

Yörünge Belirleme

Orbit Determination

Orhan KURT^{1,✉}, Bekir Gürkan GÜLDAŞ², Hakan UYANIK²

¹ Kocaeli Üniversitesi – Mühendislik Fakültesi – Harita Mühendisliği – Jeodezi ABD, Kocaeli / Türkiye

² Kocaeli Üniversitesi – Fen Bilimleri Enstitüsü – Jeodezi ve Jeoinformasyon ABD, Kocaeli / Türkiye

✉ orhnrkt@gmail.com, orhan.kurt@kocaeli.edu.tr

Özet

Konumları bilinen yer noktaları ve GNSS {Global Navigation Satellite System = GPS + GLONASS + GALILEO + BeiDou (Compass) + ...} ölçülerinden {kod, faz, Doppler, SLR (Satellite Laser Ranging), ...} yararlanarak, genelde Kepler elemanlarına dayanan uydu yörünge elemanlarının hesaplanmasına yörünge belirleme ya da kestirimi adı verilir. Yörünge belirleme işlemi, Isaac Newton üç temel yasasına dayanarak kurulan iki cisim probleminin temel (Newton) denklemi üzerinden korunum kanunlarından yararlanarak gerçekleştirilir.

Newton denklemi üç boyutlu uzayda ikinci dereceden bir diferansiyel denklem sistemidir. Birinci aşamada Newton denklemi homojen diferansiyel denklem sistemi olarak kabul edilir ve bu denklemlerin çözümü sırasında iki kez integrasyon işlemi uygulanır. Üç denklemin iki kez integrasyonu alındığında altı adet integral sabiti elde edilir. Bu integral sabitleri Kepler yörünge elemanlarına karşılık gelir. Yörünge belirlemenin bu ilk aşamasında Kepler yörünge elemanlarının yaklaşık değerleri hesaplanmış olur. Uydunun ivmesindeki değişiminin dikkate alındığı homojen olmayan diferansiyel denklem çözümü için standart bir yol yoktur. Uydu ivmesindeki değişim, bir zaman referansına göre zamana bağlı polinomsal ve trigonometrik fonksiyonların kombinasyonları şeklinde modellenir. Bu ek parametrelerin yapıları, uydu yörünge parametrelerinden hesaplanacak uydu koordinat doğruluğuna bağlı olarak değişim gösterir. Söz gelimi a) GNSS almanak verilerinde yükselme düğüm noktasının rektasenzasyonu (rectascension) birinci derece polinomsal fonksiyon ile, b) TLE (Two Line Ephemerides) verileri ise ortalama uydu açılal hızının ikinci derece bir polinomsal fonksiyon ile, c) yayın yörünge bilgileri ise birinci derece polinomsal fonksiyon ile ikinci basamak trigonometrik fonksiyonların kombinasyonu şeklinde modellenirler.

Bu çalışmada yukarıda kısaca özetlenen teorik yapı ayrıntılı olarak incelenecek, uzun yay ve kısa yörünge belirleme kavramları üzerinden almanak verileri ve yayın yörünge bilgileri arasındaki benzerlikler ve farklılıklar irdelenecektir. Sayısal uygulama bölümünde Gültaş ve Uyanık (2020) bitirme çalışmaları için Java programlama dilinde geliştirdikleri yazılımın genel algoritma verilecektir. Bilinen uydu koordinatlarının ölçüler olarak ele alındığı bu yazılım ile GPS ve GLONASS uyduları için elde edilen almanak ve yayın yörünge bilgileri RINEX (Receiver Independent Exchange Format) yapısına uygun olarak verilecektir. Bu yörünge elemanlarının gerçek zamanlı uygulamalar için üretilen yayın yörünge bilgilerinden beklenen $\pm 1-3m$ doğruluğu ve planlama için üretilen almanak verilerinden beklenen $\pm 1-3km$ doğruluğu sağlandığı grafikler üzerinden gösterilecektir.

Anahtar Kelimeler: İki cisim problemi, Kepler yörünge elemanları, almanak verileri, yayın yörünge elemanları, yörünge belirleme.

Abstract

Using GNSS (Global Navigation Satellite System = GPS+GLONASS+ GALILEO + BeiDou {Compass}+...) measurements (code, phase, Doppler, SLR {Satellite Laser Ranging},...) realized on Ground stations with known point positions, computation of satellite ephemerides corresponding to Kepler orbit elements is called orbit determination or estimation. The orbit determination process is carried out by using the conservation laws over the fundamental (Newton) equation of the two-body problem based on the three laws of Newtonian mechanics.

Newton's equation is a second-order differential equation system in three-dimensional space. In the first stage, Newton's equation is accepted as a homogeneous differential equation system and the integration process is applied twice during the solution of the equation. If we integrate the three equations of the

system twice, we achieve six integral constants. Those constants correspond to Kepler orbital elements. The solution of the homogeneous system is the first phase of orbit determination. Thus, the approximate values of Kepler orbital elements will be computed at the end of the first phase. There is no standard way to solve the inhomogeneous differential equation in which changes in the acceleration of a satellite are taken into account. The changes in satellite acceleration are modeled as combinations of time-dependent polynomial and trigonometric functions defined concerning a reference epoch. The structures of these additional parameters vary depending on the satellite coordinate accuracy to be calculated from the satellite orbit parameters. For example, a) for GNSS almanac data the right ascension of the ascending node is modeled with a first-order polynomial function, b) TLE (Two Line Ephemerides) data is modeled as a second-order polynomial function of the mean angular velocity of a satellite, c) broadcast orbital elements are modeled as a combination of a first-degree polynomial function and second-order trigonometric functions.

In this study, the theoretical structure of the orbit determination briefly summarized above lines will be examined in detail, and the similarities and differences between the almanac data and the broadcast ephemerides will be analyzed through the concepts of long-arc and short-arc orbit determination. In the numerical example part of this proceeding, the general algorithm of software developed by Gültaş and Uyanık (2020) in the Java programming language for their undergraduate thesis will be given. With this software, in which known satellite coordinates are accepted as measurable quantities, almanac data and broadcast ephemerides estimated for GPS and GLONASS satellites will be presented by the RINEX (Receiver Independent Exchange Format) structure. It will be shown on graphs that these orbital elements provide $\pm 1-3\text{m}$ accuracy expected from broadcast ephemerides produced for real-time applications, and $\pm 1-3\text{km}$ accuracy expected from almanac data produced for planning.

Keywords: *Two-body problem, Kepler orbital elements, almanac data, broadcast ephemerides, orbit determination.*