

Collision Prediction of Spacecraft for Space Traffic Management

Hamid Kazemi¹ and Samaneh Elahian^{2*}

1. Assistant Professor, Aerospace Management, Law & Standards, Aerospace Research Institute, Ministry of Science, Research and Technology, Tehran, Iran
2. Ph.D. Student, Aerospace Management, Law & Standards, Aerospace Research Institute, Ministry of Science, Research and Technology, Tehran, Iran

*Corresponding Author's E-mail: elahian@ari.ac.ir

Abstract

In this article collision probability method is used to satellite collision risk analysis. Among different methods introduced for determining collision probability, Patera's (2005) and Chan methods are chosen to define Noor satellite collision to the other space objects. According to criteria described in the article, Advanced Conjunction Analysis Tools of STK software applied for collision risk analysis. The software, determine position of each object in space using Two Line Elements and appropriate propagation model according to altitude of the orbit. So collision probability calculated by one of the collision probability methods. If derived probability is larger than 10^{-3} , so its necessary to schedule for suitable maneuver to avoid collision.

Keywords: Space traffic management, Two line element, Collision avoidance, Collision probability calculation models, Patera method, Orbit determination, Error covariance, STK software



COPYRIGHTS

© 2022 by the authors. Published by Aerospace Research Institute. This article is an open access article distributed under the terms and conditions of [the Creative Commons Attribution 4.0 International \(CC BY 4.0\)](https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/).

How to cite this article:

H. Kazemi, S. Elahian, "Collision Prediction of Spacecraft for Space Traffic Management," *Journal Space Science and Technology*, Vol. 15, No. 2, pp. 93-102, 2022 (in Persian), <https://doi.org/10.30699/jsst.2021.1325>.

پیش‌بینی برخورد فضاپیماها با رویکرد مدیریت ترافیک فضایی

حمید کاظمی^۱ و سمانه الهیان^{۲*}

پژوهشکده مدیریت، حقوق و استانداردهای هوافضایی، پژوهشگاه هوافضا، وزارت علوم، تحقیقات و فناوری، تهران، ایران

*ایمیل نویسنده مخاطب: elahian@ari.ac.ir

چکیده

مدیریت ترافیک فضایی، راهی برای توسعه پایدار و طولانی مدت از فضای ماورای جو با رویکرد کاهش برخورد اجسام است. در این مقاله ارزیابی ریسک برخورد ماهواره‌ها با استفاده از روش احتمال برخورد انجام می‌شود. از میان روش‌های مختلف تعیین احتمال برخورد، روش پاترا (۲۰۰۵) و روش جان برای تعیین احتمال برخورد ماهواره نور با سایر اجسام فضایی استفاده شده است. نرم‌افزارهای مختلفی برای شبیه‌سازی حرکت و محاسبه احتمال برخورد اجسام در فضا توسعه داده شده‌اند. با توجه به معیارهایی که در متن اصلی شرح داده شده است، از ابزار *Advanced Conjunction Analysis* نرم‌افزار *STK* برای تحلیل ریسک برخورد ماهواره ملی نور با سایر اجسام فضایی استفاده می‌شود. در این نرم‌افزار با استفاده از داده دو خطی اجسام فضایی و انتخاب مدل انتشار مداری، موقعیت هر جسم در فضا مشخص می‌شود. سپس، با یکی از روش‌های تخمین احتمال، احتمال برخورد تعیین می‌شود. براساس احتمال به دست آمده می‌توان در خصوص لزوم مانور ماهواره در زمان مناسب تصمیم‌گیری نمود.

واژه‌های کلیدی: مدیریت ترافیک فضایی، مدل‌های محاسبه احتمال برخورد، روش پاترا، کوواریانس خطا، نرم‌افزار STK

مقدمه

به‌طور کلی افزایش تعداد وسایل متحرک در هر محیط محدودی، مستلزم تدوین قوانین و مقررات برای کنترل و نظارت بر حرکت آنها برای رسیدن سالم به مقصد نهایی است. وسایل نقلیه که در جاده‌ها و داخل شهرها رفت و آمد می‌کنند، نیازمند روش‌هایی برای مدیریت ترافیک در تأمین ایمنی و جلوگیری از برخورد در تقاطع‌ها و راه‌ها هستند. این موضوع در حوزه هوایی نیز نمود می‌یابد. کنترل و مدیریت ترافیک هوایی که امروزه با توجه به افزایش چشمگیر سفرهای هوایی جایگاه ویژه‌ای یافته نیز از این امر مستثنی نیست. بدون شک، نبود مدیریت ترافیک هوایی منجر به وقوع حوادث ناگوار و نابسامانی بسیاری در رفت و آمدهای هوایی می‌شود. حضور بیش از ۱۹ هزار جسم ثبت شده در فضای ماوراء جو تا سال ۲۰۱۹ نشان دهنده حجم بالای اجسامی است که در فضا قرار

علائم و اختصارات

OBJ	شعاع جسم ترکیب شده (در بیضوی خطا)
r	موقعیت فضایی جسم بخش‌بندی شده
θ	موقعیت زاویه‌ای جسم بخش‌بندی شده
(x_m, y_m)	مرکز جسم ترکیب شده (در صفحه مواجهه)
(σ_x, σ_y)	انحراف معیار موقعیت مرکز جسم ترکیب شده
(R_0, ϕ)	مختصات قطبی مرکز جسم ترکیب شده
P	احتمال برخورد
σ_u, σ_w	محورهای اصلی بیضی کوواریانس خطا
α	ضریب تعریف چگالی احتمال
Two Line Elements (TLEs)	داده دو خطی
Probability of Collision (PC)	احتمال برخورد
Simplified General Perturbation Version4 (SGP4)	مدل اغتشاشات ساده‌شده
Simplified Deep-space Perturbation Version4 (SDP4)	مدل اغتشاشات ساده شده عمق فضا

۱. استادیار

۲. دانشجوی دکتری



COPYRIGHTS

© 2022 by the authors. Published by Aerospace Research Institute. This article is an open access article distributed under the terms and conditions of [the Creative Commons Attribution 4.0 International \(CC BY 4.0\)](https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/).

فعال تعریف می‌شود و به آنها این امکان را می‌دهد که با مانور مناسب مانع برخورد شوند مورد بحث و بررسی قرار می‌گیرد.

وسعت بالای فضای ماورای جو موجب می‌شود تا تصور نامحدود بودن این فضا منجر به عدم برنامه‌ریزی صحیح برای مدیریت آن شود. اما آنچه باید به آن توجه نمود این است که بخش محدودی از این فضای نامحدود، بطور عمده توسط ماهواره‌ها قابل استفاده می‌باشد. از این‌رو، علاوه بر روند افزایشی موضوع دیگری که باید به آن توجه نمود، یکسان نبودن توزیع این اجسام در فضای ماوراء جو است. تمرکز این اجسام در فضای کوچک LEO موجب افزایش تراکم و افزایش احتمال برخورد در این محدوده شده است. طول عمر پایین ماهواره در ارتفاعات پایین و هزینه بالای پرتاب به ارتفاعات بالا را می‌توان از علل اصلی این تراکم برشمرد. هزینه پرتاب مدار ژئو (حدود ۳۰ هزار دلار برای هر کیلوگرم) نسبت به لئو (حدود ۱۰ هزار دلار برای هر کیلوگرم) [9-11] که با در نظر گرفتن وزن بالای ماهواره‌های ژئو، تفاوت قابل توجهی در هزینه‌ها ایجاد می‌شود. با توجه به توضیحات ارائه شده، برنامه‌ریزی در استفاده از فضای ماورای جو به ویژه در محدوده مدار لئو برای بهره‌برداری پایدار از این فضا امری لازم و ضروری برای تمام کشورهاست.

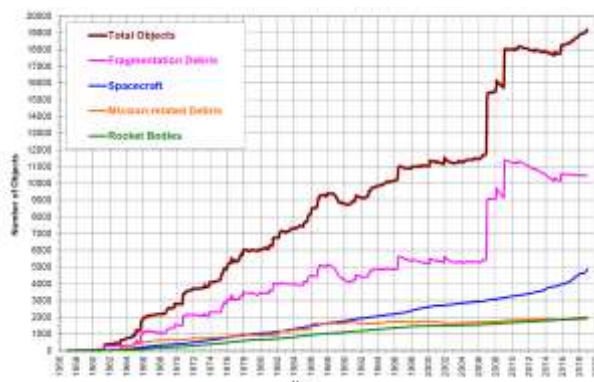
به عبارت بهتر سه راهکار برای حفاظت از سرمایه‌های فضایی و ادامه بهره‌برداری بلند مدت از فضای ماورای جو، برای بشر می‌توان تعریف نمود. نخست در نظر گرفتن روش‌های مناسب انهدام در مرحله طراحی این تجهیزات که به عنوان اقدام پیش‌گیرانه مطرح است. در گام بعد لازم است تا روش‌ها و راهکارهای مناسب و عملی برای جمع‌آوری و حذف پسماندهای موجود پیشنهاد و پیاده‌سازی شود. آخرین مرحله نیز پایش این اجسام در فضا برای مانور مناسب به‌منظور پیشگیری از برخورد است که در ادامه شرح داده می‌شود.

مدارهای فضایی را می‌توان در سه دسته پرتاب لئو، مئو و ژئو تقسیم نمود. مدار لئو به مدارهای در محدوده ارتفاعی ۲۰۰ تا ۲۰۰۰ کیلومتری از سطح زمین گفته می‌شود. این مدار به دلیل نزدیکی به زمین و هزینه کم‌تر پرتاب نسبت به مدارات بالاتر، بیشترین حجم ترافیک را دارد (حدود ۷۲٪ از کل اجسام فضایی در این محدوده قرار دارند). مدارهای ژئو و مئو به ترتیب با ۲۱ و ۵ درصد در رتبه‌های بعدی بیشترین حجم ترافیک فضایی هستند (شکل ۲). با توجه به توضیحات بیان شده، مدیریت ترافیک فضایی برای حفظ سرمایه‌های ملی هر کشوری در فضا امری لازم و ضروری است.

پیاده‌سازی مدیریت ترافیک فضایی را می‌توان در سه گام کلی دسته‌بندی نمود. نخست رهگیری جسم فضایی و مشخص نمودن مشخصه‌های مداری و موقعیت آن، که در کاتالوگ اجسام فضایی ثبت می‌شود. با اطلاع از موقعیت جسم در فضا، گام دوم انتخاب روش مناسب برای ارزیابی و محاسبه ریسک برخورد و پس از آن برنامه‌ریزی برای مانور مناسب است که به منظور فرار از برخورد انجام می‌شود. با در اختیار داشتن

دارند. البته تخمین‌ها وجود بیش از ۳۰۰ هزار جسم با قطر بیش از ۱ سانتی‌متر و میلیون‌ها جسم با ابعاد کوچکتر از آن را در این فضا نشان می‌دهند [1 و 2]. روند افزایشی تعداد این اجسام در فضای ماوراء جو (شکل ۱) موجب نگرانی جدی از افزایش برخوردهای فضایی و آسیب به زیرساخت‌های گران قیمتی شده است که در فضا وجود دارند. از این‌رو، دولت‌ها در تلاش هستند با مطرح کردن بحث مدیریت ترافیک فضایی، راهکاری برای مدیریت و کاهش این برخوردها و حفظ سرمایه‌های خود بیابند.

افزایش تعداد پسماندهای فضایی احتمال برخورد آنها با یکدیگر در فضای ماورای جو افزایش می‌دهد. هر برخورد از دو جنبه می‌تواند مهم و قابل بررسی باشد. نخست برخورد میان یک فضاپیما فعال با فضاپیما فعال یا پسماند غیرفعال که می‌تواند موجب از دست رفتن عملکرد فضاپیما یا آسیب بخشی از آن شود. به این ترتیب هزینه بالایی که برای ساخت و پرتاب آن شده از دست خواهد رفت. از سوی دیگر، اگر این فضاپیما عضوی از یک مجموعه بزرگ‌تر باشد می‌تواند در عملکرد کل سیستم فضایی اختلال ایجاد نموده و خسارت بیشتری را وارد نماید. اما در این برخوردها باید توجه داشت که حتی برخورد میان دو پسماند غیرفعال نیز مهم است. زیرا این برخورد موجب تولید پسماندهای بیشتری می‌شود که علاوه بر مشکل بودن کنترل و جمع‌آوری آنها، منجر به افزایش تعداد پسماندها و افزایش احتمال برخورد در فضا می‌شوند.



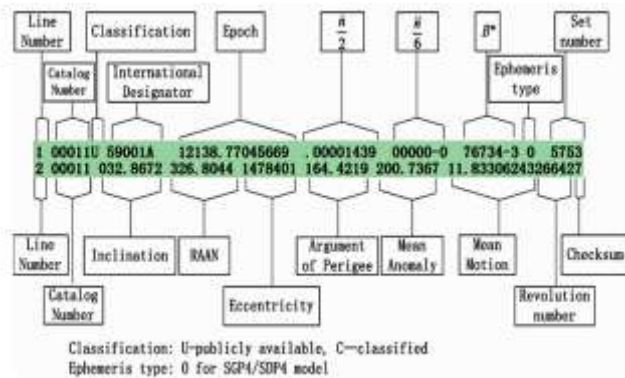
شکل ۱- روند افزایشی اجسام در فضای ماوراء جو [1]

بنا بر توضیحات داده شده، مدیریت ترافیک فضایی برای تمام اجسام فعال و غیرفعال که در فضا قرار دارند اهمیت می‌یابد. البته راهکارهای متفاوتی برای هر یک از این دو دسته تاکنون مطرح شده‌است. روش‌های مطرح و گام‌های مختلف برای حذف پسماندهای فضایی در مراجع [3-8] بحث و بررسی شده‌اند که البته قابلیت پیاده‌سازی آنها در عمل نیاز به بررسی بیشتر دارد. در این مقاله راهکارها و روش‌های مطرح برای مدیریت ترافیک در دسته اول مطرح و بررسی می‌شود. به این مفهوم که راهکارهای اجتناب از برخورد که برای اجسام

کاربردهای تجاری و دانشگاهی استفاده می‌شوند. اطلاعات جمع‌آوری شده حسگرها برای پردازش و ترکیب با سایر اطلاعات به مرکز فضایی نورا^۷ ارسال می‌شود. این شبکه فضایی امروزه قادر است اجسام با سایز ۱۰ سانتی‌متر و ۳۰ سانتی‌متر را به ترتیب در مدارهای لئو و ژئو تشخیص دهد. از جمله تجهیزاتی که برای رهگیری اجسام استفاده می‌شوند، رادارها و تجهیزات نوری هستند [14-17]. تجهیزات راداری در اندازه‌گیری فاصله و نرخ آن دقت بالایی دارند، اما اندازه‌گیری زاویه را با دقت کمی انجام می‌دهند. این سیستم‌ها به دلیل برد محدود بیشتر برای نظارت و ردیابی ماهواره‌های لئو به کار می‌روند. در حالی که تجهیزات اپتیکی اندازه‌گیری زاویه را خیلی دقیق‌تر از اندازه‌گیری فاصله انجام می‌دهند و محدودیت‌هایی از جمله وابستگی به شرایط آب و هوایی، وابستگی به زاویه فاز خورشید و محدودیت استفاده در شب دارند که موجب شده از آنها بیشتر برای مدارهای ژئو استفاده شود. این اطلاعات در کاتالوگ اجسام فضایی ثبت و ذخیره می‌شود.

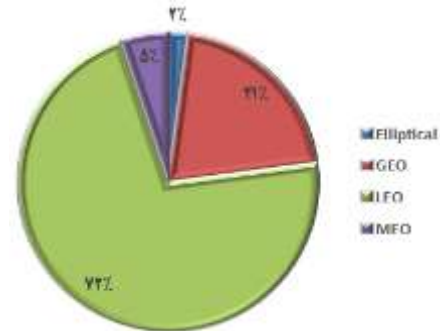
کاتالوگ اجسام فضایی، اطلاعات این اجسام را در سه بخش شامل اطلاعات پایه، مداری و مشخصات ذخیره می‌کنند. اطلاعات پایه، اطلاعات ثابت و بدون تغییر را در بر می‌گیرد و شامل شماره جسم، نام جسم، نوع جسم، کشور، تاریخ پرتاب، سایت پرتاب، تاریخ خروج از مدار و مشخصات مدار هستند. اطلاعات مداری نیز المان‌های مداری (بردار موقعیت و سرعت متوسط و لحظه‌ای)، داده کوواریانس مداری و مدل پیش‌بینی کوواریانس و مدار را شامل می‌شوند. اطلاعات مشخصات در بر دارنده مشخصاتی مانند نوع محموله، خدمات آن، ساختار ظاهری، مقطع عرضی راداری، نسبت سطح به جرم، کنترل‌پذیری مداری و وضعیتی است [2].

برای تحلیل امکان وقوع برخوردهای فضایی، از داده مداری اجسام فضایی که از سوی مرکز کنترل فضایی نورا منتشر شده استفاده می‌شود. این اطلاعات در کاتالوگ فضایی به صورت روزانه و برای داده دوخطی^۸ در هر ساعت یک بار به‌روزرسانی و با فرمت نشان داده شده در شکل (۳)، منتشر می‌شود.



شکل ۳- فرمت المان‌های دو خطی مدار

این اطلاعات اولیه، می‌توان ریسک برخورد را محاسبه و برای انجام مانور قطعی تصمیم‌گیری کرد [13].



شکل ۲- ترافیک ماهواره‌ها در مدارهای فضایی [12]

در ادامه این سه گام برای مدیریت ترافیک فضایی شرح داده می‌شوند. با توجه به این که تمرکز اصلی مقاله بر تعیین احتمال برخورد جسم فضایی است، برای تعیین احتمال برخورد واقعی فضایی مورد نظر، از نرم‌افزارهای موجود که این پایگاه داده را در اختیار دارد، نرم‌افزار مناسب را انتخاب می‌نماییم. از این رو، پس از انتخاب روش مناسب برای تعیین احتمال برخورد، در ادامه نرم‌افزارهای موجود برای شبیه‌سازی و تعیین احتمال برخورد بررسی شده و با انتخاب یک ابزار مناسب، برخوردهای احتمالی ماهواره نور در بازه زمانی یک سال پس از پرتاب آن با استفاده از نرم‌افزار منتخب شبیه‌سازی و ارائه می‌شود.

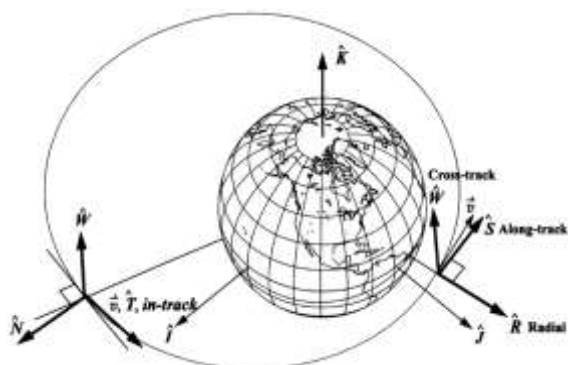
رهگیری اجسام فضایی

رهگیری و تعیین موقعیت مدار هر جسم فضایی راهی برای تخمین حالت (موقعیت و سرعت) جسم فضایی و مشخص کردن المان‌های مداری آن است. این کار با دو روش مختلف قابل انجام است. یکی از آنها دریافت اطلاعات از خود جسم فضایی است که حالت خود را با استفاده از تجهیزات کنترل، ناوبری قرار گرفته در آن مشخص و در اختیار ایستگاه زمینی قرار می‌دهد. دیگری استفاده از پیش‌زمینی یا فضایی برای به دست آوردن پارامترهای مطلوب است.

برای تعیین موقعیت دقیق اجسام در فضا، شبکه نظارت فضایی^۳ توسعه یافته است. این شبکه شامل بیش از ۳۰ حسگر رادویی و نوری و ۲۰ حسگر فضایی می‌باشد که در ۱۶ موقعیت مختلف در سطح جهان توزیع شده‌اند و ۲ مرکز، کنترل نظارت بر عملکرد آنها را بر عهده دارند. حسگرهای فضایی را می‌توان به سه نوع حسگرهای اختصاصی^۴، موازی^۵ و مشارکتی^۶ تقسیم نمود [18 و 19]. این حسگرها به ترتیب برای تحقیقات فضایی، نظارت فضایی و

3. Space Surveillance Network (SNN)
4. Dedicated
5. Collateral
6. Contributing

7. North American Aerospace Defense Command
8. Two Line Elements (TLEs)



شکل ۴- دستگاه مختصات RSW و NTW

ارزیابی ریسک برخورد

با در اختیار داشتن موقعیت فضاپیمایی که در فضا رهگیری می‌شود و سایر اجسام فضایی می‌توان با در نظر گرفتن خطاهای مداری و با استفاده از روش‌های توسعه یافته برای تخمین احتمال برخورد، این مقدار را برای فضاپیمای مورد نظر محاسبه نمود. دو روش باکس^{۱۰} و احتمال برخورد^{۱۱} برای ارزیابی برخورد اجسام فضایی مطرح شده است. در روش نخست هر جسم فضایی که در منطقه از پیش تعیین شده و فرار ثابت وارد می‌شود به عنوان جسمی دارای ریسک برخورد مورد توجه قرار می‌گیرد و پس از بررسی آن، تصمیم برای مانور اجتناب از برخورد گرفته می‌شود. این روش در واقع یک روش میانگین‌گیری است که در آن، منطقه‌بندی بر اساس خطای میانگین از پیش‌بینی مداری جسم فضایی انجام می‌شود. به عبارت بهتر مناطق امن و مناطق با ریسک برخورد بالا با استفاده از میانگین‌گیری از خطا در هر منطقه مشخص می‌شود و برای هر جسم جعبه‌ای از خطا در نظر گرفته می‌شود که با نزدیک شدن این دو جعبه هشدار برخورد صادر می‌شود. این روش در اکثر موارد بیش از اندازه محافظه کارانه بوده و به همین دلیل می‌تواند منجر به عملیات مانور اجتناب از برخورد غیرضروری شده و با مصرف سوخت محدود فضاپیما منجر به از دست دادن توانایی مانور صحیح آن در آینده شود.

روش احتمال برخورد، روش دیگری برای ارزیابی ریسک برخورد با سطح بالاتری از دقت نسبت به روش قبل است. روش احتمال برخورد نه تنها به کمینه فاصله بین هدف و فضاپیما در زمان نزدیک‌ترین تقرب، بلکه به ارتباط هندسی موقعیت - سرعت و عدم قطعیت‌های آن در لحظه نزدیکی دو جسم نیز بستگی دارد. برخلاف منطقه‌بندی مبتنی بر خطا در روش باکس که در آن هشدار برخورد به سرعت صادر می‌شود، این روش از رسم بیضوی خطا که بر

داده‌های سطر اول المان‌های دوخطی، به ترتیب نشان‌دهنده ردیف، شماره فضاپیما در کاتالوگ فضایی، طبقه‌بندی (از لحاظ نوع دسترسی عمومی یا ویژه)، شناسه بین‌المللی ماهواره (نشان‌دهنده سال پرتاب، چندمین پرتاب در سال و سه حرف اختصاری از پرتابگر)، زمان نجومی آغاز ماموریت، مشتق اول حرکت میانگین یا ضریب بالستیک (تغییر در دور گردش فضاپیما در یک روز تقسیم بر ۲)، مشتق دوم حرکت میانگین یا ترم دوم درگ در مدل SGP4 که برای مدل کردن فرسایش مداری نهایی استفاده شده، ترم درگ یا ضریب فشار تشعشعات (ترم دیگری از درگ در مدل SGP4) و شماره مجموعه المان‌های دو خطی که برای این فضاپیما تولید شده می‌باشد. در سطر دوم این المان‌ها، پس از بخش دوم شماره کاتالوگ فضاپیما، به ترتیب المان‌های مداری فضاپیما شامل زاویه میل مداری، طول گره صعودی، خروج از مرکز، آرگومان حضیض، آنومالی میانگین، حرکت میانگین (که نشان‌دهنده تعداد دفعاتی است که ماهواره در یک روز در مدار خود می‌چرخد) و شماره مدار در دوره زمانی و چک جمع سطر دوم به عنوان آخرین رقم قرار دارند [20]. با در اختیار داشتن این المان‌ها و استفاده از مدل انتشار مداری مناسب می‌توان موقعیت و سرعت هر جسم را در هر لحظه شعات و جاذبه محاسبه نمود [21 و 22].

در محاسبه انتشار مداری برای مدارهای نزدیک زمین^۹ (تناوب کمتر از ۲۲۵ دقیقه) و دور از زمین (تناوب بیشتر از ۲۲۵ دقیقه) به ترتیب از مدل‌های اغتشاش مداری SGP4 و SDP4 برای شبیه‌سازی‌ها و تعیین موقعیت جدید جسم استفاده می‌شود. در مدل SGP4 اغتشاشات ایجاد شده در حرکت ماهواره ناشی از شکل زمین، درگ، تشعشعات و اثرات گرانشی اجسام فضایی دیگر مانند ماه و خورشید نیز در نظر گرفته می‌شود. در مدل‌سازی خطای انتشار مداری نیز از همین مدل اغتشاشی استفاده می‌شود [23].

موضوع دیگر در تحلیل احتمال برخورد فضایی انتخاب دستگاه مختصات مناسب است. این دستگاه‌ها را می‌توان به دو دسته دستگاه‌های مبتنی بر زمین و مبتنی بر ماهواره تقسیم نمود. دستگاه‌های مبتنی بر ماهواره عموماً برای توصیف حرکت نسبی فضاپیما، خطای پیش‌بینی مداری و انتقال مداری استفاده می‌شوند. RSW و NTW دو دستگاه پرکاربرد مبتنی بر ماهواره هستند که در تحلیل برخورد از آن‌ها استفاده می‌شود (شکل ۴). مرکز دستگاه RSW در مرکز ماهواره قرار دارد، محور R در راستای خط اتصال ماهواره به مرکز زمین، محور S عمود بر بردار شعاعی و در جهت بردار سرعت و محور W عمود بر صفحه مداری است. مرکز دستگاه NTW در مرکز ماهواره بوده و محورهای T، N و W به ترتیب همراستا با سرعت، عمود بر سرعت و عمود بر صفحه مداری هستند. در شبیه‌سازی‌های تحلیل برخورد از دستگاه NTW استفاده می‌شود.

10. Box
11. Probability of Collision (PC)

9. LEO

ابزارهای تخمین مقدار احتمال ثابت باشد و در ادامه، محاسبات به اجسام با شکل‌های نامنظم بسط داده می‌شود. محاسبات او نشان داد فرض تقارن تاثیر قابل توجهی در مقدار احتمال برخورد محاسبه شده ندارد [26].

❖ در نخستین دفعات، محاسبه احتمال برخورد از توزیع پواسون استفاده می‌شد. اما در محاسباتی که امروزه انجام می‌شود از توزیع گوسی موقعیت و مفهوم کوواریانس که از تعیین مدار جسم حاصل می‌شود استفاده شده که واقع‌گرایانه‌تر است [27].

چهار مدل معروف فاستر^{۱۲}، چان^{۱۳}، پاترا^{۱۴} و الفانو^{۱۵} برای محاسبه احتمال برخورد مطرح هستند که در ادامه شرح داده می‌شوند.

روش فاستر

روش فاستر احتمال برخورد را به صورت عددی و با بررسی صفحه عمود بر حرکت نسبی و همچنین تقسیم کردن مقطع عرضی دایروی اجسام ترکیب شده در دایره‌های هم مرکز و خطوط مستقیم شعاعی، محاسبه می‌نماید. فاستر یک مدل احتمالاتی برخورد (معادله ۱) با استفاده از مختصات قطبی در صفحه مواجهه پیشنهاد کرد که R_0 و ϕ موقعیت مرکز جسم ترکیب شده، σ_w و σ_u محورهای اصلی انحراف معیار و r و θ موقعیت فضایی نسبی جسم بخش‌بندی شده را نشان می‌دهند.

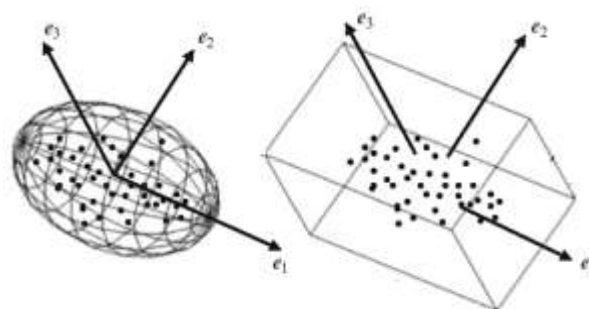
$$P = \frac{1}{2\pi\sigma_u\sigma_w} \int_0^{OBJ} \int_0^{2\pi} \exp\left[-\frac{1}{2} \left[\left(\frac{R_0 \sin(\phi) - r \sin(\theta)}{\sigma_u} \right)^2 + \left(\frac{R_0 \cos(\phi) - r \cos(\theta)}{\sigma_w} \right)^2 \right] \right] r d\theta dr \quad (1)$$

در پیاده‌سازی عددی فاستر، زاویه ϕ از محور w ، اندازه گام زاویه θ برابر 0.5° و شعاع اندازه گام r برابر $OBJ/12$ است. ناسا امروزه از این مدل برای ارزیابی ریسک مداری ایستگاه فضایی بین‌المللی و مأموریت‌های شاتل استفاده می‌کند.

روش چان

روش توسعه داده شده توسط چان، تحلیلی و بر اساس تبدیل تابع چگالی احتمال دو بعدی گوسی به تابع چگالی احتمال تک بعدی رایس^{۱۶} و استفاده از مفهوم منطقه معادل است. در حقیقت این مدل ارزیابی تحلیلی در بر دارنده دو ترم نمایی است. چان یک دنباله عبارات را به عنوان تخمینی تحلیلی از معادله (۱) بر اساس مقادیر زیر بیان نمود:

مبنای احتمال حضور جسم تعیین شده، استفاده می‌کند. با این مزیت که فرامین مانور اجتناب از برخورد کمتر و نرخ هشدار خطای کمتری نسبت به روش باکس حاصل و در نتیجه توان فضاپیما برای مانورهای لازم و ضروری فرار حفظ می‌شود. در این روش از مقدار و بردار ویژه ماتریس کوواریانس خطا برای تعیین جهت بردارها و پراکندگی در هر یک از سه جهت اصلی دستگاه NTW (نیم قطرهای در رسم بیضی و اضلاع در رسم جعبه خطا) استفاده می‌شود (شکل ۵).



شکل ۵- جعبه و بیضوی خطا برای دو روش باکس و احتمال برخورد (به ترتیب از راست به چپ)

امروزه ارزیابی مقارنه برخورد بر مبنای احتمال برای یک جسم فضایی، به عنوان روش تحلیلی اصلی برای اعلام هشدارهای اولیه در انجمن‌های فضایی بین‌المللی استفاده می‌شود. در این روش تمام پارامترها از جمله سایز اجسام نزدیک شده، سایز و جهت کوواریانس و غیره به صورت کاملاً ریاضی بیان می‌شود [24]. از این رو، در این مقاله نیز از این روش برای تعیین احتمال برخورد استفاده می‌شود. البته در روش‌های محاسبه احتمالی که در ادامه بررسی می‌شوند برخی مفروضات اولیه مشترک هستند. این مفروضات عبارتند از:

❖ در نزدیکی‌های مواجهه، دو جسم در مسیرهای مستقیم الخط حرکت می‌کنند. با توجه به این که سرعت‌های مداری در حدود چند کیلومتر بر ثانیه هستند و زمان ماندن در منطقه مواجهه، کسری از ثانیه یا حداکثر چند ثانیه می‌باشد، اثرات نیروی گرانشی قابل چشم‌پوشی هستند و می‌توان حرکت را در محدوده چند ده برابر انحراف معیار خطی فرض نمود. بنابراین، حجم جاروب شده به صورت استوانه‌ای بلند بوده و تابع چگالی احتمال را می‌توان به صورت دوبعدی تعریف نمود. نتایج بررسی‌ها نشان می‌دهد می‌توان با دقت خوبی از تقریب خطی برای شبیه‌سازی‌ها استفاده کرد [25].

❖ تمام اجسام به صورت متقارن (کروی) فرض می‌شوند تا نیاز به تعریف جهت برای جسم نباشد. پاترا در روش پیشنهادی خود، احتمال برخورد ماهواره‌ها را به صورت کلی و بدون لحاظ کردن تقارن برای اجسام ارائه داده است. به این ترتیب که در ابتدا شکل فیزیکی اجسام به صورت کروی فرض می‌شود تا در

12. Foster
13. Chan
14. Patera
15. Alfano
16. Rician

در این روش عبارت را به m مولفه زوج و m مولفه فرد شکسته و از قانون یک سوم سیمپسون استفاده می‌کند. معادله (۸) برای تعیین مقادیر به اندازه کافی کوچک ترمها داده شده است:

$$m = \text{int} \left(\frac{5.OBJ}{\min(\sigma_x, \sigma_y, \sqrt{xm^2 + ym^2})} \right) \quad (8)$$

که در آن حد پایین و بالا به ترتیب ۱۰ و ۵۰ در نظر گرفته شده- است.

مقایسه روش‌های پیشنهادی

روش چان تا کنون سریع‌ترین روش بوده اما به دلیل محدودیت‌های نسبی ابعاد جسم، بیشترین محدودیت را میان روش‌ها دارد. روش پاترا به ویژه با فرمول جسم محوری که ارائه نموده، نتایج خوبی به دست می‌آورد و از میان روش‌های نام برده شده پرکاربردترین روش است. روش آلفانو تعداد گام‌های انتگرال را برای هر مورد باید به صورت جداگانه تعیین نماید. روش فاستر کندترین روش است اما می‌تواند با افزایش ابعاد گام برای بسیاری موارد بدون این که اثر بدی بر دقت بگذارد، سریع‌تر شود [27]. در انتخاب روش نهایی باید مصالحه‌ای میان دقت و سرعت شبیه‌سازی‌ها برقرار نمود و کاربر بسته به شرایط عملیاتی و نیاز خود به یکی از آن دو اولویت داده و روش متناسب با آن را انتخاب می‌نماید.

ارائه نتایج شبیه‌سازی

با توجه به پرتاب ماهواره ملی نور، این ماهواره برای شبیه‌سازی انتخاب شد. با توجه به این که برای شبیه‌سازی نیاز است تا داده‌ای از مشاهدات ایستگاه‌های زمینی داشته باشیم و این اطلاعات به صورت آزاد در اختیار همه قرار ندارد، از نرم‌افزارهایی که این داده‌ها را به صورت روز در اختیار دارند و قابلیت محاسبه احتمال برخورد را دارند استفاده می‌شود.

ابزارهای تحلیل

ابزارهای متعددی برای تحلیل و شبیه‌سازی برخورد اجسام در فضا توسعه داده شده است. برخی از این نرم‌افزارها عبارتند از: ❖ COMBO¹⁸: این نرم‌افزار ابزار استاندارد نیروی هوایی امریکا است. نتایج این نرم‌افزار تنها برای استفاده رسمی و برای افرادی که درخواست آنها تایید شده در دسترس می‌باشد.

❖ SOAP¹⁹: این نرم‌افزار ابزار دیداری و تحلیل مدار سه بعدی است که اتحادیه هوافضا توسعه داده است. البته تابع تحلیل

$$1KM \leq \sigma \leq 10KM$$

$$10m \leq \text{miss distance} \leq 100KM$$

$$1m \leq OBJ \leq 100m$$

در صفحه مواجهه، شعاع جسم ترکیب شده برابر OBJ، به مرکز (x_m, y_m) با انحراف معیار σ_x و σ_y می‌باشد. این عبارت با معادله (۲) بیان می‌شود [27]:

$$P = \exp\left(\frac{-v}{2}\right) \cdot \sum_0^{\infty} \left[\frac{v^m}{2^m \cdot m!} \cdot \left(1 - \exp\left(\frac{-u}{2}\right) \cdot \sum_{k=0}^m \frac{u^k}{2^k \cdot k!} \right) \right] \quad (2)$$

که در آن:

$$v = \frac{xm^2}{\sigma_x^2} + \frac{ym^2}{\sigma_y^2} \quad (3)$$

$$u = \frac{OBJ^2}{\sigma_x \cdot \sigma_y} \quad (4)$$

روش پاترا

این مدل بر اساس یک تابع چگالی احتمال تک بعدی بوده و به شکل انتگرال خطی فرموله می‌شود. ارزیابی آن به صورت عددی با گرفتن بخش‌های خط کوتاه اطراف یک کانتور بسته ارزیابی می‌شود. او یک مدل معادل ریاضی برای معادله (۱) به عنوان انتگرال خطی تک بعدی ارائه کرد که در آن r فاصله تا محیط جسم سخت و θ موقعیت زاویه‌ای با مرکزیت کوواریانس اندازه‌گیری شده از محور x است. چگالی احتمال متقارن لازم است که بتوان انتگرال دو بعدی را به انتگرال مسیر یک بعدی کاهش داد. در نهایت معادله (۵) نتیجه می‌شود [27]:

$$P = \frac{-1}{2 \cdot \pi} \iint_{\text{ellipse}} \exp(-\alpha \cdot r^2) d\theta \quad (5)$$

اگر فاصله خطا از شعاع جسم ترکیب شده بیشتر باشد احتمال با معادله (۶) محاسبه می‌شود:

$$P = 1 - \frac{1}{2 \cdot \pi} \iint_{\text{ellipse}} \exp(-\alpha \cdot r^2) d\theta \quad (6)$$

شرح کامل محاسبه مقدار α در [26] بیان شده است.

روش آلفانو

این مدل بر اساس تابع چگالی احتمال تک بعدی می‌باشد که به صورت دو تابع خطی^{۱۷} و یک ترم نمایی (طبق معادله (۷)) نشان داده می‌شود. در صفحه مواجهه، (x_m, y_m) مرکز جسم ترکیب شده (ترکیب دو بیضی کوواریانس جسم اولیه و ثانویه)، انحراف معیار σ_x و σ_y و شعاع جسم ترکیب شده OBJ می‌باشد [27]:

$$P = \frac{2.OBJ}{\sqrt{8 \cdot \pi \cdot \sigma_x \cdot \sigma_y}} \sum_{i=0}^n \left[\frac{\text{erf} \left[\frac{ym + \frac{2.OBJ}{n} \cdot \sqrt{(n-i)i}}{(\sigma_y \cdot \sqrt{2})}} \right] + \text{erf} \left[\frac{-ym + \frac{2.OBJ}{n} \cdot \sqrt{(n-i)i}}{(\sigma_y \cdot \sqrt{2})}} \right]}{2} \right] \cdot \exp \left[-\frac{\left[\frac{OBJ \cdot (2i-n)}{n} + xm \right]^2}{2 \cdot \sigma_x^2} \right] \quad (7)$$

18. Computational of Miss Between Orbits
19. Satellite Orbit Analysis Program

17. Error Function

کرده و سپس نزدیک‌ترین مقارنه‌ها را محاسبه کند تا سرعت محاسبات افزایش یابد. جرج در تحقیق خود نشان داده استفاده از فیلترها خطای قابل ملاحظه‌ای در شبیه‌سازی‌ها ایجاد می‌نماید [28]. به همین منظور شبیه‌سازی‌های مختلفی با تنظیم فیلترهای مختلف انجام و نتایج با یکدیگر مقایسه شده‌اند. مشخصات ماهواره نور بر اساس داده ثبت شده در سایت سلس ترک [20] مطابق جدول (۱) می‌باشد.

جدول ۱ - مشخصات مداری ماهواره نور

مقدار	مشخصه
۴۵۵۲۹	شماره شناسایی نورد
۴۳۱/۹ کیلومتر	حضیض مداری
۴۴۳/۱ کیلومتر	اوج مداری
۵۹/۸۱۲۸ درجه	زاویه میل مداری
۹۳/۲ دقیقه	تناوب مداری
$۹/۷۱۹ \times ۱۰^{-۴}$	خروج از مرکز

در این شبیه‌سازی‌ها ابعاد بیضوی کوواریانس را می‌توان به صورت مقادیر ثابت یا با توجه به ماهواره انتخابی و با استفاده از جدول نامبرده شده در نرم‌افزار) جست و جوی مبتنی بر اوج و حضیض مدار ماهواره توسط نرم‌افزار انتخاب کرد. شبیه‌سازی‌ها با ترکیب‌های مختلفی از فیلتر انجام و دقت و سرعت حصول نتایج با یکدیگر مقایسه شده‌اند. همچنین، نرم‌افزار به گونه‌ای تنظیم شده تا کمترین فاصله تقرب و احتمال برخورد را با روش حل تحلیلی چان و روش پاترا ۲۰۰۵ محاسبه نماید.

شبیه‌سازی‌ها با استفاده از بیضوی کوواریانس ثابت با مقادیر سختگیرانه ۲۰، ۱۰ و ۵ کیلومتر به ترتیب در راستای مماسی، عمود راستای حرکت و نرمال (در دستگاه NTW) برای سه ترکیب مختلف از فیلترها شامل سه فیلتر زمان، اوج/حضیض و مسیر مدار، دو فیلتر زمان و اوج/حضیض و یک فیلتر زمان انجام شد. در تنظیم با یک فیلتر ۷۲۹۲۱ برخورد شناسایی شد که از این میان بیشترین احتمال برخورد پیش‌بینی شده $۶/۴ \times ۱۰^{-۱۰}$ محاسبه شده است. این شبیه‌سازی در زمانی حدود ۲ ساعت و ۳۰ دقیقه انجام شد. در گام دوم شبیه‌سازی با دو فیلتر زمان و اوج/حضیض انجام شد. در این شبیه‌سازی ۷۱۸۸۲ برخورد با بیشترین احتمال $۶/۴ \times ۱۰^{-۱۰}$ در زمان تقریبی ۱ ساعت شناسایی شدند. در گام آخر نیز هر سه فیلتر برای شبیه‌سازی استفاده شد که حدود ۲۰ دقیقه به طول انجامید و در آن تعداد ۷۰۱۶۵ برخورد با بیشترین احتمال $۶/۴ \times ۱۰^{-۱۰}$ شناسایی شدند. همان‌طور که قبلاً بر اساس نتایج حاصل از مقالات بیان شد، استفاده از فیلتر مسیر به دلیل فیلتر کردن نادرست برخی مسیرها و ماهواره‌ها، تعدادی از برخوردها را حذف کرده و در نتیجه برخورد

مقارنه این نرم‌افزار ظرفیت پوشش در مقیاس بزرگ (با توجه به تعداد زیاد ماهواره‌هایی که باید در تحلیل وارد شوند) را ندارد. به همین دلیل تنها می‌توان به عنوان ابزاری برای صحت سنجی مقارنه از آن استفاده نمود. این نرم‌افزار از روش ارائه شده توسط پاترا [27] در محاسبه احتمال برخورد استفاده می‌کند.

❖ STK Advanced CAT²⁰: برای تحلیل مقارنه ماژولی به نرم‌افزار STK (تولید شده در شرکت AGI) اضافه شده است. این ماژول پیش فیلترهایی دارد که در نرم‌افزار قابل تنظیم هستند و می‌توان دقت و سرعت شبیه‌سازی را با آنها تنظیم نمود. مدل چان و پاترا در این نرم‌افزار قابل پیاده‌سازی هستند.

❖ ShadowCAT: این ابزار از سوی شرکت AGI برای حل مسئله همه در برابر همه (همه ماهواره‌ها) توسعه داده شده است. این نرم‌افزار تقویم نجومی را بر اساس تحلیل یک کامپیوتر چند هسته‌ای انجام می‌دهد.

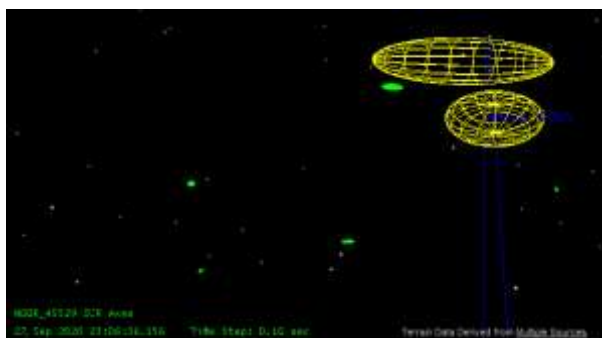
سایت سلس ترک [20]، در هر روز تحلیل تقرب را روی همه محموله‌های معتبر و همه اجسام شناسایی و ثبت شده غیرمحرمانه در مدار، برای یک هفته بعد با استفاده از الگوریتم‌های دو خطی و مدل انتشار SGP4/SDP4 انجام داده و ۱۰ تقرب با کمترین فاصله تقرب و بیشترین احتمال برخورد را برای استفاده بر روی سایت قرار می‌دهد.

با توجه به توضیحات ارائه شده و امکان دسترسی به برخی نرم‌افزارها و عدم دسترسی به داده مراکز پایش فضایی برای تحلیل برخوردهای احتمالی ماهواره نور در مدت یکسال و در برابر همه اجسام فضایی ثبت شده در کاتالوگ فضایی از نرم‌افزار STK برای این شبیه‌سازی استفاده شده است.

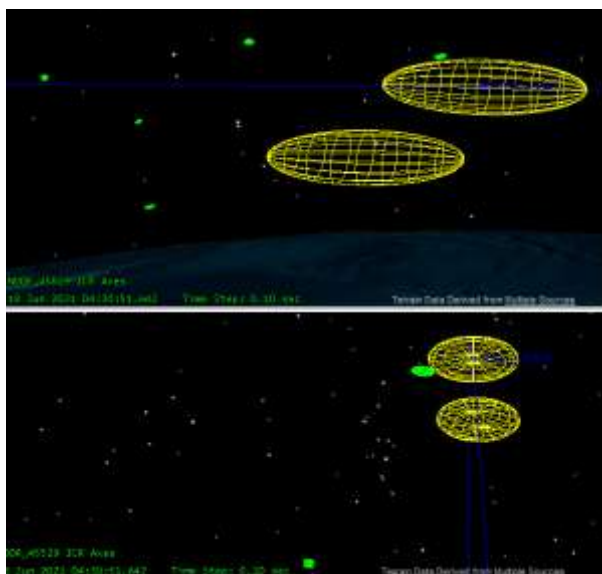
شبیه‌سازی و نتایج

برای بررسی احتمال برخورد ماهواره نور با سایر اجسام فضایی از نرم‌افزار STK11 استفاده شده است. حجم بالای پردازش مورد نیاز برای تحلیل برخورد و مقارنه با همه اجسام فضایی موجب می‌شود تا زمان زیادی برای شبیه‌سازی نیاز باشد. از این رو، در نرم‌افزار STK تعدادی پیش فیلتر استاندارد (برای TLE های قدیمی (یا خارج شده از فعالیت)^{۲۱}، اوج/حضیض^{۲۲}، مسیر مدار^{۲۳} و زمان) برای کم کردن پیچیدگی محاسباتی دنظرگرفته شده است. ایده استفاده از این فیلترها این است که از میان همه اجسام مدارگرد، آنها که خارج از محدوده مشخصی نسبت به جسم مرجع هستند را از محاسبات خارج

20. Conjunction Analysis Tools
21. Out Of Date TLEs
22. Apogee/Perigee
23. Orbit Path



شکل ۶- وضعیت دو فضاپیما در ۲۰۲۰/۰۹/۲۷ ساعت ۲۳:۰۶



شکل ۷- وضعیت دو فضاپیما در ۲۰۲۱/۳/۱۸ ساعت ۱۴:۳۰

NORAD Catalog Number	Max Probability
	Start (UTC)
26824	1.000E+00
44625	2021 Jan 13 00:00:00.000
23827	2.669E-02
15772	2021 Jan 16 19:23:06.805
24883	1.076E-02
42960	2021 Jan 16 15:57:06.146
14452	3.928E-03
00225	2021 Jan 15 14:28:58.870
12456	3.136E-03
42303	2021 Jan 18 14:21:49.336

شکل ۸- پنج مقارنه با بیشترین احتمال برخورد [20]

نتیجه گیری

با توجه به هزینه بالای طراحی، ساخت و پرتاب ماهواره‌ها به فضا، حفظ سلامت ماهواره در طول مدت عمر مفید آن (بر اساس طراحی

کمتری را گزارش می‌نماید. این کاهش در تمام سه مرحله از یک تا سه فیلتر مشاهده می‌شود. احتمال برخورد محاسبه شده با دو روش چان و پاترا برای ۵ تقرب با بیشترین احتمال برخورد به ترتیب در شبیه‌سازی با دو فیلتر زمان و اوج/حضیض (مشابه تک فیلتر)، در جدول (۲) ارائه شده است.

نتایج به دست آمده از شبیه‌سازی‌ها نشان می‌دهد احتمال برخورد ماهواره نور با سایر اجسام فضایی بسیار کم است. احتمال برخورد و دقت به دست آمده برای هر دو روش تحلیلی و پاترا ۲۰۰۵ نیز مشابه هستند. البته به دلیل اعمال فیلترهای مختلف ۵ مقارنه با بیشترین احتمال برخورد در هر دو دسته با یکدیگر متفاوت هستند. بیضوی‌های خطای اجسام فضایی در هنگام مقارنه حالت مختلفی ممکن است نسبت به هم داشته باشند. دو حالت موازی و متقاطع در شکل (۶) و (۷) نشان داده شده است. برای این که درک بهتری از نتایج حاصل و ایجاد توان تصمیم‌گیری برای لزوم مانور ایجاد شود، در شکل (۸) پنج مقارنه با بیشترین احتمال برخورد که در تاریخ ۱۳ ژانویه ۲۰۲۱ در سایت سلس ترک منتشر شده نشان داده می‌شود. همان‌طور که در شکل (۸) مشاهده می‌شود، احتمال برخورد بزرگتر از 10^{-3} را به عنوان خطر جدی تلقی نموده و با نظارت دقیق‌تر بررسی‌های لازم برای مانور آن در نظر گرفته می‌شود.

جدول ۲- احتمال برخورد ماهواره نور با سایر اجسام فضایی با دو روش چان و پاترا در کمینه فاصله شعاعی دوجسم (با تک فیلتر و سه فیلتر)

Object Name	Time In (UTCG)	Time Out (UTCG)	PC (Chan,Analytic)	PC(Patera 2005)
tle 42858	9/13/21 5:34 PM	9/13/21 5:34 PM	6.46E-10	6.46E-10
tle 32407	4/3/21 5:38 PM	4/3/21 5:39 PM	6.46E-10	6.46E-10
tle 44824	4/22/21 2:10 PM	4/22/21 2:10 PM	6.45E-10	6.45E-10
tle 42888	11/28/20 4:54 AM	11/28/20 4:54 AM	6.45E-10	6.45E-10
tle 42878	4/23/21 12:35 PM	4/23/21 12:36 PM	6.44E-10	6.44E-10
نتایج شبیه‌سازی با سه فیلتر				
tle 43198	2/26/21 7:40 PM	2/26/21 7:40 PM	6.46E-10	6.46E-10
tle 32075	9/19/21 1:11 PM	9/19/21 1:11 PM	6.46E-10	6.46E-10
tle 38710	5/26/21 11:14 AM	5/26/21 11:15 AM	6.46E-10	6.46E-10
tle 42864	4/22/21 3:56 PM	4/22/21 3:56 PM	6.46E-10	6.46E-10
tle 43198	2/26/21 7:40 PM	2/26/21 7:40 PM	6.46E-10	6.46E-10

- [9] Online Available at: "<http://cannae.com/space-freighter>."
- [10] E. Zapata, "The State of Play: US Space Systems Competitiveness", (Presentation to the Future In-Space Operations (FISO) Seminar, NASA Kennedy Space Center), October 11, 2017.
- [11] H. Jones, "The recent large reduction in space launch cost", *48th International Conference on Environmental Systems*, 2018.
- [12] Online Available at: www.ucsusa.org.
- [13] K. Eun-Hyouek, K. Hae-Dong, and K. Hak-Jung. "A study on the collision avoidance maneuver optimization with multiple space debris." *Journal of Astronomy and Space Sciences*, vol. 29, no. 1, pp. 11-21, 2012.
- [14] Miller, James G. "Covariance analysis for deep-space satellites with radar and optical tracking data." *The Journal of the Astronautical Sciences*, vol. 55, no. 2 pp. 237-243, 2007.
- [15] G. Kirchner, et al. "Laser measurements to space debris from Graz SLR station", *Advances in Space Research*, vol. 51, no. 1, pp.21-24, 2013.
- [16] B. Greene, et al. "Laser tracking of space debris." *13th International Workshop on Laser Ranging Instrumentation*, Washington DC. 2002.
- [17] F. Alidoost, F. Samadzadegan, "Review on Satellite Orbit Determination", *JSSGE*, No. 4, vol. 3, pp. 13-22, 1392 (in Persian).
- [18] D. Vallado, *Fundamentals of astrodynamics and applications*, vol. 12. Springer Science & Business Media, 2001.
- [19] L. Chen, and et al., *Orbital Data Applications for Space Objects*. Springer, Singapore, Singapore, (Report), 2017.
- [20] Online Available at: "<http://celestrak.com>".
- [21] Hoots, Felix R., Paul W. Schumacher Jr, and A. Robert Glover. "History of analytical orbit modeling in the US space surveillance system." *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 27, no. 2, pp. 174-185, 2004.
- [22] M. Navabi, and R. Hamrah, "Space Objects Propagation Model, Satellites Critical Conjunction Prediction and Space Object Maximum Probability Estimation", *Space Science and Technology*, vol. 6, no. 1, pp. 57-67, (in Persian).
- [23] T.S. Kelso, and S. Alfano, "Satellite Orbital Conjunction Reports Assessing Threatening Encounters in Space(SOCRATES)." *Advances in the Astronautical Sciences*, vol. 120, pp. 317-326, 2005.
- [24] Alfano, Salvatore, and Daniel Oltrogge., "Probability of Collision: Valuation, variability, visualization, and validity", *Acta Astronautica*, vol.148, pp. 301-316, 2018.
- [25] Chan, Ken., "Short-term vs. long-term spacecraft encounters.", AIAA/AAS astrodynamics specialist conference and exhibit, 2004.
- [26] R. P. Patera, "General Method for Calculating Satellite Collision Probability", *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 24, no. 4, July-August 2001, pp. 716-722.
- [27] S. Alfano., "Review of conjunction probability methods for short-term encounters (aas 07-148)." *Advances in the Astronautical Sciences* 127.1, pp. 719, 2007.
- [28] E. R. George, and S. Harvey, A comparison of satellite conjunction analysis screening tools, (Report), Air Force Research Lab Kirtland AFB NM Space Vehicle Directorate, 2011.

انجام شده) ضروری است. از این رو، باید بتوان احتمال برخورد ماهواره با اجسام فضایی دیگر را با دقت بالایی تعیین نمود و مانور لازم برای فرار از برخورد را طراحی و انجام داد. در این مقاله روش‌های مختلف مطرح شده برای تعیین احتمال برخورد ماهواره‌ها در مدار بررسی شد. در میان این روش‌ها، روش پاترا به دلیل داشتن دقت و سرعت خوب و همچنین اعمال محدودیت‌های کمتر نسبت به روش‌های دیگر، پرکاربردتر است. همچنین، ابزارهای متعدد توسعه داده شده برای شبیه‌سازی و تعیین احتمال برخورد از سوی سازمان‌های هوافضایی در سراسر جهان بررسی شدند. با توجه به تعدد زیاد اجسام فضایی موجود و همچنین محدودیت‌های موجود در دسترسی به آنها، نرم‌افزار STK برای شبیه‌سازی احتمال ماهواره ملی نور در برابر سایر اجسام فضایی ثبت شده در کاتالوگ فضایی انتخاب شد. نتایج شبیه‌سازی نشان می‌دهد بیشترین احتمال برخورد در بازه زمانی یک ساله شبیه‌سازی ماهواره نور برابر 10^{-6} تا 10^{-4} می‌باشد که عدد کوچکی است و از این رو با تقریب خوبی می‌توان گفت این ماهواره در مدت یک سال از ماموریت خود نیاز به مانور اجتناب از برخورد نخواهد داشت.

تعارض منافع

هیچگونه تعارض منافع توسط نویسندگان بیان نشده است.

مراجع

- [1] National Aeronautics and Space Administration, "Orbital Debris", *Quarterly News*, vol. 24, Issue 1, February 2020.
- [2] L. Chen, X.Z. Bai, Y.G. Liang, K.B. Li, L. Chen, X. Z. Bai, and K. Li, *Orbital Data Applications for Space Objects*, Springer: Berlin/Heidelberg, Germany, p. 166, 2017.
- [3] S. Petersa, Ch. Pirzkall, H. Iedler, and R. Forstner, "Mission concept and autonomy considerations for active Debris removal", *Acta Astronaut*, vol. 129, pp. 410-418, 2016.
- [4] M. Shan, J. Guo and E. Gill, "Review and comparison of active space debris capturing and removal methods", *Prog. Aero. Sci.* 80 (2016) 18e32.
- [5] R_emi Souldard, N. Mark Quinn, T. Tajima, G_erald Mourou, ICAN, "A novel laser architecture for space debris removal", *Acta Astronaut*. Vol. 105, pp. 192-200, 2014.
- [6] Shuangyan Shen, Jin Xing, Hao Chang, "Cleaning space debris with a spacebased laser system", *Chin. J. Aeronaut.* vol. 27, no. 4, pp. 805- 811, 2014.
- [7] F.Y. Yang, B. Nelson, J. Aziz, et al., "Light Force photon-pressure, collision avoidance: efficiency analysis in the current debris environment and long-term simulation perspective", *Acta Astronaut*, vol. 126, pp. 411-423, 2016.
- [8] W. Quan, Y. Liwei, Z. Shanghong, F.Yingwu, and W. Yi, "Removing small scale space debris by using a hybrid ground and space based laser system", *Optik*, vol. 141, pp. 105-113, 2017.