görüldüğü gibi eğim açısı $0,5^{\circ}$ 'ye ulaştığında merkezdeki A noktası için alınan işaret ve G/T de değişme olmazken, sınır noktalarındaki işaret değerleri günün yarısında diğer kapsama alanına geçmektedirler. E noktası bu durumda günün yarısında işaretten yoksun kalmaktadır.



Şekil 78. Kapsama alanında tanımlanan noktaların 1 derece eğimdeki işaret seviyeleri

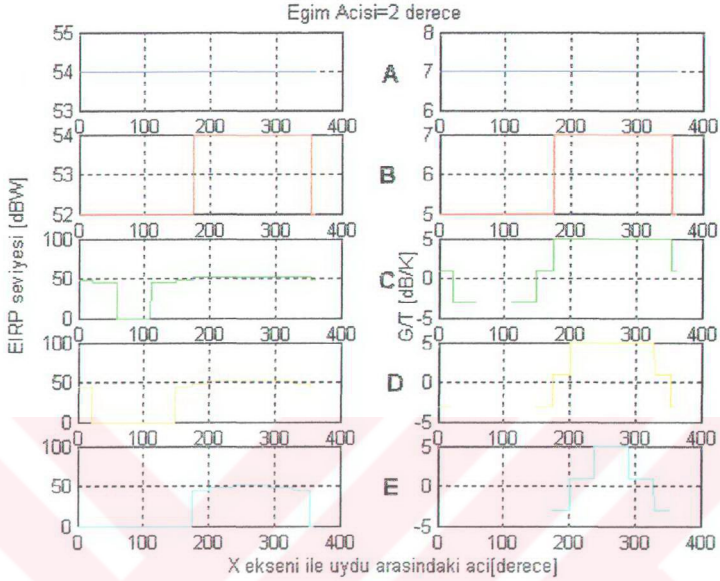
Eğim açısı 1° 'ye ulaştığında -ki Türksat 1B için 06/07/2005 tarihi hesaplanmıştır- alınan noktalarındaki işaret kaybı şekil 78'deki gibidir. Bu durumda A noktasındaki EIRP değeri değişmezken, B noktası günün bir yarısında komşu kontura girmiştir. C noktası ise günün bir kısmında kapsama alanının kenarı yaklaşmış diğer yarısında merkeze yaklaşmış, EIRP seviyesi artmıştır. D noktası günün bir kısmında kapsama alanından çıkarken, günün diğer zamanlarında zamanla değişen oranda işaret almıştır. E noktası, kapsama alanının dışına en yakın noktadır ve bu yüzden günün yarısında hiç işaret alamazken günün diğer yarısında şekilde gösterildiği gibi artan şekilde işaret alır ve G/T değişir. Şunu da belirtmek gerekirken gerçek hayatta bu seviyeler grafiklerde gösterildiği gibi doğrusal değildir. Ancak

kullanılacak sistem tasarlanırken minimum koşullar göz önünde bulundurulacağından kullanışlıdır.



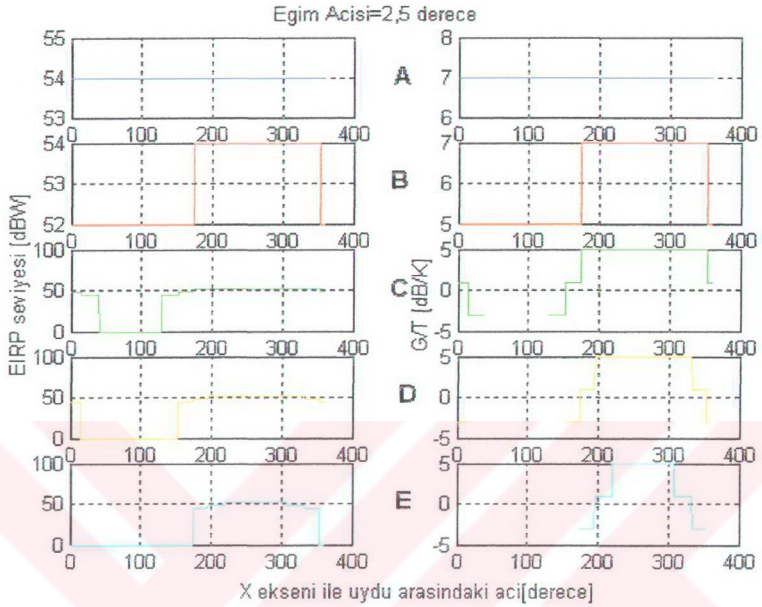
Şekil 79. Kapsama alanında tanımlanan noktaların 1,5 derece eğimdeki işaret seviyeleri

Şekil 79'dan da görüldüğü gibi D ve E noktaları günün bir kısmında kapsama alanı dışında kalırken diğer kısımlarda artan bir şekilde işaret almaktadırlar. C noktası ise günün bir yarısında en dış kontur kapsamasında kalmıştır.



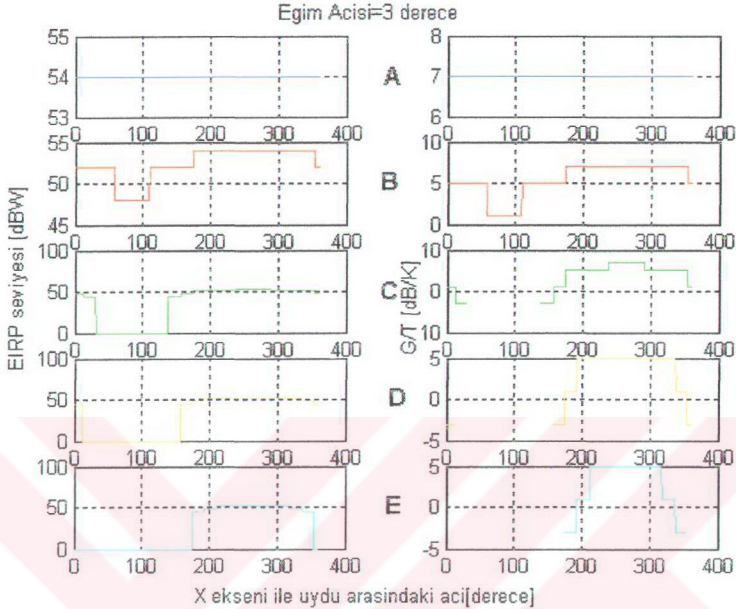
Şekil 80. Kapsama alanında tanımlanan noktaların 2 derece eğimdeki işaret seviyeleri

Eğim açısı 2 dereceye ulaştığında artık C noktası da günün bir kısmında kapsama alanı dışında kalmaktadır. Tüm grafiklerden görüldüğü gibi kapsama alanının merkezindeki A noktasındaki işaret seviyesinde değişim olmamaktadır.



Şekil 81. Kapsama alanında tanımlanan noktaların 2,5 derece eğimdeki işaret seviyeleri

Yukarıdaki şekilden C noktasını kapsama alanı dışında kalma süresinin arttığı gözlenebilmektedir.



Şekil 82. Kapsama alanında tanımlanan noktaların 3 derece eğimdeki işaret seviyeleri

Kapsama alanı 3° limit değerine geldiğinde artık B noktasında diğer kontürün kapsamasına girmekte ve aldığı işaretin gücünde azalma olmaktadır.

Yukarıda hesaplanan ve çizdirilen grafikler, söz konusu uydu üzerinde kanal kiralamak isteyen kullanıcılar için de önemlidir. Kullanıcının bulunduğu coğrafi konuma göre eğim açısının hangi değerinde kapsama alanı dışında kalacağı, diğer bir ifade ile ne zaman iletişimde kesintiler olacağı hesaplanmalıdır. Kapsama alanı dışında kalmasalar dahi yer sistemlerinde kullanıcı cihazların kurulumunda minimum karşılaşılabilecek işaret seviyelerine göre güç yükselteçleri kullanılmalıdır.

2.5. İletişim Kalitesine Etkisi

Sayısal Uydu sistemlerinde sistemin performansı alıcıda oluşan bit hata olasılığı ile verilir. Alıcıdaki BER(Bit Error Rate) taşıyıcı- gürültü gücü oranına (C/N), bilgi biti süresine T_b ve gürültünün band genişliğine bağlıdır.

Bilindiği gibi temelde uydu sistemi, yer-uydu bağı ve uydu-yer bağıdır. Yer-uydu bağındaki işaret kalitesi Dünyadaki vericiden gönderilen işaretin uydudan ne kadar güçte alındığına bağlıdır. Uydu-yer bağında ise, sistemin kalitesi, işareti uydunun ne kadar güçte tekrar gönderdiğine ve alıcıdaki ne kadar güçte alındığına bağlıdır. Uzaklığın nisbeten fazla olmasından dolayı söz konusu işaretler çok zayıflamaya uğrar ve beyaz Gauss gürültüsü ile kolayca etkileşebilecek duruma gelir. Ayrıca 10 GHz'in üzerindeki sistemlerde yağmur zayıflatması görülür [19].

Eğimli yörüngeye bırakılan bir uydunun eğim açısı değişimi ve kapsama alanındaki sapmalar hesaplanmıştır. Bu kısımda da iletişimin nasıl olacağı üzerinde durulacak. Bahsedildiği gibi bu uydular daha çok veri haberleşmesi sağlayan kullanıcılar tarafından kullanılmaktadırlar. IBS/IDR gibi sayısal haberleşme, bunların başında gelmektedir. 3/4 FEC kullanan ve QPSK modülasyonu yapan bir kullanıcı örnek alınarak uydu yer bağı performansı değerlendirilmiştir.

Göz önüne alınan kriterler;

- uydunun Dünyaya olan uzaklığı değişimi,
- uydunun uzaklığından dolayı değişen yol kaybı,
- uydudaki aktarıcının band genişliği (36 MHz),
- uydudaki aktarıcının OBO değeri(3 dB),
- yağmur, dönüştürücü, iletim kayıpları ve marjinleri (5 dB),
- alıcı antenin G/T değeri(22 dB),
- kullanıcı band genişliği(25 MHz ,)
- kullanıcının veri hızı(45 Mbit/s).

Böyle bir kullanıcı örneği alınarak alıcı antende oluşan E_b/N_0 değerleri hesaplanmıştır.

Yukarıda alınan değerler, Türksat 2A teknik özellik dokümanlarından, Intelsat standartlarından ve söz konusu haberleşmeyi sağlayan özel şirketlerle yapılan görüşmeler ve ölçümler sonucunda alınmıştır. Kullanılan eşitlikler bölüm 1.10.3.1 ve 1.10.5.5 te ayrıntılı biçimde verilmiştir.

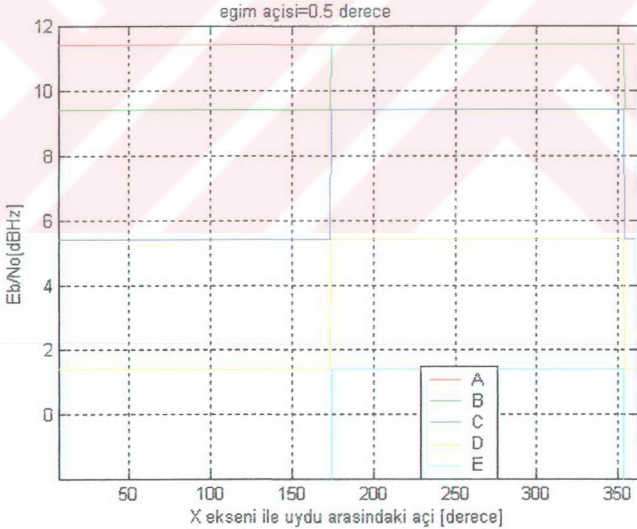
QPSK ve BPSK modülasyonu kullanan sistemler için bit hata olasılığı aşağıdaki şekilde verilir.

$$P_c = \frac{1}{2} \operatorname{erfc} \sqrt{\frac{E_b}{N_o}} \quad (159)$$

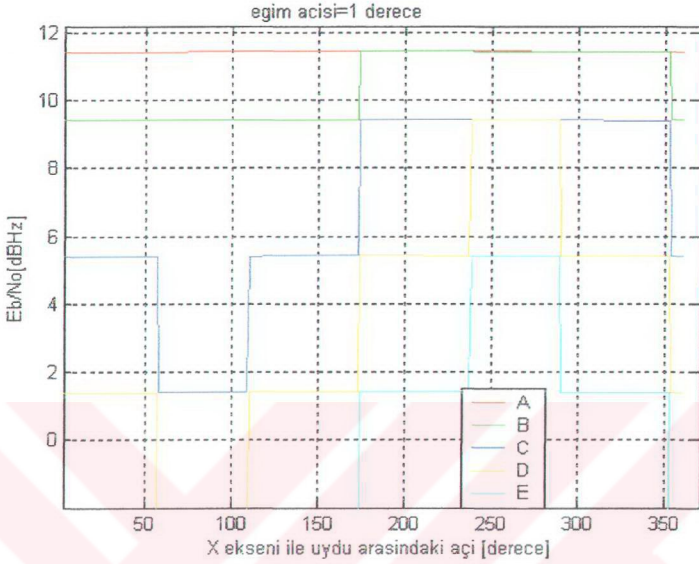
Buna göre alıcı sistemindeki E_b/N_o değerinin BER e etkisi, dolayısıyla iletişim kalitesine etkisi gösterilebilir [9].

Çalışmada önceki bölümde örnek olarak alınan sistem ve oluşturulan kapsama alanının değişimine göre alıcıdaki E_b/N_o değişimi hesaplanmış ve grafikler eğim açısının farklı değerleri için çizdirilmiştir (Ek-5).

Şekillerdeki x eksenı, yükseliş düğümü doğrultusunda alınmıştır. Yatay eksen Dünya etrafında 360 dereceye karşılık gelmektedir. Anlaşılabilirliği kolaylaştırmak açısından yükseliş noktası tasarlanan kapsama alanının karşısına geldiği varsayılmıştır.

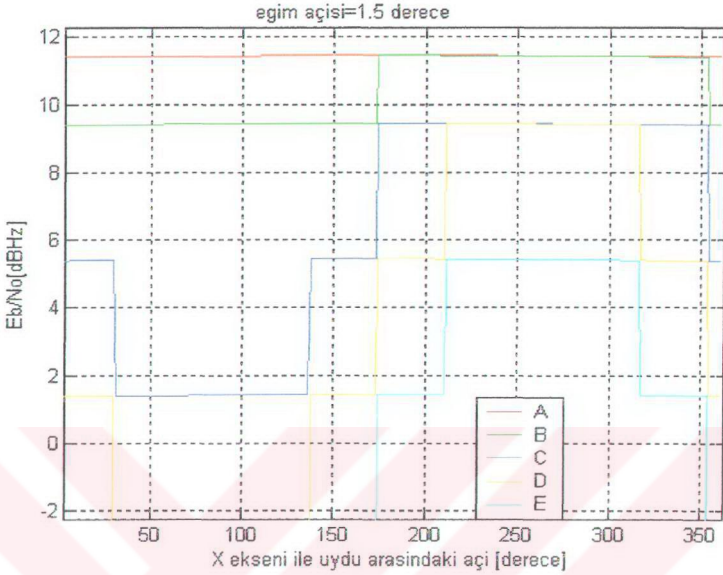


Şekil 83. Alıcıdaki E_b/N_o seviyesinin 0,5 derece eğiklik açısı için değeri



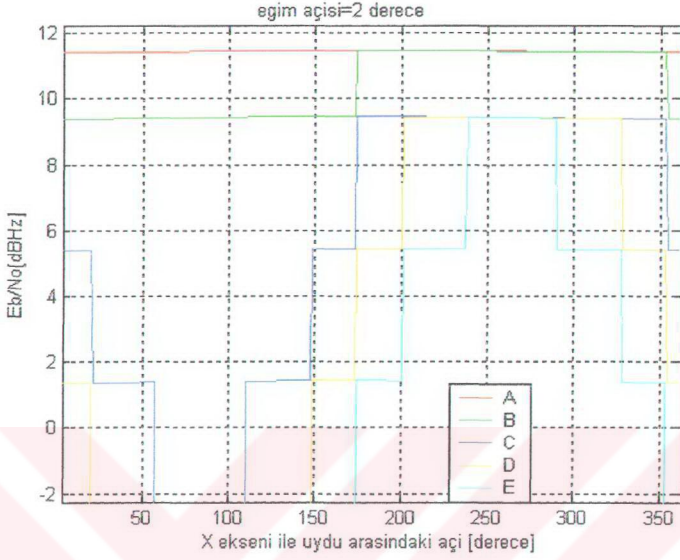
Şekil 84. Alıcıdaki E_b/N_0 seviyesinin 1 derece eğiklik açısı için değeri

Şekil 84'ten de görüldüğü gibi, A noktasında tanımlanan bir alıcıda gözlenecek E_b/N_0 değeri 12 dBHz civarında küçük değişimler göstermektedir. Bu da bit başına hata olasılığını 10^{-8} civarında olması demektir. Denklem (159) kullanılarak diğer tanımlanan noktalar için alıcıda oluşacak bit hata olasılığı değerleri hesaplanabilir.



Şekil 85. Alıcıdaki E_b/N_0 seviyesinin 1,5 derece eğiklik açısı için değeri

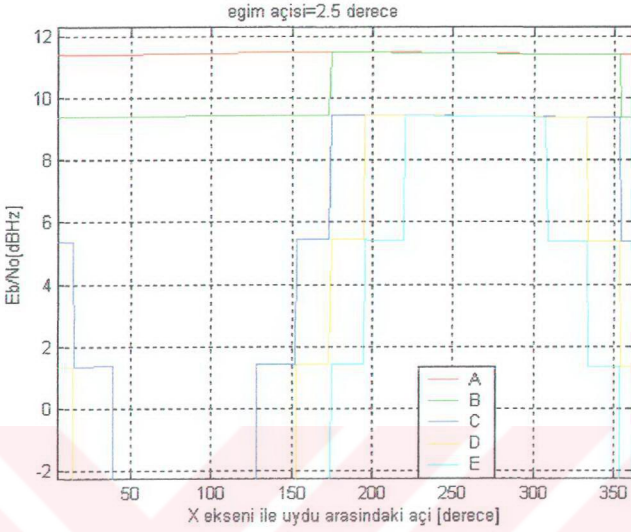
Yukarıdaki şekilden de görüldüğü gibi C noktasındaki E_b/N_0 değeri günün bir kısmında oldukça azalmaktadır. Günün ilerleyen zamanlarında, kapsama alanı merkez konturuna yalaştığından işaret seviyesinde, dolayısıyla E_b/N_0 değerinde artış olmuştur. Sonucunda aldığı verideki BER azalmış ve daha kaliteli haberleşmeye kısa süreli olsa ulaşmıştır. D ve E noktaları günün bir kısmında haberleşmeden yoksun kaldıklarından bu zaman aralıklarında hesaplatılan E_b/N_0 değerleri sıfırın altında çıkar.



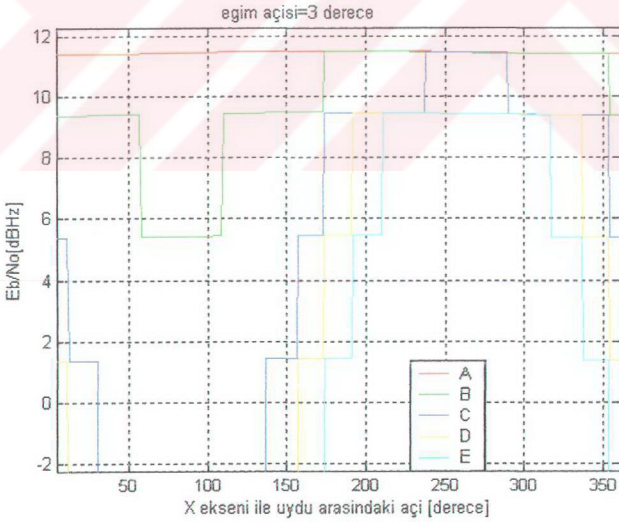
Şekil 86. Alıcıdaki E_b/N_0 seviyesinin 2 derece eğiklik açısı için değeri

Yörünge eğiklik açısı 2° ulaştığında, kapsama alanının gün içindeki salınımı C noktasını alan dışında bırakacak kadar artmıştır. Şekil 86' da da gösterildiği gibi bu durumda A ve B noktalarındaki işaretle – dolayısıyla iletişimin kalitesinde – fazla bir değişiklik olmamaktadır.

Eğim açısının $2,5^\circ$ ve 3° değerleri için alıcıdaki E_b/N_0 değerleri şekil 87 ve şekil 88 de gösterilmiştir.



Şekil 87. Alıcındaki E_b/N_0 seviyesinin 2,5 derece eğiklik açısı için değeri



Şekil 88. Alıcındaki E_b/N_0 seviyesinin 3 derece eğiklik açısı için değeri

3. SONUÇLAR

Bu çalışmada, eğimli bir yörüngeye bırakılan yere göre durağan bir uydu ele alınmıştır. Kuzey manevrası yapılmayan bir uydunun zaman içinde artan kuzey/güney salınması incelenmiştir. Yazılan programlarla ilk önce ekvator düzlemi ile eğimli yörünge düzlemi arasındaki açının değişimi hesaplanmıştır. Sonraki aşamalarda yazılan programlar ile böyle bir uydunun kapsama alanının değişimi incelenmiştir. Kullanıcılara sağlanacak hizmetin kalitesinin ne olacağı ve ne kadar süre ile bu kalitenin sağlanabileceği bilinmelidir. Bu yüzden eğimli yörüngedeki bir uydu hizmetinden faydalanmak isteyen kullanıcıların bulunduğu coğrafi konumun önemli olduğu görülmüştür. Buna göre eğimli yörüngeye bırakılan bir uydu için;

- a. yörünge eğiklik açısı 2005, 2006 yılı için yaklaşık olarak 0,87 derece/yıl artmaktadır,
- b. eğiklik açısı değişimi doğrusal bir değişim göstermemektedir,
- c. yörünge eğiklik açısı arttıkça uydu ekvator düzleminden uzaklaşmaktadır. Gün içinde ekvator düzlemi ile yörünge düzlemi iki kez kesişir. Günün diğer zamanlarında kapsama alanı değişir,
- d. kapsama alanındaki değişim yörünge dışmerkezliliğinden kaynaklanan doğu-batı yönündeki salınma hareketine göre nispeten fazladır ve kuzey-güney doğrultusundadır. Uydu ekvator düzleminden geçerken asıl sahip olduğu kapsama alanına işaret gönderir. Kuzey yarı küreye geçince kapsama kuzey kayarken, güney yarı küreye geçtiğinde kapsama alanı asıl olması gereken alanın güneyinde bulunur,
- e. yörünge eğikliği üç dereceye ulaştığı durum maksimum durum olarak düşünüldüğünde, kapsama alanının bu zamanda kuzey-güney doğrultusunda gün içinde maksimum yaklaşık 334 km kaydığı sonucu elde edilmiştir.

Kapsama alanının değişmesi, kuzey – güney doğrultusunda gün içinde hareket etmesi, doğal olarak Dünya üzerindeki sabit kullanıcıların aldığı işaret seviyelerinde değişmeye yol açacaktır. Kuzey yarı küre için düşünüldüğünde, eğimli yörüngedeki uydu, ekvatoran kuzeye geçtiği zaman ; kapsama alanının merkezinden güneyde bulunan kullanıcıların aldıkları işaret azalacak, uydu ekvatoran güneye geçtiği zaman ise merkezin güneyinde

bulunan kullanıcıların aldıkları işaret artarken kuzeydeki kullanıcıların aldıkları işaret gücü azalacaktır.

İşaret gücündeki azalma ve artış iletişimin kalitesini etkileyecektir. Eğimli yörüngedeki uydular gün içinde değişen miktarda hareket ettiklerinden dolayı anten takip sistemi olan kullanıcılar faydalanabilecektir. Böyle sistemlerin pahalı olmasından dolayı bu uydular, özel amaçlı sayısal haberleşmede rağbet görürler. Sayısal haberleşmede bit başına düşen enerji gücünün gürültüye oranı, alıcıdaki bit hata olasılığını etkiler. Bit başına düşen enerjinin artması alıcıda daha az hatalı bitin demodüle edilmesiyle sonuçlanır. Dolayısıyla alıcının işareti alıp almaması kadar hangi enerji seviyesinde aldığı da önemlidir. Çalışmada görülmüştür ki, eğimli yörüngenin merkezindeki kullanıcılar kapsama alanından eğim açısı 3° olana kadar mahrum kalmamakta hatta işaret seviyelerinde değişiklik olmamaktadır. Eğim açısının 3° ulaşması ise yaklaşık olarak 1292 gün olarak hesaplanmıştır. Kapsama alanı dışına yaklaşırken ve konturun sınır değerlerinde bu olay değişmektedir. Gün içinde alınan işaret azalıp artmakta, eğim açısı arttığında haberleşmeden geçici olarak yoksun kalınmaktadır. Sonuçta böyle bir uydudan hizmet almak isteyen bir kullanıcı bulunduğu coğrafi konuma göre ileriye dönük olarak haberleşmesinin süreklilik yüzdesi ve kalitesi konusunda bilgi edinmiş olur. İleriye dönük plan ve yatırım yapılırken gözden kaçırılmaması gereken bir kriter olduğu düşünülmektedir.

4.ÖNERİLER

Yapılan çalışmada, etkileri incelemek ve göstermek için 36 MHz lik bir aktarıcının 25 MHz ini kullanan sayısal bir taşıyıcı kullanılmıştır. Sayısal haberleşmenin diğer birçok parametresi sabit kabul edilmiştir. Değişik anten değerleri ve oluşturulan değişik kapsama alanları için örnekler çoğaltılabilir.

Birçok uygulamada kapsama alanları elips şeklinde değildir. Uydu anteninin yüzey şeklindeki küçük değişikliklerle kapsama alanları değiştirilir. Etkilerin incelenmesinde kapsama alanının şekli çok önemlidir. Dolayısıyla gerçeğe yakın modellenmiş kapsama alanları ile uygulamaya daha yönelik çalışmalar yapılabilir.

Uydunun gün içinde tam olarak nerede bulunacağı üzerinde çalışılabilir. Böylece kapsama alanının günün hangi saatinde nerede olduğu tam olarak hesaplanabilir. Bunun için yükseliş düğümü Ω , yerberi argümanı ω ve gerçek anomli θ 'nın değerleri hesaba katılmalıdır.

Uydunun gün içindeki hareketinden dolayı Dünyaya yaklaşıp uzaklaşmasından oluşan Doppler etkisi incelenebilir. Bu etki yaklaşık olarak 1 -10 Hz arasında değişir.

Bunların ötesinde, gün içinde uydu kendi eksenleri etrafında hareket ettirilerek kapsama alanı sabit tutulmaya çalışılabilir.

5. KAYNAKLAR

- 1 Intelsat, Earth Station Technology, Rev 4, 1995.
- 2 Soop, E.M., Handbook Of Geostationry Orbits, Kluwer Academic Publishers, Netherlands, 1994.
- 3 Seger, P., Spacecraft And Operations Engineers Tranning Support Course Or Orbital Dynamic Book 1, Mureawe, 1985.
- 4 Erdal, T., Investigation Of Minumum Fuel Maneuvers Of Turksat 1B Satellite With Possible Use Of Its Simulator, Yüksek Lisans Tezi, Uzay Ve Havacılık Müh. ODTÜ, Ankara, 1998.
- 5 A.E.Roy, Orbital Motion, Institute Of Physic Publishing, Bristol And Philadepha, 1994.
- 6 Şakacı, C., Two Simulation Models: Low Altitude Flows And The Turksat Satellite Orbit, Yüksek Lisans Tezi, Uzay Ve Havacılık Müh, ODTU, Ankara, 1996.
- 7 Aerospatiale Espace & Defense, Turksat Engineering Tranning Documents, 1993.
- 8 Santos, M. C., On Real-Time Orbit Improvement For GPS Satellites, The University Of New Brunswick, 1995.
- 9 Roddy D., Satellites Communications, Mcgrow-Hill, 2001.
- 10 Alcatel Space, Eurasiasat Engineering Tranning Doc Vol: 3, 2001.
- 11 Uslu, H. Ö., Orbit Dynamics, Attitude Dynamics And Control Investigation Into Possible Applications To Türksat, Yüksek Lisans Tezi, Uzay Ve Havacılık Müh,ODTU, Ankara, 1997.
- 12 Edwards A.L. , The Correlation Coefficient Ch.4 In An Introduction To Linear Regrassion And Correlation, San Francisco,CA, W.H.Freeman, 1976.
- 13 Slavinsk, D.D. G.K.Johnson ,W.J.Benden, Efficient Inclination Control For Geostationary Satellites, Journal Of Guidance, Control And Dynamic,Vol:11, 1988.
- 14 Collins, George W. The Foundations Of Celestial Mechanics, Case Western Reserve Uni., 2004.
- 15 Soop E.Mattias, Introduction to Geostationary Orbits, European Space Operations Centre, Almanya, 1983.

- 16 Steve C. Chapra & Raymond P. Canale, Mühendisler İçin Sayısal Yöntemler, Literatür Yayınları: 82, 2002.
- 17 King-Hele, D., Theory Of Satellite Orbits In An Atmosphere, Royal Aircraft Establihment, Fransborough, London, 1964.
- 18 Chetty, P.R.K., Satellite Technology And Its Applications, Fairchild Space Company Tab Books Inc, 1988.
- 19 Tri T. Ha, Digital Satellite Communications, McGrow-Hill, 1990.
- 20 http://liftoff.msfc.nasa.gov/academy/rocket_sci/satellites/hohmann.html, 20 Nisan 2005.



6. EKLER

Ek-1. Matlabda yazılan mesafe.m programı

```
%function mesafe=SC2
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
%golbaşı yer istasyonu->uydu vektörü ile dünya merkezi->golbaşı
%vektörlerinin toplamının hesaplar.. ranging sonuçları 'c:/ranging.txt' ve
%açı sonuçları 'c:/acilar.txt' dosyalarından okur
%-----
%golbaşı uydu yer kontrol istasyonu için sabit olan parametreler;
%Explorist 100 GPS cihazı ile ölçülen golbaşı uydu kontrol istasyonu koordinatları ve
%rakımı
%39 der 38,473 N
%32 der 48,457 E
%rakım:1054+-9 m
%-----
%UMIT CEZMI YILMAZ 2005 TURKSAT AŞ.
%rakım:1054 +/- 9m
%enlemi:32 derece 48 dakika doğu
%boylamı: 39 derece 48 dakika kuzey
%
%yerin yarıçapı
%Re=6378.144 km
%oblateness: f=1/298.257
rad=pi/180;
h=1.054;
f=1/298.257;
l=32.8076*rad;
phi=39.6412*rad;
Re=6378.137;
F=2*f-f^2;
S=(sin(phi))^2;
P=1-S*F;
H=Re/P;
rsx=(H+h)*cos(phi)*cos(l);
rsy=(H+h)*cos(phi)*sin(l);
rsz=((1+f)^2*H+h)*sin(phi);
rs=[rsx rsy rsz]';
L=[-sin(l) cos(l) 0; -cos(l)*sin(phi) -sin(l)*sin(phi) cos(phi); cos(l)*cos(phi) cos(phi)*sin(l)
sin(phi)];
cof=inv(L);
[anten yıl doy hour min s ss rang]=textread('c:/rang/ranging126.txt','%s %u %u %u %u
%u %u %f');
for i=1:48
    R(i)=mean(rang(i*100-99:i*100));
end
```

Ek-1 devamı

```

figure;plot(R,'kd','MarkerSize',5);grid on;xlabel('zaman[saat]');ylabel('uzaklik[km]');

[anten yil doy hr mn sec az elv]=textread('c:/rang/aci126.txt','%s %u %u %u %u %u %f
%f');
for i=1:48
    A(i)=mean(az(i*19-18:i*19));
    E(i)=mean(elv(i*19-18:i*19));
end;
%
for i=1:48
    Dx(i)=R(i)*cos(E(i)*rad)*sin(A(i)*rad);
    Dy(i)=R(i)*cos(E(i)*rad)*cos(A(i)*rad);
    Dz(i)=R(i)*sin(E(i)*rad);
end;
D=[Dx;Dy;Dz];
for k=1:48
    r(:,k)=cof*D(:,k)+rs;
end;
for i=1:48
    mesafe(i)=sqrt(r(1,i)^2+r(2,i)^2+r(3,i)^2);
    [TH(i),PHI(i),R(i)] = CART2SPH(r(1,i),r(2,i),r(3,i));
end;
EEE=((mesafe(16)-mesafe(5))/(mesafe(16)+mesafe(5)));
figure;
plot(R,'ks','MarkerSize',4);title('uydunun ölçüm sonucunda hesaplatılan
uzakligi');xlabel('zaman[saat]');ylabel('uzaklik[km]');
grid on;
figure
plot(E,A);title('istasyon anteninin yükselme ve yönelme acilari');xlabel('yükselme
acisi[derece]');ylabel('azimut acisi[derece]');
grid on;
figure
plot3(PHI/rad,TH/rad,R);title('uydu-merkez vektörü küresel koordinatlari');
xlabel('enlem[derece]');ylabel('boylam[derece]');zlabel('yermerkezine uzaklik[km]');
grid on

```


Ek-2 devamı

```
ys=S_E.*sin(ASCDV-om).*cos(PHIV); %O161D
zs=S_E.*sin(PHIV); %O162D
rs=sqrt(xs.^2+ys.^2+zs.^2);
figure
plot(jdm,xs,'m')
grid on;
hold on;
plot(jdm,ys,'y')
plot(jdm,zs,'k')
legend('x koordinati','y koordinati','z koordinati')
xlabel('1 Ocak 1900 den sonraki gün sayısı');
ylabel('günese olan uzaklık [km]');
title('Güneşin Koordinatları');
```



Ek-3. Ayın koordinatlarını hesaplatan matlab programı(mooncoor.m)

```

% function [xm,ym,zm]=mooncoor2(jd)
jd=2453500:2453550;
%number of julian centuries from J2000;
T=(jd-2451545)./36525;
%mean anomaly of the sun
gama=(358.48+0.9856.*jd)*pi/180;
%mean anomaly of the moon
betha=(296.1+13.064992.*jd)*pi/180;
%mean longitude of the moon
landa=(11.25+13.22935.*jd)*pi/180;
%mean longitude-sun longitude
delta=(350.74+12.190749.*jd)*pi/180;
%moon longitude in ecliptic plane
LOM=270.434+(13.176397.*jd)+6.289.*sin(betha)-1.274.*sin(betha-
2.*delta)+0.658.*sin(2.*delta)+...
0.214.*sin(2.*betha)-0.186.*sin(gama)-0.114.*sin(2.*landa)-0.059.*sin(2.*betha-
2.*delta)...
-0.057.*sin(gama+betha-2.*delta)+0.053.*sin(betha+2.*delta)-0.046.*sin(gama-
2.*delta)+...
0.041.*sin(betha-gama)-0.035.*sin(delta)-0.03.*sin(betha+gama);
LOM=LOM*pi/180;
%moon latitude in ecliptic plane
LAM=5.128.*sin(landa)+0.281.*sin(betha+landa)+0.278.*sin(betha-
landa)+0.173.*sin(2.*delta-landa)-...
0.055.*sin(betha-2.*delta-landa)-0.046.*sin(betha-
2.*delta+landa)+0.033.*sin(2.*delta+landa);
LAM=LAM*pi/180;
%earth moon distance;
EM=385000-20905.*cos(betha)-3699.*cos(2.*delta-betha)-2956.*cos(2.*delta)-
570.*cos(2.*betha)+246.*cos(2.*betha-2.*delta)-...
205.*cos(gama-2.*delta)-171.*cos(betha-2.*delta)-152.*cos(gama+betha-2.*delta);
%moon right ascension in equatorial plane
RASM=atan(tan(LOM).*cos(23.44*pi/180));
%DECM=asin(sin(LOM).*sin(23.44*pi/180));
%Re=6378140;
%rectangular coordinates of the moon
xm=EM.*cos(LAM).*cos(RASM);
ym=EM.*cos(LAM).*sin(RASM);
zm=EM.*sin(LAM);
figure
% subplot(2,1,1);
plot(jd,xm,'b');
grid on;
hold on;
% subplot(2,1,1);
plot(jd,ym,'g');

```

Ek-3 devamı

```
grid on;  
% subplot(2,1,1);  
plot(jd,zm,'y');  
grid on;  
% rm=sqrt(xm.^2+ym.^2+zm.^2);  
legend('x coor','y coor','z coor');  
% subplot(2,1,2);  
% legend('distance');  
% plot(jd,rm,'k');  
% grid on;
```



Ek-4. Eğim açısına göre kapsama alanı değişimi ve sapması (harita.m)

```

clear all;
rad=pi/180;
mue=3.986e5;
Re=6378.137;%km
omega=7.292115855e-5;
% apogee=35786;
% perigee=35784;
% e=abs(apogee-perigee)/(apogee+perigee+2*Re);
% a=(apogee+perigee)/2+Re;
inclination=0.01;
e=40e-5;
a=42165.8;
totarea=pi*a*sqrt(a^2*(1-e^2));
period=2*pi*sqrt(a^3/mue);
rotation=[cos(inclination*rad) 0 -sin(inclination*rad)
          0 1 0
          sin(inclination*rad) 0 cos(inclination*rad)];
tetha=(-90:270)*rad;
tottime=0;
delttime=period/50;
delarea=delttime*totarea/period;
radius=a*(1-e^2)/(1+e*cos(tetha));
tottime=tottime+delttime;
delta=2.*delarea./radius.^2;
tetha=tetha+delta;

radius=a*(1-e^2)/(1+e*cos(tetha));

oldcoord=[radius.*cos(tetha);radius.*sin(tetha);zeros(size(tetha))];
newcoord=(rotation*oldcoord)/Re;

long=atan2(newcoord(2,:),newcoord(1,:));
long=(long+omega*tottime);
long=atan2(sin(long),cos(long))/rad;
long2=long+35.5-long;

lat=atan(newcoord(3,)./sqrt(newcoord(1,).^2+newcoord(2,).^2));
lat=lat/rad;
lat2=lat+39;

sapma=deg2km(lat);
%39 ,35.5 derece referans nokta yerleştirilmiştir.
figure;

% worldmap('lo','turkeyonly','patch')
worldmap('asia');

```


Ek-4 devamı

```

% displaym(worldlo('POline'));
[latc1 lonc1]=scircle1(39,35.5,5.4);
[latc2 lonc2]=scircle1(39,35.5,7);
latmax=max(lat2);
latmin=min(lat2);

[latminc1 lonminc1]=scircle1(latmin,35.5,5.4);
[latminc2 lonminc2]=scircle1(latmin,35.5,7);

[latmaxc1 lonmaxc1]=scircle1(latmax,35.5,5.4);
[latmaxc2 lonmaxc2]=scircle1(latmax,35.5,7);
plotm(latmaxc1,lonmaxc2,'r-','MarkerSize',10);
hold on;
plotm(latminc1,lonminc2,'r-');

plotm(latc1,lonc2);
plotm(lat2,lonc2,'r','MarkerSize',6);
plotm(39,35.5,'+', 'MarkerSize',8)

figure;
subplot(2,1,1)
plot(sapma);
xlabel('X eksenini ile uydu arasındaki açı [derece]');
ylabel('referans noktaya göre uzaklık [km]');
hold on;
grid on;
% figure;
%istasyon uydu uzaklığının değişimi,
%-----
a2=42165.8;
%uydunun boylamı
tetha_s=42*rad;
%yer istasyonun boylamı
tetha_e=39*rad;
%yer istasyonun enlemi
tetha1=35.5*rad;
%uydunun enlem değişimi ,,inclination açısına bağlı
tetha2=inclination*rad*sin(tetha);
%C hesaplanması
C=acos(cos(tetha1-tetha2)*cos(abs(tetha_s-tetha_e)));
%uydu istasyon mesafesi
D=sqrt(Re^2+a2^2-2*Re*a2*(cos(C)));
subplot(2,1,2)
plot(D);
grid on;
xlabel('X eksenini ile uydu arasındaki açı [derece]');
ylabel('uydunun uzaklığı [km]');

```

Ek-5. Kapsama alanı değerleri ve işaret gücü değişimini hesaplayan Matlab programı (EIRP.m)

```

clear all;
format long
format compact
rad=pi/180;
% figure;
% worldmap('lo','turkeyonly','patch')
% cizdirilecek haritanın sınırları
% worldmap([28 50],[15 55]);
% display(worldlo('POline'));
%
% merkez koordinatları
latc=39;
lonc=35.5;
%
% dereceye çevrilecek uzaklık değerleri
uzaklikderece=km2deg(500);
uzaklikderece1=km2deg(800);
uzaklikderece2=km2deg(900);
uzaklikderece3=km2deg(1000);
uzaklikderece4=km2deg(1100);
uzaklikderece5=km2deg(1250);
%
% koordinata çevrilecek dereceler
[lat lon]=scircle1(latc,lonc,uzaklikderece);
[lat1 lon1]=scircle1(latc,lonc,uzaklikderece1);
[lat2 lon2]=scircle1(latc,lonc,uzaklikderece2);
[lat3 lon3]=scircle1(latc,lonc,uzaklikderece3);
[lat4 lon4]=scircle1(latc,lonc,uzaklikderece4);
[lat5 lon5]=scircle1(latc,lonc,uzaklikderece5);
%
% kapsama alanı şekilleri
%
% merkez koordinatı ( Anoktası)
% plotm(latc,lonc,'r+', 'MarkerSize',10);
% hold on;
%
% birinci kapsama alanı ve merkezi :A
% plotm(lat,lon1,'b-');
% textm(39,35.5,'A');
% birinci kapsama alanı sınırı :B
% textm(min(lat),35.5,'*B');
%
% ikinci kapsama alanı
% plotm(lat1,lon2,'r-', 'MarkerSize',6);
% ikinci kapsama alanı sınırı:C

```

Ek-5 devamı

```

% textm(min(lat1),35.5,'*C');
%
%ucuncu kapsama alanı
% plotm(lat2,lon4,'r-','MarkerSize',6);
%ucuncu kapsama alanı sınırı:D
% textm(min(lat2),35.5,'*D');
%
%dorduncu kapsama alanı
% plotm(lat3,lon5,'r-','MarkerSize',6);
%dorduncu kapsama alanı sınırı:E
% textm(min(lat3),35.5,'*E');
% hold on;
%
%noktaların koordinatları
A=0;
B=deg2km(latc-min(lat));
C=deg2km(latc-min(lat1));
D=deg2km(latc-min(lat2));
E=deg2km(latc-min(lat3));
latA=39*rad;
latB=(39-km2deg(B))*rad;
latC=(39-km2deg(C))*rad;
latD=(39-km2deg(D))*rad;
latE=(39-km2deg(E))*rad;
%
%-----
%.....EIRP[dBW].....G/T [dB/K]
%-----
%A noktasi 54      7
%B noktasi 54      7
%C noktasi 52      5
%D noktasi 48      1
%E noktasi 44      -3
%-----
%.....degerleri için link budget
%hesaplaması yapılacak
%
rad=pi/180;
mue=3.986e5;
Re=6378.137;%km
omega=7.292115855e-5;
% apogee=35786;
% perigee=35784;
% e=abs(apogee-perigee)/(apogee+perigee+2*Re);
% a=(apogee+perigee)/2+Re;
%-----
inclination=3; % eğim açısı
%-----

```

Ek-5 devamı

```

e=40e-5;
a=42165.8;
totarea=pi*a*sqrt(a^2*(1-e^2));
period=2*pi*sqrt(a^3/mue);
rotation=[cos(inclination*rad) 0 -sin(inclination*rad)
          0 1 0
          sin(inclination*rad) 0 cos(inclination*rad)];
tetha=(-90:270)*rad;
tottime=0;
delttime=period/50;
delarea=delttime*totarea/period;
radius=a*(1-e^2)/(1+e*cos(tetha));
tottime=tottime+delttime;
delta=2.*delarea./radius.^2;
tetha=tetha+delta;

radius=a*(1-e^2)/(1+e*cos(tetha));

oldcoord=[radius.*cos(tetha);radius.*sin(tetha);zeros(size(tetha))];
newcoord=(rotation*oldcoord)/Re;

long=atan2(newcoord(2,:),newcoord(1,:));
long=(long+omega*tottime);
long=atan2(sin(long),cos(long))/rad;

lat=atan(newcoord(3,:)/sqrt(newcoord(1,:).^2+newcoord(2,:).^2));
lat=lat/rad;

sapma=deg2km(lat);

% figure;
% plot(sapma);
% grid on;
% xlabel('X eksenine ile uydu arasindaki aci [derece]');
% ylabel('referans noktaya gore uzaklik [km]');

mesafeA=sapma;
mesafeB=B+mesafeA;
mesafeC=C+mesafeA;
mesafeD=D+mesafeA;
mesafeE=E+mesafeA;
mesafe=abs(sapma);
%A noktasındaki kapsama alanının değişimi
sondeger=max(size(sapma));
for a=1:sondeger
    if mesafeA(a)>-B && mesafeA(a)<B
        EIRP_A(a)=54; G_TA(a)=7;
    end
end

```

Ek-5 devamı

```

elseif mesafeA(a)>B && mesafeA(a)<C
    EIRP_A(a)=52 ;G_TA(a)=5;
elseif mesafeA(a)>C && mesafeA(a)<D
    EIRP_A(a)=48;G_TA(a)=1;
elseif mesafeA(a)>D && mesafeA(a)<E
    EIRP_A(a)=44 ;G_TA(a)=-3;
elseif mesafeA(a)>E
    EIRP_A(a)=0;G_TA(a)=-inf;
end
end

```

```

for b=1:sondeger
    if mesafeB(b)>0 && mesafeB(b)<B
        EIRP_B(b)=54; G_TB(b)=7;
    elseif mesafeB(b)>B && mesafeB(b)<C
        EIRP_B(b)=52 ;G_TB(b)=5;
    elseif mesafeB(b)>C && mesafeB(b)<D
        EIRP_B(b)=48;G_TB(b)=1;
    elseif mesafeB(b)>D && mesafeB(b)<E
        EIRP_B(b)=44 ;G_TB(b)=-3;
    elseif mesafeB(b)>E
        EIRP_B(b)=0;G_TB(b)=-inf;
    end
end

```

```

for c=1:sondeger
    if mesafeC(c)>0 && mesafeC(c)<B
        EIRP_C(c)=54; G_TC(c)=7;
    elseif mesafeC(c)>B && mesafeC(c)<C
        EIRP_C(c)=52 ;G_TC(c)=5;
    elseif mesafeC(c)>C && mesafeC(c)<D
        EIRP_C(c)=48;G_TC(c)=1;
    elseif mesafeC(c)>D && mesafeC(c)<E
        EIRP_C(c)=44 ;G_TC(c)=-3;
    elseif mesafeC(c)>E
        EIRP_C(c)=0;G_TC(c)=-inf;
    end
end

```

```

for d=1:sondeger
    if mesafeD(d)>0 && mesafeD(d)<B
        EIRP_D(d)=54; G_TD(d)=7;
    elseif mesafeD(d)>B && mesafeD(d)<C
        EIRP_D(d)=52 ;G_TD(d)=5;
    elseif mesafeD(d)>C && mesafeD(d)<D
        EIRP_D(d)=48;G_TD(d)=1;
    elseif mesafeD(d)>D && mesafeD(d)<E

```

Ek-5 devamı

```

    EIRP_D(d)=44 ;G_TD(d)=-3;
elseif mesafeD(d)>E
    EIRP_D(d)=0;G_TD(d)=-inf;
end
end

for e=1:sondeger
    if mesafeE(e)>0 && mesafeE(e)<B
        EIRP_E(e)=54; G_TE(e)=7;
    elseif mesafeE(e)>B && mesafeE(e)<C
        EIRP_E(e)=52 ;G_TE(e)=5;
    elseif mesafeE(e)>C && mesafeE(e)<D
        EIRP_E(e)=48;G_TE(e)=1;
    elseif mesafeE(e)>D && mesafeE(e)<E
        EIRP_E(e)=44 ;G_TE(e)=-3;
    elseif mesafeE(e)>E
        EIRP_E(e)=0;G_TE(e)=-inf;
    end
end

figure
subplot(5,2,1)
plot(EIRP_A)
grid on
subplot(5,2,2)
plot(G_TA)
grid on

subplot(5,2,3)
plot(EIRP_B,'r')
grid on
subplot(5,2,4)
plot(G_TB,'r');
grid on

subplot(5,2,5)
plot(EIRP_C,'g');
grid on
subplot(5,2,6)
plot(G_TC,'g')
grid on

subplot(5,2,7)
plot(EIRP_D,'y');
grid on
subplot(5,2,8)
plot(G_TD,'y')
grid on

```

Ek-5 devamı

```

% subplot(5,2,9)
% plot(EIRP_E,'c');
% grid on
% subplot(5,2,10)
% plot(G_TE,'c');
% grid on
% xlabel('X eksenini ile uydu arasindaki açi [derece]');

% _____ UYDU UZAKLIGI _____
a2=42165.8;
%uydunun boylamı
tetha_s=42*rad;
%yer istasyonun boylamı
latA=39*rad;
%yer istasyonun enlemi
tetha1=35.5*rad;
%uydunun enlem değişimi ,,inclination açısına bağlı
tetha2=inclination*rad*sin(tetha);
%C hesaplanması
C_A=acos(cos(tetha1-tetha2)*cos(abs(tetha_s-latA)));
C_B=acos(cos(tetha1-tetha2)*cos(abs(tetha_s-latB)));
C_C=acos(cos(tetha1-tetha2)*cos(abs(tetha_s-latC)));
C_D=acos(cos(tetha1-tetha2)*cos(abs(tetha_s-latD)));
C_E=acos(cos(tetha1-tetha2)*cos(abs(tetha_s-latE)));

%uydu istasyon mesafesi
DA=sqrt(Re^2+a2^2-2*Re*a2*(cos(C_A)));
DB=sqrt(Re^2+a2^2-2*Re*a2*(cos(C_B)));
DC=sqrt(Re^2+a2^2-2*Re*a2*(cos(C_C)));
DD=sqrt(Re^2+a2^2-2*Re*a2*(cos(C_D)));
DE=sqrt(Re^2+a2^2-2*Re*a2*(cos(C_E)));
% figure
% plot(DA);
% hold on;
% plot(DE,'r');
% % grid on;
% xlabel('X eksenini ile uydu arasindaki açi [derece]');
% ylabel('uydunun uzakligi [km]');
%
fup=14;%GHz
LFS_Aup=92.44+20*log10(fup)+20*log10(DA);
LFS_Bup=92.44+20*log10(fup)+20*log10(DB);
LFS_Cup=92.44+20*log10(fup)+20*log10(DC);
LFS_Dup=92.44+20*log10(fup)+20*log10(DD);
LFS_Eup=92.44+20*log10(fup)+20*log10(DE);

fdown=11.5;%GHz

```

Ek-5 devamı

```

LFS_Adown=92.44+20*log10(fdown)+20*log10(DA);
LFS_Bdown=92.44+20*log10(fdown)+20*log10(DB);
LFS_Cdown=92.44+20*log10(fdown)+20*log10(DC);
LFS_Ddown=92.44+20*log10(fdown)+20*log10(DD);
LFS_Edown=92.44+20*log10(fdown)+20*log10(DE);
inclination;
%-----LINK BUDGET HESABI-----
% uplink_flux_density=SFD-IBO-loses_margin-10*log10(trans_BW/carrier_BW);
% uplink_EIRP=SFD-IBO-loses_margin-
10*log10(trans_BW/carrier_BW)+20*log10(distance)+71;
% uplink_C_N=uplink_EIRP-LFS 'ilgili'+G_T-loses_margin+228.6-
10*log10(carrier_BW);
% HPA_power=uplink_EIRP-antenna_GAIN;
%
%IBS/IDR için
Eb_NoA=link(EIRP_A,LFS_Adown)
Eb_NoB=link(EIRP_B,LFS_Bdown)
Eb_NoC=link(EIRP_C,LFS_Cdown)
Eb_NoD=link(EIRP_D,LFS_Ddown)
Eb_NoE=link(EIRP_E,LFS_Edown)

% function Eb_No=link(carrier_EIRP,LFS_down)
% OBO=3;%uydunun output back-off
% loses_margin=3;% yagmur LNB .. gibi zayıflatmalar ve marjinler
% ESG_T=22;%alıcı antenin G/T degeri
% k=1.378e-23;%boltzman sabiti
% trans_BW=36e6;%transponder band genişliği
% carrier_BW=960e3;%taşıyıcının band genişliği
% rate=1.024e6;%data hızı;
% downlinkisocounter=0;
% carrier_EIRP=trans_EIRP-OBO-10*log10(trans_BW/carrier_BW)-downlinkisocounter-
loses_margin;
% C_N=carrier_EIRP-LFS_down+ESG_T-10*log10(k)-10*log10(carrier_BW);
% C_No=carrier_EIRP-LFS_down+ESG_T-10*log10(k);
% Eb_No=C_No-10*log10(rate);
% end
figure
plot(Eb_NoA,'r-')
hold on;
grid on;
plot(Eb_NoB,'g-')
plot(Eb_NoC,'b-')
plot(Eb_NoD,'y-')
plot(Eb_NoE,'c-')
legend('A','B','C','D','E')
xlabel('X eksenini ile uydu arasındaki açı [derece]');
ylabel('Eb/No[dBHz]');

```


ÖZGEÇMİŞ

Ümit Cezmi YILMAZ, 27.02.1979 tarihinde Trabzon'da doğdu. İlk öğrenimini Akçaabat Merkez İlkokulunda tamamladı. Orta öğrenimini Bursa Cumhuriyet Lisesinde başlamış Trabzon Cumhuriyet Ortaokulunda tamamlamıştır. Trabzon Fatih Deneme Lisesinden 1997 yılı başında mezun oldu. Aynı yıl Karadeniz Teknik Üniversitesi Elektrik-Elektronik Mühendisliği Bölümünü kazandı. 2002 yılında bölümünden Elektrik-Elektronik Mühendisi unvanıyla mezun oldu. Aynı yıl Karadeniz Teknik Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü Elektronik Anabilim Dalı'nda yüksek lisans öğrenimine başladı. 2002 Ekim'de aynı bölümde Araştırma Görevlisi olarak çalışmaya başladı. Kasım 2003'ten itibaren Gölbaşı Türksat Uydu Kontrol Merkezinde Uydu Kontrol Mühendisi olarak çalışmaktadır. Yabancı dil olarak İngilizce bilmektedir.

