



Available in:
Journal.isrc.ac.ir

Journal of
Space Science, Technology
& Applications (Persian)

Vol. 2, No. 1, pp.: 1-10
2022

DOI:

10.22034/jssta.2022.324841.1048.

Article Info

Received: 2022-1-17
Accepted: 2022-6-19

Keywords

Satellite docking, Dynamic simulation; Probe-cone, Concentrated mass, Collision force

How to Cite this article

Mohammadreza Alijani Nargesi, Hasan Haddadpour, Saeed Shakhesi, "Impact Investigation between Two Unmanned Satellites during Central Docking Process", *Journal of Space Science, Technology and Applications*, vol 2 (1), p.: 1-10, 2022.

Impact Investigation between Two Unmanned Satellites during Central Docking Process

Mohammadreza Alijani Nargesi^{*1}, Hasan Haddadpour², Saeed Shakhesi³

- 1,*. Aerospace Engineering Department, Sharif University of Technology, Tehran, Iran, m.aliyani72@chmail.ir, Corresponding author
2. Aerospace Engineering Department, Sharif University of Technology, Tehran, Iran, haddadpour@sharif.edu
3. Iranian Space Research Center, Tehran, Iran, s.shakhesi@isrc.ac.ir

Abstract

One of the key issues in the operations of on orbit servicing to unmanned satellites is to provide a safe and reliable docking process. This paper investigates the dynamic behavior of a flexible probe in the central docking mechanism of unmanned satellites.

For simulating the impact phenomenon, a dynamic analysis software (MSC. Adams) has been applied and a three-dimensional model has created based on the assumption of a flexible clamped beam as a shock absorber. The results are in good agreement with similar theoretical and experimental results. additionally, it is possible to consider the parameters such as the type of connection between the beam and the concentrated mass, angular and translational velocity of chaser and target satellites, in order to determine the optimum condition to perform a successful docking operation. The results of this study indicate that the use of a spherical joint for the ball attached to the probe, significantly reduces the maximum value of impact force. Also, the rotation of the sphere leads to less change in the linear and angular velocity of the target satellite and increases the probability of successful mating of the satellites. On the other hand, the movement of the conical area relative to the target satellite reduces the maximum impact force and shock resulting on the satellites structure. As a result, the chance of successful docking increases.



بررسی اثر اتصال در برخورد دو ماهواره بدون سرنشین حین عملیات پهلوگیری مرکزی

محمد رضا علیجانی نرگسی^{۱*}، حسن حدادپور^۲، سعید شاخصی^۳

۱. * کارشناس ارشد، دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی شریف، تهران، m.aliyani72@chmail.ir (نویسنده مسئول)

۲. عضو هیئت علمی، دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی شریف، تهران، haddadpour@sharif.edu

۳. عضو هیئت علمی، پژوهشگاه فضایی ایران، تهران، s.shakhesi@isrc.ac.ir

دسترس پذیر در نشانی:
Journal.isrc.ac.ir

دو فصلنامه
علوم، فناوری و
کاربردهای فضایی

سال دوم، شماره ۱، صفحه ۱-۱۰
بهار و تابستان ۱۴۰۱

چکیده

یکی از مسائل بحرانی در عملیات سرویس دهی به ماهواره‌هایی که در مدار قرار گرفته‌اند، ایجاد یک مکانیزم پهلوگیری امن و قابل اعتماد است. در این مقاله رفتار دینامیکی یک پین انعطاف پذیر در مکانیزم پهلوگیری مرکزی ماهواره‌ها بررسی شده و نیز با استفاده از توانمندی‌های نرم افزار آدامز شبیه سازی انجام شده است. به این ترتیب که ابتدا یک مدل سه بعدی برای عملیات پهلوگیری دو ماهواره با فرض تیر یکسر درگیر انعطاف پذیر به عنوان جاذب شوک، ایجاد شده و در مرحله بعد، مساله برخورد بررسی شده است. نتایج شبیه سازی از هماهنگی مناسبی با نتایج تئوری و تجربی مشابه برخوردار است. در نهایت، علاوه بر حل مساله به صورت سه بعدی و بررسی پدیده ضربه بین دو ماهواره و نیروی اعمال شده در حین آن، اثر پارامترهایی نظیر نوع اتصال بین تیر و جرم متمرکز و همین طور اتصال بین ناحیه مخروطی و بدنه ماهواره هدف، بررسی شده‌اند. نتایج این بررسی‌ها نشان می‌دهد که دوران گوی نسبت به پین مخصوصا در راستای رُل، نیروی ضربه بین دو ماهواره را کاهش می‌دهد. همچنین متحرک بودن گوی سرعت ماهواره هدف و نیز سرعت زاویه‌ای آن را بعد از برخورد به میزان کمتری افزایش داده و بدین وسیله احتمال اتصال موفق ماهواره‌ها را افزایش می‌دهد. از طرفی، حرکت ناحیه مخروطی نسبت به ماهواره هدف نیز یکی از عواملی است که بیشینه نیروی برخورد دو ماهواره را کاهش داده و در نتیجه، شوک حاصل از برخورد روی سازه دو ماهواره را کاهش می‌دهد و شانس پهلوگیری موفق افزایش می‌یابد.

DOI:

10.22034/jssta.2022.324841.1048.

تاریخچه داوری

دریافت: ۱۴۰۰/۱۰/۲۷

پذیرش: ۱۴۰۱/۰۳/۲۲

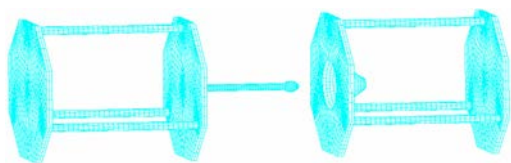
واژه‌های کلیدی

پهلوگیری ماهواره، شبیه سازی دینامیکی، اثر اتصال، پین-مخروط، نیروی برخورد

نحوه استناد به این مقاله

محمد رضا علیجانی نرگسی، حسن حدادپور، سعید شاخصی. "بررسی اثر اتصال در برخورد دو ماهواره بدون سرنشین حین عملیات پهلوگیری مرکزی"، دو فصلنامه علوم، فناوری و کاربردهای فضایی، جلد دوم، شماره اول، صفحات ۱-۱۰، ۱۴۰۱.

هیز^۳ و همکاران از شرکت هوافضایی میشیگان منتشر شد که به بررسی مکانیزم پهلوگیری مداری از نوع مرکزی می‌پرداخت. در این مطالعه، برای شبیه‌سازی این عملیات از نرم‌افزار آدامز استفاده شده است. همچنین، مدل اولیه در مرکز پرواز فضایی مارشال^۴ مورد تست تجربی قرار گرفته و نتایج حاصل، با نتایج به‌دست آمده از شبیه‌سازی مقایسه شده است. در این مقاله، روش مدل‌سازی، شبیه‌سازی و تست توصیف شده است [۵و۴]. ایگزراگ ژانگ^۵ و همکاران در مقاله خود که در سال ۲۰۱۲ منتشر کردند، به بررسی رفتار دینامیکی مکانیزم اتصال محوری پین-مخروط با فرض پین انعطاف‌پذیر پرداختند. معادلات حاکم با استفاده از روش لاگرانژ^۶ استخراج شده و حل مساله با فرض مدل هرتز^۷ و روش عددی رلنگ کوتا^۸ انجام گرفته است. مدل اجزای محدود مساله همانند شکل ۱ و نیز شبیه‌سازی آن را با استفاده از نرم‌افزار پترن/دایترن^۹ انجام داده و اثر پین انعطاف‌پذیر را به عنوان جاذب شوک روی پدیده ضربه بررسی کردند [۳].



شکل ۱. مدل اجزای محدود مکانیزم پهلوگیری مرکزی [۳]

در سال ۲۰۱۳، بوئسو و فرانسیسکنی^{۱۰} در مقاله خود، مکانیزم پهلوگیری مداری در مقیاس کوچک و از نوع مرکزی را بررسی کردند. در این مقاله، دینامیک مدل استخراج شده و شبیه‌سازی با استفاده از نرم‌افزار ام دی. آدامز^{۱۱} صورت گرفته است. همچنین برای مکانیزم پهلوگیری مداری طراحی شده، تست تجربی نیز انجام شده است [۶]. در سال‌های ۲۰۱۴ و ۲۰۱۵ وی هان^{۱۲} و همکاران سعی کردند تا معادلات حرکت را برای مخروط انعطاف‌پذیر متصل به ماهواره هدف استخراج کنند. مدل‌سازی نیروی ضربه آن‌ها بدون در نظر گرفتن عبارت میرایی انجام شد [۸و۷]. آن‌ها معادلات حاکم بر مساله را با روش نیوتنی

یکی از موضوع‌های با سطح فناوری بالا در حوزه فضایی که بسیاری از مهندسان در حال تلاش برای توسعه دادن آن هستند، اتصال دو جسم در فضا است. عملیات پهلوگیری دو ماهواره، شامل تعدادی مانور مداری است که باعث می‌شود ماهواره تعقیب‌کننده در نهایت در همسایگی ماهواره هدف قرار گرفته و اتصال مکانیکی بین آنها برقرار شود [۱]. در حالت کلی دو نوع اتصال سازه‌ای به منظور یکپارچه‌سازی دو ماهواره در مدار، وجود دارد: اتصال محوری^۱ و اتصال توسط بازو که در فرایند اتصال محوری، ماهواره تعقیب‌کننده به صورت کاملاً کنترل شده به سمت ناحیه مورد نظر در همسایگی ماهواره هدف هدایت می‌شود در حالی که در فرایند اتصال توسط بازو^۲، بازوی مکانیکی عمل نزدیک کردن دو ماهواره را انجام می‌دهد. از طرفی، فرایند اتصال محوری به دو نوع مرکزی و محیطی دسته‌بندی می‌شود. نوع مرکزی ساده‌تر و نیز کم‌هزینه‌تر بوده و عیب مشخص آن، ایجاد مانع در هنگام عبور سرنشینان پس از اتصال است. بنابراین، در ماموریت‌های بدون سرنشین استفاده از اتصال محوری از نوع مرکزی مقرون به صرفه‌تر است.

در سال‌های اخیر، تمایل آژانس‌های فضایی، شرکت‌های کوچک و دانشگاه‌ها به ماهواره‌های با وزن کم (زیر ۱۰۰ کیلوگرم) افزایش یافته است. این ماهواره‌ها در حقیقت از پتانسیل قابل ملاحظه‌ای برای دسترسی به فضا با هزینه کمتر، برخوردار هستند در نتیجه، توسعه فعالیت‌های فضایی را در زمان‌های کوتاه و با ریسک کم ممکن می‌سازند. از طرفی وزن پایین این ماهواره‌ها، کارایی آنها را محدود می‌کند. بنابراین، برای افزایش عملکرد آنها، مفهوم اتصال این ماهواره‌ها در فضا مطرح شده است [۲]. روش معمول و مناسب برای اتصال مداری ماهواره‌های کوچک و متوسط، استفاده از سیستم پین-مخروط است زیرا این ماهواره‌ها فاقد بار یا سرنشین هستند [۳]. از این‌رو، در سال‌های اخیر به این سیستم برای اتصال ماهواره‌های با وزن کم، توجه شایانی شده است. به عنوان مثال، در سال ۲۰۰۳ مقاله‌ای توسط

7 Hertz

8 Runge-Kutta method

9 Patran/Dytran

10 A. Boesso and A. Francesconi

11 MD.Adams

12 Wei Han

1 Docking

2 Berthing

3 Hays

4 Marshall Space Flight Center

5 Xiang Zhang

6 Lagrange

غیرخطی برای اتصال مداری پیشنهاد داده‌اند. آنها در مطالعه خود با استفاده از معادلات غیرخطی دینامیک به طراحی کنترل کننده در مدارهای دایروی و بیضوی پرداخته‌اند. هم‌چنین برای غلبه به عدم قطعیت‌ها از حل معادله ریکاتی^۴ بر اساس روش تحلیلی بردارهای ویژه بهره برده‌اند [۱۴]. بختیاری و همکاران نیز در مقاله خود معادلات حرکت نسبی برای مدارهای اغتشاش‌یافته را توسعه داده‌اند. آن‌ها با استفاده از پارامترهای نسبی به‌دست‌آمده از روش هندسی، یک قانون کنترل ردیابی وضعیت نسبی برای کاربرد ارسال اطلاعات یک ماهواره به ماهواره دیگر در حضور دینامیک موقعیت و عدم قطعیت پارامتری طراحی کردند. به دلیل وجود عدم قطعیت در دینامیک سیستم، از تئوری کنترل مقاوم مود لغزشی بهره بردند که نسبت به عدم قطعیت‌ها و هم‌چنین اغتشاشات خارجی پایدار است. در نهایت، یک قانون کنترل مناسب طراحی شد که در برابر این عدم قطعیت‌ها مقاوم بوده و دقت خوبی دارد [۱۵].

در تمام پژوهش‌های اشاره شده، پین و جرم متمرکز متصل به آن، به صورت یکپارچه فرض شده و ناحیه مخروطی نیز به صورت یکپارچه با بدنه ماهواره هدف، یا به صورت اتصال ثابت مدل شده است. اما در این مقاله، تاثیر حرکت جرم متمرکز نسبت به تیر و همین‌طور حرکت ناحیه مخروطی نسبت به بدنه ماهواره هدف بر روی پدیده برخورد بین دو ماهواره، با استفاده از توانمندی‌های نرم افزار آدامز بررسی و اثر آن بر منحنی نیروی برخورد تعیین خواهد شد. برای این منظور، ابتدا مدل سه‌بعدی از مساله ایجاد شده و بعد از شبیه‌سازی فرایند اتصال، منحنی برخی پارامترهای برخورد از قبیل ضربه، سرعت خطی و سرعت زاویه‌ای ماهواره هدف برحسب زمان رسم شده و در نهایت، اثر پارامترهای مورد نظر روی مساله پهلوگیری بحث و بررسی شده است.

و دینامیک کین^۱ به‌دست آوردند. هم‌چنین ضخامت دیواره جدار نازک مخروط را به عنوان یک پارامتر طراحی در نظر گرفتند و در نتایج خود متوجه شدند که کاهش ضخامت باعث کاهش نیروی برخورد دو ماهواره می‌شود. هم‌چنین، در مقاله دیگری که در سال ۲۰۱۳ منتشر کردند، تغییر شکل تیر منعطف در خلال برخورد را بررسی کردند. برای این کار معادلات الاستیک تیر را از روش لاگرانژ استخراج نموده و به درجات آزادی صلب مساله کوپل کردند. در نهایت نیز نتایج حاصل از حل عددی را با نتایج شبیه‌سازی توسط نرم افزار پترن/ دایترن مقایسه کردند [۹]. در ادامه، در مقاله دیگری در همان سال به بررسی شکل و اندازه ناحیه تماس و هم‌چنین توزیع تنش و تغییر شکل ناحیه تماس و نیز تاثیر انعطاف‌پذیری و جوجه تماس، با استفاده از روش تحلیلی پرداختند و صحت نتایج را توسط تست تجربی بررسی کردند [۱۰]. این گروه از پژوهشگران، در سال ۲۰۱۴ نیز با انتشار مقاله‌ای، رفتار دینامیکی مدل پین-مخروط برای پهلوگیری ماهواره‌های رده نانو و میکرو را بررسی کردند. آنها در این مقاله، برای مدل‌سازی از روش کین استفاده کردند و نتایج را با نتایج حاصل از روش لاگرانژ تطبیق دادند. هم‌چنین، اثر مدول الاستیسیته و سرعت اولیه ماهواره تعقیب‌کننده بر برخورد را هم بررسی کردند [۱۱]. در نهایت در سال ۲۰۱۶ مقاله دیگری را منتشر کرده و در آن با استفاده از روابط دو مرحله‌ای با استفاده از روش کوادراتیک^۲ و لاگرانژ به تعیین سطح تماس و میزان تنش ایجاد شده در آن پرداختند [۲].

در مقاله‌های دانشجو و علیبخشی که در سال ۲۰۱۸ منتشر شده است، به جای فرض تیر یک‌سر درگیر منعطف، پین به صورت صلب فرض شده و از سیستم فنر-دمپر به عنوان جاذب شوک استفاده شده است. در این مقاله‌ها مدل‌سازی با استفاده از روش لاگرانژ انجام گرفته و نتایج به روش عددی و با استفاده از نرم افزار متلب/ سیمولینک^۳ به‌دست آمده‌اند [۱۲ و ۱۳].

پژوهش‌های اشاره شده، به بررسی اتصال مداری ماهواره‌ها به صورت کنترل غیرفعال پرداخته‌اند. دسته دیگری از پژوهش‌ها نیز به کنترل فعال ماهواره‌ها حین پهلوگیری مداری اهتمام ورزیده‌اند. به عنوان مثال، نوایی و اخلومدی یک سیستم کنترل

3 MATLAB/SIMULINK
4 Riccati equation

1 Kane
2 Quadratic

۲- روش حل

در بررسی مساله پهلوگیری و اتصال مداری، سه روش معمول وجود دارد: مدل‌سازی و حل تحلیلی، تست زمینی و شبیه‌سازی نرم‌افزاری [۳] که در این مقاله از روش سوم یعنی شبیه‌سازی نرم‌افزاری استفاده شده است. دو روش دیگر در عین داشتن مزیت، معایب و محدودیت‌هایی نیز دارند. به عنوان مثال، روش تست تجربی لزوماً نتایج دقیقی ارائه نمی‌کند و ایجاد شرایط شبیه‌سازی دقیق سناریوهای مختلف برخورد مداری ماهواره‌ها، در روی زمین دشوار است. هم‌چنین این روش نیاز به هزینه، زمان و نیروی انسانی زیادی دارد. در روش تحلیلی نیز برای کاهش بعد معادلات حاکم بر مساله به یک یا دو، از فرضیات ساده‌کننده زیادی استفاده می‌شود و همین کار باعث ایجاد خطا در مساله می‌شود و نیز این روش مساله را فقط از یک منظر بررسی می‌کند و در نظر گرفتن کوپلینگ چند اثر با هم با استفاده از این روش مشکل است.

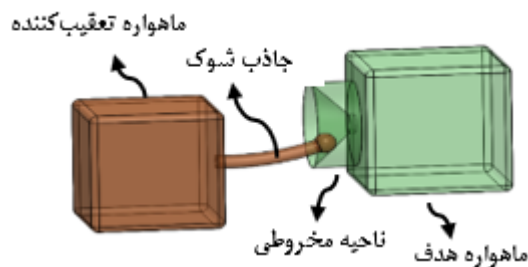
با پیشرفت فناوری کامپیوتری، امروزه تمایل به روش‌های اجزای محدود^۱ برای حل انواع مسائلی شامل ترم‌های پیچیده غیرخطی مانند تغییر شکل‌های زیاد، پدیده ضربه-تماس و ... افزایش یافته است. از این روش می‌توان بعد از ساختن نمونه و تست آن به صورت تجربی، برای مقایسه با داده‌های تجربی و اطمینان از صحت نتایج بهره گرفت. داده‌های حاصل از شبیه‌سازی را تا زمانی که کاربر از صحت نتایج آن مطمئن شود، می‌توان به راحتی با تغییر پارامترهای مختلف و حل دوباره مساله تصحیح کرد. البته برای تعیین برخی پارامترها در روش شبیه‌سازی، لازم است از داده‌های تجربی موجود استفاده شود اما از آنجایی که این روش بر مبنای برازش منحنی نیست، متاثر از خطاهای روش تجربی نیز نمی‌باشد. از روش‌های شبیه‌سازی اجزای محدود برای مدل‌سازی آزمایش‌های ضربه قبل از انجام آنها، به منظور کاهش هزینه و افزایش بهره‌وری نیز استفاده می‌شود [۱۶].

از آنجایی که در این مقاله، هدف بررسی برخی از پارامترهای موثر در پدیده ضربه از قبیل نوع اتصال پین و گوی بوده و نیز تماس بین اشیاء و برخورد بین آنها، یک جنبه مهم در دینامیک

چند جسمی محسوب می‌شود و یک پدیده گسسته و غیرخطی است بنابراین، نیاز به تکرار محاسبات^۲ دارد. در نتیجه، بررسی آن با استفاده از حل تحلیلی، پیچیده و زمان‌بر است و از طرفی هم دقت، توانایی و گسترش نرم افزارهای طراحی و تحلیل مسائل دینامیک چند جسمی، آنها را به ابزاری قدرتمند برای شبیه‌سازی مسائل مختلف و همین‌طور جایگزین روش‌های پرهزینه تجربی تبدیل کرده است. از این‌رو، روش شبیه‌سازی نرم‌افزاری به منظور تحلیل مساله انتخاب شده و از نتایج تحلیلی و تجربی موجود، فقط در راستای صحت‌سنجی استفاده شده است. در زمینه شبیه‌سازی دینامیکی نیز نرم افزار آدامز، یک محصول شرکت نرم‌افزاری MSC در دینامیک چند جسمی است که برای انجام تحلیل‌های دینامیکی پیچیده و غیرخطی از جمله پدیده ضربه-تماس بین اشیاء توسعه داده شده است و می‌تواند نتایج دقیق ارائه دهد.

۳- نتایج و بحث

در این بخش، مساله به صورت سه‌بعدی مدل شده و شبیه‌سازی پدیده برخورد در نرم‌افزار آدامز انجام شده و اثر پارامترهای مورد نظر روی مساله بررسی شده است که در ادامه، نتایج حاصل مشاهده می‌شود.



شکل ۲. مدل سه بعدی فرایند پهلوگیری

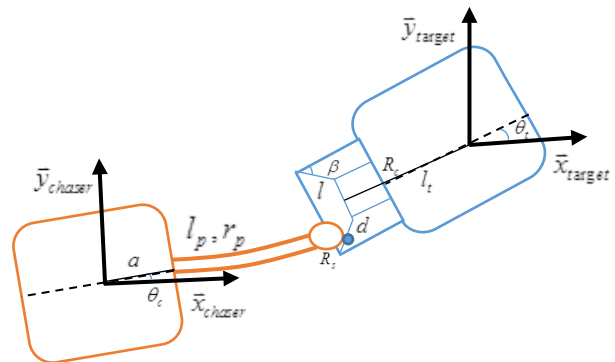
۳-۱- شبیه‌سازی

برای مدل‌سازی سه‌بعدی مساله در محیط نرم‌افزار، بدنه ماهواره هدف به صورت یک مکعب در نظر گرفته شده که یک ناحیه مخروطی به عنوان هادی پهلوگیری به آن متصل شده است. بدنه ماهواره تعقیب‌کننده نیز به وسیله یک مکعب مدل شده و یک پین انعطاف‌پذیر نقش جاذب شوک را بازی می‌کند. شکل ۲،

جدول ۲. مشخصات ماهواره هدف

ماهواره هدف			
واحد	مقدار	نماد	پارامتر
kg	۲۳/۵۷۳۱	m_t	جرم
kgm ²	۰/۵۲۰۶	I_t	ممان اینرسی
Gpa	۷۱/۷۰۵	E_t	مدول الاستیسیته
—	۰/۳	θ_t	ضریب پواسون
m	۰/۰۹۶	l_t	فاصله مرکز جرم تا لبه داخلی مخروط
m	۰/۰۴۵	d	فاصله نقطه برخورد تا لبه داخلی مخروط
m	۰/۰۱۵	R_{cone}	شعاع حفره
m	۰/۰۷۳۵	l	طول مولد مخروط
deg	۴۵	β	زاویه نیم راس
m/s	۰	v_{t0}	سرعت اولیه

اجزای مختلف سیستم را نشان می‌دهد. زمان حل ۰/۰۰۳ ثانیه و گام‌های آن ۱ میکرو ثانیه در نظر گرفته شده است که برای بررسی با دقت مناسب ضربه اولیه بین دو ماهواره کافی است. ضریب اصطکاک برابر با ۰/۳۳ فرض شده و سایر اطلاعات مربوط به مدل نیز در جداول ۱ و ۲ نشان داده شده است. هندسه مدل نیز در شکل ۳ نشان داده شده است. شایان ذکر است که اعداد در نظر گرفته شده، در هماهنگی با اعداد موجود در پژوهش‌های مشابه، از جمله مراجع اشاره شده در بخش اعتبارسنجی انتخاب شده‌اند تا نتایج قابل مقایسه باشند.



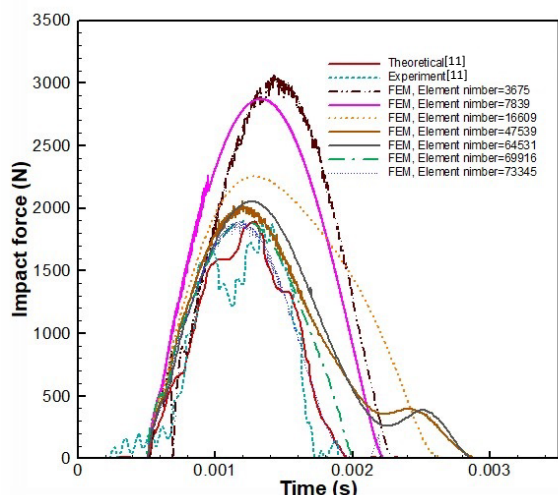
شکل ۳. هندسه دو بعدی مساله

۲-۳- اعتبارسنجی

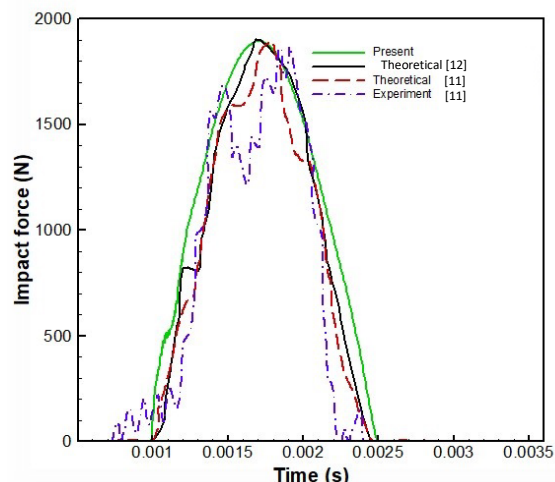
قبل از ارائه نتایج اصلی، لازم است درستی نتایج به‌دست آمده بررسی شود. برای این منظور، بین گوی کروی و پین منعطف و نیز بین ناحیه مخروطی و بدنه ماهواره هدف، اتصال ثابت تعریف شده و سپس نتایج حاصل از شبیه‌سازی، با نتایج ارائه شده در مرجع [۱۱] مقایسه شده است. این مرجع مقاله‌ای است که ژانگ^۱ و همکاران در سال ۲۰۱۴ منتشر کرده و در آن، اثر پین انعطاف‌پذیر در مساله پهلوگیری را بررسی کرده‌اند. آن‌ها در مقاله خود مساله را هم با دینامیک کین و هم با دینامیک لاگرانژ حل کردند که نتایج کاملاً مشابهی گرفتند و نیز نتایج خود را با نتایج حاصل از تست تجربی مقایسه کردند. این نتایج در شکل ۴ و جدول ۳ مشاهده می‌شود. هندسه، اینرسی و ورودی‌های مدل استفاده شده در این مقاله، همان ورودی‌ها و اطلاعات جدول ۱ است. هم‌چنین در سال ۲۰۱۸ مقاله‌ای توسط دانشجو و علیبخشی منتشر شد که در آن، مساله با استفاده از ورودی‌های مشابه حل و عدد ۱۹۰۰ نیوتن برای بیشینه نیروی برخورد گزارش شده است [۱۲]. سایر نتایج نیز در ادامه مشاهده می‌شود.

جدول ۱. مشخصات ماهواره تعقیب‌کننده

ماهواره تعقیب‌کننده			
واحد	مقدار	نماد	پارامتر
kg	۲۱/۹۷۰۶	m_c	جرم
kgm ²	۰/۴۴۵	I_c	ممان اینرسی
Gpa	۷۱/۷۰۵	E_c	مدول الاستیسیته
—	۰/۳	θ_c	ضریب پواسون
m	۰/۲	l_c	طول تیر
m	۰/۰۱۵	R_s	شعاع گوی
m	۰/۱۳۶۵	a	فاصله مرکز جرم تا نقطه اتصال تیر
m	۰/۰۰۹	r_p	شعاع تیر
kg/m ³	۲۷۴۰	ρ	چگالی
m/s	۰/۳	v_{c0}	سرعت اولیه



شکل ۵. تغییرات نیرو بر حسب زمان برای تعداد المان‌های مختلف



شکل ۴. مقایسه منحنی برخورد بر حسب زمان با پژوهش‌های مشابه [۱۱ و ۱۲]

از مشاهده شکل ۵ دریافت می‌شود که با انتخاب تعداد ۶۹۹۱۶ المان، نتایج شبیه‌سازی دقت قابل قبولی خواهد داشت.

۳-۴- اثر اتصال جرم متمرکز و تیر منعطف

برای بررسی اثر اتصال بین گوی کروی و تیر انعطاف‌پذیر، با توجه به این که گوی نسبت به تیر نمی‌تواند حرکت انتقالی داشته باشد، فقط اثر دوران گوی نسبت به تیر بررسی می‌شود. برای این کار ابتدا بین گوی و تیر، مفصل ثابت که تمام درجات آزادی گوی را می‌بندد، تعریف شده و در ادامه به ترتیب اجازه دوران به گوی در جهات مختلف داده می‌شود تا تاثیر دوران گوی روی تیر در برخورد مشخص شود، برای این منظور نیز از مفصل‌های لولا، هوک و کروی که به ترتیب اجازه دوران در یک، دو و سه جهت را می‌دهند استفاده شده است.

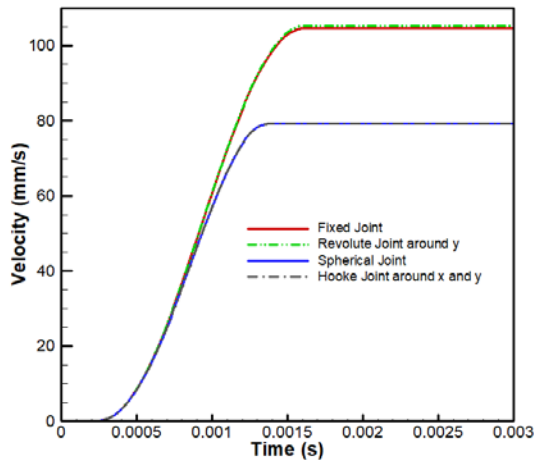
جدول ۳. مقایسه بیشینه نیرو و زمان برخورد

زمان برخورد (میلی ثانیه)	بیشینه نیروی برخورد (نیوتن)	
۱/۴۶	۱۸۹۹	دینامیک کین و لاگرانژ [۱۱]
۱/۳۶	۱۸۸۸	تست تجربی [۱۱]
۱/۵۰	۱۸۹۴	تحقیق حاضر

با توجه به منحنی شکل ۴ و جدول ۳ مشاهده می‌شود، نتایج حاصل از هماهنگی مناسبی با نتایج موجود در مراجع برخورددار است و با تقریب خوبی قابل قبول است.

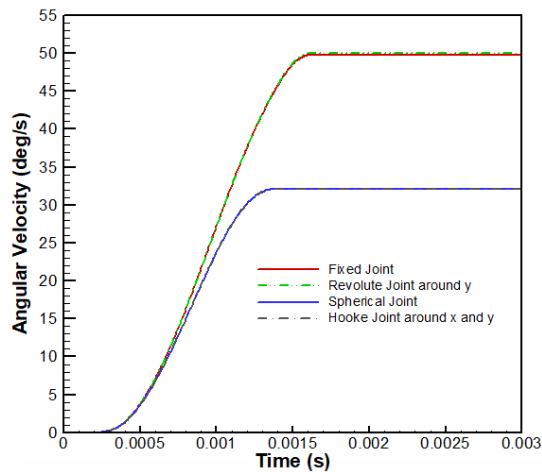
۳-۳- شبکه‌بندی

در تحقیق حاضر، بدنه ماهواره تعقیب‌کننده، بدنه ماهواره هدف و نیز ناحیه مخروطی به صورت صلب و جاذب شوک به صورت انعطاف‌پذیر در نظر گرفته شده‌اند. بنابراین، تیر یک‌سر درگیر به بدنه ماهواره تعقیب‌کننده با المان‌های چهار وجهی شبکه‌بندی شده است. برای تعیین تعداد المان‌ها، تا همگرا شدن نتایج شبیه‌سازی به نتایج تحلیلی موجود، مرحله به مرحله شبکه‌بندی ریزتر شده است. این فرایند در شکل ۵ مشاهده می‌شود.



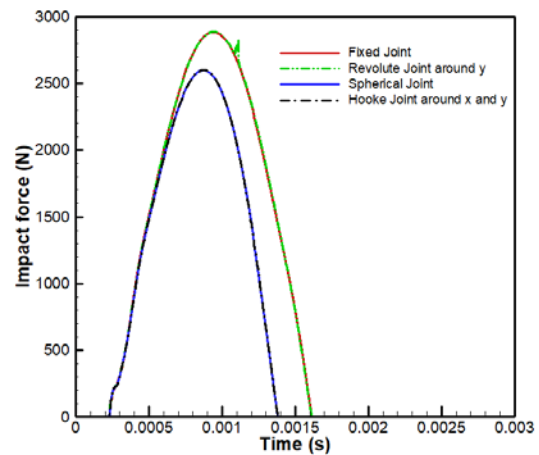
شکل ۷. تاثیر نوع اتصال گوی بر سرعت ماهواره هدف

شکل ۷ اثر نوع اتصال گوی و پین منعطف را روی سرعت خطی ماهواره هدف نشان می‌دهد. با مشاهده آن می‌توان دریافت که دوران گوی حول محور X (دوران رُل)، سرعت ماهواره هدف حین عملیات پهلوگیری را به طور قابل توجهی کاهش می‌دهد که نسبت به حالت اتصال ثابت بسیار مناسب‌تر خواهد بود.



شکل ۸. اثرات اتصال گوی بر سرعت زاویه‌ای ماهواره هدف

از مشاهده شکل ۸ نیز که تغییرات سرعت زاویه‌ای ماهواره هدف بر حسب زمان را حین برخورد نشان می‌دهد، می‌توان نتیجه گرفت که اتصال کروی سرعت زاویه‌ای ماهواره هدف را به طور قابل ملاحظه‌ای کاهش می‌دهد در نتیجه، شانس پهلوگیری

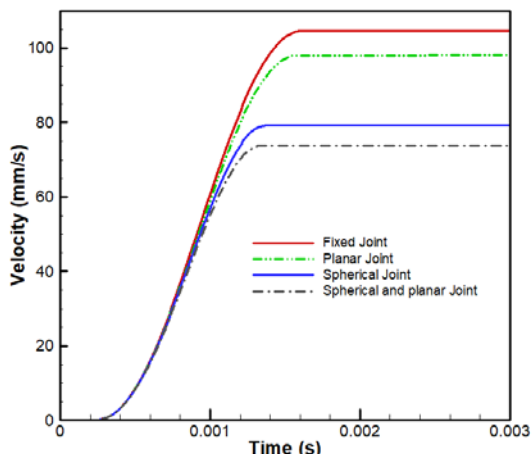


شکل ۶. نمودار نیروی برخورد برای اتصالات مختلف گوی

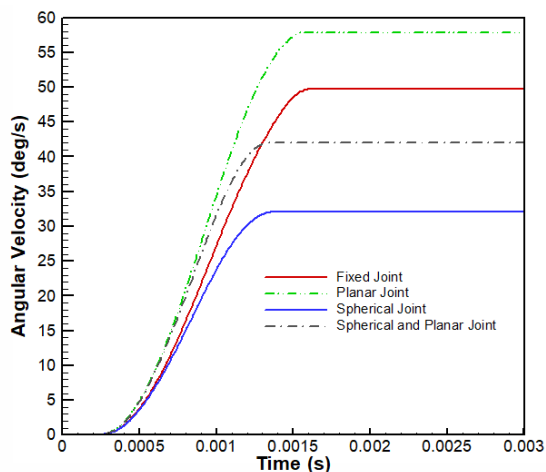
در نمودار ارائه شده در شکل ۶ در حالت لولا، اجازه دوران به گوی در جهت Y (راستای عمودی) داده شده است که نسبت به حالت ثابت نیروی برخورد تغییر چشم‌گیری نکرده است. در مرحله بعد با استفاده از اتصال کروی اجازه حرکت در سه جهت به گوی داده شده است. همان‌طور که مشاهده می‌شود، نیروی برخورد کاهش قابل ملاحظه‌ای یافته است. تا این مرحله می‌توان نتیجه گرفت که دوران گوی نسبت به تیر منعطف، تاثیر قابل توجهی در کاهش شدت ضربه دارد اما از این میان دوران حول Y تاثیر چندانی ندارد. برای مشخص کردن تاثیر دو جهت دیگر، از یک اتصال هوک^۱ حول X و Y استفاده می‌کنیم. در این حالت مشاهده می‌شود که منحنی برخورد نسبت به حالت اتصال کروی تغییری نمی‌کند. بنابراین می‌توان نتیجه گرفت که تاثیر اصلی دوران مربوط به جهت X (دوران رُل) است. اما نکته قابل ذکر این است که سهم تاثیر دوران در هر جهت، کاملاً وابسته به محل برخورد و زاویه آن است که استفاده از اتصال کروی می‌تواند این اطمینان را بدهد که در نقاط برخورد و زوایای مختلف برخورد نیز تاثیر قابل توجهی در بیشینه نیروی برخورد ایجاد شود. بنابراین می‌توان نتیجه گرفت که اگر در نقطه اتصال گوی و تیر مفصل کروی تعریف شود، برخورد اولیه به حدود یک سوم کاهش می‌یابد اما، عمل پس‌زنی تسریع می‌شود و از آنجایی که در مساله برخورد مقدار نیروی برخورد اهمیت بیشتری دارد، در مجموع دادن اجازه دوران به گوی می‌تولند تاثیر مثبتی در انجام برخورد بهینه‌تر و امن‌تر داشته باشد.

1 Hooke

۱۱ که مربوط به تغییرات سرعت زاویه‌ای ماهواره هدف حین برخورد است، دریافت می‌شود که اتصال کروی/صفحه‌ای با کاهش سرعت زاویه‌ای ماهواره هدف نسبت به حالت ثلثت، می‌تواند باعث افزایش شانس پهلوگیری موفق شود.



شکل ۱۰. تاثیر نوع اتصال مخروط بر سرعت ماهواره هدف



شکل ۱۱. اثر اتصال مخروط بر سرعت زاویه‌ای ماهواره هدف

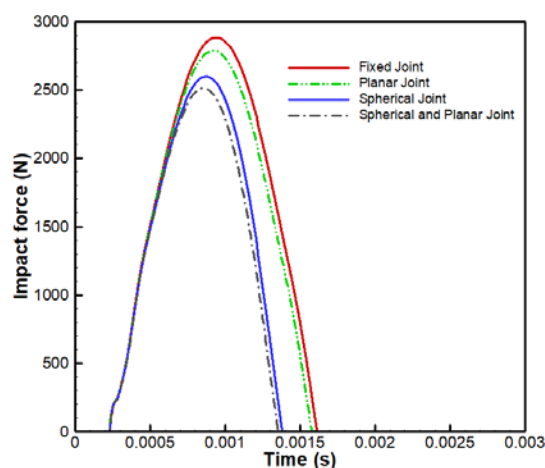
۴- نتیجه‌گیری

در این مقاله، رفتار دینامیکی و شبیه‌سازی عملیات پهلوگیری دو ماهواره بدون سرنشین بررسی شده و با بررسی برخی پارامترهای موثر در پدیده ضربه، سعی در یافتن شرایط مناسب برای کاهش شدت ضربه روی دو ماهواره شده است. برای این منظور، ابتدا مدل سه بعدی مساله ایجاد و سپس شبیه‌سازی پدیده برخورد با استفاده از نرم‌افزار آدامز انجام شد و پس از صحت‌سنجی نتایج حاصل با نتایج تجربی و تحلیلی موجود، اثر

موفق افزایش چشم‌گیری خواهد یافت. بنابراین، اتصال کروی از این جهت نیز مناسب‌تر عمل می‌کند.

۳-۴- اثر اتصال ناحیه مخروطی و ماهواره هدف

در این قسمت اثر حرکت ناحیه مخروطی نسبت به بدنه ماهواره هدف حین برخورد، بررسی شده است.



شکل ۹. اثر اتصال مخروط بر منحنی نیروی برخورد

با توجه به شکل ۹ می‌توان گفت که حرکت صفحه‌ای مخروط نسبت به بدنه ماهواره هدف حین برخورد نیز می‌تواند باعث کاهش بیشینه نیروی برخورد شود. همین‌طور مشاهده می‌شود که استفاده هم‌زمان از اتصال کروی برای گوی و نیز اتصال صفحه‌ای برای ناحیه مخروطی می‌تواند سبب کاهش حدود ۱۵ درصدی بیشینه نیروی برخورد شود. در جدول ۴، بیشینه نیروی برخورد در حالت‌های مختلف مقایسه شده است.

جدول ۴. مقایسه بیشینه نیروی برخورد اتصالات مختلف

نوع اتصال	بیشینه نیروی برخورد (نیوتن)
ثابت	۲۸۸۳/۵
صفحه‌ای	۲۷۸۵/۴
کروی	۲۵۹۷/۱
کروی/صفحه‌ای	۲۵۱۲/۵

با توجه به شکل ۱۰ می‌توان اظهار داشت که اتصال کروی/صفحه‌ای، سرعت خطی ماهواره هدف پس از برخورد را به طور قابل ملاحظه‌ای کاهش می‌دهد. به طور مشابه از مشاهده شکل

mechanism based on Kane method, *Archive of Applied Mechanics*, Vol. 85, No. 2, pp. 205-221, 2015.

- [8] W. Han, Y. Huang, X. Chen, and X. Zhang, Flexible cone impact dynamics based on space probe-cone docking mechanism, *Science China Physics, Mechanics and Astronomy*, Vol. 57, No. 1, pp. 128-137, 2014.
- [9] X. Zhang, Y. Huang, W. Han, and X. Chen, Accurate shape description of flexible beam undergoing oblique impact based on space probe-cone docking mechanism, *Advances in Space Research*, Vol. 52, No. 6, pp. 1018-1028, 2013.
- [10] X. Zhang, Y. Huang, and X. Chen, Contact analysis of flexible beam during space docking process, *Advances in Engineering Software*, Vol. 64, pp. 38-46, 2013.
- [11] X. Zhang, Y. Huang, X. Chen, and W. Han, Modeling of a space flexible probe-cone docking system based on the Kane method, *Chinese Journal of Aeronautics*, Vol. 27, No. 2, pp. 248-258, 2014.
- [12] K. Daneshjou and R. Alibakhshi, Multibody dynamical modeling for spacecraft docking process with spring-damper buffering device: A new validation approach, *Advances in Space Research*, Vol. 61, No. 1, pp. 497-512, 2018.
- [13] R. Alibakhshi and K. Daneshjou, A New Buffer in Impact Reduction for Aerospace Applications, *Latin American Journal of Solids and Structures*, Vol. 15, No. 5, 2018.

[۱۴] م. نوایی، م. ر. اخلومدی. کنترل بهینه غیرخطی مساله ملاقات و اتصال فضایی. علوم و فناوری فضایی. ۱۳۹۴ [cited from: Available 2022June02];8(3):27-40. <https://www.sid.ir/fa/journal/ViewPaper.aspx?id=295138>

[۱۵] م. بختیاری، ک. دانشجو، س. زلارعی. ردیابی و کنترل وضعیت نسبی یک ماهواره در حضور دینامیک موقعیت و اغتشاش جسم سوم با استفاده از کنترلر مود لغزشی. دانش و فناوری هوافضا. 1400; 10(2).

- [16] W. Han, Y. Y. Huang, X. Zhang, and X. Q. Chen, Collision Simulation Analysis for Space Flexible Probe-cone Docking Mechanism, in *Applied Mechanics and Materials*, 2012, Vol. 138, pp. 111-116: Trans Tech Pub.

اتصال بین تیر منعطف و گوی روی مساله برخورد بررسی و مشاهده شد که دادن درجه آزادی دورانی به گوی نسبت به تیر منعطف، حول محور افقی (دوران در جهت رُل)، می‌تواند باعث کاهش شوک حاصل از برخورد روی سازه دو ماهواره شود و برخورد مطمئن‌تری را به دنبال داشته باشد. پس از آن، حرکت ناحیه مخروطی نسبت به بدنه ماهواره هدف بررسی و مشاهده شد که حرکت صفحه‌ای ناحیه مخروطی نسبت به بدنه ماهواره هدف حین برخورد، باعث تعدیل ضربه اولیه شده و با کاهش قابل ملاحظه سرعت ماهواره هدف، می‌تواند برخورد مطمئن‌تر و در نتیجه پهلوگیری امن‌تری را به دنبال داشته باشد.

تعارض منافع

هیچ‌گونه تعارض منافع توسط نویسندگان بیان نشده است.

مراجع

- [1] W. Fehse, *Automated rendezvous and docking of spacecraft*. Cambridge university press, 2003.
- [2] X. Zhang, S. Meguid, Y. Huang, and X. Chen, Accurate and consistent FE modelling of soft docking of micro/nano paired-satellites using variational inequalities, *International Journal of Mechanics and Materials in Design*, Vol. 12, No. 4, pp. 509-523, 2016.
- [3] X. Zhang, Y. Huang, W. Han, and X. Chen, Research of flexible beam impact dynamics based on space probe-cone docking mechanism, *Advances in Space Research*, Vol. 49, No. 6, pp. 1053-1061, 2012.
- [4] A. B. Hays, P. Tchoryk, J. C. Pavlich, and G. Wassick, Dynamic simulation and validation of a satellite docking system, in *Space Systems Technology and Operations*, Vol. 5088, pp. 77-89, 2003.
- [5] A. B. Hays, P. Tchoryk, J. C. Pavlich, G. A. Ritter, and G. J. Wassick, Advancements in design of an autonomous satellite docking system, in *Spacecraft Platforms and Infrastructure*, Vol. 5419, pp. 107-119, 2004.
- [6] A. Boesso and A. Francesconi, ARCADE small-scale docking mechanism for micro-satellites, *Acta Astronautica*, Vol. 86, pp. 77-87, 2013.
- [7] W. Han, Y. Huang, and X. Chen, Research of impact dynamic modeling of flexible probe-cone docking



COPYRIGHTS

© 2022 by the authors. Licensee Iranian Space Research Center of Iran. 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/>)