

## ALÇAK İRTİFA UYDULAR İÇİN OTONOM ÇARPIŞMA ANALİZİ VE MANEVRA ÖNERİ SİSTEMİ

Raşit ABAY<sup>1</sup>

<sup>1</sup>Orta Doğu Teknik Üniversitesi, Üniversiteler, Eskişehir Yolu No:1, 06800 Çankaya/Ankara, [rasitabay84@gmail.com](mailto:rasitabay84@gmail.com)

DOI: [10.23890/SUHAD.2016.0110](https://doi.org/10.23890/SUHAD.2016.0110)

### ÖZET

Her geçen gün bir çok yeni ülkenin uzaya uydu gönderme becerisi kazanmasıyla beraber özellikle de alçak irtifa uyduların yörüngelerindeki çarpışma riski artmaktadır. Uzay'da aktif uydular, roket parçaları ve pasif uydular, görevine devam edemediği için kontrol edilmeyen uydular, bulunmaktadır. Amerika Birleşik Devletleri Hava Kuvvetleri tüm bu cisimleri tanımlar, takip eder ve kataloglar. Bu işlemleri gerçekleştirirken SGP4 isimli analitik yörünge tahmin metodu ve dünya üzerinde farklı konumlarda bulunan optik teleskop ve radarlar aracılığıyla yapar. Aynı zamanda uzay ortamı farkındalığı için tüm aktif uydular için çarpışma analizi yapar ve daha önce tanımladığı kriterlere göre ilgili uydu sahiplerini çarpışma anıyla ilgili detayları göndermek suretiyle ikaz eder. Fakat, manevra kararı ve sorumluluğu tamamen uydu sahibindedir. Bu çalışma, yapılan ikaz metninde yer alan bilgileri kullanarak optimum manevra parametrelerini hesaplamayı amaçlar. Böylelikle verilen manevra kararı uyduyu muhtemel çarpışma alanından çıkarır ve bunu gerçekleştirirken mevcut kaynakların kullanımını minize eder ve görevin devamlılığına katkıda bulunur. SGP4 yörünge tahmin metodu ile diferansiyel doğrulama metodu ile aktif uydu çarpışma anından manevra kararı verilecek zamana geriye doğru yörünge ötelenir. Hesaplanan başlangıç noktasından itibaren hız vektöründe değişiklik yapılarak tekrar çarpışma anına ileri ötelenir ve çarpışma olasılığında yaratılan değişim gözlenir. Bu çalışma yer istasyonlarında görev alan uydu operatörleri için otonom optimum manevra tavsiyeleri yapılabilir. Bunun yanında uydu sahipleri kendi uydularının hassas verilerini de kullanıp bu uygulamanın doğruluğunu arttırabilir.

**Anahtar Kelimeler:** Yörünge Mekanikliği; Alçak İrtifa Uydular; Çarpışmadan Kaçınma; SGP4 ve TLE; Sayısal Optimizasyon

### AUTONOMOUS COLLISION AVOIDANCE ANALYSIS AND OPTIMAL MANEUVER CALCULATION SYSTEM FOR LEO SATELLITES

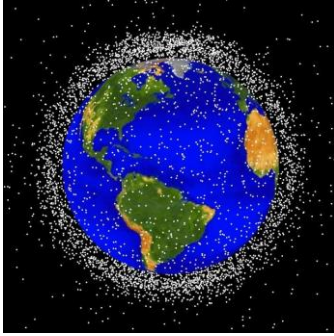
#### ABSTRACT

Collision risk is increasing at Low-Earth Orbit (LEO) altitude for satellites as many new countries can build and launch satellites in orbit. There are active satellites, spent rocket stages and dead satellites in space. US Air Force (USAF) detects, tracks and catalogs these space objects. USAF uses radars and optical telescopes located at different locations on Earth and an analytical orbit determination method called Simplified General Perturbations (SGP4). Moreover, USAF calculates collision probabilities for all active satellites and warns satellite operators using predefined criteria for the sake of Space Situational Awareness (SSA). However, maneuver decision and responsibility belong to the satellite owners. In this paper, a method for calculating optimal maneuver direction, magnitude and time is investigated using the data within Conjunction Summary Message (CSM) published by USAF. Optimal maneuver decision not only avoids the collision by minimizing collision probability but also minimizes the fuel requirement. Because the smallest velocity requirement for the collision avoidance is calculated, the satellite operations will be minimally interrupted. Method is initiated by propagating the orbit of maneuverable satellite from close approach time to maneuver time. Optimal maneuver direction for velocity vector is calculated by defining the problem as a constraint optimization problem and the orbit is propagated to close approach time with the new velocity vector. The probability of collision is calculated for many different maneuver times and magnitudes is calculated and stored for analysis. Satellite controllers can use the method to calculate optimal maneuver for a given collision warning. In addition, satellite owners can use their precise orbit data to increase the accuracy of the method.

**Keywords:** Orbital Mechanics; LEO Satellites; Collision Avoidance; SGP4 and TLE; Numerical Optimization

## 1. GİRİŞ

Uzay'da iki cisim birbirlerinden iki kilometre uzaklıkta olduklarında çarpışma riski altında olduklarına kanaat getirilir. Bu mesafe uyduların yakın geçiş zamanı, her iki uydunun yörüngedeki en yakın oldukları noktaya ait zaman, için endişe vericidir. İridium 33 ve Cosmos 2251 uydularının 2009 yılında çarpışması milyon dolarlık İridium uyudusunun yok olmasına ve çarpışmanın sonucu olarak çok yüksek hızlı 1000 adet uzay çöpünü de ardında bırakmıştır (NASA 2009). Çarpışma sonrası oluşan yeni parçalar daha uzay'da gerçekleşecek çarpışma olasılığını arttırır. Uzay'daki tüm cisimler aktif uydular, roket parçaları veyahut görevini tamamlamış pasif uydular olsalarda mutlaka takip edilmelidir. Sayıları 21,000 'ne varan 10 cm çapından büyük tüm uzay cisimleri dünya'da yer alan birçok optik teleskop ve radarla takip edilir, tespit edilir ve kataloglanır. Alçak irtifa uyduların dağılımını Şekil 1 üzerinde gösterilmiştir (NASA 2016).



Şekil 1: Alçak İrtifa Uydular

Uzay farkındalığına en büyük katkıyı Amerikan Uzay Operasyonları Merkezi (JSpOC), dünya üzerinde farklı bölgelerde bulunan optik teleskop ve radarlardan oluşan Uzay İzleme Ağı (SSN) aracılığıyla uzaydaki cisimlerin tespit, takip, kataloglanması ve tanımlanması faaliyetlerini gerçekleştirerek yapar. Elde ettikleri veriyi gelecekte gerçekleşebilecek muhtemel çarpışmaları tespit etmek için de kullanırlar. Bu işleme çarpışma analizi denir. Her iki cismin dinamik durumunda bir belirsizlik söz konusudur. Cisimlerin yörüngesindeki belirsizlik nedeniyle çarpışma hesaplamaları oldukça kompleks hale gelir ve her iki cismin de belirsizlikleri hesaplamalar yapılırken birleştirilir. Aktif uydular dışındaki tüm cisimlerin yörüngelerindeki belirsizlik daha çoktur. Aktif uyduların GPS çözümleri gibi ekstra veriler sayesinde yörüngeleri daha hassas hesaplanabilir. Fakat, diğer cisimlerin yörüngeleri için radarlar ve optik teleskoplar kullanılır. Sayıları artan uzay çöplüğü takip işlemini zorlaştırmaktadır. Uydular için başarılı bir çarpışma manevrası yapılabilmesi doğrudan çarpışması muhtemel cisimlerin yörüngelerinin ne kadar doğru bilindiğine bağlıdır.

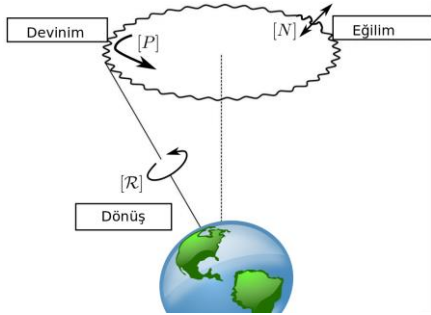
JSpOC muhtemel çarpışmayı tespit ettiğinde uyduların sahiplerine çarpışma mesaj özeti (CSM) gönderir. CSM 'ler günlük olarak hazırlanır ve çarpışmadan 7 gün öncesine kadar uyduların sahipleri bilgilendirilir. CSM içerisinde raporun oluşturulma tarihi, çarpışmanın tahmini zamanı, çarpışma zamanında uyduların pozisyon ve hız vektörleri ve bunlara bağlı kovaryans matrisleri ve aralarındaki görece mesafe bulunur (JSpOC 2016). Uyduların sahipleri bu bilgileri kullanarak çarpışma olasılığını hesaplayabilirler. Önceki araştırmalar gösteriyor ki 'den daha küçük olasılıklar manevra yapmayı gereksiz kılıyor (Klinkrad ve diğ. 2006). Fakat daha büyük değerler için ise kaçınma manevrası planlamak gerekiyor.

Her ne kadar birçok aktif uydunun manevra kabiliyeti olsa da, bu manevralar uydunun görevini negatif yönde etkileyebilir. Uydunun yapacağı bir manevra icra ettiği görev için önemli olan hassas ayarlarını bozabileceği gibi, uydunun kısıtlı yakıtının da bitmesine yol açar. Hatta manevranın istenildiği gibi olmaması sonucu uydunun kaybedilmesi gibi uç örnekler de manevra kararının verilmesinde etkilidir. Bu nedenlerden dolayı, CSM bilgilerinden faydalanarak hem yakıt tüketimini minimize edecek hem de çarpışma olasılığını en aza indirecek bir metod geliştirilmesi önemlidir. Bu metod uyduların üçüncü parti hizmet sağlayıcılarına olan ihtiyaçlarını ortadan kaldıracaktır. Deneve muhtemel çarpışma alanını minimize etmek için SGP4 ve TLE kullanarak bir metodoloji geliştirmiştir. Bir çarpışma senaryosunu ele almış ve uyduları birer nokta olarak ele almıştır. Tüm uydular için genel bir optimum manevra metodu geliştirmeye çalışmışlardır. Bunun yanında koordinat dönüşümleri kaba hesaplamalar ile yapılmıştır. Elde edilen sonuçlar test edilen yörünge özelliklerine özel sonuçlar vermiştir ve uygulanabilir metodun limitleri ve potansiyeli konusunda detayları yansıtmaktan uzak kalmıştır. Bu çalışmada Deneve'nün kullandığı metodun benzeri geliştirilmiş (Deneve 2014) ve Uluslararası Astronomi Birliği standartları kullanılarak koordinat hesaplamaları yapılmıştır (International Astronomical Union 2014). Aynı zamanda yeni geliştirdiği bu metodu Monte Carlo testleriyle karşılaştırmıştır. Benzer bir şekilde, bu çalışmada çarpışma olasılık hesaplamasına hız vektörünün eklenmesi düşünülmüş fakat yapılacak manevraların küçük olması nedeniyle çarpışma olasılığında kayda değer bir değişiklik olmamıştır (Coppola 2012).

Alfriend uzaydaki cisimlerin süratlerinin çok yüksek olması nedeniyle çarpışma olasılığı hesabının 3 boyuttan 2 boyuta indirgenebileceğini göstermiştir (Akella ve Alfriend 2000). McKinley rölatif lineer yörünge hesaplamalarının yerine nonlineer rölatif yörünge hesaplamalarının yapılmasına yönelik algoritma geliştirmiştir. Bu algoritmanın operasyonel kullanım için uygunluğunu kanıtlamıştır (McKinley 2006).

## 2. YÖNTEM

Bu çalışmada birbirinden farklı yörüngeye sahip 5 adet uzay cismine ait çarpışma senaryosu sunulacaktır. Çarpışma senaryoları Uzaydaki Tehlikeli Karşılaşmaları Değerlendirme ve Uydu Yörüngesel Çarpışma Raporları (SOCRATES) yazılımından sağlanan uzay cisimlerine aittir (International Astronomical Union 2014). Bahsi geçen cisimlere ait CSM bilgileri senaryolardan biri, GÖKTÜRK-II senaryosu, hariç JSpOC'un sağladığı TLE verileri kullanılarak elde edilmiştir. Çarpışma olasılığının hesaplanabilmesi için gerekli olan kovaryans matrisleri CSM içerisinde yer aldığı için rasgele seçilmiştir. Kovaryans matrisleri hassas olmasa da TLE ve sayısal öteleme yöntemi ile elde edilebilir, fakat bu hesaplama mevcut çalışmanın ilgi alanı içerisinde değildir. Bu bildiride kısıt altında ve kısıt olmaksızın iki farklı şekilde optimizasyon denklemleri oluşturulmuştur. Kısıtlar manevra sonrası rölatif hız ve pozisyon vektörün birbirine dik olması, yörüngesel enerjinin korunmasıdır. Bu senaryolardan birinde ise GÖKTÜRK-II'ye ait GPS datası kullanılarak oluşturulan Two-Line Element Sets (TLEs) kullanılmıştır. Böylelikle gerçek bir durum karşısında geliştirilen metodun nasıl kullanılabileceği görülecektir.



Şekil 2: Dünya'nın Kendi Etrafında Dönüşü

İlk olarak SGP4 ve TLE kullanılarak CSM oluşturulur. SGP4 ve TLE metodu Gerçek Ekvator Ortalama Ekinoks (TEME) koordinat sisteminde çalışır. Çarpışma anındaki pozisyon ve hız verileri CSM'e uygun olacak şekilde Dünya Sabit Greenwich (EFG) koordinat sistemine dönüştürülür. EFG ve TEME koordinatları arasındaki fark dünya'nın devinim, eğilim ve kendi etrafında dönmesinden kaynaklanmaktadır. Aşağıdaki denklem bu iki koordinat arasındaki dönüşümü göstermektedir (Kelso ve Alfano, 2005).

$$\vec{R}_{EFG}(t_i) = [R(t_i)][Q(t_0)][N(t_0)][T(t_i, t_0)][N(t_0)]^T [Q(t_0)]^T \vec{R}_{TEME}(t_0) \quad (1)$$

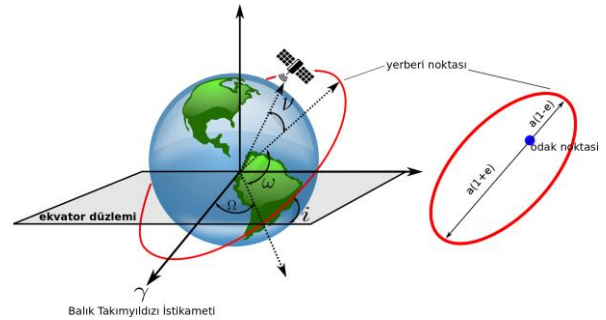
$t_i$  gözlemin yapıldığı zaman iken  $t_0$  integrasyonun yapıldığı referansın başlangıç zamanı.  $[R]$  matrisi dünyanın kendi etrafında dönüşünden kaynaklanan açı kullanılarak oluşturulan dönüşüm matrisidir. Bu açı Greenwich Ortalama Yıldız Sabit Zaman (GMST) açısı olarak bilinir.  $[Q]$  matrisi ise ekinoks

denklemleri açısı bilinen açı kullanılarak oluşturulan dönüşüm matrisidir. Bu iki açının toplamı Greenwich Yıldız Sabit Zaman (GST) açısı olarak bilinir.  $[P]$  matrisi dünyanın külesinin homojen dağılmış olmaması nedeniyle ideal dönüş eksenini ile mevcut dönüş eksenini arasındaki açının oluşturduğu devinim açısı kullanılarak oluşturulan dönüşüm matrisidir.  $[N]$  yine dünyanın dönüş eksenini ile mevcut dönüş eksenini arasındaki açının oluşturduğu eğilim açısı kullanılarak oluşturulan dönüşüm matrisidir. Uluslararası Astronomi Birliği standartları (SOFA) dönüşüm kütüphanesi yüksek doğrulukta dünya ve güneş sabit koordinatları arasında dönüşümü gerçekleştirebilir (International Astronomical Union, 2014). Burada dikkat edilmesi gereken husus hız vektörü dönüşümünde taşıma teorisini hesaba katmaktır. Aşağıdaki denklem hız vektörleri arasındaki dönüşümleri gösterir.

$$\vec{v}_{TEME} = [R_{EFG2TEME}] \vec{v}_{EFG} + [\tilde{\omega}] [R_{EFG2TEME}] \vec{r}_{EFG} \quad (2)$$

$[R_{EFG2TEME}]$  denklem 1'de gösterilen dönüşüm matrisinin transpozu,  $[\tilde{\omega}]$  matrisi dünyanın radyal cinsinden açısal dönüş hızından yaratılan eğik simetrik matris. Aynı zamanda CSM içerisinde yer alan kovaryans matrisleri ve rölatif hız ve pozisyon vektörleri radyal, uçuş yönü paralel ve uçuş yönü dik (UVW) koordinat sistemindedirler. Aşağıdaki denklem kullanılarak bu dönüşüm matrisi elde edilebilir.

$$\vec{r}_{TEME} = \left[ \frac{\vec{r}}{|\vec{r}|} : \frac{\vec{r} \times \vec{v}}{|\vec{r} \times \vec{v}|} : \frac{\vec{r} \times \vec{v}}{|\vec{r} \times \vec{v}|} \times \frac{\vec{r}}{|\vec{r}|} \right] \vec{r}_{UVW} \quad (3)$$



Şekil 3: Klasik Yörünge Parametreleri

Bu çalışmada optimizasyon için gerekli olan parametrelerin elde edilmesi için SGP4 yörünge öteleme metodu TLE parametreleri ile kullanılmıştır. Çarpışma anı konum ve hız vektöründen TLE parametreleri oluşturması gerekmektedir. TLE parametreleri önceden belirlenmiş bir tolerans değerine kadar her parametrenin diferansiyel düzeltme metodu ile adım adım düzeltilmesi ile gerçekleşir. SGP4, TLE parametrelerinden 7 tanesine ihtiyaç duyar, fakat hava sürtünmesi ile ilgili olan bstar parametresi belirli bir zaman sürecini kapsayan ardışık konum ve hız verisi olmadan kestirilemez. Bu nedenle ilk algoritma 6 adet klasik yörünge elemanlarından, şekil 3'de gösterilmiştir, TLE parametreleri yaratır. Aşağıdaki denklem çarpışma

anında TLE parametrelerindeki küçük değişimlerin yine çarpışma anındaki hız ve pozisyon vektöründe yarattığı değişikliği göstermektedir.  $\Upsilon$  matrisi 6x6 boyutunda bir matris olup, TLE elemanlarında  $10^{-8}$  kadar değişikliğin pozisyon ve hız vektörlerinde yarattığı değişikliğin hesaplanması yoluyla yaratılır. Daha sonra kestirilen TLE elemanlarından sağlanan pozisyon ve hız vektörü ile gerçek pozisyon ve hız vektörü arasındaki fark hesaplanır.  $\Upsilon$  matrisinin tersinin alınıp bu fark vektörü ile çarpılması sonucu TLE elemanlarında yapılması gereken değişiklik hesaplanır. Tüm bu işlemler fark vektörü belirli bir tolerans değerine ulaşıncaya kadar devam eder. Bu çalışma için bu tolerans değeri  $10^{-12}$  'dir.

$$\delta v_{yg} = \frac{\partial f_{sgp4}}{\partial tle} \delta tle_{yg} = \Upsilon \delta tle_{yg} \quad (4)$$

İkinci algoritma çarpışma anındaki TLE elemanlarında meydana gelen değişikliklerin daha önceden belirlenmiş bir manevra zamanındaki pozisyon ve hız değişiklikleri ile ilişkisinin hesaplanmasıdır. Aşağıdaki denklem 6x6 boyutunda bir matris olan  $\chi$  matrisinin çarpışma zamanında TLE elemanlarında  $10^{-8}$  kadar değişiklik ile manevra zamanına ait pozisyon ve hız vektörlerinde yarattığı değişikliğin hesaplanması yoluyla oluşturulduğunu gösterir. Bir önceki denklemden yapısal olarak değişiklik olmasa da bu denklemde iterasyon yoktur ve tek seferde hesaplanır. Aynı zamanda ilk algoritmada  $\Upsilon$  matrisi oluşturulurken her TLE elemanında yapılan kadar değişiklik öncesi ve sonrası elde edilen hız ve pozisyon vektörleri çarpışma zamanına aittir. İkinci algoritmada her TLE elemanında yapılan  $10^{-8}$  kadar değişiklik öncesi hız ve pozisyon vektörleri çarpışma zamanına aitken değişiklik sonrası hız ve pozisyon vektörleri manevra zamanına aittir.

$$\begin{aligned} \delta v_{mz} &= \frac{\partial f_{sgp4}}{\partial tle} \delta tle_{yg} = \chi \delta tle_{yg} \\ \delta tle_{yg} &= \chi^{-1} \delta v_{mz} \end{aligned} \quad (5)$$

Denklem 4 ve denklem 5 birleştirilerek, manevra zamanında yapılan hız değişikliğinin çarpışma zamanında meydana getireceği pozisyon değişikliği elde edilmiş olur (Deneve, 2014). Yeni oluşturulan denklem, denklem 6, SGP4 algoritmasının lineer olarak ifade edilmesini sağlamıştır. Bu nedenle yapılacak manevranın çok büyük olması ve manevra zamanının çarpışma zamanından çok önce olması hesaplamalardaki hassasiyete zarar verecektir. Alçak irtifa uydular için 90 dakika önce gerçekleşecek bir manevra zamanı ve 1 m/s'lik bir manevra çarpışma anında yaklaşık 20 metrelik bir konum farklı meydana getirir. Çarpışma manevrası için mümkün en son anda yapılması gerektiği için hesaplamadaki SGP4 metodu ve lineer denklemler arasındaki hata kabul edilebilir. Geliştirilen algoritma çarpışma olasılığını  $10^{-9}$  'e düşürecek şekilde en uygun manevra zamanını,

yönünü ve büyüklüğünü verir. Optimizasyon algoritmalarında lineer denklemler kullanılırken raporlama esnasında SGP4 metodu kullanılır. Böylelikle hesaplanan optimum manevranın yüksek doğrulukla çarpışma olasılığını ne kadar düşüreceği bilinebilir. Hava sürtünme parametresinin kullanılmaması çarpışma zamanı ve manevra zamanı

$$\delta v_{yg} = \Upsilon \chi^{-1} \delta v_{mz} \quad (6)$$

$$\delta v_{yg} = J \delta v_{mz}$$

arasının saatlerle ifade edilen süre kadar kısa olması nedeniyle hesaplamaların doğruluğunu zedelemeyecektir. Aşağıdaki denklemde sadece manevra zamanında hız değişimi gerçekleştirilir çünkü anlık pozisyon değişimi mümkün değildir. J matrisi ve  $\Upsilon \chi^{-1}$  arasındaki ilişkisi şekil 4'de gösterilmiştir.

$$\Upsilon \chi^{-1} = \begin{bmatrix} & & & & & \\ & & & & & \\ & & & & & \\ & & & \mathcal{J}_{3 \times 3} & & \\ & & & & & \\ & & & & & \end{bmatrix}_{6 \times 6}$$

Şekil 4: J Matrisi ve  $\chi^{-1} \Upsilon$  Arasındaki İlişki

Optimizasyon denklemlerinin oluşturulabilmesi için öncelikle maliyet fonksiyonunun yaratılması gerekir. Bu çalışma için amacımız çarpışma olasılığını en aza indirmektir. Çarpışma ihtimali aşağıdaki denklem ile hesaplanabilir (Wiesel, 2010).

$$P_{yg} = \frac{1}{2\pi} |C_{ortak}|^{-\frac{1}{2}} e^{(-\frac{1}{2}(\Delta r + \delta v_{yg})^T C_{ortak}^{-1} (\Delta r + \delta v_{yg}))} \quad (7)$$

Yukarıdaki denklemdeki  $C_{ortak}$  çarpışma ihtimali olan her iki cismin ortak kovaryans matrisi. İki cismin pozisyonlarındaki hataların birbirinden bağımsız olması nedeniyle aynı koordinat sisteminde ifade edildikleri müddetçe toplama işlemi ile ortak kovaryansları bulunabilir (Chan, 2008).

$$M = (\Delta r + J \delta v_{mz})^T C_{ortak}^{-1} (\Delta r + J \delta v_{mz}) \quad (8)$$

$\Delta r$ , çarpışma anındaki ikincil cismin manevra yaptırılacak uyduya olan rölatif pozisyonudur.  $\delta v_{yg}$ , yakın geçiş anındaki yapılan manevra sonrası meydana gelen konum değişikliğidir. Denklem 7 kullanılarak optimizasyon için gerekli olan maliyet fonksiyonu yaratılabilir (Deneve, 2014).

Denklem 8 aşağıdaki gibi de ifade edilebilir.

$$\begin{aligned} M &= \Delta r^T C_{ortak}^{-1} \Delta r + \Delta r^T C_{ortak}^{-1} J \delta v_{mz} \\ &+ \delta v_{mz}^T J^T C_{ortak}^{-1} \Delta r \\ &+ \delta v_{mz}^T J^T C_{ortak}^{-1} J \delta v_{mz} \end{aligned} \quad (9)$$

Birinci derece yeterlilik koşullarını kontrol etmek amacıyla  $\delta v_{mz}$ 'ye göre türevini alıp 0'a eşitliyoruz. Denklem 10 matris formunda aşağıdaki gibi ifade edilebilir.

$$\frac{\partial M}{\partial \delta v_{mz}} = 2J^T C_{ortak}^{-1} \Delta r + 2J^T C_{ortak}^{-1} J \delta v_{mz} \quad (10)$$

$$= 0$$

$$\begin{bmatrix} \delta v_{mz} \end{bmatrix}_{3 \times 1} = [2J^T C_{ortak}^{-1} J]_{3 \times 3}^{-1} [-2J^T C_{ortak}^{-1} \Delta r]_{3 \times 1} \quad (11)$$

Yukarıdaki denklem sonucunda elde edilen  $\delta v_{mz}$  vektörü normalize edilerek minimum yakıt harcayarak çarpışma olasılığını minimize edecek manevra yönü elde edilmiş olur. Çarpışma olasılığının  $10^{-9}$  olması kovaryans matrislerinin normal dağılım olması ve sonsuz uzunlukta kuyruk yapısına sahip olması nedeniyle çarpışmanın gerçekleşmeyeceği kabul edilir. Bu yöntem kısıt olmadan yapılan optimizasyondur (Deneve, 2014).

Maliyet fonksiyonuna kısıtlar eklenerek Hamilton denklemi oluşturulur. Daha sonra Hamilton yöntemi ile birinci derece yeterlilik koşulunu kontrol etmek suretiyle extremum noktası bulunur. Bu çalışmada iki kısıt hesaplamalara eklenmiştir. İlk kısıt kovaryans matrislerinin birbiri içinden geçmesini engelleyen kısıttır. Yakın geçiş anında birincil ve ikincil cisim arasındaki rölatif hız ve konum vektörünün birbirine dik olmasıdır (Deneve, 2014).

$$\vec{v}_{fark}(\vec{\Delta r} + \vec{J}\vec{\delta v}) = 0 \quad (12)$$

İkinci kısıt ise yörüngedeki enerji değişimini 0'a eşitleyen kısıttır. Burada amaç manevra yapılırken çarpışma ihtimalini minimize ederken uydunun irtifa kaybetmesini engellemektir. Bu uydunun görevine kusursuz devam edebilmesi için gerekli olduğu kadar takımda içindeki uyduların rejimlerini korumaları için de önemlidir (Deneve, 2014).

$$\Delta \varepsilon = \Delta \left( \frac{v^2}{2} - \frac{\mu}{r} \right) = 0 \quad (13)$$

Denklem 11 lineer denklem olarak ifade edilir ve manevra anında konum değişikliği yapmak mümkün olmadığı için pozisyon değişimi kısmı yukarıdaki denklemden çıkarılır (Deneve, 2014).

$$\vec{v}_{mz} \vec{\delta v}_{mz} = 0 \quad (14)$$

Hamilton denklemi, maliyet denklemine, kısıtların Lagrange parametresi ile çarpılarak eklenmesi sonucu aşağıdaki gibi oluşturulur.

$$H = M + \lambda_1 (\vec{v}_{fark}(\vec{\Delta r} + \vec{J}\vec{\delta v}_{mz})) + \lambda_2 (\vec{v}_{mz} \vec{\delta v}_{mz}) \quad (15)$$

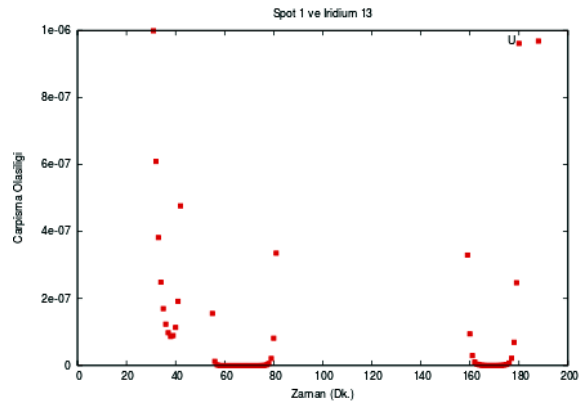
Hamilton yaklaşımı uygulanarak birinci derece yeterlilik şartları aşağıdaki gibi kontrol edilir.

$$\begin{aligned} \frac{\partial H}{\partial \delta v_{mz}} &= 2J^T C_{ortak}^{-1} \Delta r \\ &\quad + 2J^T C_{ortak}^{-1} J \delta v_{mz} \\ &\quad + \lambda_1 \vec{v}_{fark} \vec{J} + \lambda_2 \vec{v}_{mz} \\ &= 0 \\ \frac{\partial H}{\partial \lambda_1} &= \vec{v}_{fark} (\vec{\Delta r} + \vec{J}\vec{\delta v}_{mz}) = 0 \\ \frac{\partial H}{\partial \lambda_2} &= \vec{v}_{mz} \vec{\delta v}_{mz} = 0 \end{aligned} \quad (16)$$

Bu çalışma GNU/Linux makina üzerinde Cython programlama dilinde kodlanmıştır. Cython programlama dili Python ve C++ programlama dillerinin birleşiminden oluşur. Cython dilinde yazılan kod öncelikle optimum şekilde C++ diline çevrilir ve makina diline derlenir ve Python modülü olarak kullanılabilir. Matris ile ilgili tüm hesaplamalarda Python matris kütüphanesi olan Numpy kullanılmıştır.

### 3. UYGULAMALAR

İlk olarak SOCRATES yazılımından elde edilen 4 adet yakın geçiş geliştirilen algoritma ile test edilmiştir. Burada amaç geliştirilen yazılımın en etkin kullanma yolunun tespit edilmesi ve çarpışma analizi ile ilgili farklı parametrelerin hesaplamalar üzerindeki etkilerini incelemektir. Daha sonra GOKTURK-II GPS konum verisi kullanarak oluşturulan çarpışma senaryosunda geliştirilen algoritma test edilmiştir. Bu çarpışma senaryosu gerçek durumda algoritmanın kullanımı ve etkinliği üzerine bilgi vermektedir.

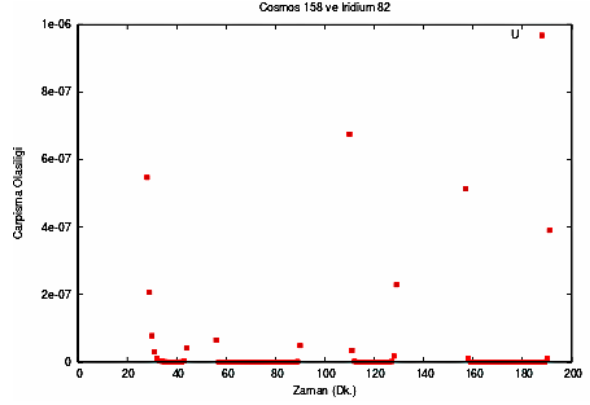


Şekil 5: Spot 1 ve Iridium 13

Birinci test senaryosu Spot 1 ve İridium 13 uydularının yakın geçişinden yaratılmıştır. Her ikisi de aktif uydulardır. Çarpışma zamanı tarihi 10 Ağustos 2016 saati 8:48:56.971 olarak hesaplanmıştır. Yakın geçiş esnasındaki mesafe 15.36 metredir. Çarpışma olasılığı 155 gibi çok büyük bir sayıdır. Kovaryans matrisleri olarak gerçek hesaplamalarda olabilecek şekilde rasgele seçilmiştir. Tüm 9 senaryoda da uydular merkezde olacak şekilde hesaplanan UVW koordinat sisteminde birincil uydular için 10 metre, ikincil uydular için 100 metre. Bu değerler her ne kadar rasgele seçilse de 10 metre

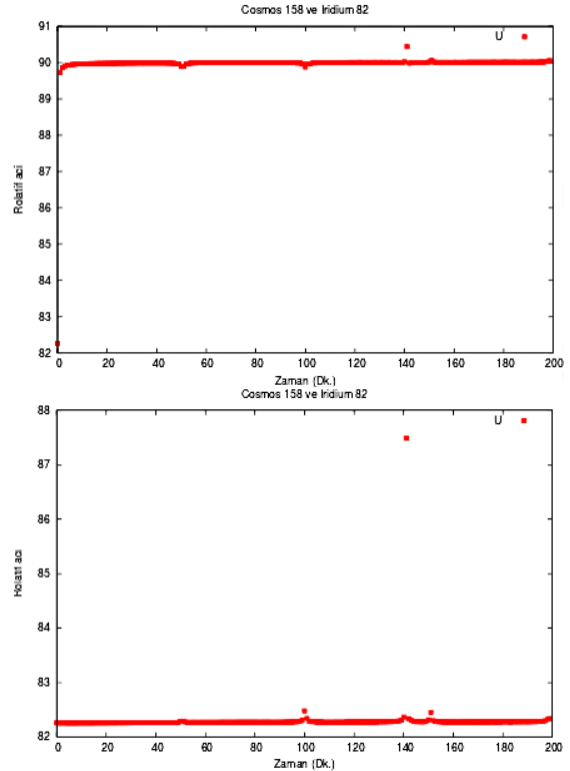
ve altı doğrulukta hesaplama uydu sahipleri için gerek GPS çözümleri gerekse mesafe-mesafe farkı yöntemi kullanılarak hesaplanabilmesi olağandır. Diğer cisim için JSpOC radarlarından elde edilen veriler kullanıldığı varsayılmış ve bu radarlardan 100 metre ve biraz üzerinde doğruluğu olduğu bilinmektedir. Eğer her iki uydu da aktif uydu ise uydu sahipleri karşılıklı bilgi paylaşımında bulunarak çarpışma senaryolarını gerçeğe çok yakın hesaplayabilirler. Kısıtsız olarak geriye doğru 200 dakika, 1 dakikalık aralıklarla, ötelenerek yapılan ve 0,5 m/s'lik manevra uygulanarak yapılan hesaplamamın sonuçları şekil V 'de görüldüğü gibidir. Bu şekil incelendiğinde yörünge üzerinde bazı noktalarda yapılan optimum manevraların daha iyi sonuç verdiği ve çarpışma olasılığını düşük tuttuğunu görebiliriz. Spot 1 uydusunun periyodu 98 dakikadır. Bu hesaplama da iki tam dönüş esnasında optimum manevraların durumu gösterilmiştir. Bu şekil çarpışma olasılığını minimize edecek manevranın yörünge üzerinde hangi noktada yapılırsa daha etkin olacağına dair önemli bilgiler veriyor. En uygun manevra aralığı çarpışmadan 62-68 dakika önce aralığında gözükmektedir. Bu nedenle uydu operatörleri ve görev mühendisleri sadece yapılan manevranın büyüklüğünü azaltarak çarpışma olasılığını istedikleri seviyeye indirebilir veya arttırabilir. Burada izlenecek en iyi metot hesaplanan optimum manevranın yörünge üzerindeki uygulanacağı optimum noktayı bularak çarpışma olasılığını istenen seviyeye indirecek manevra büyüklüğünü seçmektir. Tüm bu işlemler operatör girdisi olmadan yapılarak istenen optimum manevra önerisi algoritmadan çıktı olarak alınabilir.

İkinci test senaryosu Cosmos 158 ve İridium 82 uydularının yakın geçişinden yaratılmıştır. Her ikisi de aktif uydulardır. Çarpışma zamanı tarihi 12 Ağustos 2016 saati 9:35:15.91 olarak hesaplanmıştır. Yakın geçiş esnasındaki mesafe 1.048 metredir. Çarpışma olasılığı 156.79 gibi çok büyük bir sayıdır. Kovaryans matrisleri ilk testte uygulanan hesaplama yöntemi ile hesaplanmıştır. Kısıtsız olarak geriye doğru 200 dakika, 1 dakikalık aralıklarla, ötelenerek yapılan ve 0,5 m/s'lik manevra uygulanarak yapılan hesaplamamın sonuçları şekil 6 'da görüldüğü gibidir. İlk test senaryosuna benzerlikler olsa da iki uydunun da farklı yörüngeye sahip olmasından dolayı



Şekil 6: Cosmos 158 ve Iridium 82

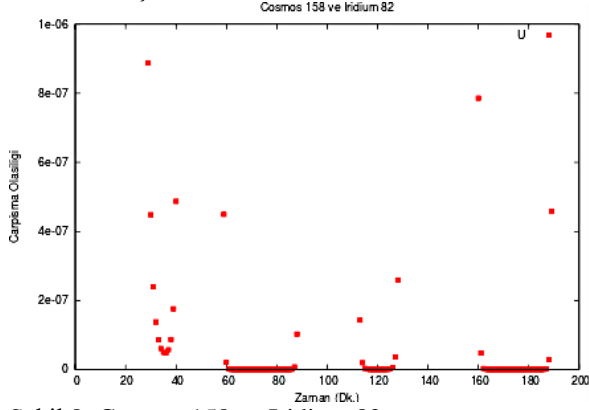
bazı değişiklikler mevcuttur. En uygun manevra aralığı çarpışmadan 160-188 dakika önce aralığında gözükmektedir. İkinci en uygun manevra aralığı çarpışmadan 58-87 dakika önce aralığında gözükmektedir. Manevra kararı verilirken yörünge üzerinde çarpışma olasılığının ani değiştiği noktalar yerine geçişin yumuşak olduğu noktalar tercih edilmelidir çünkü yörünge tahmininde oluşabilecek herhangi bir hata veya ateşleyicilerdeki gecikme çarpışma olasılığı üzerinde büyük değişiklik yaratmamalıdır. Bu nokta bulunamıyorsa manevra büyüklüğü arttırılarak manevra noktası ve etrafındaki noktalar için arzu edilen çarpışma olasılık değerine ulaşılabilir.



Şekil 7: Cosmos 158 ve Iridium 82

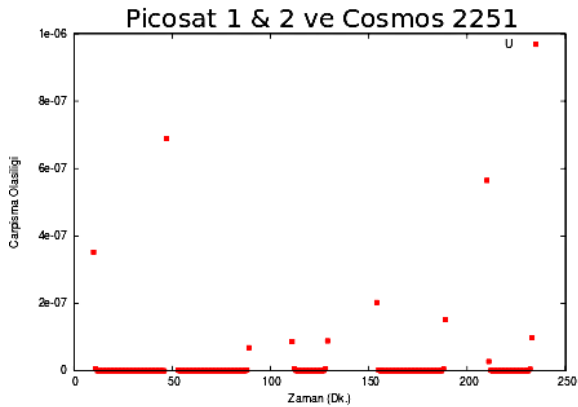
Geliştirilen algoritma kısıtlar altında optimum manevra hesaplamasında yapabilmektedir. Bu

kısıtlardan biri rölatif hız ve pozisyon vektörü arasındaki açının dik olmasıdır.



Şekil 8: Cosmos 158 ve Iridium 82

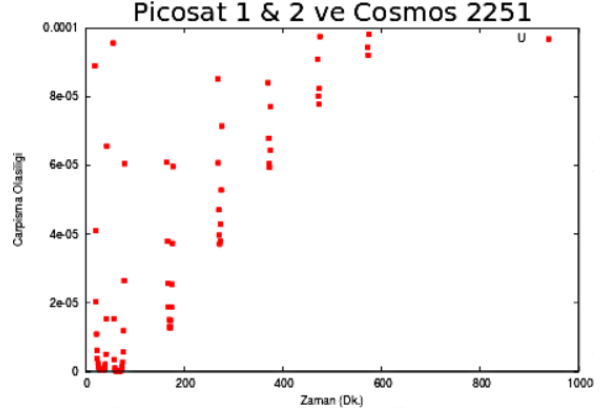
Rölatif hız ve pozisyon vektörü arasındaki açının 90° olması kovaryans matrislerinin birbiri içinden geçmemesini garanti eder. Şekil 8'de dik açı kısıtlı ve kısıtsız olarak çarpışma anındaki zamana göre açı değerleri verilmiştir. Eklenen ekstra kısıtın çarpışma olasılığı üzerindeki etkisi şekil 8 'de görülebilir. Eklenen kısıt çarpışma olasılıklarının artışına neden olmuştur çünkü yapılan manevra büyüklüğünün bir kısmı rölatif açıyı dik yapmaya harcanmıştır. Aynı zamanda kısıt uygulandıktan sonra oluşan rölatif açıdaki küçük dalgalanmalar tekil matrislerle karşılaşıldığında tersini almak için uygulanan Tekil Değer Ayrıştırma (SVD) yönteminden kaynaklanmaktadır.



Şekil 9: Picosat 1&2 ve Cosmos 2251

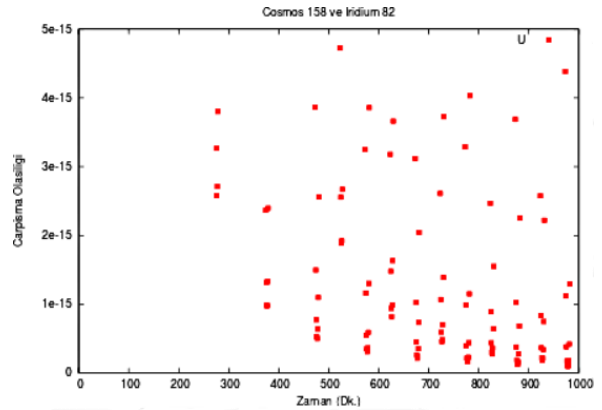
Üçüncü test senaryosu Picosat 1-2 uyduları ve Cosmos 2251 uzay çöprü arasındaki yakın geçişten yaratılmıştır. Çarpışma zamanı tarihi 11 Ağustos 2016 saati 8:7:55.396 olarak hesaplanmıştır. Yakın geçiş esnasındaki mesafe 14.5 metredir. Çarpışma olasılığı 155.18 gibi çok büyük bir sayıdır. Kovaryans matrisleri ilk testte uygulanan hesaplama yöntemi ile hesaplanmıştır. Bu senaryoda geriye doğru 1000 dakika öteleme yapılmıştır çünkü yapılan manevra sonrasında yörünge etkisinde bulunduğu bozunmalara maruz kalacağı sürenin artmasının çarpışma olasılığına olan etkisi incelenmiştir. Şekil IX 'da görüldüğü gibi çarpışma anından uzaklaştıkça

çarpışma olasılığı artmıştır. Bu teste manevra büyüklüğü 1 m/s seçilmiştir çünkü 0,5 m/s çarpışma olasılığını yörüngedeki optimum noktada manevra yapılsa dahi  $10^{-7}$  'nin altına düşürememiştir. Fakat 0,5 m/s'lik bir manevra aynı trendin tespit edilmesi için kullanılabilir. Şekil X 'da 0,5 m/s'lik bir manevranın çarpışma esnasından geriye doğru gidildiğinde çarpışma olasılığı üzerindeki etkisini göstermektedir.



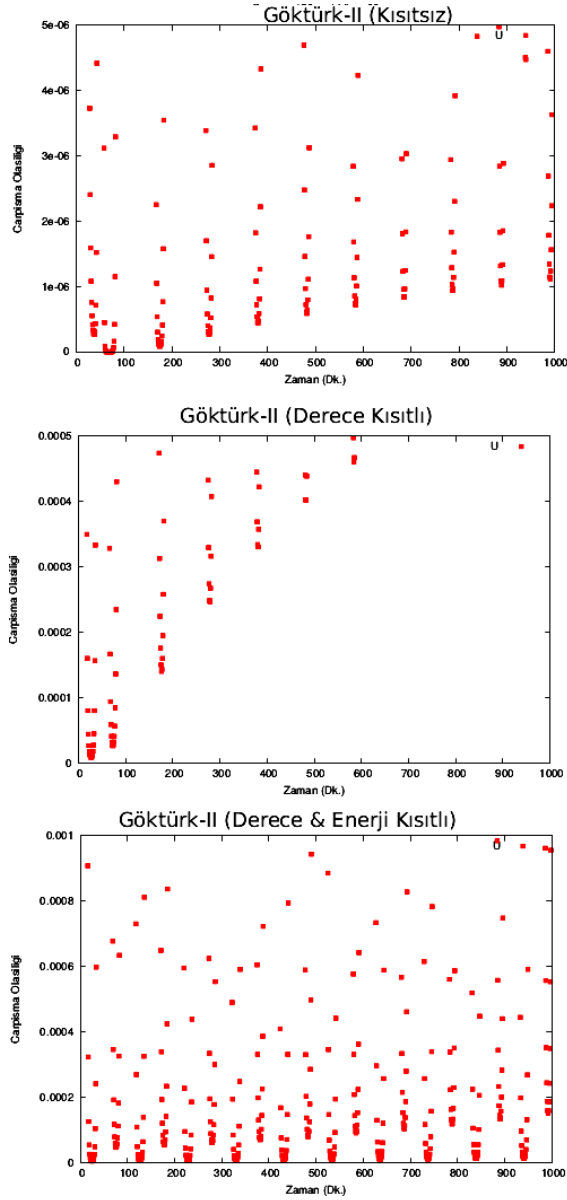
Şekil 10: Picosat 1&2 ve Cosmos 2251

Dördüncü test senaryosu Cosmos 158 ve Iridium 82 uyduları arasındaki yakın geçişten yaratılmıştır. Çarpışma zamanı tarihi 12 Ağustos 2016 saati 9:35:15.913 olarak hesaplanmıştır. Yakın geçiş esnasındaki mesafe 3.3 metredir. Çarpışma olasılığı 156 gibi çok büyük bir sayıdır. Kovaryans matrisleri ilk testte uygulanan hesaplama yöntemi ile hesaplanmıştır. Bu senaryoda geriye doğru 1000 dakika öteleme yapılmıştır çünkü yapılan manevra sonrasında yörünge etkisinde bulunduğu bozunmalara maruz kalacağı sürenin artmasının çarpışma olasılığına olan etkisi incelenmiştir. Şekil 10'da 0,25 m/s'lik bir manevra büyüklüğünün çarpışma esnasından geriye doğru gidildiğinde çarpışma olasılığı üzerindeki etkisini göstermektedir. Şekilde görüldüğü üzere çarpışma anından uzaklaştıkça, şekil 10 'un aksine, çarpışma olasılığı azalmıştır.



Şekil 11: Cosmos 158 ve Iridium 82

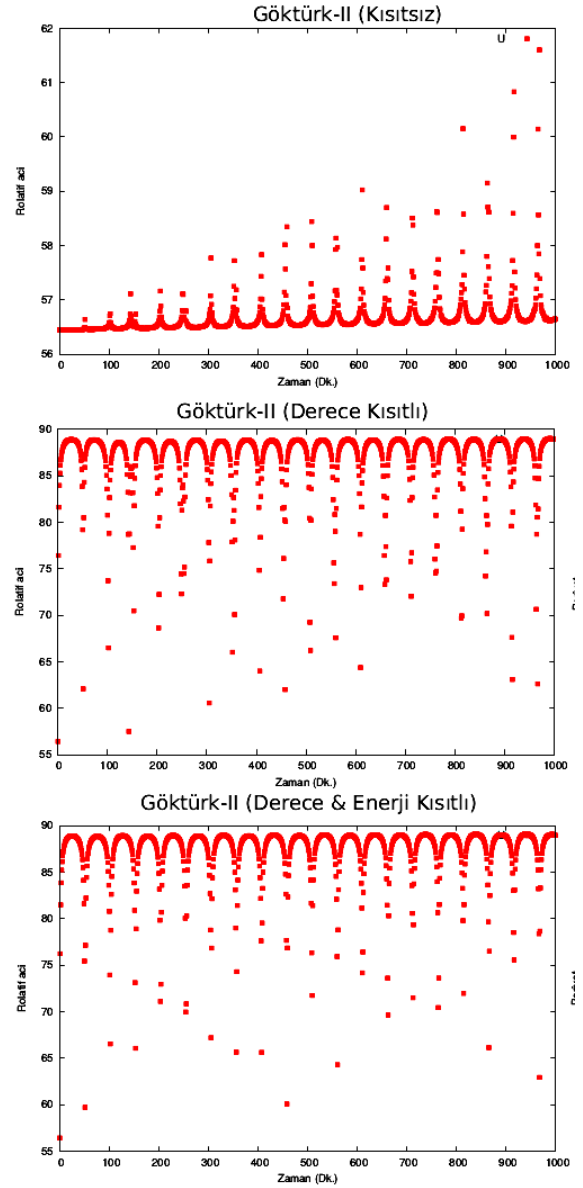
Yapılan testler sonucu, optimum manevra yönü ve yörünge üzerindeki optimum manevra noktası hesaplandıktan sonra arzu edilen çarpışma olasılığına denk gelen manevra büyüklüğünün kullanıcıya verilmesi en iyi metot olacağı değerlendirilmiştir.



Şekil 12: Göktürk-II Çarpışma Olasılığı

Aynı zamanda her yörüngeye kendine has farklı özellikleri olduğu için algoritmanın her çarpışma için koşutlanması gerekir. Unutulmaması gereken bir diğer nokta algoritmanın sayısal yöntemlere değil SGP4 gibi analitik bir yönteme dayanmasıdır. Bu nedenle, algoritmanın çarpışma anından başlayarak manevra zamanına kadar yörünge üzerinde her nokta için hesaplanmasına gerek yoktur. Bunun yerine, en iyi yöntem manevra için tam periyot ve katları ve yarım periyot ve katlarından uzak zaman aralıklarının verilmesi olacaktır. Kısıtlı yapılacak hesaplama için de aynı yöntem başarılı olacaktır.

Son test senaryosu Göktürk-II ve parametreleri yakın geçişe uygun olacak şekilde belirlenen hayali bir uzay cismi olacak. İkincil cismin gerçek bir cismin seçilmemesinin nedeni kovaryasyon matrisleri ve diğer parametrelerinin değiştirilerek uydu çarpışma analizi ile ilgili önemli bazı tespitler yapmaktır. Göktürk-II üzerinde GPS alıcı olması nedeniyle çarpışma anındaki kovaryans matrisi konum için 10 metre kabul edilmiştir. Son test ikincil cismin yörüngesinin doğru tahmin edilmesinin de yapılacak manevraya olan etkisinin incelenmesi açısından önemlidir.

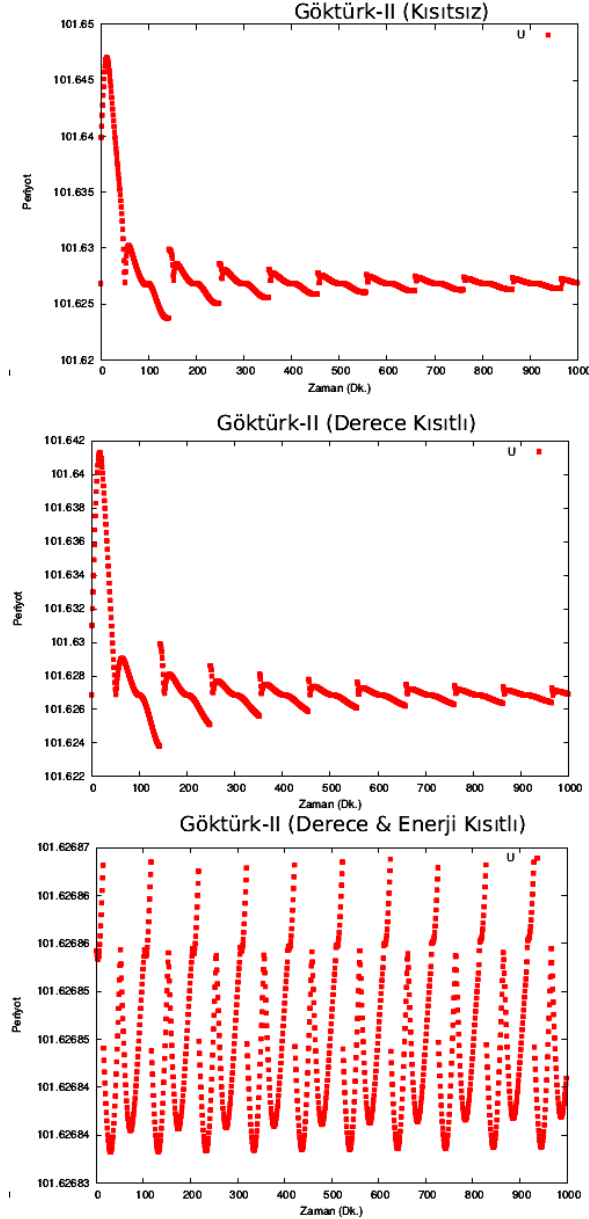


Şekil 13: Göktürk-II Rölatif Açısı

Bu senaryoda kısıtsız, rölatif dik açı kısıtı ile ve hem rölatif dik açı kısıtı hem de enerjinin korunması kısıtı ile optimum manevra hesaplanmıştır. Şekil 12 'de yapılan manevranın çarpışma olasılığı üzerindeki etkisi verilmiştir. Şekil 13 'de çarpışma esnasındaki rölatif açının manevra sonrası gösterdiği değişim verilmiştir. Şekil 14 'de Göktürk-II uydusunun



yörüngesinin periyodunun manevra sonrası gösterdiği değişim verilmiştir. Kısıtsız manevranın hesaplanamadığı her zaman aralığında kısıtlı manevrada hesaplanamamaktadır. Bu nedenle şekillerde dalgalanmalar görülmektedir. Dikkat çeken bir diğer nokta her eklenen kısıtın çarpışma olasılığını arttırması. Fakat sadece manevra büyüklüğünü arttırarak istenen çarpışma olasılığı değerine ulaşmak mümkündür.



Şekil 14: Göktürk-II Enerjisinin Korunumu

İkincil cisim konum bilgisi hatasının 100 metre olduğu bu çarpışma senaryosu sonucunda çarpışma olasılığını  $6.08 \times 10^{-10}$  yapabilecek çarpışmadan 68 dakika önceki yörüngedeki konumunda uygulanacak manevra vektörü, manevra büyüklüğü 0,5 m/s, birincil uydu merkezli UVW koordinat sisteminde  $[-0.4532; -0.0262; -0.2095]$ 'dir. Eğer ikincil cismin konum belirsizliği TLE'lerden elde edilebilecek en iyi değer olan 1 km olmuş olsaydı, çarpışma olasılığını

$6.07 \times 10^{-10}$  yapabilecek çarpışmadan 68 dakika önceki yörüngedeki konumunda uygulanacak manevra vektörü, manevra büyüklüğü 4,4 m/s, birincil uydu merkezli UVW koordinat sisteminde  $[-3.9883; -0.2305; -1.8439]$ 'dir. Eğer 4,4 m/s yerine 0,5 m/s'lik bir manevra büyüklüğü seçilmiş olsaydı, çarpışma olasılığı 0.122 olacaktı. Bu nedenle JSpOC'un yayınladığı TLE'leri kullanarak çarpışmaya engel manevra yaptırmak gerçekçi olmayacaktır. Burada izlenebilecek iki yöntem vardır. Birincisi JSpOC ile anlaşma yoluna gidilerek, kendilerinin istedikleri veri formatında birincil uydunun konum ve pozisyon verilerini kendileriyle paylaşmak ve yapılan manevra sonrası değerlendirmelerini almaktır. Eğer sahip olunan uydunun bu verilerini başka ülke ile paylaşmak mümkün değilse, JspOC 'un ikazlarını son geçişe, uydu ile irtibata geçilebilecek son an, kadar beklemek ve eğer ikazlar devam ediyorsa birincil uydunun GPS yörünge konum ve pozisyon verisi kullanarak TLE ve bu TLE'nin kovaryans bilgisinin kestirimini yapmak ve çarpışma zamanına bu TLE ve kovaryans bilgisini taşımak ve bu kovaryans matrisi ile JSpOC radarlarının sağlayabildiği hata payına ekleme yaparak birincil ve ikincil uyduların kovaryans matrislerini birleştirerek geliştirilen algoritma ile optimum manevra hesabı yapmaktır. İkincil cismin kovaryans matrisinin hatasının kilometre düzeyinde olduğu bir durumda uydu sahiplerinin çarpışmadan kaçınma için manevra yapması mantık dışı gözükmektedir.

#### 4. SONUÇ

Bu çalışmada SGP4 yörünge tahmin metodu ve onun başlangıç değerleri olan TLE parametreleri kullanılarak çarpışma ihtimali olan uydular için optimum manevra yönü, yörünge üzerinde manevranın yapılacağı optimum nokta ve yapılacak manevranın istenilen çarpışma olasılığına göre manevra büyüklüğünü hesaplayan algoritma geliştirilmiş ve kapsamlı analizleri yapılmıştır. Geliştirilen algoritmanın görev ile ilgili kısıtlar dışında kullanıcı girdisi olmadan tüm hesaplamaları yaparak çarpışma olasılığı değerini minimize eden optimum manevrayı, manevra büyüklüğü açısından, verebilmesi hedeflenmiş ve başarıya ulaşılmıştır. Yapılan kapsamlı analizler hem geliştirilen algoritmanın işleyişi hem de uydu çarpışma manevra hesaplamaları ile ilgili detaylı bilgi vermiştir. Geliştirilen algoritmaya ek kısıtlar eklemek suretiyle farklı görevler için kullanılabilir hale getirmek mümkündür. Geliştirilen algoritma hesaplanan manevranın etkinliğini değerlendirmek için SGP4 algoritması ve içinde hava sürtünme parametresi bulunmayan algoritma tarafından kestirimi yapılmış TLE kullanılmaktadır. Algoritmanın değerlendirme kısmı için uydunun irtifasına göre kapsamlı kuvvetlerin modellendiği doğruluğu yüksek sayısal yörünge öteleme yönteminin kullanılması algoritmanın daha doğru hesaplama yapabilmesini

mümkün kılacaktır. Aynı zamanda algoritmanın geliştirilmesi aşamasında kullanılan metot sayısal öteleme yöntemleri ve yarı analitik yörünge tahmin metotları içinde uygulanabilir. Doğruluğu SGP4 ve TLE'ye göre daha hassas olan bahsi geçen metotlar daha başarılı çarpışmadan kaçınma manevrası planlamasını mümkün kılacaktır.

#### **KAYNAKLAR**

- Air Force Space Command (AFSPC). 2016. "Space-Track.org's Documentation," erişim tarihi Aralık 11, <https://www.space-track.org/documentation>.
- Akella, M. R., Alfriend, K. T., 2000. "Probability of Collision between Space Objects." *Journal of Guidance, Control, and Dynamics* 23: 769-772.
- Coppola, V. T. 2012. "Including Velocity Uncertainty in the Probability of Collision between Space Objects." *Advances in the Astronautical Sciences* 143:20.
- DeNeve, Elizabeth-Ann R., 2014. "Informing spacecraft maneuver decision to reduce probability of collision." M.Sc. thesis, US Air Force Institute of Technology.
- International Astronomical Union. 2014. "Standards of Fundamental Astronomy Astrometry Tools," erişim tarihi Aralık 11, <http://www.iausofa.org/>
- Klinkrad, H., Alarcon, J. R., Sanchez, N.. 2005. "Collision avoidance for operational ESA satellites." 4th European Conference on Space Debris, Germany, 18-20 Nisan.
- McKinley, D. P., 2006. "Development of a Nonlinear Probability of Collision Tool for the Earth Observing System." *Astrodynamics Specialist Conference*, Keystone, Colorado, 21-24 Ağustos.
- NASA, "Satellite Collision Leaves Significant Debris Clouds," *Orbital Debris Quaterly News*, April, 2009, 13, 2.
- NASA. 2016. "LEO Images," erişim tarihi Aralık 11, <https://orbitaldebris.jsc.nasa.gov/images/beehives/leo256.jpg>.
- Stoll, E., Merz, K., Krag, H., Souza, B. D., Virgili, B. B. 2013. "Collision Probability Assessment for the Rapideye Satellite Constellation." 6th European Conference on Space Debris, Germany, 22-25 Nisan.