



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 and Technology, Tehran, Iran

2. PhD Student, Aerospace Management, Law & Standards, Aerospace Research Institute, Ministry
of Science and Technology, Tehran, Iran

*Corresponding Author E-Mail: elahian@ari.ac.ir

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 cplision probability methods. If derived prababilty is larger than 10^{-3} , so its necessary to schdule 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



پیش‌بینی برخورد فضایی‌ها با رویکرد مدیریت ترافیک فضایی

حمید کاظمی^۱ و سمانه الهیان^{۲*}

^۱و ^۲- پژوهشکده مدیریت، حقوق و استانداردهای هواشناسی، پژوهشگاه هواشناسا، وزارت علوم، تحقیقات و فناوری، تهران، ایران

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

مدیریت ترافیک فضایی، راهی برای توسعه پایدار و طولانی مدت از فضای مأموری 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 چان 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 متان 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 خط، 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 اینمنی 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 بیژنهای یافته نیز از این امر مستثنی نیست. بدون شک، نبود مدیریت ترافیک هوایی منجر به وقوع حوادث ناگوار و نابسامانی بسیاری در رفت و آمد های هوایی می‌شود.

حضور بیش از ۱۹ هزار جسم ثبت شده در فضای مأموری جو تا سال ۲۰۱۹ نشان دهنده حجم بالای اجمامی است که در فضا قرار

علائم و اختصارات

OBJ	شعاع جسم ترکیب شده (در بیضوی خط)
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 خط
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 ساده شده
Simplified Deep-space Perturbation Version4 (SDP4)	مدل اغتشاشات ساده شده عمق فضا

۱. استادیار

۲. دانشجوی دکتری (نویسنده مخاطب)

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

و سعی بالای فضایی 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 عمد 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 فضایی ماوراء جو است. تمرکز این اجسام در فضایی 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 برشمود. هزینه پرتاب مدار زئو (حدود ۳۰ هزار دلار برای هر کیلوگرم) نسبت به لنو (حدود ۱۰ هزار دلار برای هر کیلوگرم) [11-9] که با درنظرگرفتن وزن بالای ماهواره‌های زئو، تفاوت قابل توجهی در هزینه‌ها ایجاد می‌شود. با توجه به توضیحات ارائه شده، برنامه‌ریزی در استفاده از فضایی ماورای جو به ویژه در محدوده مدار لئو برای بهره‌برداری پایدار از این فضا امری لازم و ضروری برای تمام کشورهاست.

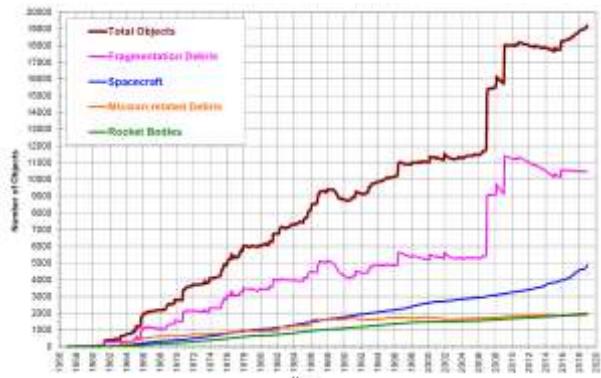
به عبارت بهتر سه راهکار برای حفاظت از سرمایه‌های فضایی و ادامه بهره‌برداری بلند مدت از فضایی ماورای جو، برای بشر می-توان تعریف نمود. نخست در نظر گرفتن روش‌های مناسب انهدام در مرحله طراحی این تجهیزات که به عنوان اقدام پیش‌گیرانه مطرح است. در گام بعد لازم است تا روش‌ها و راهکارهای مناسب و عملی برای جمع‌آوری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

مدارهای فضایی را می‌توان در سه دسته پرکاربرد لئو، مئو و زئو 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 زئو و مئو به ترتیب با ۲۱ و ۵ درصد در رتبه‌های بعدی بیشترین حجم ترافیک فضایی هستند (شکل ۱). 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 فضای کام دوم انتخاب روش مناسب برای ارزیابی و محاسبه رسیک برخورد و پس از آن برنامه‌ریزی برای مانور مناسب است که به منظور فرار از برخورد انجام می‌شود. با در اختیار داشتن

دارند. البته تخمين‌ها 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 [۱ و ۲]. روند افزایشی تعداد این اجسام در فضایی 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 بیایند.

افزایش تعداد پسماندهای فضایی احتمال برخورد آنها با یکدیگر در فضایی ماورای جو افزایش می‌دهد. هر برخورد از دو جنبه می‌تواند مهم و قابل بررسی باشد. نخست برخورد میان یک فضایی‌پیمای فعال با فضایی‌پیمای فعال یا پسماند غیرفعال که می‌تواند موجب از دست رفتن عملکرد فضایی‌پیمای 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 فضایی‌پیمای 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.

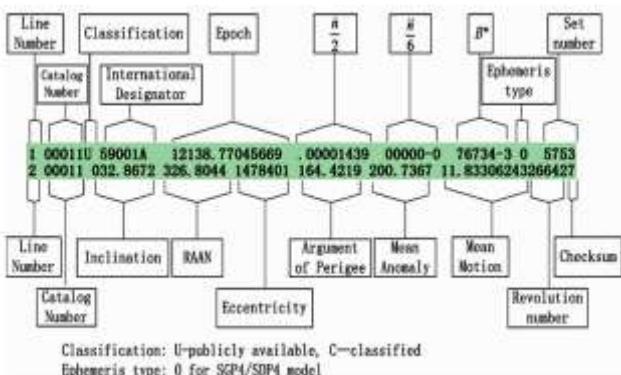


شکل ۱- روند افزایشی اجسام در فضایی ماوراء جو [۱]

بنابر توضیحات داده شده، مدیریت ترافیک فضایی برای تمام اجسام فعال و غیرفعالی 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 [۸-۳] 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

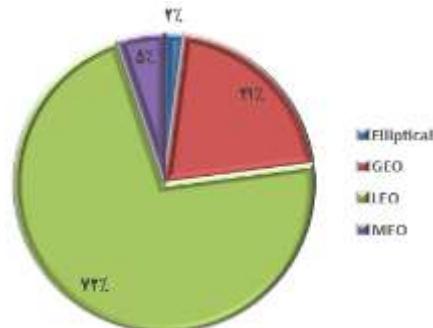
کاربردهای تجاري و دانشگاهي استفاده می‌شوند. اطلاعات جمع‌آوري شده حسگرها برای پردازش و ترکيب با سایر اطلاعات به مرکز فضائي نوراد^۷ ارسال می‌شود. اين شبکه فضائي امروزه قادر است اجسام با سایز ۱۰ سانتي متر و ۳۰ سانتي متر را به ترتيب در مدارهاي لثو و ژئو تشخيص دهد. از جمله تجهيزاتي که برای رهگيري اجسام استفاده می‌شوند، رادارها و تجهيزات نوری هستند [14-17]. تجهيزات راداري در اندازه‌گيري فاصله و نرخ آن دقت بالايی دارند، اما اندازه‌گيري زاويه را با دقت کمي انجام می‌دهند. اين سيستمها به دليل برد محدود بيشتر برای نظارت و ردیابي ماهواره‌های لثو به کار می‌روند. در حالی که تجهيزات اپتیکي اندازه‌گيري زاويه را خيلي دقیق‌تر از اندازه‌گيري فاصله انجام می‌دهند و محدودیت‌هایی از جمله وابستگی به شرایط آب و هوایي، وابستگی به زاويه فاز خورشید و محدودیت استفاده در شب دارند که موجب شده از آنها بيشتر برای مدارهاي ژئو استفاده شود. اين اطلاعات در کاتالوگ اجسام فضائي، اطلاعات اين اجسام را در سه بخش شامل اطلاعات پايه، مداري و مشخصات ذخیره می‌کنند. اطلاعات پايه، اطلاعات ثابت و بدون تغيير را در بر می‌گيرد و شامل شماره جسم، نام جسم، نوع جسم، کشور، تاريخ پرتاب، سايت پرتاب، تاريخ خروج از مدار و مشخصات مدار هستند. اطلاعات مداري نيز المان‌های مداري (بردار موقعیت و سرعت متوسط و لحظه‌ای)، داده کوواریانس مداري و مدل پیش‌بینی کوواریانس و مدار را شامل می‌شوند. اطلاعات مشخصات در بر دارنده مشخصاتي مانند نوع محموله، خدمات آن، ساختار ظاهري، مقطع عرضي راداري، نسبت سطح به جرم، كنترل پذيری مداري و وضعیتی است [2].

برای تحليل امكان وقوع برخوردهای فضائي، از داده مداري اجسام فضائي که از سوي مرکز كنترل فضائي نوراد منتشر شده استفاده می‌شود. اين اطلاعات در کاتالوگ فضائي به صورت روزانه و برای داده دو خطی^۸ در هر ساعت يك بار بهروزرسانی و با فرمت نشان داده شده در شکل (۳)، منتشر می‌شود.



شکل ۳- فرمت المان‌های دو خطی مدار

این اطلاعات اوليه، می‌توان ريسک برخورد را محاسبه و برای انجام مانور قطعی تصميم‌گيري کرد [13].



شکل ۲- ترافيك ماهواره‌ها در مدارهاي فضائي [12]

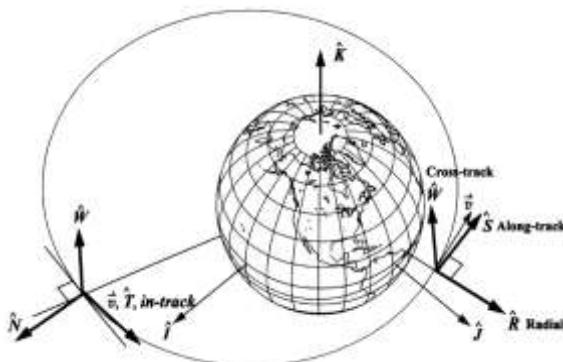
در ادامه اين سه گام برای مدیريت ترافيك فضائي شرح داده می‌شوند. با توجه به اين که تمرکز اصلی مقاله بر تعين احتمال برخورد جسم فضائي است، برای تعين احتمال برخورد واقعي فضاييمای مورد نظر، از نرمافزارهای موجود که اين پايدگاه داده را در اختيار دارد، نرمافزار مناسب را انتخاب مي‌نمایيم. از اين رو، پس از انتخاب روش مناسب برای تعين احتمال برخورد، در ادامه نرمافزارهای موجود برای شبیه‌سازی و تعين احتمال برخورد بررسی شده و با انتخاب يك ابزار مناسب، برخوردهای احتمالي ماهواره نور در بازه زمانی يك سال پس از پرتاب آن با استفاده از نرمافزار منتخب شبیه‌سازی و ارائه می‌شود.

رهگيري اجسام فضائي

رهگيري و تعين موقعیت مدار هر جسم فضائي راهی برای تخمين حالت (موقعیت و سرعت) جسم فضائي و مشخص کردن المان‌های مداري آن است. اين کار با دو روش مختلف قابل انجام است. يكی از آنها دریافت اطلاعات از خود جسم فضائي است که حالت خود را با استفاده از تجهيزات كنترل، ناوبری قرار گرفته در آن مشخص و در اختصار ايستگاه زمیني قرار می‌دهد. ديگري استفاده از پايش زمیني يا فضائي برای به دست آوردن پارامترهای مطلوب است.

برای تعين موقعیت دقیق اجسام در فضا، شبکه نظارت فضائي^۳ توسعه یافته است. اين شبکه شامل بيش از ۳۰ حسگر راديوبي و نوري و ۲۰ حسگر فضائي می‌باشد که در ۱۶ موقعیت مختلف در سطح جهان توزيع شده‌اند و ۲ مرکز، کنترل نظارت بر عملکرد آنها را بر عهده دارند. حسگرهای فضائي را می‌توان به سه نوع حسگرهای اختصاصي^۴، موازي^۵ و مشاركتي^۶ تقسيم نمود [18 و 19]. اين حسگرها به ترتيب برای تحقیقات فضائي، نظارت فضائي و

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



شکل ۴- دستگاه مختصات NTW و RSW

ارزیابی ریسک برخورد

با در اختیار داشتن موقعیت فضایی‌ها که در فضا رهگیری می‌شود و سایر اجسام فضایی می‌توان با نظر گرفتن خطاهای مداری و با استفاده از روش‌های توسعه یافته برای تخمین احتمال برخورد، این مقدار را برای فضایی‌ها 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 نزدیک‌شدن 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 فضایی‌ها 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 فضایی‌ها در زمان نزدیک‌ترین تقارب، 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 فضایی‌ها 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 ضربی بالستیک (تعییر در دور گردش فضایی‌ها در یک روز تقسیم بر ۲)، مشتق دوم حرکت میانگین یا ترم دوم درگ در مدل SGP4 که برای مدل کردن فضایی‌ها مداری نهایی استفاده شده، ترم درگ یا ضربی فشار تشعشعات (ترم دیگری از درگ در مدل SGP4) و شماره مجموعه المان‌های دو خطی که برای این فضایی‌ها تولید شده می‌باشد. در سطر دوم این المان‌ها، پس از بخش دوم شماره کاتالوگ فضایی‌ها، به ترتیب المان‌های مداری فضایی‌ها 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 شعاع و جاذبه محاسبه نمود [21 و 22].

در محاسبه انتشار مداری برای مدارهای نزدیک زمین^{۱۲} (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 مدل سازی 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 فضایی‌ها، 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 ساعی و درجهت 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.

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 می‌شود. 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، OBJ شعاع جسم ترکیب شده، σ_u و σ_w محورهای اصلی انحراف معیار و θ موقعیت فضایی نسبی جسم بخش‌بندی شده را نشان می‌دهند.

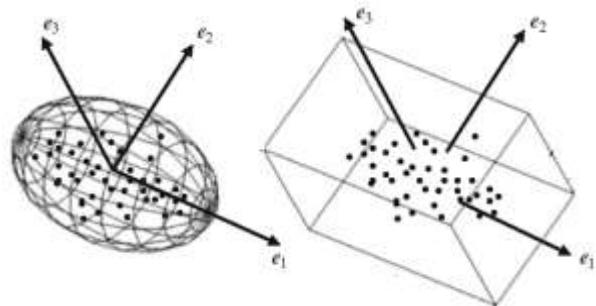
$$P = \frac{1}{2\pi\sigma_u\sigma_w} \int_0^{OBJ} \left[\int_0^{2\pi} \exp \left[\frac{-1}{2} \cdot \left[\begin{bmatrix} \left(\frac{R_0 \sin(\phi) - r \sin(\theta)}{\sigma_u} \right)^2 + \left(\frac{R_0 \cos(\phi) - r \cos(\theta)}{\sigma_w} \right)^2 \end{bmatrix} \right] \cdot rd\theta \right] dr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

در پیاده‌سازی عددی فاستر، زاویه ϕ از محور W ، اندازه گام زاویه θ برابر 5° و شعاع اندازه گام r برابر 12 $OBJ/12$ 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 فضایی‌ما برای مانورهای لازم و ضروری فرار حفظ می‌شود. در این روش از مقدار و بردار ویژه ماتریس کوواریانس خطای برای تعیین جهت بردارها و پراکندگی در هر یک از سه جهت اصلی دستگاه NTW (نیم قطرها در رسم بیضی و اضلاع در رسم جعبه خطای) استفاده می‌شود (شکل ۵).



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

امروزه ارزیابی مقارنۀ برخورد بر مبنای احتمال برای یک جسم فضایی، به عنوان روش تحلیلی اصلی برای اعلام هشدارهای اولیه در انجمان‌های فضایی بین‌المللی استفاده می‌شود. در این روش تمام پارامترها از جمله سایز اجسام نزدیک شده، سایز و جهت کوواریانس وغیره 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 حداقل چند ثانیه می‌باشد، اثرات نیروی گرانشی قابل چشم‌پوشی هستند و می‌توان حرکت را در محدوده چند ده برابری انحراف معیار خطی فرض نمود. بنابراین، حجم جاروب شده به صورت استوانه‌ای بلند بوده و تابع چگالی احتمال را می‌توان به صورت دو بعدی 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

در این روش عبارت را به m مولفه زوج و m مولفه فرد شکسته و از قانون یک سوم سیمپسون استفاده می کند. معادله (۸) برای تعیین مقادیر به اندازه کافی کوچک ترم ها 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 روش های پیشنهادی

روش چان تا کنون سریع ترین روش بوده اما به دلیل محدودیت های نسبی ابعاد جسم، بیشترین محدودیت را میان روش ها دارد. روش پاترا به ویژه با فرمول جسم محوری که ارائه نموده، نتایج خوبی به دست می آورد و از میان روش های نام برده شده پر کاربرد ترین روش است. روش آلفانو تعداد گام های انتگرال را برای هر مرور باید به صورت جداگانه تعیین نماید. روش فاستر کنترل ترین روش است اما می تواند با افزایش ابعاد گام برای بسیاری موارد بدون این که اثر بدی بر دقت بگذارد، سریع تر شود [27]. در انتخاب روش نهایی باید مصالحه ای میان دقت و سرعت شبیه سازی ها برقرار نمود و کاربر بخش های خط کوتاه اطراف یک کانتور بسته ارزیابی می شود. 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 زاویه ای با مرکزیت کوواریانس اندازه گیری شده از محور x است. چگالی احتمال متقاضی لازم است که بتوان انتگرال دو بعدی را به انتگرال مسیر یک بعدی کاهش داد. در نهایت معادله (۵) نتیجه می شود [27]:

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

$$10m \leq miss_dis \tan ce \leq 100KM$$

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

در صفحه مواجهه، شاعع جسم ترکیب شده برابر OBJ ، به مرکز (xm, ym) با انحراف میان σx و σy می باشد. این عبارت با معادله (۲) بیان می شود [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 می شود. ارزیابی آن به صورت عددی با گرفتن بخش های خط کوتاه اطراف یک کانتور بسته ارزیابی می شود. 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 زاویه ای با مرکزیت کوواریانس اندازه گیری شده از محور x است. چگالی احتمال متقاضی لازم است که بتوان انتگرال دو بعدی را به انتگرال مسیر یک بعدی کاهش داد. در نهایت معادله (۵) نتیجه می شود [27]:

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

اگر فاصله خطأ از شاعع جسم ترکیب شده بیشتر باشد احتمال با معادله (۶) محاسبه می شود:

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

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

روش آلفانو

این مدل بر اساس تابع چگالی احتمال تک بعدی می باشد که به صورت دو تابع خطأ^۷ و یک ترم نمایی (طبق معادله (۷)) نشان داده می شود. در صفحه مواجهه، (xm, xy) مرکز جسم ترکیب شده (ترکیب دو بیضی کوواریانس جسم اولیه و ثانویه)، انحراف میان σx و σy و شاعع جسم ترکیب شده OBJ می باشد [27]:

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

ابزارهای تحلیل

ابزارهای متعددی برای تحلیل و شبیه سازی برخورد اجسام در فضا توسعه داده شده است. برخی از این نرم افزارها عبارتند از:

- ❖ COMBO¹⁸: این نرم افزار ابزار استاندارد نیروی هوایی امریکا است. نتایج این نرم افزار تنها برای استفاده رسمی و برای افرادی که درخواست آنها تایید شده در دسترس می باشد.

❖ SOAP¹⁹: این نرم افزار ابزار دیداری و تحلیل مدار سه بعدی است که اتحادیه هواشناس توسعه داده است. البته تابع تحلیل

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 نوراد
۴۳۱/۹ کیلومتر	حضیض مداری
۴۴۳/۱ کیلومتر	اوج مداری
۵۹/۸۱۲۸ درجه	زاویه میل مداری
۹۳/۲ دقیقه	تناوب مداری
۹/۷۱۹×۱۰ ^{-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 تقریب و احتمال برخورد را با روش حل تحلیلی چان و روش پاترا 200×200 مساحتی 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/حضریض و مسیر مدار، دو فیلتر زمان و اوج/حضریض و یک فیلتر زمان انجام شد. در تنظیم با یک فیلتر ۷۲۹۲۱ برخورد شناسایی شد که از این میان بیشترین احتمال برخورد پیش‌بینی شده 10^{-10} مساحتی مدار $6/4 \times 10^{-10}$ 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/حضریض انجام شد. در این شبیه‌سازی ۷۱۸۸۲ برخورد با بیشترین احتمال 10^{-10} 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 $6/4 \times 10^{-10}$ 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

مقارنه‌این 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 مازولی به نرم‌افزار STK (تولید شده در شرکت AGI) اضافه شده است. این مازول 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 تقریب را روی همه محموله‌های معتبر و همه اجسام شناسایی و ثبت شده غیرمحروم‌انه در مدار، برای یک هفتگه بعد با استفاده المان‌های دو خطی و مدل انتشار SGP4/SDP4 انجام داده و ۱۰ تقریب با کمترین فاصله تقریب 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

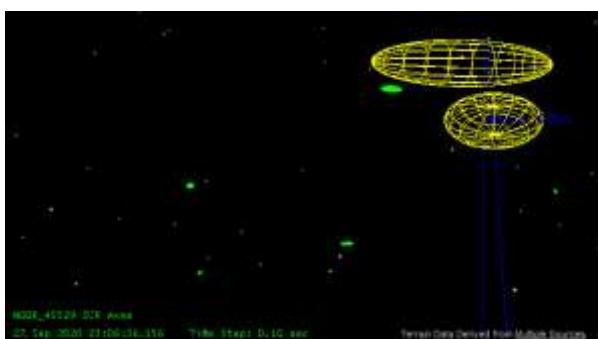
برای بررسی احتمال برخورد ماهواره نور با سایر اجسام فضایی از نرم‌افزار STK11 استفاده شده است. حجم بالای پردازش مورد نیاز برای تحلیل برخورد و مقارنه با همه اجسام فضایی موجب می‌شود تا STK زمان زیادی برای شبیه‌سازی نیاز باشد. از این روز، در نرم‌افزار تعدادی پیش فیلتر استاندارد (برای TLE های قدیمی (یا خارج شده از فعالیت)²¹، اوج/حضریض²²، مسیر مدار²³ و زمان) برای کم کردن پیچیدگی محاسباتی در نظر گرفته 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

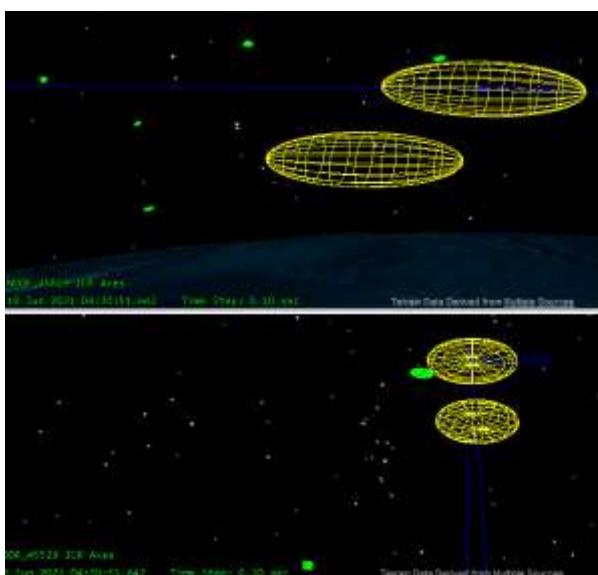
21. Out Of Date TLEs

22. Apogee/Perigee

23. Orbit Path



شکل ۶- وضعیت دو فضاییما در ۰۷/۰۹/۲۰۲۰ ساعت ۰۶:۳۰



شکل ۷- وضعیت دو فضاییما در ۱۸/۰۳/۲۰۲۱ ساعت ۰۰:۳۰

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 نقره 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 اجرام 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 اجرام فضایی در هنگام مقارنه حالت مختلفی ممکن است نسبت به هم داشته باشند. دو حالت موازی و متقطع در شکل (۶) و (۷) نشان داده شده است. برای این که در کهتری 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 نظرارت دقیق تر بررسی‌های لازم برای مانور آن در نظر گرفته می‌شود.

جدول ۲- احتمال برخورد ماهواره نور با سایر اجرام 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-Hyouk, 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 Sience 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 STK همچنین محدودیت‌های موجود در دسترسی به آنها، نرم‌افزار برای شبیه‌سازی احتمال برخورد 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 $10^{-4} \times 10^{-6}$ 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 برخود نخواهد داشت.

تعارض منافع

هیچگونه تعارض منافع توسط نویسنده‌گان 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 Soulard, N. Mark Quinn, T. Tajima, G_erard 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.