

ALÇAK DÜNYA YÖRÜNGESİNDEKİ UYDULAR İÇİN ÇARPIŞMADAN KAÇINMA MANEVRALARINA YÖNELİK BİR HEDEFLEME ALGORİTMASI

Mehmet Alptuğ KAPLAN¹
Burak Samet KAYA²
Naciye Sena KOCAMANOĞLU³
Rasim Mert YILDIRIM⁴

Uzay Mühendisliği Bölümü
Havacılık ve Uzay Bilimleri Fakültesi
Türk Hava Kurumu Üniversitesi, Ankara

Çetin ŞENTÜRK⁵

Uçak Mühendisliği Bölümü
Havacılık ve Uzay Bilimleri Fakültesi
Türk Hava Kurumu Üniversitesi, Ankara

ÖZET

Her geçen gün kalabalıklaşan Alçak Dünya Yörüngesinde (LEO), uydu sayılarındaki artış yapay uydu ağlarının yaygınlaşmasıyla daha da hız kazanmıştır. Bu durum uyduların çarpışma ihtimallerinin artmasını da beraberinde getirmektedir. Olası çarpışmalar uzayı daha fazla kirletecek ve diğer uyduların zarar görme ihtimalini de arttıracaktır. Stratejik veya maddi öneme sahip uydular için çarpışma önleme yöntemlerinin geliştirilmesi kaçınılmaz hale gelmiştir. Bu doğrultuda, bu çalışmada çarpışma analizi yapmak ve uygun manevrayı oluşturmak amacıyla bir hedefleme algoritması geliştirilmiştir. Çalışmamızda ilk olarak yörüngedeki iki cismin birbirine yakın oldukları andaki zaman ve mesafe parametreleri, MATLAB ve FreeFlyer ortamlarında TLE ve CDM verileri kullanılarak belirlenmiştir. Ayrıca çarpışma ihtimalleri FreeFlyer üzerinden Alfano ve Chan metotları ile hesaplanmıştır. Ardından, oluşturduğumuz hedefleme algoritması ile en yakın geçiş mesafesini veya maksimum çarpışma ihtimalini istenilen değerlere ulaştıran optimum delta-V miktarı bulunmuştur. Son olarak ise elde edilen sonuçlar manevra öncesi ve sonrası için görselleştirilmiştir.

GİRİŞ

Güncel verilere göre [ESA, 2024], Alçak Dünya Yörüngesinde (LEO) 10 cm'den daha büyük 36,500'den fazla cisim bulunmaktadır. Her geçen gün artan bu cisim sayısı, uzay trafiğinin ve dolayısıyla cisimlerin çarpışma ihtimalinin de artması anlamına gelmektedir. Çarpışma durumunda ortaya çıkan enkazlar domino etkisi ile başka çarpışmaların da oluşmasına sebep olarak uzay güvenliğini tehlikeye sokmaktadır. Bu durum uydu sahiplerine ekonomik ve stratejik olarak büyük sorunlar çıkarabilir; öyle ki internet uydularına zarar vererek iletişim sorunları oluşturabilir, gözlem uydularını devre dışı bırakarak ülkelerin istihbarat kabiliyetini azaltabilir ve bir afet durumunda bölgeden bilgi alınmasını zorlaştırabilir. Nitekim, özellikle 2009 yılında gerçekleşen ve binlerce yeni risk faktörü yaratan Cosmos-2251 ve Iridium-33 çarpışmasının [Cook ve diğer., 2009] ardından uydu operatörleri, söz konusu ekonomik ve stratejik sorunları minimuma indirebilmek adına yörünge manevraları yaparak çarpışmalardan kaçınmak gibi önlemler almaya teşvik edilmiştir. Ayrıca, üretimi oldukça maliyetli olan bu teknolojiler yalnızca ekonomik olarak değil, üretim ve test sürelerinin uzunluğu sebebiyle de uydu sahiplerini zor durumda bırakabilmektedir.

Literatürde çarpışma analizi, çarpışmadan kaçınma manevrası hesaplaması ve enkaz hafifletme konularında çeşitli çalışmalar bulunmaktadır. Bu bağlamdaki çalışmalar Kessler Sendromu ve Gabbard Planı [Cour-Palais ve Kessler, 1978] ile başlamış ve meydana gelen çarpışmaların incelenmesini kapsayacak şekilde devam etmiştir. İlerleyen yıllarda, bu tip incelemelerin içerisinde çarpışma olasılığının önemli bir parametre olarak ortaya çıkması sebebiyle, Foster [Estes ve Foster, 1992], Patera [Patera, 2001], Alfano [Alfano, 2005], Chan [Chan, 1997], Akella ve Alfriend [Akella ve Alfriend, 2000] çarpışma olasılığının hesaplanması üzerine çeşitli çalışmalar gerçekleştirmişlerdir. Yüksek doğrulukta sonuçlar vermesi ve özellikle NASA tarafından hesaplamalarda sıklıkla kullanılması nedeniyle Foster metodu, bu metotlar arasında en yaygın olarak kabul görenidir.

¹ Lisans Öğrencisi, Uzay Müh. Böl., E-posta: alptugkaplan2@gmail.com

² Lisans Öğrencisi, Uzay Müh. Böl., E-posta: kayaburaksamet@gmail.com

³ Lisans Öğrencisi, Uzay Müh. Böl., E-posta: senakocamanoglu@hotmail.com

⁴ Lisans Öğrencisi, Uzay Müh. Böl., E-posta: yildirimrasimmert@gmail.com

⁵ Prof. Dr., Uçak Müh. Böl., E-posta: csenturk@thk.edu.tr

Bu çalışmada, MATLAB ve FreeFlyer ortamlarında Alçak Dünya Yörüngesindeki herhangi iki cisim veya bir esas uydu ile diğer cisimler arasındaki en yakın geçiş mesafesini ve o andaki zaman bilgisini, ek olarak çarpışma olasılığı değerini hesaplayan, ardından minimum yakın geçiş mesafesini veya maksimum çarpışma olasılığını belirli bir seviyeye ulaştıracak optimum kaçınma manevrasını bulan bir hedefleme algoritması oluşturulmuştur. Söz konusu hedefleme algoritmasının yanı sıra, Güneş Eşzamanlı Yörüngede bulunan uyduların en az miktarda zaman kayması ile başlangıç yörüngelerine dönmelerini sağlayacak düzeltme manevralarını tasarlayan başka bir algoritma daha oluşturulmuştur. Tüm bu algoritmalar, manevraları itkinin anlık (impulsive) olduğunu varsayarak hesaplanmaktadır. Ek olarak, Alçak Dünya Yörüngesinde hareket eden cisimlerin olası geçiş mesafelerini belirlemek için Two-Line Element (TLE) ve Conjunction Data Message (CDM) verileri Python programlama dili aracılığıyla Space-Track.org üzerinden indirilerek kullanılmıştır. Ayrıca, manevra öncesi ve sonrası oluşan yörüngeler MATLAB ve FreeFlyer aracılığıyla görselleştirilmiştir. Bu yönde benzer bir tartışma farklı yaklaşımlar kullanılarak [Tuğcular, Daşer ve Akgül, 2020] çalışmasında da verilmektedir.

YÖNTEM

Bu bildiriye, yukarıda da bahsetmiş olduğumuz üzere, Alçak Dünya Yörüngesinde dolanan ve çarpışma ihtimali bulunan herhangi iki cisim veya bir esas uydu ile diğer cisimler arasındaki yakın geçiş anını, mesafesini ve optimum kaçınma manevrasını hesaplayan bir hedefleme algoritması oluşturulmuştur. Bu algoritma, yakın geçiş anının ve mesafesinin hesaplanması ile çarpışmadan kaçınma manevrasının hesaplanması şeklinde iki ana kısımdan meydana gelmektedir.

Yakın Geçiş Anının ve Mesafesinin Hesaplanması

Uydular arasındaki yakın geçiş mesafesinin kısa sürede hesaplanabilmesi için uyduların yörüngedeki her bir adımında Şekil 1'de belirtilen koşullar kontrol edilir.



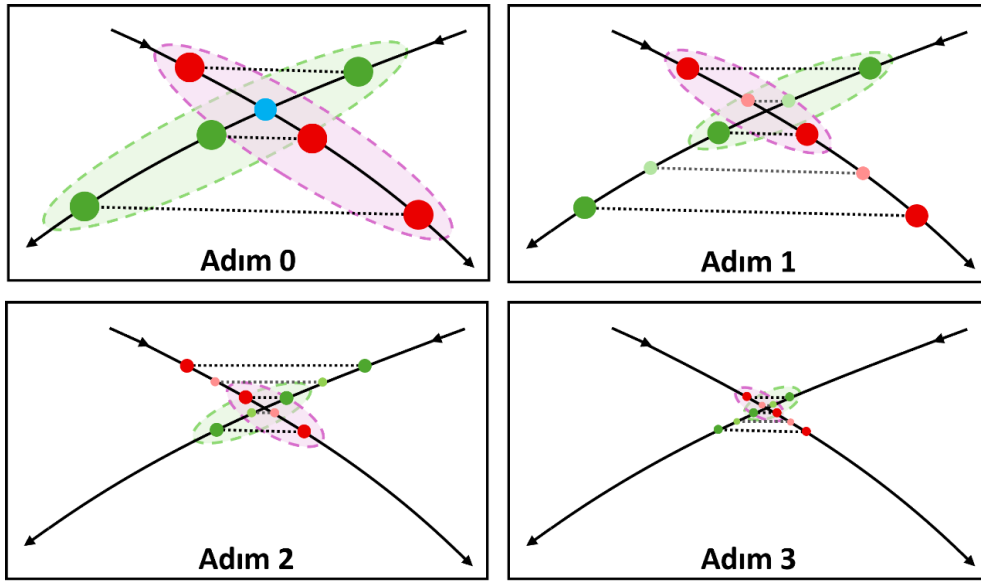
Şekil 1: Yakın Geçişin Tespit Edilmesi

Şekil 1'de gösterildiği üzere uydular arasındaki doğrusal mesafenin azalıyor iken birden artmaya başlaması durumunda, uyduların son üç konumu arasında bir yerde yakın geçiş anı bulunuyor demektir. Uydular arasındaki mesafenin negatif bir değer olarak hesaplanamamasından ötürü yakın geçiş anı Şekil 1'de görüldüğü üzere iki farklı aralıkta yer alabilir. Birinci durumda yakın geçiş anı birinci ve ikinci zaman adımları arasında bulunuyorken, ikinci durumda ise ikinci ve üçüncü zaman adımları arasında bulunur. Uyduların yakın geçiş noktasını geçmesinin ardından aralarındaki mesafenin negatif hale geldiği varsayılacak olursa, iki cisim arasındaki mesafenin sürekli olarak azaldığı durumlarda yakın geçiş anı ikinci ve üçüncü zaman adımları arasında yer alabilmektedir. Bu durumda, algoritmamız yakın geçişin var olduğunu bir sonraki zaman adımında tespit edebilmektedir. Çünkü yakın geçiş mesafesi azalırken birden artışa geçecektir ve böylece Şekil 1'de belirtilen koşullar sağlanmış olacaktır.

Başlangıçta uyduların yörünge ilerletme için belirlenen adım boyutu 100 saniyedir. Bu değer, Alçak Dünya Yörüngesindeki uyduların en yüksek göreceli hız büyüklüğünün 20 km/s olduğu varsayılarak, yakın geçişin atlanmayacağı şekilde hesaplanmıştır. Söz konusu 100 saniyelik adım boyutuyla uydular yörüngede ilerletilir ve uyduların her adımında aralarındaki mesafe hesaplanarak üç elemanlı bir listeye kaydedilir. Bu üç elemanlı liste için Şekil 1'de belirtilen koşullar sağlandığı takdirde ikincil uydu ikinci zaman adımındaki pozisyonuna geri döndürülür ve 1 μ s'lik (saniyenin milyonda biri) adım boyutuyla bir adım ileri ve geri ilerletilir. Bu sayede yakın geçiş mesafesinin

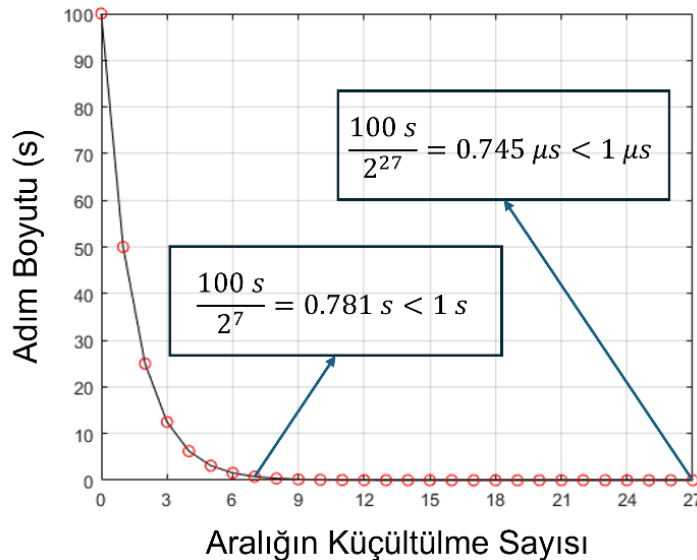
azaldığı yön tespit edilerek yakın geçiş anının hangi iki zaman adımı arasında bulunduğu belirlenir. Devamında ise adım boyutu tekrardan 100 saniye olarak ayarlanır ve bu iki zaman adımı arasındaki aralık bir döngü içerisinde her iterasyonda uyduların adım boyutunun yarıya kadar indirilerek ilerletilmesi ile yarıya kadar daraltılır. Bu işlem, adım boyutu 1 μ s değerine eşit veya daha küçük oluncaya dek devam eder. Böylece yakın geçiş anı ve mesafesi yüksek doğrulukta hesaplanmış olur.

Şekil 2'de görüldüğü üzere adım boyutunun sürekli olarak azaltılmasıyla birlikte yakın geçiş noktasının bulunabileceği aralık git gide daraltılır. Böylece, son durumda iki nokta arasındaki mesafe santimetre mertebesine kadar azalmış olur ve yakın geçiş noktası bulunur. Yakın geçişin tespit edilmesinde mesafe açısından herhangi bir sınırlama yoktur. Fakat, adım boyutunun küçültülmesi sürecinde, adım boyutunun 1 saniye değerine eşit veya daha küçük olduğu durumlarda eğer iki nesne arasındaki mesafe, adım boyutunun 20 (varsayılan en yüksek göreceli hız büyüklüğü) katından büyükse, o yakın geçiş atlanarak hesaplama süreci sona ermektedir.



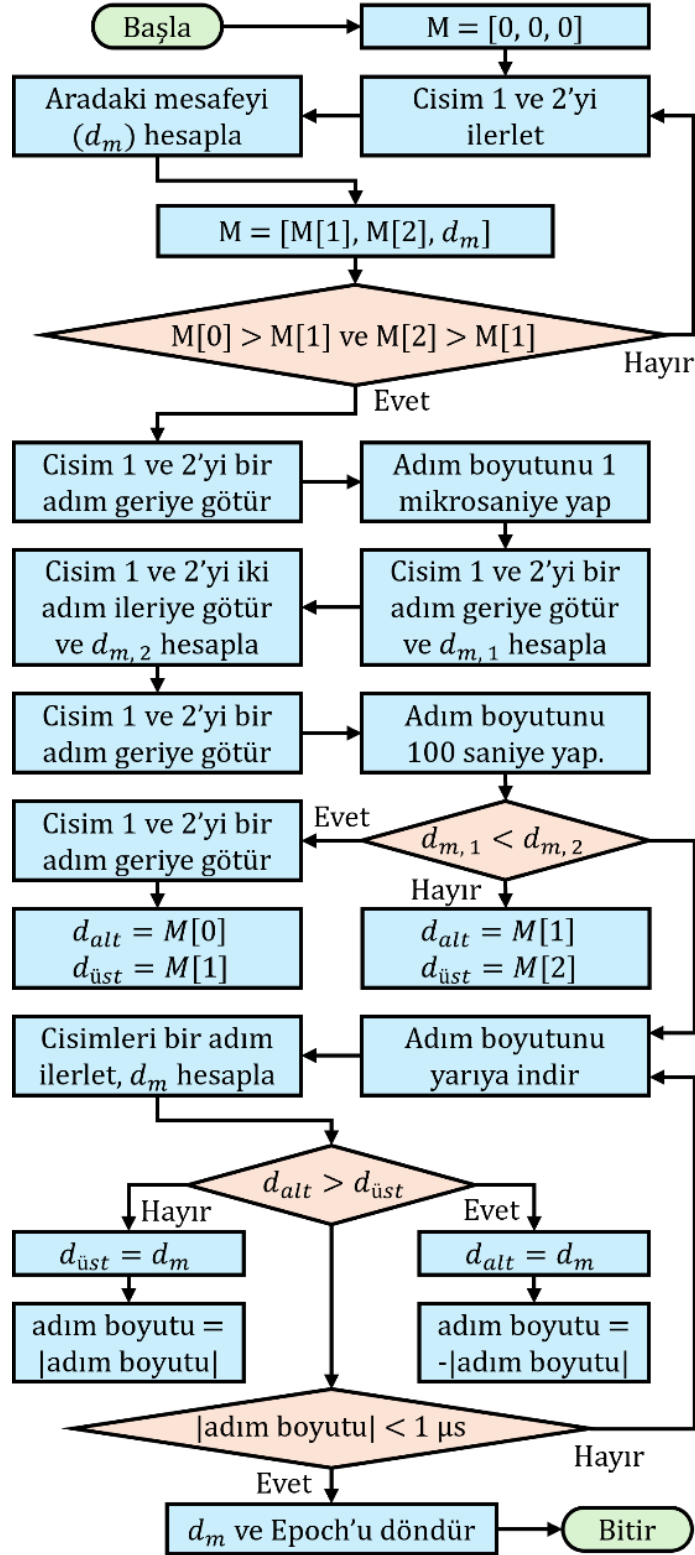
Şekil 2: Yakın Geçiş Noktasının Bulunduğu Aralığın Küçültülmesi

Adım boyutundaki değişim Şekil 3 üzerinde gözlemlenebilir. Başlangıç anında adım boyutu 100 saniye iken, 27 defa yarıya kadar indirilmesiyle 0.745 μ s değerine ulaşmaktadır. Bu süreçte durdurma kriteri (termination criteria), bir uydunun yörüngedeki iki adımı arasındaki mesafenin santimetre mertebesine kadar azaldığı adım boyutu olan 1 μ s olarak belirlenmiştir.



Şekil 3: Yörünge İlerletmedeki Adım Boyutunun Azaltılması

Yakın geçiş mesafesi ve zamanının hesaplanışını gösteren algoritma Şekil 4'te görselleştirilmiştir.

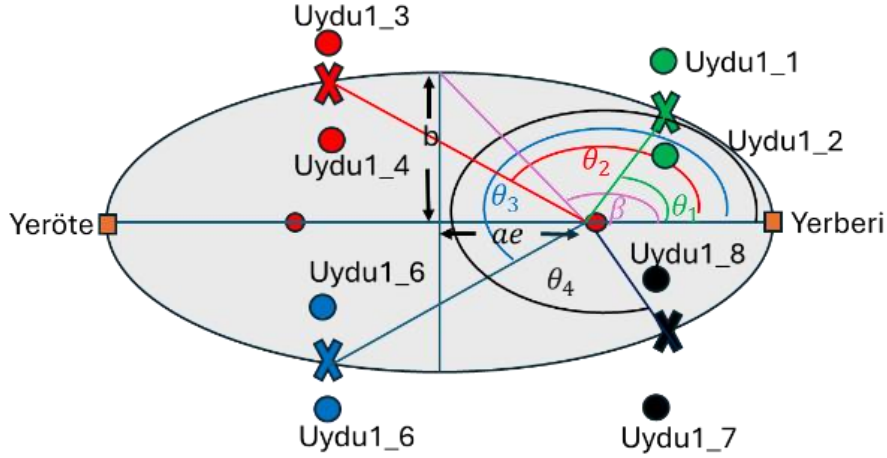


Şekil 4: Yakın Geçiş anı ve Mesafesinin Hesaplanması Algoritması

Çarpışmadan Kaçınma Manevrasının Hesaplanması

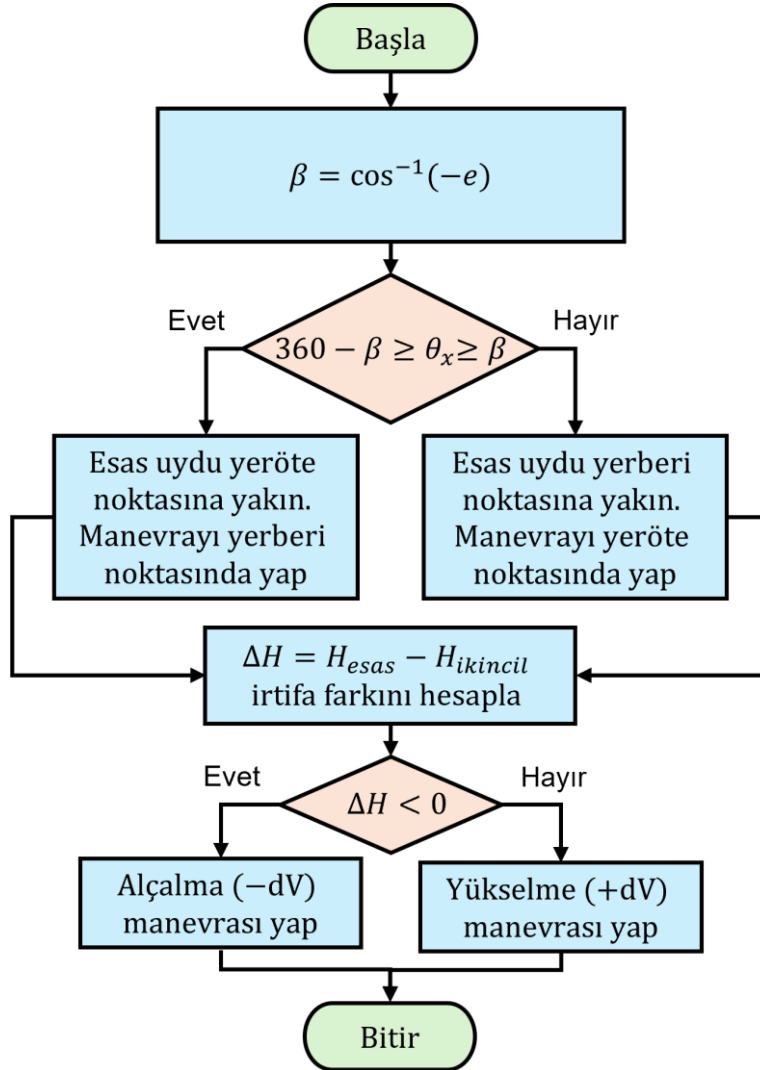
Yakın geçiş anının ve mesafesinin bulunmasının ardından, iki uydu arasındaki mesafeyi arttırarak çarpışma ihtimalini azaltacak olan manevranın hesaplanması gerekmektedir. Bu hesaplamalarda analitik çözümler elde etmenin zorluğundan ötürü, pertürbasyonları içeren daha genel hesaplamalarda da yüksek doğrulukta sonuçlar veren ve sonuca ulaşması yalnızca saniyeler süren numerik çözümler tercih edilmiştir.

Çalışmamızda manevranın gerçekleşeceği noktanın ve manevra tipinin çarpışmadan kaçınmak için ihtiyaç duyulan ΔV miktarında büyük değişikliklere sebep olduğu görülmüştür. Bu hususta, uyduların irtifa değerleri ve esas uydunun yörüngesine göre ikincil uydunun konumunun belirlenmesi gerekmektedir. İki uydu için olası çarpışma noktaları Şekil 5'te verilmiştir.



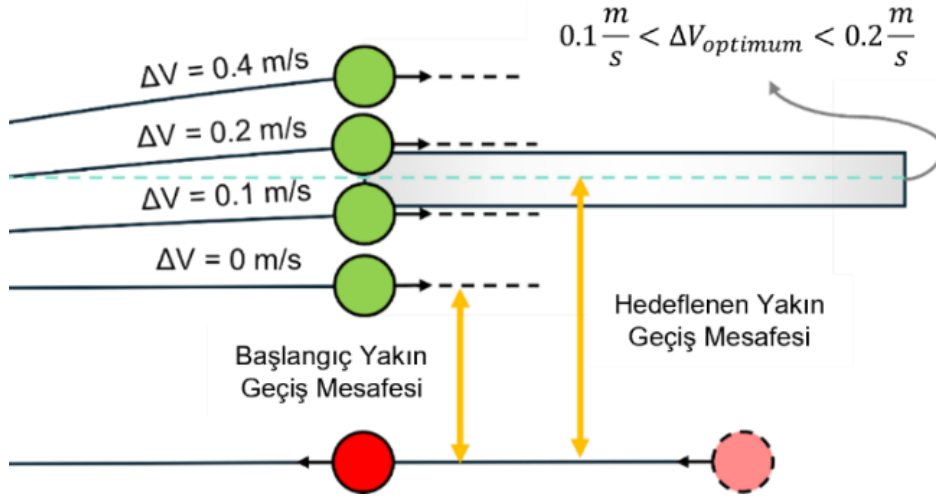
Şekil 5: Olası Çarpışma Noktaları

Şekil 5 baz alınarak manevranın gerçekleşeceği noktayı ve manevranın tipini belirleyen algoritma Şekil 6'da görselleştirilmiştir.



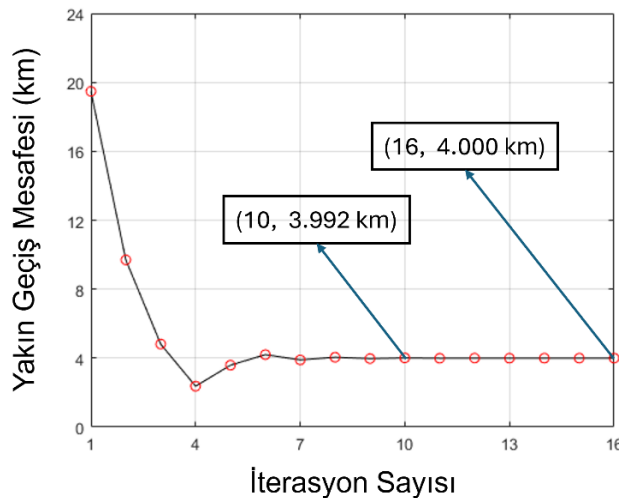
Şekil 6: Manevra Karar Algoritması

Şekil 6'da görüldüğü üzere manevra, çarpışma riskini teşkil eden yakın geçişin bulunduğu noktanın uzağındaki yeröte veya yerberi noktasında yapılır. Ayrıca, uyduların irtifa değerlerine göre manevranın tipi yükselme manevrası veya alçalma manevrası olarak belirlenir. Yakın geçiş noktasında esas uydu ikincil uyduya göre daha alçak irtifadaysa alçalma manevrası, daha yüksek irtifadaysa yükselme manevrası daha verimli olmaktadır. Bu yöntem ile esas uydu istenilen en yakın geçiş mesafesine daha az miktarda ΔV harcayarak ulaşmış olacaktır. Manevra tipi ve yerinin bulunmasının ardından ihtiyaç duyulan ΔV miktarını yüksek doğrulukta hesaplayan ve bunun için Bisection metodunun kullanıldığı bir algoritma çalıştırılır. Söz konusu algoritma, önceden tanımlanmış olan alt ve üst limit değerleri kullanarak bunlar arasında yer alan optimum ΔV değerini hesaplar. Optimum ΔV değerinin bulunduğu aralık Şekil 7'de görselleştirilmiştir.



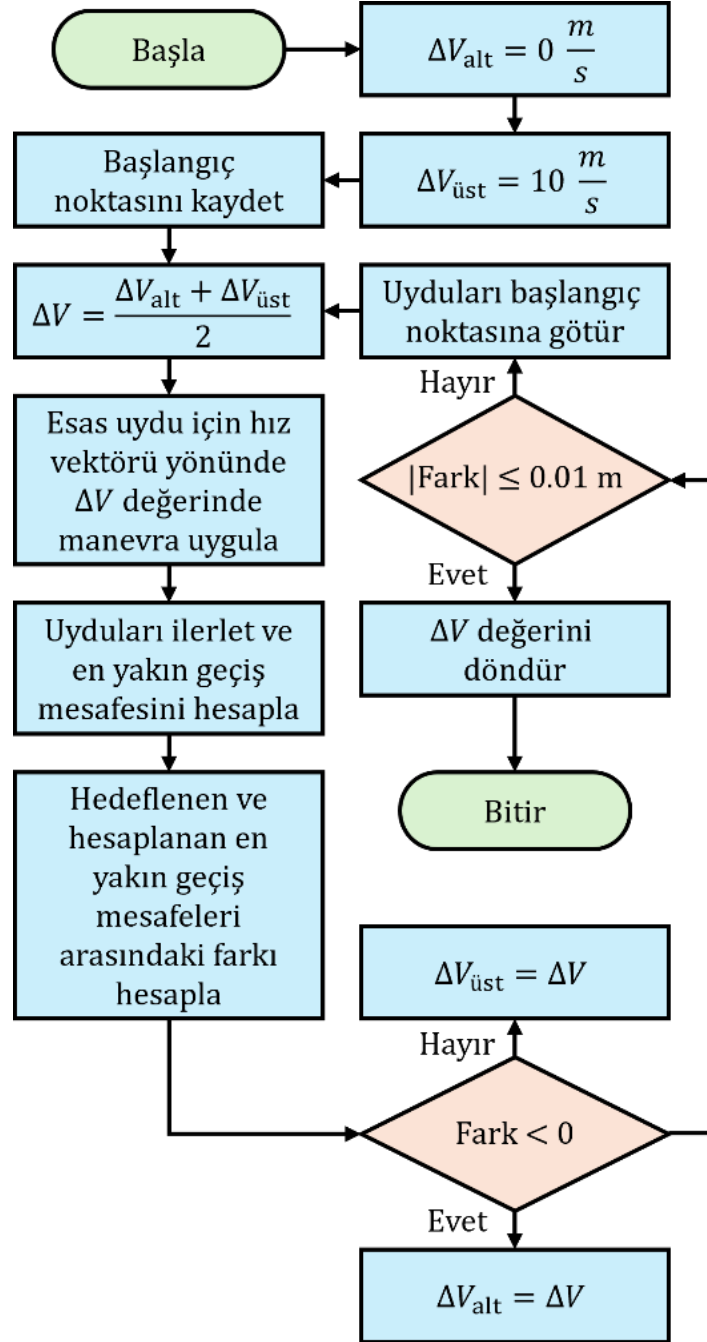
Şekil 7: Optimum ΔV Miktarının Bulunduğu Aralığın Temsili Görünümü

Algoritma, kullanıcı tarafından belirlenen en yakın geçiş mesafesi ile hesaplanan en yakın geçiş mesafesi arasındaki farkın negatif olduğu en büyük değeri ve pozitif olduğu en küçük değeri sağlayan alt ve üst limit değerlerinin ortalamasını hesaplayarak bir döngü içerisinde her iterasyonda yeni bir manevra gerçekleştirir ve elde edilen ΔV değerine göre alt veya üst limit yeniden belirlenir. Bunun neticesinde optimum ΔV değerinin bulunduğu aralık sürekli olarak daraltılır. Kullanıcı tarafından belirlenen en yakın geçiş mesafesi ile hesaplanan en yakın geçiş mesafesi arasındaki fark 1 cm değerine eşit veya daha küçük olduğunda süreç durdurulur ve hesaplanan ΔV değeri döndürülür. Şekil 8, bahsi edilen algoritmadan elde edilen örnek bir çıktıyı içermektedir. Her bir iterasyonda yeniden hesaplanan ΔV değeri kullanılarak gerçekleştirilen manevralar sayesinde en yakın geçiş mesafesi kullanıcı tarafından belirlenen 4 km değerine yaklaşmakta ve nihayet hedeflenen en yakın geçiş mesafesi ile hesaplanan en yakın geçiş mesafesi arasındaki fark 1 cm değerine eşit veya daha küçük olduğunda döngü sona ermektedir.



Şekil 8: Yakın Geçiş Mesafesinin İterasyon Sayısına Göre Değişim Grafiği

Optimum ΔV değerini hesaplayan algoritma Şekil 9'da görselleştirilmiştir.



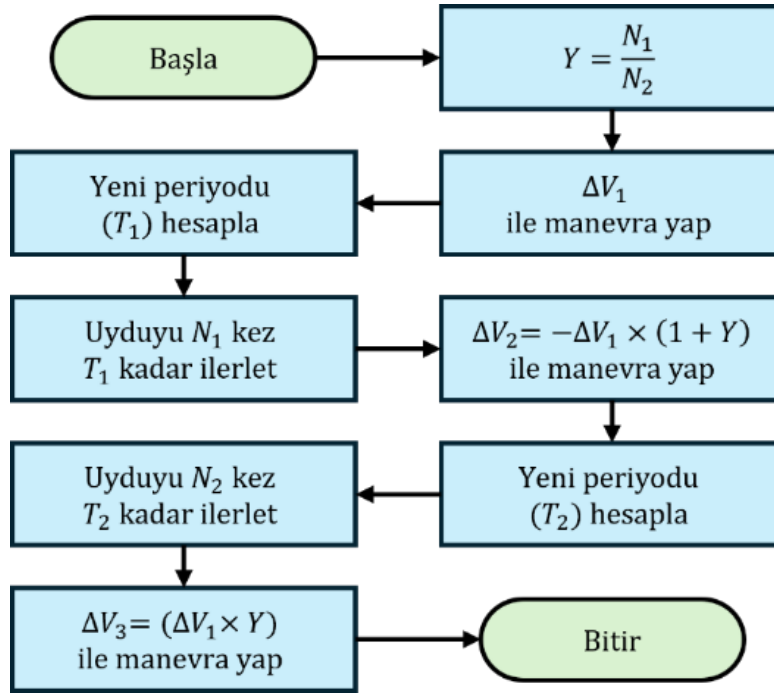
Şekil 9: Çarpışmadan Kaçınma Manevrası Algoritması

Şekil 9'da yer alan algoritma, manevra karar algoritmasında belirtilen yöntemle hesaplanan manevra yeri ve tipinde anlık (impulsive) bir itki sağlayarak minimum yakın geçiş mesafesini istenen seviyeye ulaştıran en iyi ΔV değerini hesaplamaktadır. Buna ek olarak, algoritma, maksimum çarpışma olasılığını belirli bir seviyeye kadar azaltacak olan en iyi ΔV değerini hesaplamak için de kullanılabilir.

Başlangıç Yörüngesine Dönüş Manevrasının Hesaplanması

Uygulanan çarpışmadan kaçınma manevrası sonucu esas uydunun yörüngesinde değişiklikler meydana gelmektedir ve bu durum bazı uyduların görevine zarar verebilir. Örneğin, Güneş eşzamanlı yörüngedeki uydular için irtifa değişikliği ve hedef bölgeden geçilmesi planlanan zamanda meydana gelen kayma neticesinde görevde aksaklıklar, verim kaybı ve hatta görevin gerçekleşmemesi gibi olumsuzluklar yaşanabilmektedir.

Çarpışmadan kaçınma manevrası sonrasında uydunun yörünge periyodu değişmiş olacaktır. Bu durum, uydunun manevra yapmamış olduğu durumdaki gelecek konumları ile manevra yapmış olduğu durumdaki gelecek konumları arasında zaman kaymasına sebep olacaktır. Yani, yörüngede gerçekleştirilen her bir döngü sonunda, manevra gerçekleştiren uydunun yörünge periyodu ile bu uydunun hiç manevra gerçekleştirmemiş halinin yörünge periyodu arasındaki farktan ötürü açığa çıkan zaman kayması giderek artacaktır. Söz konusu zaman kaymasını düzeltebilmek için çarpışmadan kaçınma manevrasına zıt yönlü ek bir manevra uygulamak gerekmektedir. Bu sayede oluşacak yeni yörünge ile daha öncesinde meydana gelen zaman kayması nötrlenmiş olacaktır. Gerçekleştirilen bu ikinci manevranın ardından uydunun başlangıç yörüngesine tekrar dönebilmesi için üçüncü bir manevra uygulanmalıdır. Şekil 10'da yer alan algoritma, söz konusu manevraları hesaplayarak uyduyu zaman kaymasız bir şekilde başlangıç yörüngesine yerleştirmektedir. Bu algoritma, uydunun her bir manevrasından sonra oluşan yörüngelerdeki dolanım sayılarının tam sayı olacağı şekilde tasarlanmıştır.

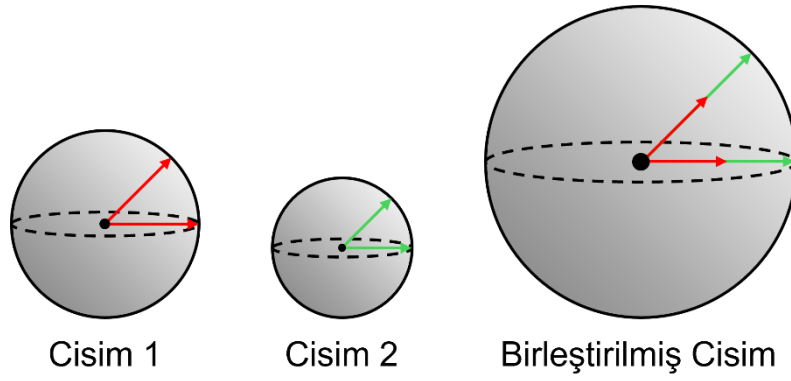


Şekil 10: Başlangıç Yörüngesine Zaman Kaymasız Dönüş Algoritması

Şekil 10'daki algoritmada yer alan N_1 değeri çarpışmadan kaçınma manevrası sonrası tam tur yörünge sayısını, N_2 değeri ise zaman kaymasını düzeltten ikinci manevra sonrası tam tur yörünge sayısını temsil etmektedir. Çalışmamızda incelediğimiz farklı olası çarpışma durumlarında N_1 ve N_2 değerlerinin mümkün olduğunca küçük tutulması, başlangıç yörüngesine minimum miktarda zaman kayması ile dönülmesini sağlamaktadır. Çünkü, gerçekleştirilen manevralar sonrasında oluşan yörüngelerdeki dolanım sayılarının az miktarda tutulması ile esas uydu başlangıç yörüngesinde bulunan pertürbasyonlardan farklı olan bozucu kuvvetlere daha az süre maruz kalacaktır. Bu durum, özellikle Güneş Eşzamanlı Yörünge uyduları için yörünge eğiminin korunmasında büyük bir önem arz etmektedir. Algoritma, manevra gerçekleştiren ve gerçekleştirilmeyen iki aynı uyduya ait mesafe, yörünge periyodu ve eğikliği gibi değerlerin FreeFlyer ortamında karşılaştırılmasıyla doğrulanmıştır.

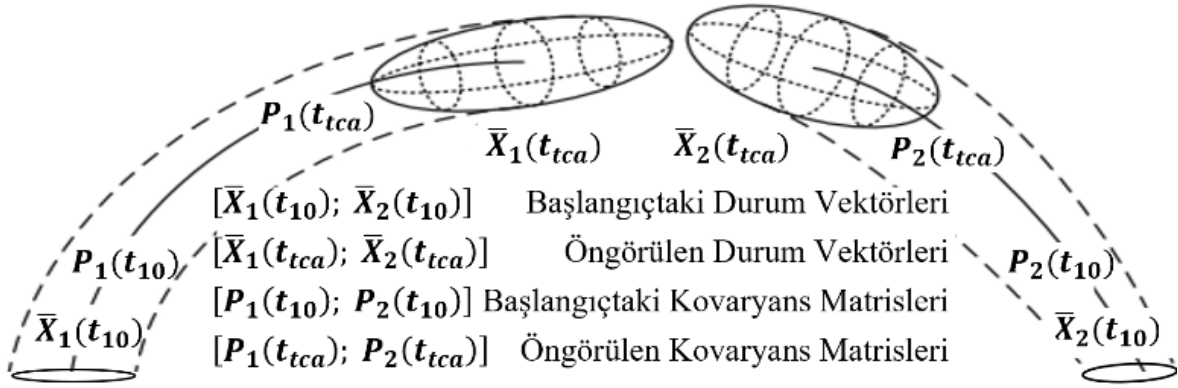
Çarpışma Olasılığının Hesaplanması

Çarpışma olasılığı, iki cisim arasındaki yakın geçiş mesafesinin Şekil 11'de yer alan birleştirilmiş küresel yarıçap değerinden daha az olma olasılığı olarak tanımlanır. Bu olasılık, iki cisim için de en yakın geçiş anındaki tahmin edilen yörünge durumları (veya durum vektörleri) ve hata kovaryans matrisleri kullanılarak çeşitli matematiksel yöntemler ile hesaplanmaktadır. Bu amaç için genellikle uyduların yörünge yollarını ve belirsizliklerini hesaba katan (FreeFlyer vb.) bir bilgisayar simülasyonu kullanılır. Burada bahsi geçen belirsizlikler, izleme verilerindeki hatalar ve uzay enkazının öngörülemez davranışı da dahil olmak üzere çeşitli sebeplerden kaynaklanmaktadır.



Şekil 11: Birleştirilmiş Küresel Yarıçap

Çarpışma olasılığı probleminin genel görünümü Şekil 12’de gösterilmektedir.



Şekil 12: Çarpışma Olasılığı Probleminin Temsili Görünümü [Chen, Bai, Liang ve Li, 2017]

Çalışmamızda, çarpışma olasılığı değerinin hesaplanabilmesi için geliştirilen bazı yaygın metotlar üzerinde araştırmalar yapılmış ve Chan metodu ile Alfano metodunun kullanılmasına karar verilmiştir. Chan metodu, çarpışma olasılığını sonsuz seriye dayalı olarak elde eden bir yöntemdir. Diğer metotlar ile karşılaştırıldığında işlem yükünün daha az olduğu gözlemlendiği için tercih edilmiştir. Diğer taraftan, Alfano metodu, çarpışma olasılığını birleşik hata fonksiyonu ve üstel fonksiyonlar kullanarak elde eden ve diğer metotlara göre daha fazla işlem gücü gerektirmesine karşılık olarak yüksek doğrulukta çıktılar veren bir yöntemdir. Bu yöntemlere ek olarak Foster metodu, Patera metodu, Akella & Alfriend metodu da incelenmiştir. Özellikle Foster metodu, çarpışma olasılığı problemini ifade eden çok katlı integrali çözerek en yüksek doğruluğu sağlaması açısından büyük önem arz etmektedir. Ancak, çözüm içerisinde çok katlı integral bulunmasından ötürü çok fazla işlem gücü gerektirdiği için uygulamada zorluklar yaratmaktadır. Dolayısıyla, bu metot çalışmamızda kullanılmamış, onun yerine Foster metoduna çok yakın sonuçlar veren Alfano metodu tercih edilmiştir.

Alfano metodu ve Chan metodu hem MATLAB hem de FreeFlyer ortamına uyarlanarak çarpışma olasılığı değerleri farklı senaryolar için hesaplanmıştır. Bu hesaplamalarda Tablo 1’de yer alan referans değerler kullanılmıştır. Tablo 1’de bulunan parametreler aşağıda açıklanmıştır.

σ_x ve σ_y , iki uydunun göreceli pozisyon ve hız verileri kullanılarak oluşturulan karşılaşma düzlemi üzerinde her iki uydunun da konum bileşenlerinin belirsizlik miktarını ve bu bileşenlerin nasıl bir ilişki içinde olduğunu ifade eder. Belirsizlik miktarının küçük olduğu ve iki uydu arasındaki mesafenin fazla olduğu durumlarda σ_x ve σ_y değerlerinin artması genellikle çarpışma olasılığını arttırmaktadır. Fakat, belirsizliğin yüksek olduğu ve iki uydu arasındaki mesafenin düşük olduğu durumlarda σ_x ve σ_y değerlerinin artması genellikle çarpışma olasılığını azaltmaktadır.

x_m ve z_m , karşılaşma düzleminin merkezi ile ikincil uydunun konumunun bu düzleme yansıtıldığı nokta arasındaki mesafenin bileşenlerini temsil eder. x_m ve z_m arttıkça çarpışma olasılığı azalmaktadır.

Combined Object Radius (COR), Şekil 11'de görüldüğü üzere yörüngedeki iki cismin küresel yarıçapları birleştirilerek elde edilen birleştirilmiş küresel yarıçap değeridir. COR arttıkça çarpışma olasılığı da artmaktadır.

Tablo 1'deki çarpışma olasılığı değerleri, her bir senaryoda bulunan parametrelerin değerinin farklılık göstermesine bağlı olarak değişmektedir.

Tablo 1: Çarpışma Olasılığının Hesaplanmasında Kullanılan Referans Değerler (Durum 1-12 farklı çarpışma senaryolarını gösterir). [Arzelier, Joldes, Lasserre, Rondepierre, Salvy ve Serra, 2015]

	σ_x (m^2)	σ_z (m^2)	x_m (m)	z_m (m)	COR (m)	Çarpışma Olasılığı
Durum 1	50	25	10	0	5	9.742×10^{-3}
Durum 2	50	25	0	10	5	9.181×10^{-3}
Durum 3	75	25	10	0	5	6.571×10^{-3}
Durum 4	75	25	0	10	5	6.125×10^{-3}
Durum 5	3000	1000	1000	0	10	1.577×10^{-5}
Durum 6	3000	1000	0	1000	10	1.011×10^{-5}
Durum 7	3000	1000	10000	0	10	6.443×10^{-8}
Durum 8	3000	1000	0	10000	10	3.219×10^{-27}
Durum 9	10000	1000	10000	0	10	3.033×10^{-6}
Durum 10	10000	1000	0	10000	10	9.656×10^{-28}
Durum 11	3000	1000	5000	0	50	1.039×10^{-4}
Durum 12	3000	1000	0	5000	50	1.564×10^{-9}

Hesaplanan çarpışma olasılığı değerleri Tablo 2'de yer almaktadır. Tablo 2 incelendiğinde, hesaplanan değerler ile referans değerlerin birbirine oldukça yakın olduğu, dolayısıyla da Chan metodunun ve Alfano metodunun başarılı bir şekilde uygulandığı gözlemlenmektedir. Alfano metodu referans değerlere çok daha yakın sonuçlar vermesine rağmen çarpışma olasılığının oldukça düşük olduğu durumlarda "0" değerini hesaplamaktadır.

Tablo 2: Elde Edilen ve Referans Alınan Çarpışma Olasılığı Değerleri

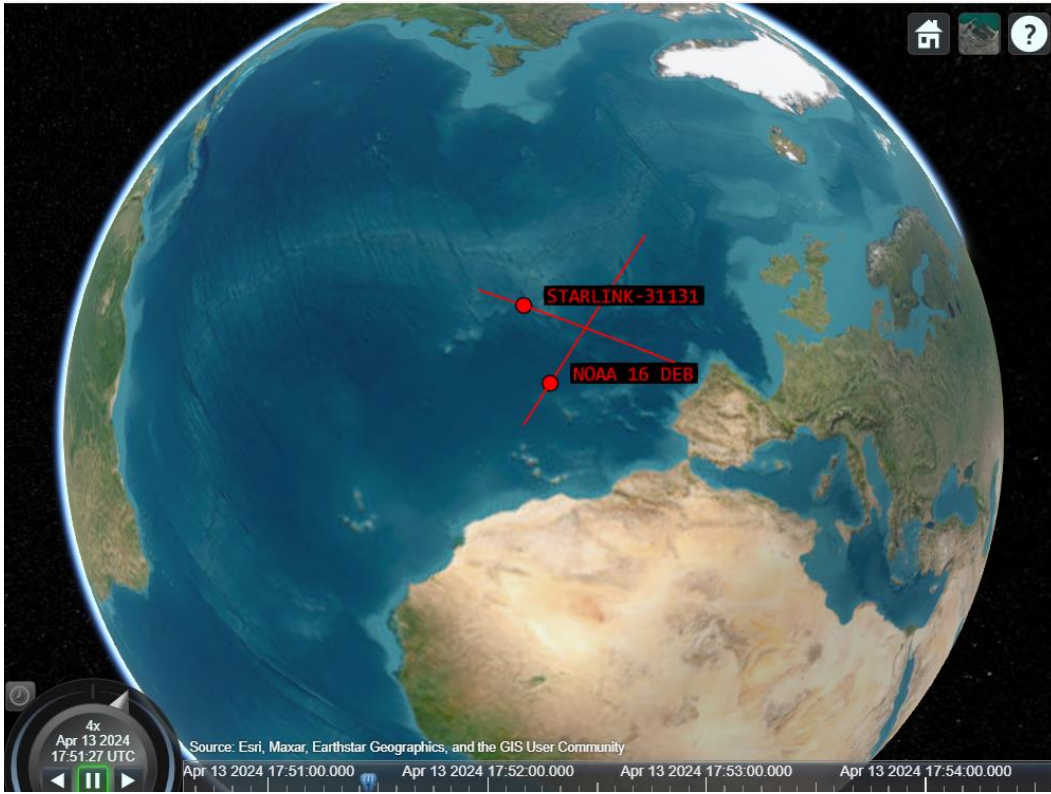
	<i>Chan Metodu</i>	<i>Alfano Metodu</i>	<i>Referans</i>
Durum 1	9.754×10^{-3}	9.741×10^{-3}	9.742×10^{-3}
Durum 2	9.189×10^{-3}	9.181×10^{-3}	9.181×10^{-3}
Durum 3	6.586×10^{-3}	6.571×10^{-3}	6.571×10^{-3}
Durum 4	6.135×10^{-3}	6.125×10^{-3}	6.125×10^{-3}
Durum 5	1.577×10^{-5}	1.577×10^{-5}	1.577×10^{-5}
Durum 6	1.011×10^{-5}	1.011×10^{-5}	1.011×10^{-5}
Durum 7	6.443×10^{-8}	6.443×10^{-8}	6.443×10^{-8}
Durum 8	3.216×10^{-27}	0	3.219×10^{-27}
Durum 9	3.033×10^{-6}	3.033×10^{-6}	3.033×10^{-6}
Durum 10	9.645×10^{-28}	0	9.656×10^{-28}
Durum 11	1.039×10^{-4}	1.039×10^{-4}	1.039×10^{-4}
Durum 12	1.556×10^{-9}	1.564×10^{-9}	1.564×10^{-9}

Tablo 2 oluşturulurken Matlab ve FreeFlyer'da çarpışma olasılığını hesaplamak için kullanılan metot ve formüller aynı olduğu için bu araçlarla elde edilen sonuçlar da tamamen aynı olmaktadır.

Uzaydaki iki cismin çarpışma olasılığını hesaplamak için kullandığımız yöntemler, uyduların konumlarındaki belirsizliklerden dolayı bazen yanıltıcı sonuçlar verebilmektedir. Özellikle belirsizliğin yüksek olduğu durumlarda, çarpışma olasılığı çok küçük bir değer olarak hesaplanabilir ve bu da yanlış bir güvenlik algısına yol açabilir. Bu problemin giderilebilmesi için seyreltme (dilution) adı verilen bir işlem uygulanmaktadır. Seyreltme işlemiyle, uyduların konumlarındaki belirsizliği ifade eden bölgenin (kovaryans elipsoidi) büyüklüğü ve yönü sistematik olarak değiştirilir. Böylece, iki uydu arasındaki en yüksek çarpışma olasılığı değeri elde edilir. Çalışmamızda, belirsizliği basitçe bir küre olarak modellediğimiz için yönündeki değişiklikler çarpışma olasılığını etkilememiştir.

UYGULAMALAR VE DEĞERLENDİRME

CelesTrack isimli internet sitesi üzerinden TLE formatında alınan STARLINK-31131 uydusu ile NOAA 16 DEB uzay çöpü verileri FreeFlyer ve MATLAB üzerinde iletmiştir. Her iki programda da iletici olarak SGP4 kullanılmıştır. Hazırlanan kod ile en yakın geçiş anı ve mesafesi elde edilmiştir. MATLAB sonuçları ilk olarak MathWorks sitesinde bulunan 'Satellite Conjunction Finder' isimli program ile karşılaştırılmıştır [MathWorks, 2024]. Söz konusu uydu ile uzay çöpü arasındaki yakın geçiş anı MATLAB programı ile Şekil 13'teki gibi görselleştirilmiştir.



Şekil 13: Manevra Öncesi En Yakın Geçişin Matlab Yardımı ile Bulunması ve Görselleştirilmesi

Tablo 3'te MATLAB ve FreeFlyer programları ile hesaplanan en yakın geçiş çıktıları ile CelesTrack isimli sitede yer alan veriler bulunmaktadır.

Tablo 3: Bulunan En Yakın Geçiş Anı ve Mesafesinin Doğrulanması

	FreeFlyer Sonucu	MATLAB Sonucu	CelesTrack Verisi
En Yakın Geçiş Anı (yıl-ay-gün)	2024-04-13 17:52:35.204	2024-04-13 17:52:35	2024-04-13 17:52:35.204
En Yakın Geçiş Mesafesi (km)	0.035429	0.035407	0.035

Tablo 3'te yer alan veriler incelendiğinde, yakın geçiş anını ve mesafesini hesaplamak için kullandığımız algoritmanın doğru sonuçlar verdiği gözlemlenmektedir. Bu doğrulama işleminin ardından, çok daha geniş bir veri kümesi üzerinde daha kapsamlı bir analiz gerçekleştirebilmek adına Python programlama dili kullanılarak Space-Track.org isimli internet sitesinden 21.000'den fazla uzay cisminin yörünge verileri (TLE) indirilmiş ve bu veriler ayrı ayrı '.txt' dosyalarına kaydedilmiştir. Daha sonra, bu veriler incelenerek esas uydunun yörünge parametreleri doğrultusunda, bu cisimlerin irtifa ve yörünge dışmerkezlik değerlerine göre bir filtreleme yapılmış ve veri seti yaklaşık 5.000 ila 6.000 cisim arasına düşürülmüştür. Çalışmamızda, esas uydu olarak Türk Hava Kurumu Üniversitesi uydusu olan KILIÇSAT seçilmiştir. Devamında ise FreeFlyer ortamında SGP4 yörünge ilerletici modeli yardımıyla KILIÇSAT ile diğer tüm cisimler arasındaki en yakın geçiş anları ve mesafe değerleri hesaplanmıştır.

Yapılan analizde, yakın geçiş mesafesinin 15 km'den daha az olduğu toplam 166 farklı durum tespit edilmiştir. Bu yakın geçişler arasında en düşük mesafeye sahip ilk üç duruma ait veriler Tablo 4'te yer almaktadır. Bu tabloda yer alan en yüksek çarpışma olasılığı değerleri, birleştirilmiş küresel yarıçapın 20 m olduğu varsayılarak elde edilmiştir.

Tablo 4: En Yakın Üç Geçiş Anına Dair Bilgiler

No.	Cisim Adı	Mesafe	Zaman	En Yüksek Çarpışma Olasılığı
1	STARLINK-31714	1185 m	28/06/2024 01:50:35.905	10.5×10^{-3}
2	STARLINK-30915	1848 m	28/06/2024 22:59:43.978	4.31×10^{-3}
3	STARLINK-31304	1855 m	24/06/2024 16:38:04.683	4.28×10^{-3}

Bir sonraki aşamada, KILIÇSAT uydusunun diğer cisimlerle olan en yakın geçiş mesafesini kullanıcı tarafından belirlenen 1500 m değerine çıkaracak bir çarpışmadan kaçınma manevrası tasarlanmıştır. Gerçekleştirilen manevra optimizasyonları neticesinde çarpışmadan kaçınma eyleminin en az seviyede ΔV harcanarak yapılabilmesi için yerberi noktasında bir yükselme manevrasının uygulanması gerektiği belirlenmiştir. Gerekli ΔV değerleri ve manevraya dair diğer parametreler Tablo 5'te sunulmuştur. Elde edilen sonuçlar, manevra karar algoritmasının doğru bir şekilde çalıştığını göstermektedir.

Tablo 5: Manevranın Tipi ve Gerçekleşeceği Noktaya Göre ΔV Değerleri

	Yeröte Noktası		Yerberi Noktası	
	Alçalma	Yükselme	Alçalma	Yükselme
ΔV_1 (m/s)	-0.205536	1.271820	-0.208664	0.195999

Yerberi noktasında bir yükselme manevrasının gerçekleştirilmesinden sonra Güneş Eşzamanlı Yörüngede bulunan KILIÇSAT uydusunun başlangıç yörüngesine minimum yörünge sapması ile dönebilmesi için gerekli olan düzeltme manevraları hesaplanmıştır. Çarpışmadan kaçınma manevrası ve ilk düzeltme manevrasından sonra esas uydunun yerleşmiş olduğu yörüngelerdeki farklı dolanım sayılarına göre düzeltme manevraları için gerekli olan toplam ΔV değerleri ve yörüngedeki sapma miktarları Tablo 6'da yer almaktadır.

Tablo 6: Düzeltme Manevraları için Dolanım ve ΔV Değerleri

	$N_1 = 1$		$N_1 = 2$	
	$N_2 = 1$	$N_2 = 2$	$N_2 = 1$	$N_2 = 2$
$\Delta V_2 + \Delta V_3$ (m/s)	0.587997	0.391998	0.979996	0.587997
Pozisyon Farkı (m)	1.6	2.2	4.4	5.3
Periyot Farkı (ms)	0.197	0.222	0.538	0.559

Elde edilen veriler incelendiğinde N_1 değerinin artmasıyla hem delta-V ihtiyacının hem de yörünge sapmasının artış gösterdiği, N_2 değerinin artmasıyla ise ΔV ihtiyacının azaldığı ancak yörünge sapmasının artış gösterdiği gözlemlenmiştir. Yörünge sapmasının en az miktarda tutulması amacıyla çalışmamızda $N_1 = 1$ ve $N_2 = 1$ değerleri kabul edilmiştir.

Başlangıç yörüngesine dönmesini takip eden 5 gün ve çarpışmadan kaçınma manevrası ile düzeltme manevraları arasında geçen süre boyunca KILIÇSAT ile diğer cisimler arasındaki yakın geçiş anları ve mesafeleri tekrardan hesaplanmıştır. Bu yakın geçişler arasında en düşük mesafeye sahip ilk üç duruma ait veriler Tablo 7'de yer almaktadır. Bu tabloda yer alan en yüksek çarpışma olasılığı değerleri, birleştirilmiş küresel yarıçapın 20 m olduğu varsayılarak elde edilmiştir.

Tablo 7: Manevra Sonrası En Yakın Üç Geçiş Anına Dair Bilgiler

No.	Cisim Adı	Mesafe	Zaman	En Yüksek Çarpışma Olasılığı
1	STARLINK-31714	1500 m	28/06/2024 01:50:36.102	$\%6.54 \times 10^{-3}$
2	STARLINK-31461	1531 m	02/07/2024 06:59:43.439	$\%6.28 \times 10^{-3}$
3	STARLINK-30915	1836 m	28/06/2024 22:59:44.002	$\%4.36 \times 10^{-3}$

Elde edilen sonuçlara göre çarpışmadan kaçınma manevrası ve düzeltme manevraları sonrasında KILIÇSAT ile diğer cisimler arasındaki en yakın geçiş mesafesinin 1500 m değerine yükseldiği, dolayısıyla da manevra algoritmasının doğru bir şekilde çalıştığı gözlemlenmektedir.

Tablo 4 ve Tablo 7'de sunulan en yüksek çarpışma olasılığı değerleri kıyaslandığında, gerçekleştirilen çarpışmadan kaçınma manevrasının riski azalttığı ve düzeltme manevralarının ise doğru bir şekilde uygulandığında riski yükseltmediği görülmektedir. Çalışmamızda seçilen esas uydu olan KILIÇSAT uydusunun aktif bir itki sistemine sahip olmamasına rağmen bu çalışma, çarpışma önleme faaliyetlerinin uygulanabilirliğini göstermek amacıyla yapılmıştır. Geliştirilen optimizasyonlar sayesinde tüm çarpışma analizi ve manevra tasarlama işlemleri FreeFlyer ortamında 10 dakikadan kısa sürede tamamlanmıştır. Bu sonuç, çarpışma analizi çalışmalarının farklı uydu platformları için hızlı ve etkili bir şekilde gerçekleştirilebileceğini kanıtlamaktadır.

SONUÇ

Bu çalışmada, Alçak Dünya Yörüngesinde sayısı her geçen gün artan nesnelerin beraberinde getirdiği çarpışma riskini azaltmak hedeflenmiştir. Bu doğrultuda, Python programa dilinde yazmış olduğumuz kod vesilesiyle Space-Track.org üzerinden indirilen TLE verileri kullanılarak MATLAB ve FreeFlyer ortamlarında yörüngedeki cisimler ileletilmiş, yakın geçiş anları ve mesafeleri hesaplanmış, ardından bu değerler Celestrak'ten temin edilen veriler yardımıyla doğrulanmıştır. Söz konusu yakın geçiş anları için çarpışma ihtimalleri Chan ve Alfano metotları kullanılarak FreeFlyer üzerinden elde edilmiştir. Devamında ise en yakın geçiş mesafesini istenilen seviyeye çıkaracak manevrayı hesaplayan bir hedefleme algoritması oluşturulmuştur. Böylece maksimum çarpışma olasılığının da azalması sağlanmıştır. Buna ek olarak, Güneş Eşzamanlı Yörüngede bulunan uyduların başlangıç yörüngelerine en az miktarda zaman kayması ile dönebilmelerini sağlayan düzeltme manevralarını hesaplayan bir algoritma oluşturulmuştur. Son olarak, yakın geçiş anları çarpışmadan kaçınma manevrasından önce ve sonra olacak şekilde görselleştirilmiştir.

İlerleyen süreçte FreeFlyer'da bulunan bazı özelliklerden faydalanılarak görselleştirme açısından iyileştirmeler yapılacaktır. Böylece, verilerin çok daha rahat bir biçimde gözlemlenebileceği ve parametrelerin kolayca düzenlenebileceği bir arayüz oluşturulacaktır.

TEŞEKKÜR

Bu çalışma, LIFT UP Sanayi Odaklı Lisans Bitirme Projeleri Programı kapsamında yürütülmüştür. Vermiş oldukları desteklerden ötürü Türk Havacılık ve Uzay Sanayii A.Ş.'ye (TUSAŞ) ve TUSAŞ sanayi danışmanımız Uzay Tuğcular'a teşekkür ederiz.

Kaynaklar

- Akella, M. R. ve Alfriend, K. T., 2000. *Probability of collision between space objects*. Journal of Guidance Control and Dynamics **23** (5), pp.769-772.
- Alfano, S., 2005. *A numerical implementation of spherical object collision probability*, Journal of The Astronautical Sciences **53** (1), pp.103-109.
- Alfano, S., 2007. *Review of conjunction probability methods for short-term encounters*, Space Flight Mechanics **127**, pp.719-746.
- Chan, F. K., 1997. *Collision probability analyses for earth-orbiting satellites*. Space cooperation into the 21st century, pp. 1033-1048.
- Chen, L., Bai, X.-Z., Liang, Y.-G. ve Li, K.-B., 2017. *Calculation of Collision Probability*, Orbital Data Applications for Space Objects **20**, pp.135–183.
- Cook, K., De Vries, W., Fasenfest, B., Jefferson, D., Jiang, M., Leek, J., Levatin, J., Nikolaev, S., Olivier, S., Pertica, A., Phillion, D. ve Springer, K., 2009. *High-Performance Computer Modeling of the Cosmos-Iridium Collision*, Advanced Maui Optical and Space Surveillance Conference, Eylül 1-4.
- ESA, 2024. *Space Environment Statistics*, Space Debris User Portal, Erişim: 5 Ağustos 2024, <https://sdup.esoc.esa.int/discosweb/statistics/>
- Estes, H. S., Foster, J. L., Lyndon B., 1992. *A Parametric Analysis of Orbital Debris Collision Probability and Maneuver Rate for Space Vehicles*, NASA, National Aeronautics and Space Administration, Lyndon B. Johnson Space Center.
- Kessler, D. J. ve Cour-Palais, B. G., 1978. *Collision Frequency of Artificial Satellites: The Creation of a Debris Belt*. Journal of Geophysical Research: Space Physics **83** (A6), pp.2637-2646.
- MathWorks, 2024. *Satellite Conjunction Finder*, Help Center. Erişim: 5 Ağustos 2024, <https://www.mathworks.com/help/aerotbx/ug/satellite-conjunction-finder.html>
- Patera, R. P., 2001. *General Method for Calculating Satellite Collision Probability*, Journal of Guidance Control and Dynamics **24** (4), pp.716-722.
- Serra, R., Arzelier, D., Joldes, M., Lasserre, J. B., Rondepierre, A. ve Salvy, B., 2016. *Fast and Accurate Computation of Orbital Collision Probability for Short-Term Encounters*, Journal of Guidance Control and Dynamics **39** (5), pp.1009–1021.