

# Yakın Yer Uydularının Duyarlı Yörüngelerinin Belirlenmesi

Serkan Doğanalp<sup>1\*</sup>, Aydın Üstün<sup>2</sup>

<sup>1</sup>Necmettin Erbakan Üniversitesi, Mühendislik ve Mimarlık Fakültesi, Harita Mühendisliği Bölümü, Köyceğiz Yerleşkesi, 42090, Konya.

<sup>2</sup>Kocaeli Üniversitesi, Mühendislik Fakültesi, Harita Mühendisliği Bölümü, Umuttepe Yerleşkesi, 41380, Kocaeli.

## Özet

Yer gravite alanının olabildiğince yüksek doğruluk ve duyarlılıkta belirlenebilmesi açısından yakın yer uydularının (Low Earth Orbit – LEO) önemli bir rolü vardır. Söz konusu uyduların duyarlı yörünge bilgileri gravite alanının uzun dalga boylu bileşenlerini ortaya çıkarır. Bu sayede LEO uydularının son geliştirilen gravite alanı modellerine katkısı fazladır. Gravite alanı belirleme amaçlı gönderilen uyduların misyonları CHAMP, GRACE ve GOCE'nin GPS ile donatılması sayesinde bu uyduların gerçek yörüngeleri izlenebilmektedir. Uydu yörüngelerinin belirlenmesinde kinematik (kinematic-KIN), dinamik (dynamic-DIN) ve indirgenmiş dinamik (reduced dynamic-RD) yöntemler kullanılmaktadır. Bu çalışmada CHAMP, GRACE ve GOCE uydularının duyarlı yörüngeleri kinematik ve indirgenmiş dinamik yöntemler kullanılarak belirlenmiştir. Elde edilen yörüngeler birbirleriyle, farklı kurum/enstitülerce yayımlanan yörüngelerle (RSO, GNVIB) ve SLR gözlemleriyle karşılaştırılmış ve yörünge hataları hesaplanmıştır. Hesaplama sonuçlarına göre, KIN ve RD yörüngeler arasındaki farklar CHAMP ve GRACE uydusu için 2-3 cm, GOCE için 1-2 cm RMS değerleriyle elde edilmiştir. Ayrıca uydulara ait RD yörüngeler RSO, GNVIB yayınları ile karşılaştırılmıştır. Bu karşılaştırma sonucunda CHAMP için 6-7 cm, GRACE için 4-5 cm arasında RMS değerleri elde edilmiştir. Bunlara ek olarak RD yörüngeler SLR gözlemlerinden yararlanılarak kontrol edilmiştir. Buna göre CHAMP, GRACE-A, GRACE-B ve GOCE için ortalama RMS değerleri sırasıyla 6.4 cm, 12.2 cm, 10.6 cm ve 1.5 cm olarak elde edilmiştir.

## Anahtar Sözcükler

Yörünge Belirleme, SLR, GPS/GNSS, Uydu Jeodezisi

## 1. Giriş

Yörüngeye bir uydu fırlatmanın birçok sayıda zorunlu sebebi vardır. Doğal durumların, atmosferin, okyanusların ve kıtaların büyük ölçekli görüntülerini toplamak zorunluluk haline geldiğinden dolayı uydular büyük bir önem kazanmışlardır. Aynı şekilde uydular yeryüzünde farklı coğrafyalarda bulunan yerlerin birbirleriyle iletişimini eş zamanlı olarak sağlarlar. Böylece televizyon yayınları, veri ağları, telefon ağları vs. iletişim ağları eş zamanlı olarak kullanılabilir. Günümüzde uydular aracılığıyla sesli iletişim, faks, meteoroloji araştırmaları, uzaktan algılama ve internet erişimi gibi çok çeşitli hizmetler sağlanmaktadır. Uydular bu faydalarının yanında, jeodezi bilimine de katkı sağlamaktadırlar. Yeryüzünün şeklini, boyutlarını ve çekim alanını belirlemek, tüm yeryüzünü kaplayan bir nirengi ağı kurmak, ülke nirengi ağlarını konumlandırmak, yöneltmek veya iyileştirmek, deformasyon izleme ağlarını oluşturmak ve plaka deformasyonlarını belirlemek vs. biçiminde bu katkılar sıralanabilir. Uydular; yörüngelerinin şekillerine, ağırlıklarına, sağladıkları hizmetlere ve benzeri pek çok kriterlere göre sınıflandırılabilir. Yaygın olarak kullanılan bir sınıflandırma türü ise yeryüzünden olan yüksekliklerine göre, Yörünge yüksekliklerine göre uyduları temel olarak; alçak yörünge uyduları (Low Earth Orbit – LEO), orta yörünge uyduları (Medium Earth Orbit- MEO) ve yer-durağan (sabit) yörünge uyduları (Geostationary Earth Orbit-GEO) olarak üçe ayırmak mümkündür.

LEO uyduları; yeryüzünden yaklaşık 200-2000 km arasında değişen yükseklikte konumlanmışlardır. Örneğin, gravite alan belirlemeleri uyduları (CHAMP, GRACE ve GOCE) ~400 km, uzaktan algılama uyduları (SPOT, LANDSAT ve ERS) 800-1000 km civarında, altimetre uyduları (TOPEX/POSEIDON, ENVISAT ve JASON) 1000-1500 km arasında konumlandırılmışlardır (Seeber, 2003). LEO uyduları, yörüngede kalabilmek için Newton hareket yasalarına göre oldukça hızlı hareket ederler. Bundan dolayı, kapsama alanları dardır. İletişim amaçlı olarak evrensel hizmet sağlamaları için çok sayıda LEO uydusunun kullanılması gereklidir. Ayrıca, atmosferik etkilere maruz kaldıklarından ömürleri kısadır. MEO uydularının yükseklikleri yaklaşık 5000-20000 km arasında değişir. Bu gruba ait en çok bilinen uydular; ~20000 km yükseklikteki GPS ve GLONASS, ~24000 km yükseklikteki GALILEO, ~6000 km yükseklikteki lazer uyduları LAGEOS-1,2'dir (Seeber, 2003). GEO uyduları genellikle iletişim amaçlıdır. Yörünge yükseklikleri ise, 36000 km civarındadır. Ekvator düzleminde yer alırlar ve dönme periyotları yerin dönüş periyoduna eşittir. Dolayısıyla, yeryüzündeki bir gözlemciye göre durağan gibi görünür.

CHAMP, GRACE ve GOCE gibi güncel uydu misyonları jeodezik ve jeodinamik amaçlar doğrultusunda yeryüzüne ait gravite alan bilgisi sağlamaktır. Uydu izleme verileri ile global gravite alanının uzun dalga boylu bileşenleri hesaplanabilmektedir. Bu üç uydunun hizmete girmesiyle uyduların duyarlı yörünge bilgilerinden, yeryüzünün gravite alanı belirleme çalışmaları ivme kazanmıştır. Bu nedenle, jeodezik amaçlar doğrultusunda LEO uydularının yörünge belirleme konusu önemini giderek arttırmaktadır. Ayrıca, LEO uydularının GPS ile donatılması duyarlı yörünge belirleme işlemlerine farklı bir boyut kazandırmıştır. Bu sayede yörünge bilgileri daha duyarlı bir biçimde belirlenebilmiştir. Gelişen teknolojiye paralel olarak, GPS teknolojisi ve hesaplama yöntemleri de iyileşmiş ve bu iyileşme LEO uydularının yörünge belirleme işlemlerine yansımıştır (Bock, 2003; Bae, 2006; Jaggi, 2007; Swatschina, 2009; Shabanloui, 2012).

\* Sorumlu Yazar: Tel: +90 (332) 3237926 / 4022

E-posta: [sdoganalp@konya.edu.tr](mailto:sdoganalp@konya.edu.tr) (Doğanalp, S.), [aydin.ustun@kocaeli.edu.tr](mailto:aydin.ustun@kocaeli.edu.tr) (Ustun, A.)

## 2. Duyarlı Yörünge Belirleme

Uydu hareketini birçok bozucu kuvvet etkiler. Bu kuvvetler yerçekimiyle ilişkili ve ilişkisiz olmak üzere sınıflandırılır. Alçak yörüngeli uydular yerin çekim alanından kaynaklanan bozucu etkilere daha duyarlıdır. Tersinden bakıldığında bu durum global gravite alanının modellenmesinde avantaj sağlar. Gravite alanının modellenmesi, gravite ile ilişkili bazı mühendislik problemlerine çözüm bulunması demektir. Ortak bir referans yükseklik sisteminin kurulması jeodezi bilimine sağlanabilecek katkılardan ilk akla gelendir. Bu nedenle LEO uyduları jeodezik uygulamalar için ayrı bir önem taşır.

Üzerindeki bir ya da birden fazla GPS alıcısı yardımıyla bir uydunun konum ve hız vektörlerinin belirlenmesi, yörünge belirlemede çok kullanışlı, robust ve hızlı bir tekniktir. Başarılı ilk denemeler TOPEX/POSEIDON uydularında gerçekleştirilmiştir (Yunck ve ark., 1990; Wu ve ark., 1990, 1991). Bundan sonra birçok uyduda söz konusu teknik kullanılmış, paralel olarak matematiksel tekniklerde de iyileşmeler sağlanmıştır. Son on yıllık süreçte LEO uyduları olarak CHAMP, GRACE ve GOCE'ye GPS alıcıları yerleştirilerek en gelişmiş DYB uygulamaları gerçekleştirilmiştir. DYB'de üç temel yöntem kullanılır. Bunlar; kinematik veya geometrik, dinamik ve indirgenmiş dinamik yörünge belirleme yöntemleri olarak sıralanır.

Kinematik yaklaşım doğrudan ölçü hatalarına ve veri boşluklarına duyarlıdır. Dinamik yaklaşım ise veri boşluklarına rağmen sürekli fakat dinamik güç modellerine bağlıdır. İndirgenmiş-dinamik yaklaşım bu iki yaklaşımın dezavantajlarını azaltacak ve avantajlarını birleştirecek şekilde tasarlanmıştır. Bu yaklaşımda uydunun dinamik parametrelerine ek parametreler tanımlanır ve sistem çözülür. Ek parametreler önsel model hatalarını azaltmak ya da model eksikliğini gidermek için tanımlanır. Bu deneysel parametrelerin hesaba alınmasında genel olarak literatürde iki yol vardır. İlki anlık hız değişimleri (*instantaneous velocity changes*) diğeri ise deneysel ivmeler (*empirical accelerations*) ya da parçalara ayrılmış sabit ivmeler (*piecewise constant accelerations*) olarak isimlendirilir (Liu, 2008).

### 2.1. Kinematik Yörünge Belirleme

Kinematik yaklaşım ayrı bir dış modele (dinamik güç modeli) ihtiyaç duymadan uydu yörüngesinin belirlenmesini hedef alır. Yörünge, uydu konumlarının bir zaman serisi olarak temsilidir (Bock ve ark., 2005). Gerçek yörünge bilgisi yüksek doğrulukla kestirilen GPS konumlarından elde edilir (Seeber, 2003). Kinematik yaklaşımın sürekliliği ve kalitesi büyük ölçüde GPS verilerinin elde edilebilirliğine ve gözlemlerin kalitesine dayalıdır. GPS gözlemlerindeki ölçü ve ağırlıklandırma hataları, uygun olmayan uydu geometrisi ve veri boşlukları bu yaklaşımın kalitesini düşürür. Bu nedenle kinematik yaklaşımda gözlemler uyumsuz ölçülerden mutlaka arındırılmalıdır.

Kinematik yörünge IGS tarafından sağlanan ve duyarlı saat ve efemeris bilgilerini içeren GPS yörüngeleri kullanılarak belirlenir. Bu işlem sıfır farklar (SF) ve iyonosferden bağımsız kombinasyon kullanılarak yapılır. Kinematik yörünge belirleme işlemlerinde SF'nin alternatifi olarak ikili farklar (İF-*double difference*) ve üçlü farklar (ÜF-*triple difference*) yöntemleri de kullanılır. Fakat SF yöntemi hem basit hem de verimli olması açısından tercih edilir. İF ve ÜF yönteminde IGS yer istasyonları ile LEO uydusu arasındaki bazlar kullanılarak çözüme ulaşılır. Bu durum oldukça büyük miktarda GPS gözleminin işleme dahil edilmesi anlamını taşır ve güçlü bilgisayar kapasitesini gerektirir. Yani İF yaklaşımının en belirgin dezavantajı IGS yer istasyonlarından kaynaklı gözlemlerin ve bilinmeyen parametre sayısının çok olmasıdır (Svehla ve Rothacher, 2003). Ayrıca bu parametrelere bağlı olarak CPU zamanı (işlem yükü) oldukça artar. Bunun yanında İF yönteminin en önemli avantajı gözlem denklemlerinden tamsayı bilinmeyenlerinin düşürülmesidir. Böylece, LEO yörünge kalitesi iyileştirilebilir. ÜF yaklaşımın sorunlu yanı gözlemlerin gürültüsündeki artıştır (Svehla ve Rothacher, 2002). Bundan dolayı kinematik yörünge belirlemede genellikle SF yöntemiyle iyonosferden bağımsız doğrusal kombinasyon kullanılması tercih edilir.

### 2.2. Dinamik Yörünge Belirleme

Kinematik yaklaşım nokta tabanlı bir hesaplama ile yörüngeyi belirlerken dinamik yaklaşım yay tabanlı bir hesaplama yapar. Kinematik yaklaşımın aksine dinamik yaklaşımda uyduya etki eden güçler uydu hareket denklemi içerisine ilave edilir. Böylece başlangıç durum vektörü, atmosferik sürüklenme, güneş radyasyon basıncı ve yer gravite alanından kaynaklanan ivmeler gibi parametreler belirlenir. Kesin yörünge çözümü uydunun başlangıç durum vektörü ile bu bilinmeyen parametrelerin birlikte kestirilmesiyle iyileştirilir. Özetle, önce başlangıç durum vektörü ve diğer dinamik parametreler kestirilir ve buradan hareketle bir sonraki epoktaki durum vektörü, kestirim modelinde dinamik parametreler kullanılarak üretilir. Dinamik yaklaşımda yörünge hataları, kestirim süre uzunluğuna bağlıdır (Bock, 2003; Bae, 2006). Ayrıca, uydunun önsel yörünge bilgisine ihtiyaç duyulur. Kinematik yaklaşımdaki veri boşluğu ve süreksizlik dinamik model için söz konusu değildir. Çünkü dinamik yaklaşımda model sürekli ve dinamik güçler ile birlikte kurulur. Kötü gözlemler belirlenir ve elemine edilir. Böylece, veri kesiklikleri veya boşlukları meydana gelmez; sürekli bir model ortaya çıkar. Aslında, dinamik yaklaşımın hassasiyeti kestirim süresinin yanında modelleme hatalarına da bağlıdır denilebilir. Kestirim süresinin artmasının yanı sıra özellikle LEO uydularının dinamik davranışları hakkındaki yetersiz bilgiden dolayı dinamik yörünge çözümlerinde sapmalar görülür. Bundan dolayı indirgenmiş-dinamik model yaklaşımı ortaya atılmıştır.

Dinamik yörünge belirleme işlemi uydunun hareket denklemine, uydu üzerine etki eden tüm bozucu kuvvetlerin eklenmesiyle elde edilir. Bu durumda eşitlik,

$$\ddot{\mathbf{r}} = -\frac{GM}{r^3}\mathbf{r} + \ddot{\mathbf{r}}_{\text{bozucu}} \quad (1)$$

şeklinde yazılabilir (Svehla ve Rothacher, 2003; Bock, 2003; Hobbs ve Bohn, 2006; Jaggi, 2007; Jaggi ve ark., 2010). Denklem (1) ikinci dereceden doğrusal olmayan bir diferansiyel denklemdir. Burada  $\ddot{\mathbf{r}}_{\text{bozucu}}$  parametresi uydu üzerine etki eden yerçekimi ve yerçekimine ait olmayan tüm bozucu kuvvetlerin toplamını ifade eder ve

$$\ddot{\mathbf{r}}_{\text{bozucu}} = \mathbf{f}_1(t, \mathbf{r}, \dot{\mathbf{r}}, q_1, \dots, q_d) \quad (2)$$

biçiminde tanımlanır. Böylece genişletilmiş hareket denklemi

$$\ddot{\mathbf{r}} = -\frac{GM}{r^3}\mathbf{r} + \mathbf{f}_1(t, \mathbf{r}, \dot{\mathbf{r}}, q_1, \dots, q_d) = \mathbf{f}_0 + \mathbf{f}_1 = \mathbf{f} \quad (3)$$

olarak yazılır (Jaggi, 2007; Jaggi ve ark., 2010). Burada,

$G$	yerçekimi sabitini
$M$	yerin kütesini
$r$	$r$ vektörünün normunu
$t$	dinamik zamanı
$\mathbf{r}$	uydunun konumunu
$\dot{\mathbf{r}}$	uydunun hızını
$q_1, \dots, q_d$	dinamik yörünge parametrelerini
$\mathbf{f}_0$	yerçekimi merkezinden (central gravity term) kaynaklanan ivmeyi
$\mathbf{f}_1$	uydu üzerine etki eden kuvvetlerin neden olduğu ivmeleri
$\mathbf{f}$	uydu üzerine etki eden toplam ivmeyi ifade eder.

Dinamik yörünge parametreleri veya kısaca dinamik parametreler ya bilinen olarak kabul edilir ya da dengeleme işlemi içerisinde başlangıç koşulları ile birlikte kestirilir (Swatschina, 2009). Dinamik parametreler gravite alanı, atmosferik sürüklenme, radyasyon basıncı gibi uydu üzerine etki eden kuvvetlerin neden olduğu bozucu ivmeler olarak tanımlanır. Başlangıç koşulları  $\mathbf{f}$  epoğunda Kepler elemanlarından yararlanarak aşağıdaki biçimde,

$$\begin{aligned} \mathbf{r}(t_0) &= \mathbf{r}(a, e, i, \Omega, \omega, \nu; t_0) \\ \dot{\mathbf{r}}(t_0) &= \dot{\mathbf{r}}(a, e, i, \Omega, \omega, \nu; t_0) \end{aligned} \quad (4)$$

gösterilir. Genel olarak denklem (3)'den, analitik bir çözüme ulaşmak oldukça karmaşık bir problemdir. Bundan dolayı çözüm nümerik olarak gerçekleştirilir. Çözüm için birçok (Runge-Kutta, ekstrapolasyon, polinom vs.) nümerik yöntem ortaya atılmıştır. Nümerik yöntemler kullanılarak (3)'ün çözümü gerçekleştirilir ve önsel yörünge elde edilir. Önsel yörünge aynı zamanda GPS kod gözlemlerinin değerlendirilmesinden de elde edilebilir. Böylece dinamik yörünge belirleme işlemi aslında yörünge belirleme işleminden ziyade bir yörünge iyileştirme işlemi gibi düşünülebilir (Svehla ve Rothacher, 2003; Jaggi ve ark., 2005; Jaggi, 2007, Jaggi ve ark., 2010).

### 2.3. İndirgenmiş Dinamik Yörünge Belirleme

Dinamik modelin kalitesi, kurulan güç modeline ve GPS izleme verilerine bağlıdır. Benzer şekilde kinematik modelin kalitesi de GPS ölçümlerinin kalitesine, uydu geometrisine bağlı olarak değişir. Günümüzde LEO uydularına ait GPS izleme verileri sürekli ve yüksek duyarlılıkta elde edilebilir ve LEO uydularına etki eden bozucu kuvvetler olabildiğince giderilir. Fakat dinamik modelde kestirim süresi arttıkça modelin duyarlılığı süreye bağlı olarak azalır. Kinematik modelde ise GPS ölçülerindeki veri boşlukları, GPS uydu dağılımı, GPS uydu ve saat bilgisi kalitesi yanında modelin sürekli olmaması model duyarlılığını etkileyen faktörlerdendir. Bu iki yaklaşımın dezavantajlarını giderecek ve GPS ölçme duyarlılığından yararlanılabilecek bir çözüm önerisi olarak indirgenmiş dinamik (*reduced-dynamic*) yaklaşımı geliştirilmiştir. Bu yaklaşım ardışık Kalman filtreleme tekniğini kullanarak yörünge çözümlerini elde eder. Tekniğin *zaman ve ölçü güncellemesi* adı altında iki önemli adımı bulunur (Yunck ve ark., 1990; Wu ve ark., 1990, 1991). Yaklaşım sürekli GPS verileri ile dinamik çözümün tekrar düzeltilmesi üzerine kuruludur. Kalman filtreleme tekniğindeki gürültülerin doğru ya da uygun ağırlıklandırılması yöntemin önemli bir aşamasıdır. Gürültü modeli, varyans ve zaman sabiti olmak üzere iki parametre ile tanımlanır. Zaman sabiti büyük ve varyans yaklaşık olarak sıfır olduğunda geometrik

bilgiler ortadan yok olur ve model yalnızca dinamik stratejiye bağlı olur. Zaman sabiti sıfır (white-noise) ve varyans yüksek olduğunda ise çözüm büyük ölçüde geometrik verilere bağlı olur (Seeber, 2003).

Denklem (3)'de dinamik yörünge parametreleri ( $q_1, \dots, q_n$ ), analitik bir ivme modeli ile ilişkili olması durumunda (*deterministik parametreler*) adını alır. İndirgenmiş dinamik yaklaşımda denklem (3)'e deterministik parametreler ile birlikte dengelemeye ek stokastik parametreler ilave edilir. Bu ek parametreler uydunun yörüngesi için çözüm duyarlılığını arttırır. Bu ek parametrelere *sözde stokastik parametreler* adı verilir. Böylece denklem (3),

$$\ddot{\mathbf{r}} = -\frac{GM}{r^3}\mathbf{r} + \mathbf{f}_1(t, \mathbf{r}, \dot{\mathbf{r}}, q_1, \dots, q_n, p_1, \dots, p_s) = \mathbf{f} \quad (5)$$

şeklini alır. İndirgenmiş dinamik model çözümü sözde stokastik parametrelere ve bu parametreler üzerindeki kısıtlamalara bağlıdır (Swatschina, 2009). Denklem (5)'deki gibi, dinamik güç modeline ilave edilen çok sayıda sözde stokastik güç modeli geliştirilmiştir (Jaggi, 2007). Sözde stokastik parametreler güç alanı eksikliklerin etkisini belli bir ölçüde azaltabilir. Bu yöntemlerden en çok kullanılanları parçalı sabit ivmeler (*piecewise constant accelerations*), parçalı doğrusal ivmeler (*piecewise linear accelerations*) ve sözde stokastik sinyaller (*pseudo-stochastic pulses*) veya anlık hız değişimleridir (*instantaneous velocity changes*). Bu üç modelleme tekniği de, uydu dinamiklerindeki modelleme eksikliklerini azaltmak için uygundur (Jaggi, 2007).

### 3. Sayısal Uygulama

Bu bölümde duyarlı yörünge belirleme yöntemleri CHAMP ve GRACE uyduları üzerinde uygulanmış; sonuçlar diğer enstitüler tarafından üretilen yörünge sonuçları ile karşılaştırılmıştır. Bu işleme ilave olarak SLR verileri yardımıyla her uydu için yörünge kontrolleri gerçekleştirilmiştir. Öte yandan GOCE uydusunun yörünge belirleme işlemleri, CHAMP ve GRACE için kullanılan Bernese v5.0 yazılımından farklı olarak, XML-Parser programı kullanılarak tamamlanmıştır. Bu işlemle, kinematik ve indirgenmiş dinamik yörünge model sonuçları elde edilmiş ve SLR kontrolü yapılmıştır. Uygulama kapsamında, LEO uydularına ait kod gözlemleri kullanılarak mutlak kinematik nokta konumlarından bir yörünge elde edilmiştir. Bu çözüm yörünge iyileştirilmesinde kullanılacağından kısaca başlangıç kinematik yörünge (INT) olarak tanımlanmıştır. Daha sonra, başlangıç (INT) çözüme dayanılarak yörünge iyileştirilmesi yapılmıştır. Böylece, kinematik (KIN) ve indirgenmiş dinamik yörünge (RD) çözümleri hesaplanmıştır. İndirgenmiş dinamik yörünge (RD) hesaplanırken; 6 başlangıç şartı (Kepler elemanları), 9 radyasyon basınç parametresi ve 3 yönde (radial, along-track ve cross-track-RAC) ve her 15 dakikada (günde 96 parametre) kurulan sözde stokastik sinyaller ile birlikte toplam 18 parametre dinamik güç modelini belirlemiştir. Ayrıca, her bileşene (RAC) ait önsel varyans değeri için  $5.0 \cdot 10^{-6}$  m/sn alınmıştır.

Hesaplanan yörüngelerin kontrolü iki şekilde ele alınmıştır. İlki iç kontrol olup elde edilen yörüngelerinin birbirleriyle karşılaştırılması, ikincisi ise dış kontrol olup yörüngelerin SLR ölçüleri, RSO (Rapid Science Orbit), GNV1B yörüngeler gibi dış kaynaklarla karşılaştırılmasına dayanır. Yörünge kontrolü için kullanılacak RSO'nun doğruluğu bağımsız SLR ölçüleri ile değerlendirildiğinde 5-10 cm arasında değiştiği görülmüştür. RSO doğruluğu ve uygulamaları hakkında detaylı bilgi için Michalak ve ark. (2003); König ve ark. (2005, 2006)'ya bakılabilir. Bunun yanında, GNV1B verisinin duyarlılığı ise yaklaşık olarak 2.5 cm civarındadır (Li ve ark., 2010).

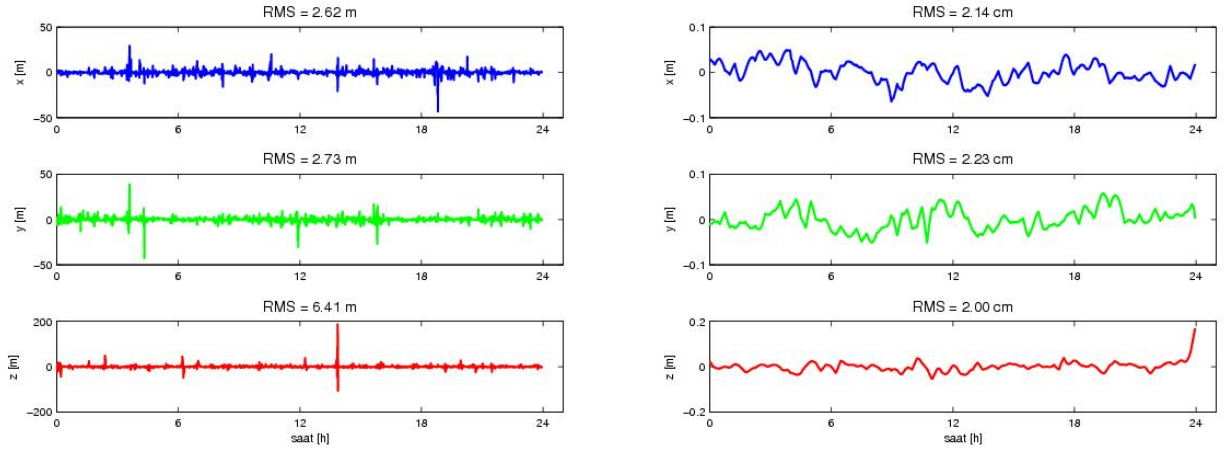
Duyarlı yörünge belirlemede, SLR gözlemleri GNSS ve LEO uydularının yörünge kalitelerini doğrulamak için kullanılır. Çok yüksek gözlem duyarlılığına sahip bu gözlemler, yörünge kalitesini güvenilir bir yolla ortaya çıkarırlar. SLR istasyonu ile uydu arasında ölçülen uzaklık, yörünge ve yer istasyonu konum bilgisinden hesaplanan ile karşılaştırılır (Beutler ve ark., 2007). Karşılaştırma sonuçları yörünge hatası olarak yorumlanır. ILRS'nin temel veri formatı olan normal nokta verisi (*Normal Point data*) baz alınarak elde edilen yörüngelerin kontrolü yapılabilir. NPT aynı zamanda hızlı-görünüm verisi (*quick-look data*) olarak isimlendirilir. Çünkü NPT verileri uydu geçişini yaptıktan kısa bir süre sonra üretilir ve hızlı bir biçimde (birkaç saat içerisinde) veri merkezlerine iletilir (ILRS, 2012). NPT verisinin hatası birkaç milimetre civarındadır (Bae, 2006). Bu verilere CDDIS'dan her uydu için ücretsiz olarak ulaşılabilir.

#### 3.1. CHAMP Uydusu

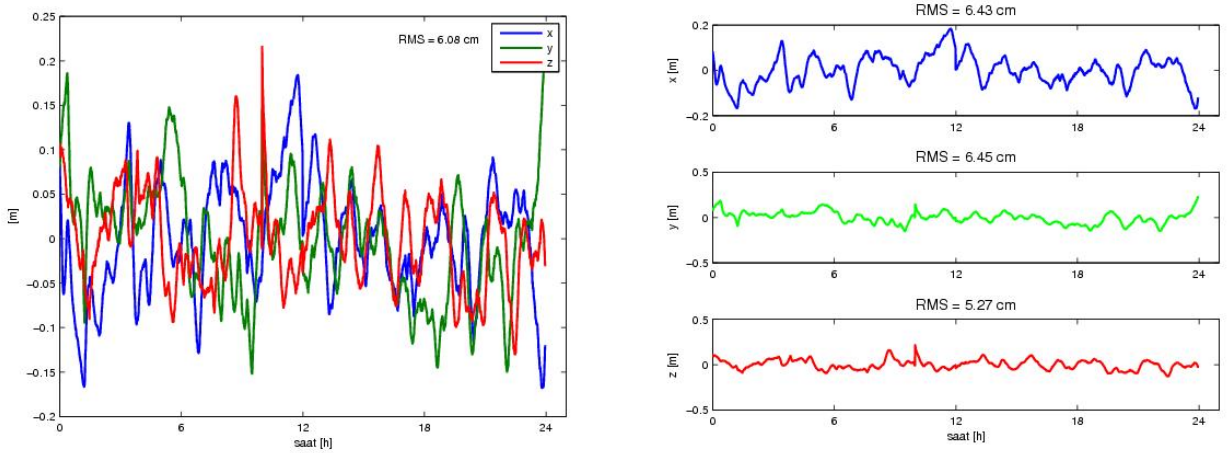
CHAMP uydusu, bilindiği üzere gravite alanı belirleme amaçlı olarak gönderilen ilk uydu sıfatını taşımaktadır. Yörünge yüksekliği yaklaşık 454 km ve yörünge periyodu 96 dakika civarında olan bir LEO uydusudur. LEO uydularının yörüngelerinin hesaplanması için GPS uydularına ait saat bilgisini de içeren duyarlı yörünge dosyaları ve bunlardan türetilen yüksek duyarlılık saat dosyaları, yer dönüklük parametreleri ve LEO uydularına ait gözlem dosyaları gereklidir. İlk üç dosya Bern Üniversitesi'nin ftp adresinden elde edilebilirken, CHAMP uydusuna ait gözlem dosyası GFZ'ye bağlı ISDC veri merkezinden kullanıcılara ücretsiz olarak sunulur. Bu uydu gözlem dosyası, RINEX formatında olup örneklem aralığı 10 sn'dir.

Uygulama kapsamında CHAMP uydusuna ait 12.07.2006 tarihli verilerinden yararlanarak yörünge çözümleri elde edilmiştir. Şekil 1.'de elde edilen başlangıç (INT) ve kinematik yörünge (KIN) sonuçları ile KIN ve indirgenmiş dinamik yörünge (RD) sonuçları ECEF koordinat sisteminde karşılaştırılmıştır. INT-KIN yörünge arasındaki karşılaştırma sonucunda RMS değeri 4.30 m, KIN-RD içinse 2.13 cm olarak hesaplanmıştır. Ayrıca, en son ürün olan RD yörüngesinin

kontrolü için ISDC'den temin edilen RSO yörünge sonucu kullanılmıştır (Şekil 2). ECEF koordinat sisteminde RD ile RSO yörüngesinin karşılaştırılması sonucunda RMS değeri 6.08 cm olarak elde edilmiştir.



Şekil 1: INT-KIN arasındaki farklar (solda), KIN-RD arasındaki farklar (sağda)



Şekil 2: RD-RSO arasındaki farklar

Buraya kadar olan karşılaştırmaların özeti Tablo 1'de verilmiştir. Tablo 1'deki INT başlangıç, KIN kinematik, RD indirgenmiş dinamik, RSO Rapid Science Orbit yörüngeyi ifade etmektedir. Tabloda yer alan karşılaştırma sonuçlarının detaylı gösterimleri Doğanalp (2013)'de bulunabilir.

Tablo 1: CHAMP yörünge sonuçları

Parametre	INT-KIN (cm)	KIN-RD (cm)	RD-RSO (cm)
RMS <sub>x</sub>	262	2.14	6.43
RMS <sub>y</sub>	273	2.23	6.45
RMS	641	2.00	5.27
RMS <sub>xyz</sub>	430	2.13	6.08

Tablo 1 incelendiğinde yörünge iyileşmesinin metre seviyelerinden santimetre seviyesine kadar düştüğü görülmektedir. Bu hesaplamalara ek olarak, elde edilen RD yörüngesinin doğruluğu SLR ölçüleriyle kontrol edilmiştir. Bunun için, CHAMP uydusunun 12.07.2006 tarihine ait NPT verisi edinilmiş ve en son ürün olan RD yörünge ile karşılaştırılmıştır. Söz konusu güne ait toplam 4 SLR istasyonundan 164 gözlem alınabilmektedir. SLR yardımıyla yörünge hataları ortaya konurken, 20 cm'den büyük değerler kaba hata olarak kabul edilmiştir. 4 SLR istasyonunun 2'sinde (7110 ve 7825 nolu) 20 cm'den büyük değerler elde edildiğinden bu istasyonlara ait ölçüler değerlendirme kapsamından çıkarılmıştır. Böylece toplam 2 SLR istasyonu ve 119 gözlem ile yörünge hataları belirlenmiştir. SLR istasyonları arasında 7090 nolu istasyon en fazla gözlem sayısına sahiptir. 12<sup>h</sup> saatlik gözlem süresine 79 uzunluk ölçüsünün karşılaştırılmasından RMS değeri 6.1 cm elde edilmiştir. 7841 nolu SLR istasyonunda (yaklaşık 3<sup>m</sup> dakikalık gözlem zamanında) ise 40 gözlem toplanmış ve 6.8 cm'lik RMS değeri bulunmuştur. İki istasyon karşılaştırıldığında gözlem zamanları arasındaki farkın gözlem sayılarına yansımadağı açıkça görülür. Bunun en büyük sebebi bir gün için ortalama beş istasyon CHAMP uydusunu gözler ve

istasyonların gözlem süreleri 5 dakikadan daha azdır. Tablo 2'de CHAMP uydusuna gözlem yapan SLR istasyonlarının listesi, RMS değerleri, gözlem zamanı ve sayısı hakkında bilgiler verilmiştir. Uygulamada kullanılan SLR istasyonlarına ait koordinatlar ITRF2008 sistemine aittir ve ITRF veya CDDIS'in resmi internet sayfasından edinilebilir.

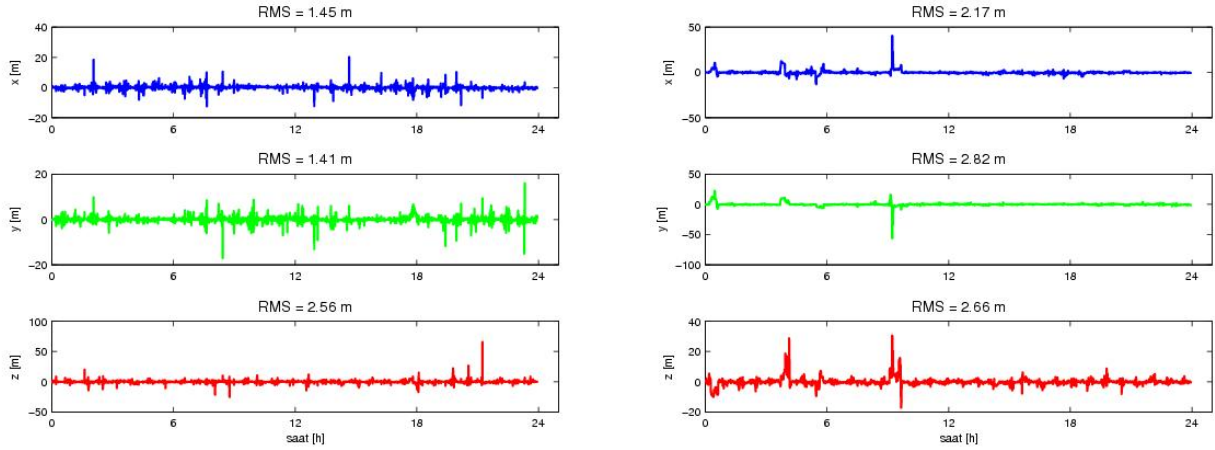
Tablo 2: CHAMP SLR kontrol sonuçları

İstasyon No	RMS (cm)	Gözlem sayısı	Gözlem zamanı
7090	6.1	79	11 <sup>h</sup> 16 <sup>m</sup> 39 <sup>s</sup>
7841	6.8	40	0 <sup>h</sup> 3 <sup>m</sup> 15.3 <sup>s</sup>
Toplam	6.4*	119	11 <sup>h</sup> 19 <sup>m</sup> 54.3 <sup>s</sup>

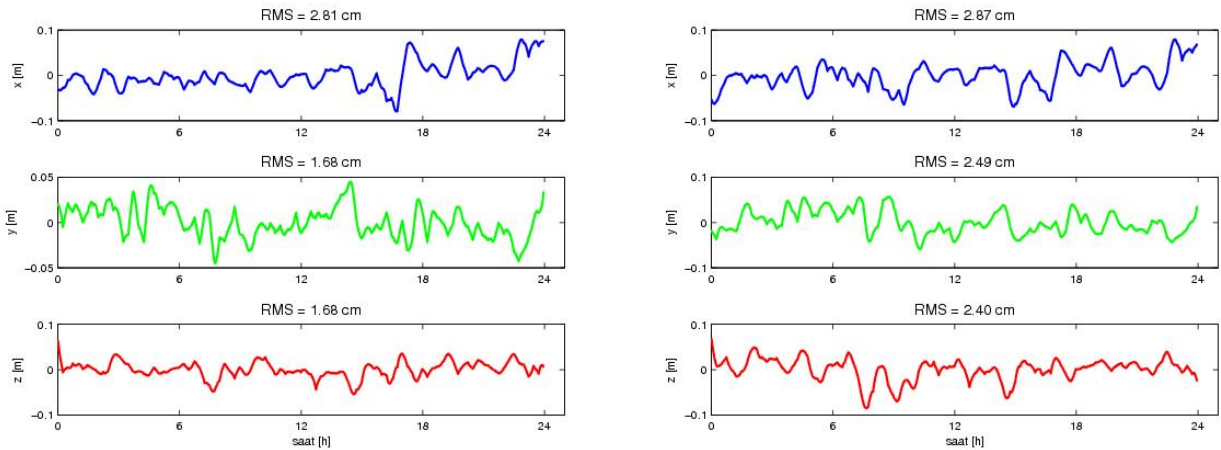
\*: ortalama RMS değeri

### 3.2. GRACE Uyduları

Bu bölümde GRACE-A ve GRACE-B uyduları için DYB işlemi gerçekleştirilmiş sonuçların kontrolü için GNV1B ve SLR gözlemlerinden yararlanılmıştır. Yörünge belirlemede CHAMP uydusuna benzer şekilde aynı dinamik model parametreleri ve aynı iş akışı uygulanmıştır. Her iki uyu için GPS kod ve faz ölçülerini barındıran GPS1B ve GPS navigasyon bilgisini içeren GNV1B verisi ISDC veya (PODAAC) JPL veri merkezlerinden ücretsiz olarak elde edilebilmektedir. Fakat bu veriler (GRACE Level 1B) hesaplamalarda doğrudan kullanılmadan önce ikili formattan ascii formatına dönüştürülmesi gerekir. Dönüşüm işlemi sonucunda 10 sn örneklem aralığında RINEX verisi elde edilmiş olur. Benzer işlem GNV1B verisinde de uygulanır. GNV1B verisi, CHAMP uydusuna benzer şekilde GRACE uyduları için PSO (Precise Science Orbit) olarak kabul edilir. GRACE verileri (Level 1B) için genel bilgi, format ve açıklamalar Case ve ark. (2010) ve ISDC (2012)'de bulunabilir. CHAMP uydusuna benzer şekilde GRACE uydularının ECEF sisteminde INT-KIN sonuçlarının karşılaştırılması Şekil 3'de verilmiştir. INT-KIN karşılaştırmaları sonucunda GRACE-A uydusu için RMS değeri 1.89 m, GRACE-B uydusu için 2.57 m olarak elde edilmiştir. GRACE uydularına ait KIN-RD karşılaştırmaları sonucunda sırasıyla 2.12 cm, 2.60 cm RMS değerleri elde edilmiştir (Şekil 4).



Şekil 3: INT-KIN arasındaki farklar (sol: GRACE-A, sağ: GRACE-B)



Şekil 4: KIN-RD arasındaki farklar (sol: GRACE-A, sağ: GRACE-B)



Son olarak bulunan RD yörüngelerinin kalitesi ECEF sisteminde, GRACE uyduları için RSO verisi olarak kabul edilen GNV1B (GNV) verisi ile karşılaştırılmıştır. GRACE-A için RMS değeri 4.31 cm, GRACE-B için 4.60 cm olarak elde edilmiştir. GRACE uyduları için bulunan yörüngelerin birbirleriyle karşılaştırılması sonucunda elde edilen RMS değerlerinin özeti Tablo 3’de verilmiştir. Tablo 3 incelendiğinde yörünge iyileşmesi açık bir biçimde ortaya konmuştur. Literatürdeki çözümler ile karşılaştırıldığında bulunan yörünge çözümleri oldukça iyi kalitedir. Bulunan RD yörüngesinin kalitesi için ayrıca SLR gözlemlerinden yararlanarak yörünge kontrolü yapılmıştır (Tablo 4).

Tablo 3: GRACE yörünge sonuçları

Parametre	INT-KIN (cm)		KIN-RD (cm)		RD-GNV (cm)	
	A	B	A	B	A	B
RMS <sub>x</sub>	145	217	2.81	2.87	4.96	5.43
RMS <sub>y</sub>	141	282	1.68	2.49	3.95	3.34
RMS	256	266	1.68	2.40	3.92	4.78
RMS <sub>xyz</sub>	189	257	2.12	2.60	4.31	4.60

Tablo 4: GRACE SLR kontrol sonuçları

	İstasyon No	RMS (cm)	Gözlem sayısı	Gözlem zamanı
A	7090	14.1	1	11 <sup>h</sup> 34 <sup>m</sup> 27.4 <sup>s</sup>
	7825	11.4	9	0 <sup>h</sup> 1 <sup>m</sup> 9.83 <sup>s</sup>
	7832	11.0	7	0 <sup>h</sup> 1 <sup>m</sup> 36.27 <sup>s</sup>
	Toplam	11.4*	17	11 <sup>h</sup> 37 <sup>m</sup> 13.5 <sup>s</sup>
B	7090	10.6	6	11 <sup>h</sup> 32 <sup>m</sup> 36.2 <sup>s</sup>
	Toplam	10.6	6	11 <sup>h</sup> 32 <sup>m</sup> 36.2 <sup>s</sup>

\*: ortalama RMS değeri

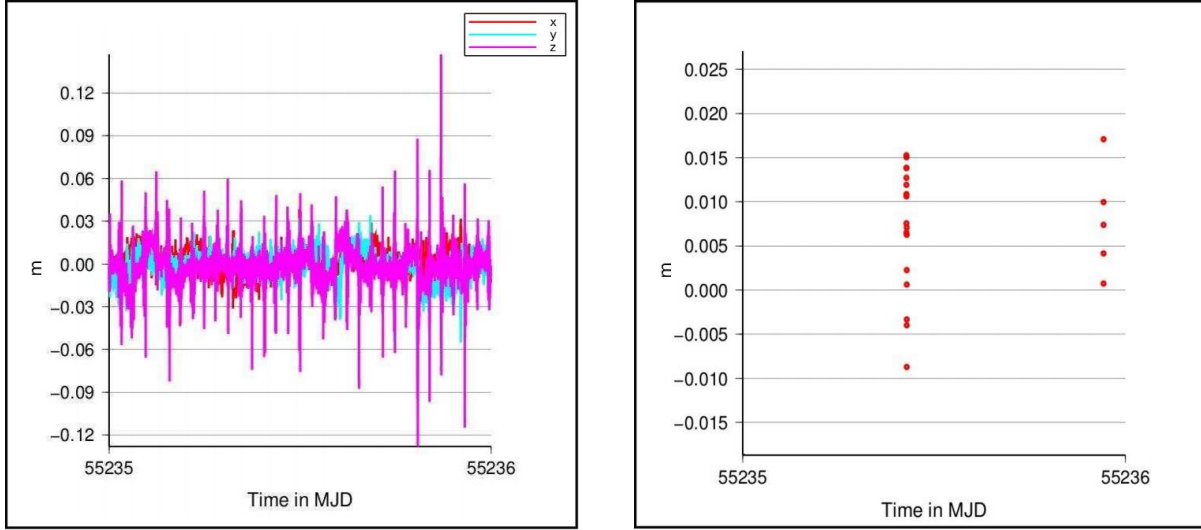
GRACE uyduları için 03.01.2006 tarihine ait NPT verisi ile RD yörünge sonuçları karşılaştırılarak yörünge kontrolü yapılmıştır. GRACE-A uydusu için ilgili güne ilişkin toplam 4 istasyondan 96 gözlem, GRACE-B uydusu için 2 istasyondan 48 gözlem alınabilmektedir. Ancak, SLR yardımıyla hesaplanan yörünge hatalarının üst sınırı 20 cm olarak alındığında, GRACE-A uydusu için 3 istasyondan 17 gözlem, GRACE-B uydusu için 1 istasyondan 6 gözlem değerlendirmeye katılmıştır. Buna göre yörünge hataları Tablo 4’deki gibi elde edilmiştir. CHAMP uydusu ile karşılaştırıldığında gözlem sayısının oldukça düşük ve RMS değerlerinin fazla olduğu görülür. Elde edilen yörünge tam anlamıyla kontrolü için yörünge daha uzun yıllarla ifade edilmesi yerinde olacaktır. Böylece gözlem zamanı ve gözlem sayısı artacak ve yörünge büyük bir bölümü kontrol edilebilecektir. Fakat buradaki sorun, GRACE uydularının manevra değişiminden kaynaklanmaktadır. Çünkü GRACE uyduları 03.12.2005 tarihinden başlayarak 11.01.2006 tarihine kadar manevra değişimi sergilemiştir (CSR, 2012). Bundan dolayı SLR gözlemleri ile GRACE uydularının yörünge kontrolünde hata değerleri oldukça yüksek (1000 cm’den fazla) elde edilmektedir (Yoon ve ark., 2006).

### 3.3. GOCE Uydusu

GOCE ESA'nın Yaşayan Gezegen programı kapsamında geliştirilen ilk çekirdek projesidir ve CHAMP, GRACE misyonlarını tamamlayıcı bir rol üstlenir. GOCE'nin temel görevi, yerin gravite alanını ve jeoidi yüksek çözünürlük ve duyarlılıkta belirlemektir. Bunun için gravite gradyometre ve GPS ölçülerini kullanır. GPS verileri hem yörünge hem de gravite alanı belirleme için kullanılırken, gradyometre verileri (gravite alanı tensörü) doğrudan gravite alanına yönelik değerlendirilir. Öte yandan gradyometre verileri uzayda mutlak olarak konumlandırıldığında bir anlam taşıdığından, bu verilerin değerlendirilmesinden önce duyarlı yörünge belirleme işleminin sonuçlandırılması gerekmektedir.

DYB çalışması kapsamında GOCE uydusu için öncelikle GPS ölçüleri elde edilmiştir. Bunlar ESA'nın internet tabanlı programı Eoli-sa yardımıyla sağlanabilmektedir. Bu çalışmada kullanılacak GOCE Level 1B ve Level 2 verileri ESA'nın XML tabanlı EEF (Earth Explorers File) formatında yayınlanır. EEF veri formatının kullanılabilir bir biçime dönüştürülmesi için ESA'nın XML-Parser programından yararlanılır (GOCE High Level Processing Facility, 2011).

Çalışma kapsamında 08.02.2010 tarihli (DOY: 2010.039) GOCE GPS verileri değerlendirilmiştir. GOCE GPS verisi CHAMP ve GRACE uydularında kullanılan veriden farklıdır. XML-Parser programının bu değerlendirmede tercih edilmesinin nedeni GOCE GPS verilerindeki epok değerlerinin tam sayılarla değil ondalıklı olarak gösterilmesidir. GOCE uydusuna ait kinematik (KIN) ve indirgenmiş dinamik (RD) yörünge çözümleri arasındaki karşılaştırma sonuçları ve SLR kontrolü Şekil 5 ve Tablo 5’de verilmektedir. Görüldüğü üzere, hem ECEF sisteminde hesaplanan farklar için hem de SLR kontrolü sonucunda RMS değerleri yaklaşık 1.5 cm'nin altında elde edilmiştir.



Şekil 5: GOCE uydusu için çözümler (sol: KIN-RD arasındaki farklar, sağ: SLR kontrolü)

Tablo 1: GOCE yörünge sonuçları

Parametre	KIN-RD (cm)
RMS <sub>x</sub>	0.75
RMS <sub>y</sub>	0.88
RMS	1.21

#### 4. Sonuç ve Öneriler

Bu çalışmanın temel amacı, GPS ölçüleri kullanılarak LEO uydularının duyarlı yörünge belirleme uygulamalarının gerçekleştirilmesi ve yörünge kontrollerinin yapılmasıdır. Değerlendirme kapsamında, LEO uydularının yörünge belirleme işlemleri kinematik, dinamik ve indirgenmiş dinamik model olmak üzere üç yöntem ile ele alınmıştır. Yörünge kontrolleri ise elde edilen yörünge sonuçlarının birbirleriyle, farklı enstitü ve kurumların elde ettiği sonuçlarla ve SLR verilerine göre karşılaştırılmış; yörünge hataları ortaya konmuştur.

Hesaplanan yörünge sonuçları iki farklı biçimde kontrol edilmiştir. İlki iç kontrol, yani elde edilen yörüngelerin birbirleriyle karşılaştırılmasına dayanır. Diğerisi ise, dış kontrol olup farklı kurum ve enstitünün yayımlanmış olduğu RSO/GNV1B yörüngelerle ve SLR ölçüleriyle karşılaştırılmasıdır. İç kontrol sonucunda kinematik ve indirgenmiş dinamik yörünge sonuçları 2-3 cm (GOCE için 1 cm) civarında tutarlı sonuçlar ile elde edilmiştir. Dış kontrol sonucunda ise, indirgenmiş dinamik yörünge RSO ve GNV1B verileri ile karşılaştırılmıştır. CHAMP uydusu için 6.08 cm, GRACE uyduları için 4.31 cm ve 4.60 cm doğruluk elde edilmiştir. CHAMP'deki doğruluğun düşük olmasının sebebi RSO verisinin doğruluğuyla ilişkilidir. RSO verisinin doğruluğu 5-10 cm arasında değişirken, GNV1B verisinin doğruluğu 2.5 cm civarındadır. Bundan dolayı RD yörüngesinin doğruluğu kullanılan referans yörünge doğruluğuna bağlı olarak değişir. Ayrıca, hesaplanan yörüngelerin SLR verileri ile kontrolü yapılmıştır. Bu karşılaştırma sonucunda; CHAMP uydusu için 6.4 cm, GRACE uyduları için sırasıyla 11.4 cm ve 10.6 cm ortalama RMS değeri elde edilmiştir. GRACE uydularındaki RMS değerlerinin büyük çıkmasının nedeni manevra değişimi olarak tespit edilmiştir. GOCE uydusu içinse  $\pm 1.5$  cm civarında ortalama yörünge hataları elde edilmiştir.

#### Teşekkür

Selçuk Üniversitesi Bilimsel Araştırma Projeleri Koordinatörlüğü tarafından (proje no: 10101030) ve TÜBİTAK 2214-Yurt Dışı Araştırma Burs Programı tarafından desteklenmiştir.

#### Kaynaklar

- Bae T., (2006), *Near Real-Time Precise Orbit Determination of Low Earth Orbit Satellites Using an Optimal GPS Triple-Differencing Technique*, PhD thesis, The Ohio State University.
- Beutler G., Bock H., Dach R., Fridez P., Gade A., Hugentobler U., Jaggi A., Meindl M., Mervart L., Prange L., Schaer S., Springer T., Urschl C., Walser P., (2007), *Bernese GPS Software Version 5.0*. *Astronomical Institute*, University of Bern, Switzerland.
- Bock H., (2003), *Efficient Methods for Determining Precise Orbits of Low Earth Orbiters Using the Global Positioning System*, PhD thesis, Institut für Geodäsie und Photogrammetrie, Geodatisch-geophysikalische Arbeiten in der Schweiz. ISBN:3-908440-08-4.



- Bock H., Hugentobler U., Jaggi A., Beutler G., (2005), *Precise orbit determination for CHAMP using an efficient kinematic and reduced-dynamic procedure*, In Reigber, C., Luhr, H., Schwintzer, P., ve Wickert, J., editors, *Earth Observation with CHAMP-Results from Three Years in Orbit*, number ISBN 3-540-22804-7, pages 157-162. Springer Verlag Berlin Heidelberg, Germany.
- Case K., Kruizinga G., Wu S.-C., (2010), *GRACE Level 1B Data Product User Handbook*, Jet Propulsion Laboratory California Institute of Technology. JPL D-22027.
- CSR, (2012), Center for space research-Switch Maneuver of GRACE Satellites, [http://www.csr.utexas.edu/grace/operations/switch\\_maneuver.html](http://www.csr.utexas.edu/grace/operations/switch_maneuver.html), [erişim: 13.12.2012].
- Doğanalp S., (2013), *Gravite Alanı Belirleme Amaçlı Yakın Yer Uyduları İçin Duyarlı Yörünge Belirleme Teknikleri*, Doktora Tezi, Selçuk Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü, Konya.
- GOCE High Level Processing Facility (07/09/2011), GOCE xml parser. GO-TN-HPF-GS-0192 2.7.2 GOCE XML Parser.pdf. Prepared by: The European GOCE Gravity Consortium.
- Hobbs D., Bohn P., (2006), *Precise orbit determination for low earth orbit satellites*, Volume 4, <http://www.mariecurie.org/annals>.
- ILRS, (2012), SLR istasyonları, <http://ilrs.gsfc.nasa.gov/images/ilrsmap.jpg>, [Erişim: 25.09.2012].
- ISDC, (2012), Information system and data center, <http://isdc.gfz-potsdam.de/>, [Erişim: 15.06.2012].
- Jaggi A., Beutler G., Hugentobler U., (2005), *Efficient stochastic orbit modelling techniques using least squares estimators*, In Sanso, F., editor, *A Window on the Future of Geodesy*, number ISBN 3-540-24055-1, pages 175-180. Springer Verlag Berlin Heidelberg, Germany.
- Jaggi A., (2007), *Pseudo-Stochastic Orbit Modeling of Low Earth Satellites Using the Global Positioning System*, PhD thesis, Institut für Geodäsie und Photogrammetrie, Geodatisch-geophysikalische Arbeiten in der Schweiz. vol.73, ISBN:978-3-908440-17-8.
- Jaggi A., Bock H., Thaller D., Dach R., Beutler G., Prange L., Meyer U., (2010), *Precise orbit determination of low earth satellites at AIUB*, In ESA Living Planet Symposium, Bergen, Norway.
- König R., Michalak G., Neumayer K. H., Zhu S., Meixner H., Reigber C., (2005), *Earth Observation with CHAMP Results from Three Years in Orbit*, chapter Recent Developments in CHAMP Orbit Determination at GFZ, pages 65–70. Springer, Berlin.
- König R., Michalak G., Neumayer K. H., Zhu S., Meixner H., Reigber C., (2006), *Observation of Earth System from Space*, chapter Remarks on CHAMP Orbit Products, pages 17–26. Springer, Berlin.
- Li J., Zhang S., Zou X., Jiang W., (2010), *Precise orbit determination for GRACE with zero-difference kinematic method*, Chinese Science Bulletin, 55(7):600–606. doi: 10.1007/s11434-009-0286-0.
- Liu X., (2008), *Global gravity field recovery from satellite-to-satellite tracking data with the acceleration approach*, Technical Report Publications on Geodesy 68, NCG, Nederlandse Commissie voor Geodesie, Netherlands Geodetic Commission, Delft, The Netherlands. ISBN 978 90 6132 309 6.
- Michalak G., Baustert G., König R., Reigber C., (2003), *First CHAMP Mission Results for Gravity, Magnetic and Atmospheric Studies*, chapter CHAMP Rapid Science Orbit Determination: Status and Future Prospects, pages 98–103. Springer, Berlin.
- Seeber G., (2003), *Satellite Geodesy*, Walter de Gruyter, Berlin, 2nd edition.
- Shabanloui A., (2012), *A New Approach for a Kinematic-Dynamic Determination of Low Satellite Orbits Based on GNSS Observations*, PhD thesis, Institut für Geodäsie und Geoinformation der Universität Bonn.
- Svehla D., Rothacher M., (2002), *Kinematic orbit determination of LEOs based on zero or double-difference algorithms using simulated and real sst data*, In Adam, J.; Schwarz, K.-P., editor, *Vistas for Geodesy in the New Millennium*, IAG Symposia, volume 125, pages 322–328. Springer.
- Svehla D., Rothacher M., (2003), *Kinematic and reduced-dynamic precise orbit determination of low earth orbiters*, *Advances in Geosciences*, 1:47–56.
- Swatschina P., (2009), *Dynamic and Reduced-Dynamic Precise Orbit Determination of Satellites in Low Earth Orbits*, PhD thesis, Institute for Geodesy and Geophysic, Technic University Wien.
- Wu S. C., Yunck T. P., Thornton C. L., (1990), *A reduced-dynamic technique for precise orbit determination*, Technical Report 42-101, TDA Progress Report.
- Wu S. C., Yunck T. P., Thornton C. L., (1991), *Reduced-dynamic technique for precise orbit determination of low-earth satellites*, *Journal Guidance, Control and Dynamics*, 14(1):24–30.
- Yoon Y., Montenbruck O., Kirschner M., (2006), *Precise maneuver calibration for remote sensing satellites*, pages 1–6, 19th International Symposium on Space Flights Dynamics, Kanazawa, Japan. Japan Society for Aeronautical and Space Sciences and ISTS. ISTS 2006-d-57.
- Yunck T. P., Wu S. C., Wu J.-T., Thornton C. L., (1990), *Precise tracking of remote sensing satellites with the Global Positioning System*, *IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing*, 28(1).