نت سخت‌افزار ماهواره‌های هدف در لایه‌ی LEO با استفاده از فضاپیمای رباتیک با مأموریت SDAR

امیررضا کوثری[1*]، علیرضا احمدی[2]، علیرضا اسفندبد[3]، مسعود یوسفی[4]

۱- دانشیار، دانشگاه تهران، دانشکده‌ی علوم و فنون نوین، kosari_r@ut.ac.ir

۲- پژوهشگر، دانشگاه تهران، دانشکده‌ی علوم و فنون نوین، ali.r.ahmadi@ut.ac.ir

۳- پژوهشگر، دانشگاه صنعتی شریف، دانشکده‌ی مکانیک، alirezaesfandbod@mech.sharif.edu

۴- پژوهشگر، دانشگاه صنعتی شریف، دانشکده‌ی مکانیک، masoud.yousefi@mech.sharif.edu

چکیده

حفظ دارایی‌های فضایی، هدف مشترک همه‌ی صاحبان کسب و کار در این حوزه از علم و فناوری است که در قالب بخش دولتی یا خصوصی به فعالیت می‌پردازند. به همین دلیل صرفنظر از قوانینی که درباره‌ی مدیریت ترافیک فضایی تدوین شده، جمع‌آوری فعال زباله‌های فضایی یکی از انواع مأموریت‌های فضایی است که به صورت داوطلبانه به آن پرداخته شده و انواع روش‌های پیاده‌سازی به منظور انجام آنها توسط مراکز توسعه‌ی علم و فناوری‌های فضایی معرفی گردیده است. بخشی از شرایط اولیه‌ی حاکم بر مسأله نظیر همکاری یا عدم همکاری سامانه‌ی هدف و جرم و ابعاد آن، دسته‌ای از الزامات فنی را به طراحی و پیاده‌سازی مکانیزمِ گرفتن و حذف تحمیل می‌نماید که همزمان ایده‌ی اجرای مأموریت ارائه‌ی خدمات نت در مدار LEO به صورت موازی را نیز متبادر می‌سازد. روش‌های گرفتن و حذف را می‌توان به دو دسته‌ی اصلی روش‌های تماسی و روش‌های غیرتماسی طبقه‌بندی کرد. از بین روش‌های گرفتن تماسی، انواع مبتنی بر اتصال صلب و انعطاف‌پذیر به یک اندازه در نمونه‌های عملیاتی مورد استفاده قرار گرفته‌اند. متداول‌ترین روش‌های حذف، روش افزایش درگ، اتصال الکترودینامیکی، روش‌های حذف غیرتماسی و روش‌های حذف تماسی هستند. در این مقاله نتایج مطالعات موردی چند نمونه از ماهواره‌های سرویس‌دهنده در فضا با مأموریت‌های تک و چندمنظوره ارائه شده است که می‌توانند در حذف فعال زباله نیز به کار گرفته شوند. در انتها با جمع‌بندی نتایج مطالعه‌ی موردی نشان داده شده است که استفاده از بازوی رباتیکی در فاز گرفتن دارای مزایایی نسبت به سایر روش‌ها برای یک فضاپیمای چندمأموریتی می‌باشد.

واژه های کلیدی: *زباله‌های فضایی-حذف فعال باقی‌مانده‌های فضایی-بازوی رباتیکی-سامانه‌ی تعیین و کنترل وضعیت و موقعیت-ماهواره‌های سرویس‌دهنده*

۱- مقدمه

در این بخش به بیان کلیاتی در ارتباط با زباله‌های فضایی، طبقه‌بندی آن‌ها و راهکارهای مقابله با آن‌ها پرداخته می‌شود.

۱-۱- زباله‌های فضایی

زباله‌های فضایی به‌صورت کلی از دو منبع اصلی شامل سنگ‌های آسمانی کوچک از داخل و خارج منظومه‌ی شمسی و دیگری از اشیای فضایی دست‌ساز بشر به وجود می‌آیند. هنگامی‌که یک زباله‌ی فضایی در مدار زمین با یک ماهواره برخورد نماید، موجب آسیب آن می‌گردد و بسته به ابعاد آن زباله‌ی فضایی، ممکن است ماهواره به کلی از بین رفته و یا دچار آسیب جزئی گردد. بنابر اظهارات کمیته بین سازمانی ساماندهی زباله‌های فضایی (IADC)، زباله‌ی فضایی (باقی‌مانده‌ی فضایی) شامل تمامی اشیای فضایی ازکارافتاده‌ی ساخته‌ی دست بشر است که در مدارهای زمین به دور زمین می‌چرخد و یا وارد اتمسفر زمین می‌شود [۱]. زباله‌های فضایی را می‌توان بر اساس ابعاد به سه گروه اصلی مطابق جدول ۱ طبقه‌بندی نمود [۲].

جدول ۱- توزیع زباله‌های فضایی با ابعاد گوناگون [۲]

دسته	ابعاد	تهدید احتمالی	تعداد تقریبی
قابل ردیابی	>10cm قطر	نابودی کامل ماهواره	بیش از ۱۹۰۰
قابلیت ردیابی بالقوه	>1cm قطر	نابودی بخشی از ماهواره	چند صد هزار
غیرقابل ردیابی از زمین	<1cm قطر	تخریب در سطح زیرسیستم	بیش از میلیارد

در سال ۲۰۰۶، فاصله‌ی زمانی متوسط بروز احتمال برخورد با زباله‌های فضایی پنج تا شش سال گزارش شده بود و در حال حاضر زمان بروز این تهدید به دو تا سه سال رسیده است. هرچند در حال حاضر موقعیت تعداد زیادی از زباله‌های فضایی کاتالوگ شده است، ولی هنوز زباله‌هایی وجود دارند که تاکنون شناخته و ردیابی نشده‌اند و در نتیجه می‌توانند عامل برخوردهای از قبل پیش‌بینی نشده با ماهواره‌ها و وارد آمدن آسیب جدی بر آنها باشند. چنانچه زباله‌ی فضایی موجود در مدار ماهواره، از پیش شناخته شده باشد، انجام مانورهای فضایی برای ماهواره به‌گونه‌ای که با آن برخورد ننماید، ممکن است، ولی در غیر این صورت، برخورد اجتناب‌ناپذیر خواهد بود [۳].

۱-۲- راه‌کارهای مقابله

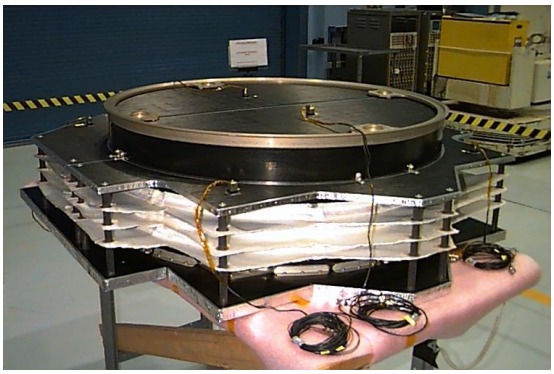
در این بخش برخی از راه‌کارهای مقابله با زباله‌های فضایی به‌صورت خلاصه مطرح می‌شود [۲].

راهکارهای پیشگیرانه

به‌منظور کاهش زباله‌های فضایی، یک راهکار ساده آن است که ماهواره‌ها در انتهای عمر عملکردی، از مدار خود خارج و به مدار دیگری منتقل گردند. به‌عنوان‌مثال، برای ماهواره‌های مدار LEO این امر با کاهش ارتفاع و آمدن به مداری با ارتفاع پایین‌تر می‌تواند صورت بپذیرد. پس از آن اتمسفر زمین موجب سوختن و از بین رفتن آن می‌شود. در مورد ماهواره‌های مدار GEO نیز که به‌صورت کلی در آن‌ها عمر عملکردی ماهواره طولانی‌تر است، این امر می‌تواند با رفتن به مدار زباله که ارتفاع آن حدود ۳۰۰ کیلومتر بیش از مدار GEO است، صورت بپذیرد.

راهکارهای حفاظتی

یکی از راهکارها به‌منظور حفاظت، استفاده از لایه‌ی پوششی برای ماهواره به‌منظور جلوگیری از آسیب برخورد زباله در مدار می‌باشد. پیش‌تر سطح خارجی ماهواره با لایه‌ای از جنس آلومینیوم یکپارچه پوشانده می‌شد و پس از آن استفاده از محافظ ویپل به عنوان یک راهکار نسبتاً هوشمندانه‌تر مورد استفاده قرار گرفت. مطابق شکل ۱، در این روش، یک ضربه‌گیر از جنس آلومینیوم، با فاصله از دیواره قرار گرفته و میان دو دیواره لایه‌ای از جنس ماسه‌سنگ قرار داده شده که پوششی مناسب‌تر از پوشش یک‌پارچه می‌باشد.



شکل ۱- پوشش حفاظتی ویپل

پیشگیری از برخورد

پیشگیری از برخورد با زباله‌های فضایی یکی از گام‌های مهم در مأموریت‌های فضایی در مدار LEO می‌باشد. برای این منظور، قابلیت و انجام مانورهای مداری یکی از نکاتی است که در طراحی فضاپیماها مورد توجه قرار می‌گیرد.

حذف غیرفعال زباله‌های فضایی

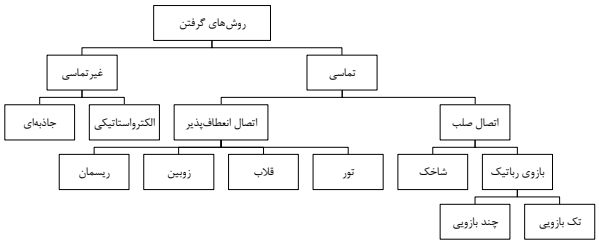
حذف غیرفعال زباله‌های فضایی به این معنا است که با کاهش انرژی زباله‌ی فضایی، ارتفاع مداری آن کاهش، سرعت آن افزایش و در نتیجه افزایش دمای آن با ورود به جو غلیظ بیشتر خواهد بود که در نهایت باعث از بین رفتن آن خواهد شد. مزیت کاهش مدار با استفاده از این روش، آن است که برای تمامی زباله‌های فضایی با ابعاد گوناگون قابل استفاده می‌باشد.

حذف فعال زباله‌های فضایی

در حذف فعال زباله‌های فضایی با استفاده از یک روش کنترل شده، نظیر بازوی رباتیکی، یک جسم هدف ابتدا گرفته می‌شود و سپس با کاهش ارتفاع سعی در حذف آن انجام می‌پذیرد.

۲- روش‌های گرفتن زباله‌های فضایی

یک مأموریت فضایی با هدف گرفتن و حذف فعال زباله‌های فضایی به طور معمول شامل فازهای عملیاتیِ پرتاب و مدار اولیه، ملاقات دوربرد ، فاز ملاقات محدوده نزدیک، فاز گرفتن و فاز حذف که هر یک از این فازها می‌توانند به صورت خودکار و یا با کنترل از راه دور، با فرمان ایستگاه زمینی، انجام بپذیرند. از میان فازهای عملیاتی ذکرشده، در این مأموریت فاز گرفتن نقش کلیدی را ایفا می‌نماید. تاکنون روش‌های تئوری گوناگونی جهت گرفتن زباله‌های فضایی، توسعه داده شده‌اند که با توجه به ویژگی‌های آن‌ها، این روش‌ها در قالب دو گروه اصلی روش‌های تماسی و روش‌های غیرتماسی قابل دسته‌بندی می‌باشند [۴]. در این مقاله، تمرکز بر روی انواع روش‌های تماسی می‌باشد. شکل زیر به‌صورت خلاصه، دسته‌بندی روش‌های توسعه داده شده‌ی موجود جهت گرفتن زباله‌های فضایی را نشان می‌دهد. هر یک از روش‌هایی که در شکل مشاهده می‌شوند، دارای ویژگی‌ها، مزایا و معایبی می‌باشند که سبب می‌گردد یک روش برای گرفتن همه‌ی انواع زباله‌های فضایی مؤثر نباشد. در ادامه هر یک از روش‌ها و مطالعات مرتبط با آن‌ها به اختصار توضیح داده می‌شود.



شکل ۲- دسته‌بندی کلی روش‌های موجود به‌منظور گرفتن زباله فضایی

۲-۱- روش‌های گرفتن مبتنی بر اتصال صلب

در این قسمت، روش‌های مبتنی بر اتصال صلب به‌منظور گرفتن جسم هدف توسط یک ماهواره‌ی سرویس‌دهنده، توضیح داده می‌شود.

مکانیزم شاخک‌ها

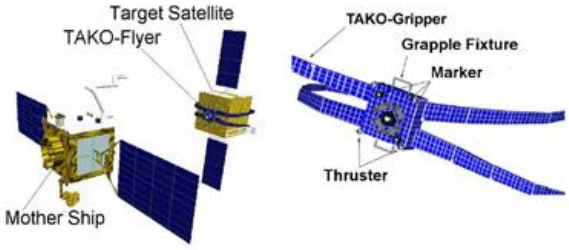
در پروژه‌ی تحقیقاتی ای-دی‌اربیت (e.Deorbit) آژانس فضایی اروپا، که با هدف حذف فعال زباله‌های فضایی انجام شد، به‌منظور گرفتن زباله‌های فضایی از شاخک‌ها استفاده گردیده است که می‌توانند در کنار بازوی رباتیکی، یا بدون بازوی رباتیکی عمل نمایند. عملکرد استفاده از بازوی رباتیکی در این مکانیزم به این صورت است که ابتدا با گرفتن یک نقطه از جسم به وسیله‌ی بازوی رباتیکی، آن جسم توسط بازوی رباتیکی مهار می‌شود و پس از آن شاخک‌ها جسم را احاطه می‌کنند. درنهایت نیز با کاهش ارتفاع مدار و در نتیجه افزایش سرعت ماهواره، مجموعه از مدار خارج می‌شود [۵]. به‌کارگیری بازوی رباتیکی در کنار مکانیزم شاخک‌ها منجر به افزایش هزینه، افزایش وزن و حجم و نیز افزایش پیچیدگی طراحی می‌گردد [۶]. بدون بهره‌گیری از بازوی رباتیکی نیز می‌توان از مکانیزم شاخک‌ها به‌منظور گرفتن زباله‌های فضایی استفاده نمود ولی در بحث هدایت، ناوبری و کنترل با توجه به نیاز به دقت بالاتر، لازم است ملاحظات بیشتری صورت پذیرد چراکه در این حالت شاخک‌ها باید با قرارگیری صحیح ماهواره نسبت به جسم هدف، قابلیت احاطه‌ی جسم هدف را پیش از برقراری تماس فیزیکی داشته باشند. به‌بیان‌دیگر، در این حالت سیستم کنترل وضعیت ماهواره می‌بایست بتواند ماهواره را در موقعیت صحیح نسبت به جسم هدف قرار دهد و از حرکات نامطلوب ماهواره جلوگیری نماید. پس از قرارگیری در موقعیت صحیح، شاخک‌ها بسته، ماهواره و جسم، یکپارچه و درنهایت نیز مجموعه، از مدار خارج می‌شود.

در پروژه تحقیقاتی CADET که توسط شرکت هوافضای آویو اسپیس (Aviospace) با مأموریت حذف زباله‌های فضایی انجام شده است نیز مطابق شکل ۳ از مکانیزم شاخک‌ها به‌منظور گرفتن جسم موردنظر استفاده شده است [۷]. در این پژوهش، شاخک‌هایی از جنس تسمه در یک پیکربندی نزدیک به یکدیگر قرار گرفته‌اند که این امر سبب می‌گردد

انعطاف‌پذیری اتصال شاخک‌ها و جسم هدف افزایش یابد. مدل‌های المان محدود این مکانیزم با هدف شبیه‌سازی فرآیند گرفتن جسم هدف و نیز مدل‌سازی رفتار دینامیکی شاخک‌ها توسعه داده شده‌اند.

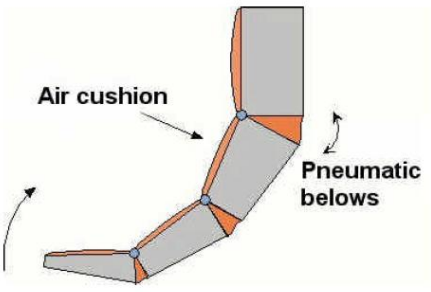
شکل ۳. استفاده از شاخک‌ها به منظور گرفتن جسم هدف[۷]

با الهام از ساختارهای طبیعی نظیر خرطوم فیل و بازوهای اختاپوس، دسته‌ی دیگری از مکانیزم‌های مبتنی بر شاخک‌ها توسعه داده شده‌اند. سیستم رباتیکی پرنده‌ی تاکو نیز با الهام از همین ساختار پیشنهاد شده است [۸]. از آنجا که حرکت بیشتر ماهواره‌های غیرفعال و زباله‌های فضایی غیرقابل‌کنترل است و امکان دریافت اطلاعات از آن‌ها وجود ندارد، پرنده‌ی تاکو به‌منظور گرفتن جسم هدف و پایدارسازی حرکات غیرقابل‌پیش‌بینی آن از طریق سامانه‌ی پیشران، توسعه داده شده است.



شکل ۴. پرنده تاکو [۸]

مطابق شکل‌های ۴ و ۵ پرنده‌ی تاکو متشکل از پنجه‌ی تاکو، سامانه‌ی پیشران، نشانگرهای نوری و یک دستگیره‌ی ثابت است. در این روش، پرنده‌ی تاکو ابتدا از یک ماهواره مادر جدا می‌شود، سپس زباله‌ی فضایی را در برگرفته و حرکت آن را کنترل می‌نماید و درنهایت از طریق نشانگرهای نوری و نیز دستگیره‌ی ثابت، با ماهواره‌ی مادر ارتباط برقرار نموده و به آن متصل می‌گردد. پنجه تاکو متشکل از انگشتان متعددی می‌باشد که به صورت نیوماتیکی عمل می‌نمایند.



شکل ۵. پنجه‌ی پرنده تاکو [۸]

در سال ۲۰۰۶، McMahan بازوی رباتیکی پیوسته‌ای تحت نام OctArm را توسعه داد [۹]. نسخه پنج این بازوی رباتیکی، متشکل از سه بخش مجزا می‌باشد که از طریق صفحاتی به یکدیگر متصل شده‌اند. در این بازوی رباتیکی پیوسته، هر بخش از عملگرهای ماهیچه مصنوعی، امکان خمش و کشش در دو راستا را فراهم می‌سازد. از این بازوی رباتیکی نیز می‌توان جهت گرفتن زباله‌های فضایی استفاده نمود. شکل ۶ ساختار این بازوی رباتیکی را نشان می‌دهد.

شکل ۶. بازوی رباتیکی پیوسته OctArm [۹]

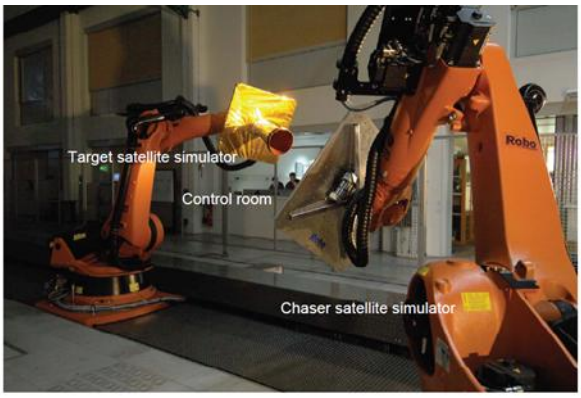
مکانیزم تک بازوی رباتیکی

غالباً فناوری بازوی رباتیکی در مأموریت‌هایی با هدف خدمات مداری بکار گرفته شده است. ویژگی این دسته از مأموریت‌ها، فعال بودن اهداف آنها می‌باشد. به‌عنوان نمونه در مأموریت ETS-7 چهار نشانگر بر روی ماهواره‌ی هدف متصل شدند تا به این صورت امکان ملاقات دو ماهواره بر اساس اطلاعات در حال انتقال از ماهواره‌ی هدف، فراهم گردد [۱۰]. از آنجا که زباله‌های فضایی می‌توانند ماهواره‌های غیرفعال یا بقایای ناشی از انفجار باشند بنابراین پیش‌فرض مسأله عدم امکان کنترل آنها در طول مأموریت و احتمال بروز حرکت‌های کنترل نشده می‌باشد. بنابراین، به‌کارگیری بازوهای رباتیکی در مأموریت حذف زباله‌های فضایی نسبت به مأموریت‌های خدمات مداری دارای چالش‌های بیشتری می‌باشد. مرکز هوافضای آلمان به‌منظور گرفتن یک زباله‌ی فضایی غیرفعال با حرکت‌های غیرقابل‌کنترل، درحال‌توسعه یک سیستم رباتیکی در مأموریتی به نام DEOS می‌باشد [۱۱]. در این مأموریت فرض گردیده که ماهواره هدف، یک ماهواره‌ی غیرفعال با حرکات کنترل نشده است و هیچ اطلاعاتی از آن قابل دریافت نیست. در انتهای این بازوی رباتیکی، یک پنجه رباتیکی با سه انگشت، متصل شده است که می‌تواند عملیاتی نظیر گرفتن زباله فضایی و یا تعمیرات آن را انجام دهد. شکل ۷ این بازوی رباتیکی را به همراه عملگر انتهایی آن (پنجه رباتیک) نشان می‌دهد.

شکل ۷. عملگر انتهایی بازوی رباتیک DEOS

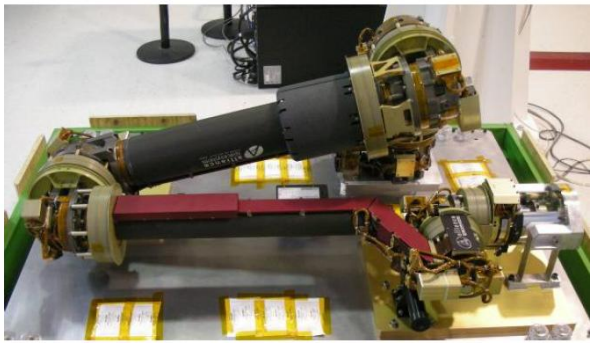
به‌منظور شبیه‌سازی تماس در سیستم‌های فضایی در طی عملیات گرفتن و متصل شدن سیستم‌ها به یکدیگر، مرکز هوافضای آلمان شبیه‌سازی با

نام EPOS را توسعه داد [۱۲]. EPOS یک سخت‌افزار در حلقه‌ی زمین پایه است که امکان شبیه‌سازی رفتار دینامیکی را در حین گرفتن و برقراری اتصال در بازه ۲۵-۰ متر، فراهم می‌سازد. در این شبیه‌ساز، دو ربات KUKA یکی به‌عنوان ربات سرویس‌دهنده و دیگری به‌عنوان ربات سرویس‌گیرنده وجود دارند که یکی از آن‌ها بر روی ریل حرکت می‌نماید و پایه ربات دیگر، ثابت شده است و بر این اساس رفتار دینامیکی آنها در حین تماس بررسی شده است [۱۳]. مطابق شکل ۸ در این سامانه رباتیکی، امکان اتصال میان ربات سرویس‌دهنده و ربات سرویس‌گیرنده از طریق نازل مخروطی فراهم می‌شود.



شکل ۸. شبیه‌ساز EPOS

آژانس پروژه‌های پژوهشی پیشرفته دفاعی امریکا یک بازوی رباتیکی ماهر هفت درجه آزادی (شکل ۹) به‌منظور انجام ماموریت‌های فضایی با دقت و سختی بالا جهت انجام تعمیرات مداری و نیز گرفتن ماهواره‌های غیرفعال توسعه داده و عملکرد آن را بررسی کرده است [۱۴].



شکل ۹. بازوی رباتیکی ماهر هفت درجه آزادی [۱۴]

استفاده از چند بازوی رباتیکی به‌منظور گرفتن زباله فضایی

بازوهای رباتیکی چندگانه می‌توانند با هدف نصب و مونتاژ یک سازه فضایی، انجام تعمیرات و خدمات و نیز حذف زباله‌های فضایی به کار گرفته شوند. سیستم رباتیکی کنترل از راه دور ATLAS از دو بازوی رباتیکی تشکیل شده است که از ایستگاه زمینی کنترل می‌شود [۲۰].

۲-۲- روش‌های گرفتن مبتنی بر اتصال انعطاف‌پذیر

استفاده از تور به‌منظور گرفتن زباله فضایی

مکانیزم استفاده از تور به منظور گرفتن زباله‌ی فضایی، شامل چهار وزنه‌ی پرتاب‌شونده در گوشه‌های تور می‌باشد. وزنه‌ها که گلوله نامیده می‌شوند، به وسیله یک سیستم فنر به نام تفنگ تور، شلیک می‌شوند. این چهار گلوله امکان احاطه کردن جسم هدف توسط تور بزرگ را فراهم می‌آورند [۲۵]. در این روش، نیازی به داشتن اطلاعات در ارتباط با جرم، ممان اینرسی و سایر مشخصات فیزیکی سیستم هدف نمی‌باشد. در دانشگاه پلی‌تکنیک میلان، به منظور حذف زباله‌های فضایی، پروژه‌ای با نام تور جمع‌کننده زباله‌های فضایی تعریف گردید [۲۶]. استفاده از تور به منظور گرفتن زباله‌های فضایی یکی از روش‌های رایج است و از مزایای این روش می‌توان به امکان وجود فاصله‌ی زیاد میان ماهواره‌ی عامل و جسم هدف، وزن سبک و مقرون‌به‌صرفه بودن مکانیزم اشاره نمود، با این وجود لازم است موضوعاتی نظیر مدل‌سازی تور، بررسی ملاحظات (اثر) تماس و حرکت‌های کنترل نشده‌ی جسم هدف بررسی گردد.

استفاده از مکانیزم قلاب به‌منظور گرفتن زباله فضایی

به‌صورت کلی قاعده‌ی استفاده از مکانیزم قلاب، مشابه مکانیزم تور می‌باشد. در این مکانیزم، پنجه‌ی انتهایی (سر قلاب)، به‌صورت یک مکانیزم سه انگشتی می‌باشد که هدف موردنظر را به کمک آن می‌گیرد. پنجه سه انگشتی، به‌منظور گرفتن دقیق یک قسمت مشخص و خاص جسم هدف طراحی‌شده است که بنابراین سبب می‌گردد این مکانیزم نسبت به مکانیزم تور، نیازمند دقت بالاتر و ملاحظات پیچیده‌تری به ویژه در حوزه‌ی قابلیت اطمینان باشد. یکی از نکات مهم در این مکانیزم تشخیص دقیق و ردیابی دقیق زباله فضایی است که می‌تواند با استفاده از دوربین‌های مناسب صورت پذیرد. یکی از نکاتی که در این مکانیزم می‌بایست مورد توجه قرار گیرد، زمانی است که می‌بایست ماهواره سرویس‌دهنده زباله فضایی را از مدار خارج نماید. در این زمان، خطر برخورد میان این دو جسم، بر اساس مشخصات فیزیکی آن‌ها، می‌بایست در طراحی موردتوجه قرار بگیرد [25,29].

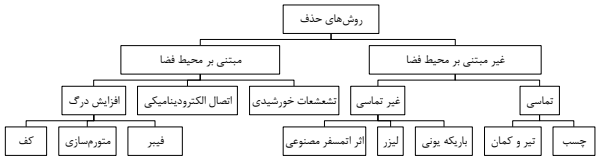
استفاده از مکانیزم زوبین به منظور گرفتن زباله فضایی

مکانیزم زوبین، در واقع یک جسم نیزه مانند است که از سوی ماهواره سرویس‌دهنده به سمت جسم هدف پرتاب و وارد زباله فضایی شده و به وسیله‌ی آن می‌توان جسم هدف را از مدار خارج کرد. مزایای این مکانیزم امکان استفاده از آن برای زباله‌های فضایی با اشکال گوناگون و عدم نیاز به گرفتن جسم هدف است. از طرف دیگر خطر شکستن و چند قطعه شدن زباله فضایی و در نتیجه تولید زباله‌های فضایی بیشتر از جمله معایب این روش است. برای استفاده از این روش دامنه‌ی حرکت‌های غیرقابل‌کنترل جسم هدف می‌بایست محدود باشد تا بتوان با دقت مناسب، شلیک را انجام داد. هرچند مکانیزم استفاده از تور می‌تواند کارایی بهتری از خود نشان بدهد و قیود فیزیکی کمتری دارد، ولی این مکانیزم نیز به علت سهولت تست آن بر روی زمین موردتوجه قرار گرفته است [۳۰-۳۱].

۳- روش‌های حذف زباله‌های فضایی

روش‌های حذف اساساً متفاوت از روش‌های گرفتن هستند. در برخی موارد، حذف بعد از گرفتن انجام می‌شود. اما در بیشتر موارد روش‌های حذف بدون گرفتن پیاده‌سازی می‌گردند.

رایج‌ترین روش‌های حذف عبارت از سامانه‌ی افزایش درگ، اتصال الکترودینامیکی، حذف غیرتماسی و تماسی هستند. ویژگی‌ها، مزایا و معایب این چهار روش در قالب یک بررسی مقایسه‌ای ارائه شده است.



شکل ۱۰. نمایش مفهومی انواع روش‌های حذف [۴]

۳-۱- روش افزایش درگ

افزایش نسبت سطح به جرم برای یک زباله‌ی فضایی راهی برای افزایش اثر درگ اتمسفری است. سامانه‌ی افزایش درگ در فواصل بالای بین ماهواره‌ی تعقیب‌کننده و هدف نیز قابل پیاده‌سازی است و بنابراین، در این روش نیازی به ملاقات در فاصله نزدیک وجود ندارد. این موضوع باعث کاهش ملزومات ماهواره تعقیب‌کننده می‌شود، چرا که فرآیند حذف به‌جای ماهواره تعقیب‌کننده توسط اثر درگ اتمسفری انجام می‌پذیرد. همچنین، این روش با اندازه‌های مختلف باقی‌مانده‌های فضایی سازگار است. با توجه به ضخامت لایه‌ی اتمسفر در اطراف زمین، اهدافی که توسط این روش حذف می‌شوند، باید در مدار LEO قرار داشته باشند. در ادامه به سه روش برای حذف باقی‌مانده‌های فضایی که بر اساس این مفهوم توسعه یافته‌اند اشاره می‌شود.

استفاده از کف

پس از رسیدن ماهواره‌ی تعقیب‌کننده به فاصله‌ی مؤثر تا جسم هدف، فرآیند کف زدن آغاز می گردد. کف از ابزار خروج که روی تعقیب‌کننده نصب‌شده است خارج می‌شود و به جسم می‌چسبد، سپس کل هدف را می‌پوشاند و آن را به یک توپ کف تبدیل می‌کند. به علت چگالی کم و حجم بزرگ کف، نسبت سطح به جرم افزایش پیدا می‌کند [۳۲]. اما کف باید به حد کافی سفت باشد تا توپ کف توسط اجزای کوچک باقی‌مانده‌های فضایی صدمه نبیند و یک باقی‌مانده جدید فضایی تولید نشود. ترکیب سامانه خروج کف و پیشران الکتریکی به‌منظور افزایش بازدهی حذف باقی‌مانده‌ها پیشنهاد شده است. برای نمونه چندین هدف در یک مأموریت توسط هدف‌گیری موفق باقی‌مانده‌های فضایی با پیشران الکتریکی حذف خواهند شد و هنگامی‌که مأموریت پایان می‌یابد ماهواره تعقیب‌کننده توسط همان سامانه پیشران از مدار خارج می‌شود [۳۳]. مواد کف بهینه و تناوب خروج از مدار هنوز در دست تحقیق و بررسی است.

روش متورم‌سازی

مفهوم روش متورم‌سازی مشابه روش کف است که پیش‌تر به آن اشاره شد. در این روش، توپ متورم شده جایگزین توپ کف می‌شود. ابزار سبک کاهش مدار GOLD یک نمونه از این مفهوم است. یک پوشش بزرگ، سبک و قابل تورم که ضریب بالستیک جسم را تا دو مرتبه هنگام ورود مجدد کاهش می‌دهد، می‌تواند به باقی‌مانده فضایی متصل شود.

بر اساس تحلیل ریسک، GOLD از جهت تولید باقی‌مانده‌های بزرگ و از کار انداختن سایر ماهواره‌های عملیاتی نسبت به روش‌های خروج از مدار مبتنی بر پیشران، ریسک کمتری دارد [۳۴]. اما مهم‌ترین عیب آن است که اگر توپ متورم شده توسط اجزای کوچک باقی‌مانده‌های فضایی صدمه ببیند، مأموریت با شکست مواجه خواهد شد. ایده‌ی مشابه دیگری در یک اختراع پیشنهادشده است که در آن یک ابزار با سه انگشت قابل تورم هدف را قبل از اینکه توپ متورم شود، می‌گیرد [۳۵].

روش استفاده از فیبر

هنگامی‌که مواد قابل انبساط از کف به فیبر تغییر کند، روش حذف باقی‌مانده‌های فضایی به روش حذف مبتنی بر فیبر تبدیل می‌شود. اصول روش حذف مبتنی بر فیبر مانند دو روش گذشته است. فیبر به کمک یک منبع گرمایی بیرون می‌آید و به منظور بسط دادن هدف، دور آن می‌پیچد و در نتیجه نسبت سطح به جرم افزایش می‌یابد [۳۶].

۳-۲- روش اتصال الکترودینامیکی

روش اتصال الکترودینامیکی در اصل برای مانورهای مداری استفاده می‌شود [۳۷]. این روش از میدان مغناطیسی زمین برای ورود به جو استفاده می‌کند. از این جهت استفاده از سامانه پیشران در حین ورود الزامی نیست. در مقابل این مفهوم دو محدودیت برای پیاده‌سازی عملی آن وجود دارد: اول آن‌که برای اهداف فراتر از مدار LEO به علت شدت کم میدان مغناطیسی غیرقابل اعمال است و دیگر آنکه نیروی لورنتز به جریان عبوری از اتصال وابسته است، بنابراین وقتی جریان کم باشد نیروی پیشران کافی برای تغییر مدار ایجاد نخواهد شد [۳۸]. هنگامی‌که حذف باقی‌مانده‌های فضایی با روش اتصال الکترودینامیکی انجام می‌شود، ابتدا یک ربات فضایی هدف را به کمک بازوی رباتیکی یا زوبین می‌گیرد و اتصال الکترودینامیکی قابل‌گسترش را روی آن نصب می‌کند. نیروی لورنتز تولیدشده براثر برهم‌کنش بین جریان الکتریکی موجود در اتصال رسانا و میدان مغناطیسی زمین، برای کاهش باقی‌مانده‌های فضایی به کار گرفته می‌شود [۳۹]. مجموعه‌ی EDT شامل یک اتصال رسانای لخت و دو کاتد فرستنده است که یکی از آن‌ها الکترون‌ها را جمع و دیگری طوری که جریان الکتریکی تولید شود، الکترون‌ها را ارسال می‌کند [۱۸]. ربات فضایی می‌تواند بعد از نصب EDT بر روی یک زباله‌ی فضایی، باقی‌مانده‌ی فضایی دیگری را تعقیب کند. گرفتن، جزیی از مراحل اجرای این روش است و نشان می‌دهد فناوری بازوی رباتیکی نیز جزیی از این روش می‌باشد. به‌منظور بررسی مشخصه‌های EDT مانند پایداری اتصال و دینامیک گسترش، شبیه‌سازی‌های عددی انجام شده است. برای مدل‌سازی اتصال از جرم متمرکز استفاده و همچنین انعطاف‌پذیری اتصال نیز در نظر گرفته شده است [۴۰]. اتصال الکترودینامیکی به علت محیط فضایی پیچیده، مانند تغییرات در میدان مغناطیسی زمین، جاذبه گرانشی اجرام سماوی و پخ بودن زمین، می‌تواند دچار ناپایداری نوسانی شود. ناپایداری نوسانی صفحه‌ای در مدار بیضوی با بازخوراند کنترلی تأخیری به‌صورت عملی مطالعه شده است [۴۱]. از همان تئوری کنترلی برای تحلیل پایدارسازی وضعیت اتصال الکترودینامیکی در یک مدار مورب استفاده شده است [۴۲]. بر اساس نتایج شبیه‌سازی، نوسانات خارج از صفحه نقش بسیار مهم‌تری نسبت به نوسانات در صفحه، در ناپایداری نوسانی دارند و از طریق کوپلینگ مدل، بر نوسانات در صفحه اثر می‌گذارند. بر این اساس، ناپایداری نوسانی توسط کنترل نوسانات خارج از صفحه به‌تنهایی، قابل پایدارسازی است [۴۳]. مواد مناسب برای اتصال هنوز در حال تحقیق و بررسی است، چراکه باید بتواند شرایط سخت فضا را در تمام فرآیند خروج از مدار تحمل کند [۴۴].

۳-۳- استفاده از نیروی تابش خورشیدی

روش پیشران خورشیدی برای اولین بار توسط JAXA در سال ۲۰۱۰ تائید اعتبار شد [۴۵] و در این راستا چندین مأموریت پیشران خورشیدی با جزییات موردی بررسی قرار گرفته است [۴۶]. روش استفاده از نیروی تابش خورشیدی می‌تواند برای حذف باقی‌مانده‌های فضایی نظیر ماهواره‌های غیرعملیاتی که زیرسامانه‌ی پیشرانش آنها معیوب است یا آن که پیشران آنها برای ورود مجدد کافی نیست ولی زیرسامانه‌ی تعیین و کنترل وضعیت آن‌ها فعال است مورد استفاده قرار گیرد. هنگامی که ماهواره در مدار خود از خورشید دور می‌شود طول نیم قطر اصلی آن افزایش و برعکس، هنگام نزدیک شدن به خورشید این طول کاهش پیدا می‌کند. تغییر خالص طول نیم قطر اصلی در یک مدار کامل صفر است. بر اساس این تأثیر با چرخاندن پنل‌های خورشیدی در زمان مناسب برای دریافت نیروی تابش خورشیدی، ارتفاع مدار می‌تواند کاهش پیدا کند. یعنی در زمان نزدیک شدن به خورشید، پنل‌ها کاملاً به سمت خورشید و هنگام دور شدن، پنل‌ها موازی نور خورشید باشند. بر اساس تحلیل‌های انجام‌شده، خروج از مدار یک ماهواره GEO به مداری با ارتفاع ۲۳۵ کیلومتر حداقل ۵٫۸ سال طول می‌کشد [۴۷]. اما این روش وابستگی زیادی به ظرفیت رانش پنل‌های خورشیدی دارد. برای غلبه بر این محدودیت، یک روش حذف غیرفعال پیشنهاد شده است که ترکیبی از به‌کارگیری فشار تابش خورشیدی، پخ بودن زمین و درگ آیرودینامیکی می‌باشد [۴۸]. با توجه به چگالی پایین اتمسفر در ارتفاع بالاتر از ۷۵۰ کیلومتر، روش فشار تابش خورشید برای کاهش ارتفاع از مدارهای خیلی بالا به کار گرفته می‌شود و پس از قرارگیری در مدارهای با ارتفاع کم، درگ آیرودینامیکی تأثیر بیشتری در خارج کردن آن به اتمسفر چگال خواهد داشت.

۳-۴- روش‌های حذف غیرتماسی

تماس بین ماهواره تعقیب‌کننده و هدف در حین گرفتن و حذف، بر پایداری کل مجموعه تأثیرگذار است. ممکن است هدف را از تعقیب‌کننده دور یا مجموعه را از کنترل خارج کند. روش‌های غیر تماسی به معنی آنکه هیچ تماس مستقیمی در حین فرآیند حذف اتفاق نمی‌افتد، می‌تواند بر این نقاط ضعف غلبه نماید. اما همیشه به زمان زیادی برای حذف هدف نیاز است. مناسب‌ترین روش‌های حذف غیر تماسی عبارت‌اند از: روش اثر اتمسفر مصنوعی، سامانه لیزر و هدایت باریکه یونی. اصل کلی حاکم بر تمامی این روش‌ها کاهش سطح انرژی باقی‌مانده‌های فضایی و درنتیجه کاهش ارتفاع آن‌ها می‌باشد.

اثر اتمسفر مصنوعی

اصول کارکرد اثر اتمسفر مصنوعی راندن ذرات اتمسفریک در مسیر حرکت باقی‌مانده فضایی است. درنتیجه سطح انرژی باقی‌مانده و در ادامه ارتفاع آن کاهش پیدا می‌کند. نوع ذرات اتمسفریک می‌تواند ستون گازی باشد، به‌طوری‌که جهت خروج، عمود بر مسیر زباله‌ی فضایی باشد [۴۹]. در طراحی یک نمونه سامانه‌ی انتقال اتمسفر مصنوعی از پیشران قابل احتراق و ابزار تولید جرقه استفاده شده است [۵۰]. ایجاد ابر گازی گذرا با چگالی کافی در مقابل باقی‌مانده‌ی فضایی نیز یک مفهوم مشابه است [۵۱]. از آنجا که ستون گازی ایجاد شده صدمه‌ای به ماهواره‌های عملیاتی نمی‌رساند، اثر اتمسفر مصنوعی یک روش سبز و یکی از امیدبخش‌ترین روش‌ها برای حذف باقی‌مانده‌های فضایی محسوب می‌شود [۵۲].

سامانه لیزر

سامانه لیزر برای باقی‌مانده‌های فضایی کوچک و بزرگ قابل استفاده است. باریکه لیزر به سوی باقی‌مانده فضایی شلیک می‌شود تا سطح انرژی و در نتیجه ارتفاع آن کاهش پیدا کند. اما در این روش ریسک ایجاد یک باقی‌مانده جدید بسیار بالا است. در سال ۱۹۹۶ بیان شد که حذف باقی‌مانده فضایی از طریق شلیک پالس‌های متوالی یک توپ لیزری با توان ۲۰ کیلو وات و طول موج ۵۳۰ نانومتر از روی زمین امکان‌پذیر است. این سامانه که اُراین (ORION) نامیده می‌شود شامل یک لیزر زمین‌پایه برای تولید باریکه لیزر قدرتمند و سامانه تشخیص با قدرت تفکیک بالا برای تعقیب اهدافی با قطر ۱ سانتی‌متر و در ارتفاع کمتر از ۵۰۰ کیلومتر است. بر اساس این تحقیقات، سامانه‌ی مذکور قادر است تمامی باقی‌مانده‌های فضایی با ابعاد بزرگ‌تر از ۱ سانتی‌متر و جرم کمتر از ۵۰۰ کیلوگرم که در ارتفاع پایین‌تر از ۱۰۰۰ کیلومتر قرار دارند را در طی چهار سال حذف کند [۵۳]. یک سامانه به‌روزرسانی شده با نام لورد (LODR) قادر است ماهواره Envisat را هر ۸ هفته ۴۰ کیلومتر کاهش ارتفاع دهد. این سامانه لیزری می‌تواند روی استوا یا محدوده‌ی قطبین زمین نصب شود [۵۴].

هدایت باریکه یونی

هدایت باریکه‌ی یونی (IBS) به معنای خروج باریکه‌های پلاسمای خنثی‌شده به‌سوی باقی‌مانده‌فضایی و کاهش ارتفاع آن است. از آنجا که هیچ تماس جامدی در حین فرآیند حذف رخ نمی‌دهد این روش نیز در دسته‌ی روش‌های غیرتماسی قرار می‌گیرد. یکی از مزایای این روش عدم وجود مشکلات آلودگی محیط فضا به دلیل بازگشت پلاسما به محیط می‌باشد. در این روش فاصله‌ی بین ماهواره تعقیب‌کننده و هدف باید بین ۱۰ الی ۲۰ متر باشد. درنتیجه به یک سامانه پیشرانش دیگر در ماهواره‌ی تعقیب کننده برای حفظ این فاصله نیاز خواهد بود. هر چند بیشتر باقی‌مانده‌های فضایی در مدارهای لایه‌ی LEO هستند، ولی با توجه به اهمیت لایه‌ی GEO و تراکم ماهواره‌های مستقر در این لایه، باقی‌مانده‌های فضایی موجود در این لایه نیز قابل چشم‌پوشی نمی‌باشند. استفاده از روش IBS برای باقی‌مانده‌های فضایی در مدار GEO نیز پیشنهاد داده شده است [۵۵]. مجموعه‌ی تحلیل انجام‌شده نشان می‌دهد که شش باقی‌مانده فضایی در مدار GEO در ۱۷۰ روز توسط یک هدایت‌گر ۲۵۰۰ کیلوگرمی قابل‌حذف شدن هستند. به صورت مفهومی این روش در جلوگیری از برخوردهای فاجعه‌آمیز با زمین نیز قابل استفاده است [۵۶].

۳-۵- روش‌های حذف تماسی

روش حذف تماسی مفهومی است که بر پایه‌ی برهم‌کنش مستقیم بین ماهواره‌ی تعقیب‌کننده و هدف در حین فرآیند حذف صورت می‌پذیرد. روش تیر و کمان و چسبیدنی دو رویکرد متداول در این دسته هستند [۶۱].

روش تیر و کمان

دانشگاه تگزاس یک ماهواره با نام S۴ توسعه داده است که برای ذخیره انرژی در حذف باقی‌مانده فعال طراحی شده است، چراکه می‌تواند در یک پرتاب چندین هدف را حذف کند. این ماهواره قادر است یک باقی‌مانده فضایی را بگیرد، آن را به سمت زمین پرتاب کند و سپس با مومنتوم ایجاد شده از خروج، به‌سوی یک باقی‌مانده‌ی فضایی دیگر برود [۵۸]. ماهواره‌ی S۴ از دو جمع کننده تشکیل شده است که توسط دو دکل قابل‌گسترش (مکانیزم متقاطع سه‌تایی) به یکدیگر متصل شده‌اند. این ماهواره دارای

چهار پیکربندی گرفتن، چرخاندن، انفجار و بازگشت است. هنگامی‌که یکی از جمع کننده‌ها هدف را می‌گیرد، تماس رخ می‌دهد. مدل‌های ریاضی بر اساس اصل بقای مومنتوم زاویه‌ای برای این چهار پیکربندی به کمک سامانه دو جرمی استخراج شده است. برای ارتقاء، مدل‌های ریاضی پنج جرمی نیز برای این پیکربندی‌ها ارائه شده است [۵۹]. مسیر حرکت این ماهواره بین چند باقی‌مانده‌ی فضایی برای انتخاب توالی مانورها با استفاده از الگوریتم ژنتیک بهینه سازی شده است [۶۰].

روش چسبیدنی

روش چسبیدنی توسط Astro Scale در سنگاپور پیشنهاد شده و این روش نیز می تواند برای حذف چندین هدف مورد استفاده قرار گیرد. کیت خروج از مدار که boy نامیده می‌شود، به یک سامانه‌ی پیشرانش مجهز شده است و می‌تواند از یک حمل‌کننده که mothership نامیده می‌شود، رها شود. Boy به باقی‌مانده‌ی فضایی در حال چرخش می‌چسبد و سپس آن را از مدار اصلی حذف می‌کند. شش boy در mothership بارگیری شده است. Mothership به‌سوی باقی‌مانده‌های فضایی مختلف حرکت و هر بار یک کیت را رها می‌کند و بنابراین در یک پرتاب چندین هدف از مدار خارج می‌شوند. در بخش جلویی boy یک صفحه با ترکیب چسبنده سیلیکونی توسط یک مفصل همه‌کاره که دارای ۲۰ درجه تطبیق غیرفعال است، نصب شده است. این صفحه چسبنده به یک صفحه تخت از هدف متصل می‌شود. در این مورد، مقصود یک هدف با نرخ چرخش کمتر از یک تا دو درجه بر ثانیه است. Boy می‌تواند دو مسیرِ در امتداد محور چرخش و عمود بر محور چرخش را برای تقرب به‌سوی هدفِ در حال چرخش انتخاب کند. در هر یک از این دو مسیر، هماهنگ‌سازیِ وضعیت، یک گام ضروری پیش از چسبیدن به هدف است [۶۱]. JPL نیز درحال‌توسعه‌ی ابزار چنگ زدن چسبنده مارمولکی است که از موهای زاویه‌دار میکروسکوپی برای چسبیدن به هدف استفاده می‌کند. فرآیند چسبیدن بر اساس نیروی واندروالسی صورت می‌گیرد و با کنترل جهت بارگذاری قابلیت قطع و وصل شدن دارد [۶۲].

۴- بحث و مقایسه

با توجه به تعدد کاربرد، سهولت، قابلیت اطمینان و سطح آمادگی فناوری در میان روش‌های معرفی شده، دو روش گرفتن با استفاده از تک‌بازوی مکانیکی (روش گرفتن تماسی با استفاده از اتصال صلب) و روش استفاده از تور (روش گرفتن تماسی با استفاده از اتصال انعطاف‌پذیر) در این بخش از دیدگاه اثرات متقابلِ تعقیب کننده و هدف، حرکات غیر قابل کنترل هدف، هماهنگ‌سازیِ وضعیتِ تعقیب کننده و هدف و همچنین ملاحظات تماس مورد بحث و مقایسه قرار گرفته‌اند.

۴-۱- مکانیزم بازوی رباتیکی

درباره‌ی گرفتن جسم هدف با استفاده از تک بازوی رباتیکی، تحقیقات بسیاری صورت پذیرفته است و سه موضوع محوری در این حوزه، عبارتند از کمینه‌سازی اثرات متقابل، کاهش حرکات غیر قابل کنترل و هماهنگ‌سازی سمت که در ادامه هر یک به اختصار توضیح داده شده‌اند.

کمینه‌سازی اثرات متقابل

با توجه به غیرقابل‌اجتناب بودن برقراری تماس میان ماهواره‌ی هدف و ماهواره‌ی سرویس‌دهنده در روش بازوی رباتیکی، یکی از چالش‌های مهم در این روش، کمینه‌سازی اثرات متقابل ناشی از برقراری تماس می‌باشد. به‌منظور کاهش اغتشاشات مربوط به سمت‌گیری در حین برقراری تماس، کنترل جهت سرعت نسبیِ ماهواره هدف و ماهواره سرویس‌دهنده به‌گونه‌ای که از مرکز جرم ماهواره سرویس‌دهنده عبور کند، پیشنهاد شده است. زمان بهینه و مکان مناسب نیز به‌منظور گرفتن جسم هدف، در طی یک فرایند بهینه‌سازی مقید غیرخطی تعیین می‌شود. همچنین به‌منظور حل مساله‌ی عدم قطعیت‌های مربوط به شرایط مرزی، از زنجیره‌ی مارکوف مونت کارلو، استفاده شده است [۱۵]. مقدار نیرویی که از ماهواره‌ی سرویس‌دهنده به‌منظور گرفتن جسم هدف، بر آن وارد می‌شود و نیز مسیر حرکت، از دیگر پارامترهای مهمی می‌باشد که می‌بایست موردتوجه قرار گیرد. علاوه بر این از الگوریتم ژنتیک نیز به منظور بهینه‌سازی پارامترهای مسیر استفاده گردیده است [۱۶]. همچنین آرایش ماهواره هدف و ماهواره‌ی سرویس‌دهنده نیز از دیگر ویژگی‌هایی است که می‌تواند در افزایش احتمال موفقیت مأموریت با استفاده از این روش تأثیرگذار باشد.

کاهش حرکات غیرقابل کنترل

زباله‌های فضایی به علت مومنتوم زاویه‌ای باقی‌مانده، غالباً حرکات غیرقابل‌کنترلی دارند که این امر یکی از چالش‌های بزرگ در فرآیند گرفتن آن‌ها توسط بازوی رباتیکی محسوب می‌شود. تحقیقات نشان می‌دهد گرفتن اجسام با حرکت‌های دورانی ناخواسته با دامنه حرکتی کمتر از سه درجه بر ثانیه، به‌راحتی قابل انجام است. همچنین اجسام با حرکت‌های دورانی ناخواسته با دامنه حرکتی بیش از سی درجه بر ثانیه نمی‌توانند به‌عنوان هدف در نظر گرفته شوند. میان این دو حالت، برای زباله‌های فضایی با حرکت‌های دورانی ناخواسته با دامنه‌ی حرکت میان سه درجه تا سی درجه بر ثانیه، می‌توان با بهره‌گیری از مکانیزم قلم‌مویی، دامنه‌ی حرکت‌های ناخواسته را کاهش داد [۱۷]. مکانیزم قلم‌مویی می‌تواند از طریق تماس با زباله فضایی موردنظر، مومنتوم زاویه‌ای آن را کاهش دهد.

هماهنگ‌سازی سمت

هنگامی‌که دامنه‌ی حرکت‌های ناخواسته‌ی جسم هدف محدود باشد، نیازی به انجام عملیات کاهش دامنه حرکات غیرقابل‌کنترل نیست. با این وجود هماهنگ‌سازی سمت که سبب می‌گردد نقطه‌ی موردنظر از جسم هدف در مقابل ماهواره‌ی سرویس‌دهنده قرار گیرد، امری اجتناب‌ناپذیر پیش از گرفتن جسم هدف محسوب می‌گردد. به‌منظور پایدارسازی و مؤثرسازی فرآیند گرفتن جسم هدف، یکی از نقاط کلیدی، حفظ فاصله و وضعیت نسبی مناسب میان ماهواره هدف و ماهواره سرویس‌دهنده است. به منظور هماهنگ‌سازی سمت، یک رویکرد کنترلی ترکیبی شامل یک قانون کنترلی با بازخورد غیرخطی به همراه کنترل مد لغزشی پیشنهاد گردیده است [۱۹].

۴-۲- عملگر انتهایی – گیرنده‌های مکانیکی

پنجه‌ی (گیرنده) مکانیکی یکی از مهم‌ترین اجزاء یک بازوی رباتیکی است. گیرنده مکانیکی به‌صورت مستقیم در فرآیند گرفتن یک جسم هدف و برقراری تماس با آن تأثیرگذار می‌باشد. موفقیت مأموریت حذف زباله‌های فضایی وابسته به پایداری و قابلیت اعتماد گیرنده مکانیکی است. گیرنده‌های مکانیکی گوناگونی به‌منظور گرفتن زباله‌های فضایی توسعه داده‌شده‌اند. استفاده از نازل مخروطی، مکانیزم PAF، دست رباتیکی، مکانیزم دوانگشتی و پنجه‌ی همه‌کاره برخی از مکانیزم‌هایی هستند که به

این منظور توسعه داده‌شده‌اند [۲۱-۲۴]. بیشتر این مکانیزم‌ها توسط اپراتور مستقر در مرکز کنترل عملیات مأموریت، کنترل می‌شوند.

۴-۳- مدل‌سازی تور

مدل‌سازی تور یک گام کلیدی به‌منظور تحلیل رفتار دینامیکی سیستم شبیه‌ساز می‌باشد. پیش از توسعه‌ی مدل دینامیکی برای تور، لازم است ویژگی‌های فیزیکی تور، مشخص شود. جنس تور نیز باید سبک، قوی و محکم باشند. همچنین نسبت ضلع مربع‌های داخلی و ضلع تور، از دیگر موارد مهم در طراحی تور می‌باشد. برای مدل‌سازی تور نیز مدل‌های گوناگونی توسعه داده شده است که از میان آن‌ها، مدل جرم-فنر رایج‌ترین مدل می‌باشد [۲۷]. از آنجا که معادلات دینامیکی این مدل به‌صورت معادلات دیفرانسیل خطی می‌باشند دقت این مدل، نسبت به سایر مدل‌ها کمتر است و امکان توصیف تغییر شکل‌های بزرگ به وسیله‌ی این مدل‌ها وجود ندارد.

ملاحظات تماس

در طی فرآیند گرفتن جسم هدف با استفاده از تور، تماس میان تور و هدف، اجتناب‌ناپذیر است. در این فرآیند، چنانچه تماس به صورت نامناسب برقرار شود، به‌عنوان مثال گلوله به زباله فضایی برخورد نماید، بخش شکننده‌ی زباله‌ی فضایی ممکن است جدا و خود تبدیل به یک زباله فضایی دیگر گردد. همچنین هنگامی که تور از ماهواره سرویس‌دهنده خارج می‌شود، توجه به سرعت و زاویه‌ی نسبی شلیک گلوله‌ها، از اهمیت بسزایی برخوردار خواهد بود.

حرکت‌های کنترل نشده‌ی جسم هدف

در گرفتن زباله‌ی فضایی با استفاده از تور، برای سیستم هدایت، ناوبری و کنترل نیاز به دقت بسیاری زیادی نمی‌باشد. قرار داشتن دامنه‌ی حرکت‌های کنترل نشده‌ی جسم هدف در این رویکرد، دارای اهمیت کمتری نسبت به روش استفاده از تک بازوی رباتیکی با عملگر انتهایی پنجه‌ی همه‌کاره می‌باشد بنابراین در این روش نیازی به استفاده از مکانیزم قلم‌مویی به منظور کاهش دامنه‌ی حرکت‌های کنترل نشده‌ی جسم هدف، وجود نخواهد داشت. وجود دامنه‌ی زیاد حرکت‌های کنترل نشده، می‌تواند منجر به پیچ خوردن نامطلوب تور شود.

۵- مطالعه‌ی موردی

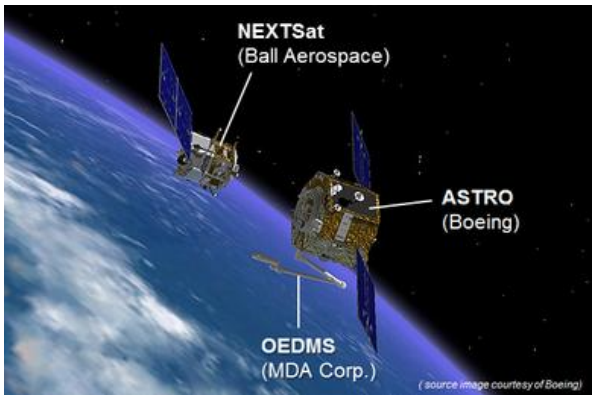
برنامه‌های فعالی در سراسر جهان پیرامون مسأله حذف باقی‌مانده‌های فضایی شکل گرفته است و در بعضی موارد، برنامه‌های سرویس‌دهی در فضا (در مدار) نیز در کنار مأموریت‌های کاهش باقی‌مانده‌های فضایی تعریف شده‌اند. در ادامه به چند مورد از این برنامه‌های تک‌منظوره و چندمنظوره اشاره می‌شود.

۵-۱- برنامه Orbital Express Space Operations Mission

این برنامه، یک برنامه مشترک بین DARPA و NASA است. پرتاب این ماهواره در سال ۲۰۰۷ با استفاده از پرتابگر Atlas V انجام شده است. این پروژه شامل دو فضاپیما است که در آن فضاپیمای بزرگ‌تر با نام ASTRO فضاپیمای سرویس‌دهنده و فضاپیمای کوچک‌تر با نام NEXTSat به‌عنوان سرویس‌گیرنده عمل می‌کنند. فضاپیمای NEXTSat به‌عنوان یک نمونه‌ی اولیه برای فضاپیماهای آینده در نظر گرفته شده است که می‌توانند برای سرویس‌گیری در فضا به منظور افزایش طول عمر عملکردی، تغییر مأموریت یا مقاصد دیگر طراحی شوند. این پروژه از دو جهت با موضوع حذف فعال باقی‌مانده‌های فضایی مرتبط است: اول اینکه مانور نزدیک در فضا و گرفتن اجزای یک باقی‌مانده جنبه مهمی از حذف فعال باقی‌مانده‌های فضایی است. دوم اینکه اگر سرویس‌دهی به ماهواره‌های مستقر در مدار برای تأمین سوخت، باطری و اجزای الکترونیکی و مخابراتی جدید امکان‌پذیر شود قطعاً تعداد ماهواره‌های پرتاب‌شده به مدار می‌تواند نسبت به آنچه در حال حاضر صورت می‌پذیرد کاهش پیدا کند. درنتیجه ماهواره‌ها و مراحل بالایی راکت‌های کمتری نیاز به دور انداخته شدن دارند و این به معنی تولید کمتر باقی‌مانده‌های فضایی است.

فضاپیمای ASTRO یک ماهواره‌ی سرویس‌دهنده با جرم کل تقریبی ۱۰۰۰ کیلوگرم، همراه با ۱۴۰ کیلوگرم پیشران هیدرازین است. همچنین ارتفاع و قطر تقریبی آن ۲ متر است. بازوی رباتیکی آن اجازه گرفتن و اتصال دستی را فراهم می‌کند. در حین اتصال، امکان انتقال سوخت، مقاوم‌سازی یا اضافه کردن اجزای NEXTSat وجود دارد. ماهواره NEXTSat دارای جرم ۲۲۵ کیلوگرم و قطر ۱ متر است. این ماهواره‌ها در شکل نشان داده‌شده‌اند.

هزینه این برنامه مشترک حدود ۳۰۰ میلیون دلار برای طراحی و ساخت دو فضاپیما و پرتاب Atlas V بوده است. این اولین برنامه عملی برای سرویس‌دهی در فضا بوده است. اگرچه ژاپن در دهه ۹۰ میلادی قادر به انجام اولین عملیات امدادی رباتیکی بین دو ماهواره در فضا برای برنامه ماهواره تست تجربی ETS بوده است.



شکل ۱۱. ماهواره‌های ASTRO و NextSat در پروژه‌ی OE

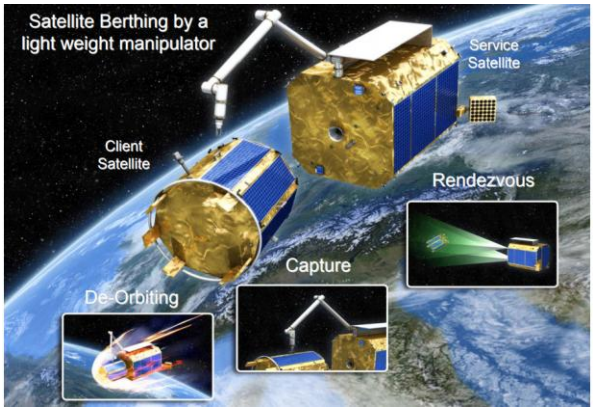
۵-۲- برنامه DEOS

این برنامه در آژانس فضایی آلمان DLR انجام شده است و مأموریتی برای تمرین نحوه انجام وظایف نگهداری و به‌طور ویژه سوخت‌رسانی، با هدف افزایش عمر عملکردی ماهواره‌ها می‌باشد. برنامه DEOS دارای دو ماهواره‌ی سرویس‌دهنده و سرویس‌گیرنده است و ماهواره‌ی سرویس‌گیرنده نقش ماهواره‌ای که نیاز به تعمیر یا حذف دارد را ایفا می‌کند. مطابق برنامه هر دو ماهواره می بایست در سال ۲۰۱۸ با یکدیگر پرتاب و در مدار ۵۵۰ کیلومتری قرار گیرند ولی در نهایت پروژه بعد از فاز B (مطابق ECSS) لغو شد.

۵-۳- پروژه CleanSpace One

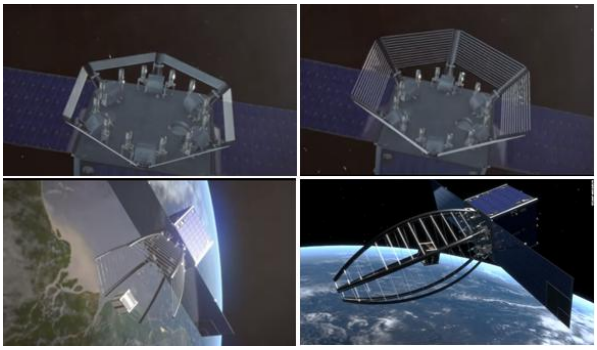
این پروژه مربوط به مرکز فضایی سوئیس و دانشگاه EPFL است. در ابتدا یک پروژه دانشجویی برای طراحی یک تاسواره‌ی 1U با هدف انجام اندازه‌گیری پارامترهای مشخصی از اتمسفر زمین انجام و ماهواره در سال ۲۰۰۹ پرتاب گردید و مأموریت خود را پس از سه سال در مدار کامل کرد.

در سال ۲۰۱۲ برنامه‌ی دیگری به منظور طراحی یک ماهواره کوچک با هدف تعقیب ماهواره‌ی اول و سپس گرفتن آن تعریف گردید که در نهایت در مرحله‌ی تحقیق، مطالعه و تأمین منابع متوقف شد.



شکل ۱۲. ماهواره‌های سرویس‌دهنده و سرویس‌گیرنده در پروژه DEOS

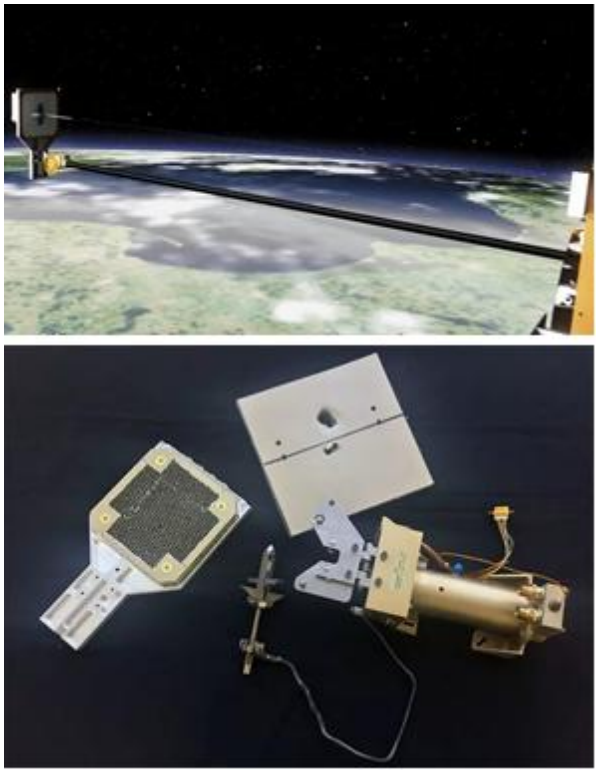
با توجه به ابعاد کوچک ماهواره‌ی هدف یافتن موقعیت و سپس گرفتن آن به یک چالش مهم تبدیل شد. خطای موقعیت این ماهواره در محدود ۵ کیلومتر تخمین زده شده است. بنابراین به تجهیزات ویژه‌ای برای تشخیص ماهواره احتیاج است. این تجهیزات از فاصله ۸ کیلومتری ماهواره هدف روشن و بعد از تشخیص، مانورهایی برای نزدیک شدن به آن انجام می‌شود. طراحی‌های مختلفی برای مکانیزم گرفتن در این پروژه پیشنهاد شد که درنهایت مطابق شکل ۱۳ طرحی به نام PacMan مورد تأیید قرار گرفت. در این طرح از یک تور مخروطی استفاده می‌شود. این تور ابتدا جمع و سپس باز می‌شود. پس از گرفتن ماهواره‌ی هدف انتهای آن بسته و ماهواره‌ی هدف محبوس می‌گردد. نظر طراحان این است که این مکانیزم نسبت به بازوی رباتیکی قابل اعتمادتر است و همچنین قابلیت مانور بیشتری دارد.



شکل ۱۳. نمایش مکانیزم گرفتن PacMan در پروژه CleanSpace One

۵-۴- پروژه‌ی مرکز ماهواره‌ای ساررى

این پروژه در سال ۲۰۱۸ در چهارچوب برنامه‌های اروپا برای حذف فعال زباله‌های فضایی توسط مرکز ماهواره‌ای ساررى انجام گرفت. در این مأموریت ابتدا ماهواره‌ی سرویس دهنده به ایستگاه فضایی بین‌المللی ارسال و سپس از آن ایستگاه به مدار مقصد تزریق گردید. در این عملیات ابتدا صفحه‌ی آلومینیومی هدف در فاصله‌ی ۲۰ متری ماهواره قرار داده می‌شود و سپس یک زوبین به جرم ۲ کیلوگرم و طول ۳۰ سانتی‌متر به سمت آن شلیک می‌شود که در نهایت همانطور که در شکل نشان داده شده است زوبین به داخل صفحه‌ی هدف نفوذ می‌کند و آن را به منظور حذف فعال، می‌گیرد. مرکز ماهواره‌ای ساررى ادعا می‌کند این روش می‌تواند برای حذف زباله‌های فضایی با جرم بیش از ۷ تن و سرعت بیش از ۲۷۰۰۰ کیلومتر بر ساعت مورد استفاده قرار گیرد.



شکل ۱۴. گرفتن زباله‌های فضایی با استفاده از زوبین

۶- نتیجه‌گیری

مطابق تعریف ارائه شده از سوی کمیته‌ی بین سازمانی ساماندهی زباله‌های فضایی، زباله‌های فضایی شامل تمامی اشیای فضایی ازکارافتاده‌ی ساخته‌ی دست بشر است که در مدارهای زمین به دور زمین می‌چرخند و یا وارد اتمسفر زمین می‌شوند. در میان آنها حساسیت اشیایی که قطر بزرگ‌تر از ۱۰ سانتی‌متر دارند، به دلیل وارد آوردن آسیب جدی به ماهواره‌های فعال در صورت برخورد بیشتر است و این مقاله به مرور و مقایسه‌ی راهکارهایی که به منظور مقابله با زباله‌های فضایی توسعه داده شده‌اند پرداخته است. راهکارهای پیشگیرانه، حذف غیرفعال و حذف فعال زباله‌های فضایی سه دسته‌ی کلی راه‌حل‌هایی است که برای کاهش احتمال برخورد با زباله‌های فضایی و کاهش آسیب‌های ناشی از برخوردهای احتمالی معرفی گردیده‌اند. حذف فعال زباله‌های فضایی علاوه بر اینکه امکان حذف کنترل شده‌ی یک زباله‌ی فضایی مشخص را فراهم می‌کند می‌تواند منجر به توسعه فناوری‌های جدیدی در حوزه‌های دیگری نظیر سرویس‌دهی به ماهواره‌های عملیاتی در مدار شود. توسعه‌ی این فناوری می‌تواند با افزایش عمر عملکردی ماهواره‌های عملیاتی از تولید زباله‌های جدید جلوگیری نماید. بنابراین به دلیل برتری‌های حذف فعال زباله‌های فضایی، در پژوهش حاضر بر این روش تمرکز گردید. روش‌های حذف فعال به دو دسته روش‌های تماسی و روش‌های غیرتماسی دسته-بندی گردیدند. روش‌های حذف فعال تماسی، علاوه بر سرعت بیشتر، قابلیت اطمینان بالاتر، امکان

حذف بیش از یک زباله به وسیله‌ی یک سامانه در یک پرتاب، تنها روش‌هایی هستند که می‌توانند برای سرویس‌دهی در فضا نیز مورد استفاده قرار بگیرند. در فرآیند حذف فعال تماسی زباله‌های فضایی، روش‌های مبتنی بر اتصال صلب به دلیل کنترل‌پذیرتر و پایدارتر بودن فرآیند گرفتن و همچنین امکان تعویض و تعمیرات قطعات آسیب دیده‌ی ماهواره‌ی هدف و انتقال سوخت به آن با استفاده از بازوی رباتیکی به عنوان روش بهتری نسبت به روش‌های مبتنی بر اتصال انعطاف‌پذیر تشخیص داده شد. بازوی رباتیکی با تعداد درجات آزادی کافی به همراه کنترل مناسب و مجموعه حسگرهای لازم، می-تواند جسم هدف را از سمت مطلوب و با دقت مناسب گرفته و عملیات مورد نظر را انجام دهد. برنامه‌ی Orbital Express یک نمونه از برنامه‌هایی است که با مأموریت دو منظوره‌ی جمع‌آوری فعال زباله‌های فضایی و ارائه‌ی خدمات نت در فضا طرح‌ریزی شده و وارد فاز عملیات مأموریت شده است. این برنامه به صورت ویژه برای تأمین سوخت و اجزای الکترونیکی ماهواره‌ها طراحی شده است و در فعالیت‌های آینده به عنوان یک الگوی موفق مورد توجه قرار خواهد گرفت.

۷- مراجع

[1] H. Klinkrad, *Space Debris Models and Risk Analyis*, Chichester, UK, Praxis Publisching Ltd, pp1-3, 2013.

[2] Sakib Nazmus, "Implementation and Testing of SOLID Space Debris Detector for TechnoSat Satellite", 2016.

[3] D. Wright, "The Current Space Debris Situation", Orbital Debris Mitigation, Workshop, Beijing, China.

[4] Minghe Shan, Jian Guo, Eberhard Gill, "Review and comparison of active space debris capturing and removal methods", Progress in Aerospace Sciences, 80, 2016, pp:18-32.

[5] R. Biesbroek, The e.deorbit study in the concurrent design facility, in: Presentation Handouts, Workshop on Active Space Debris Removal, vol. 17, Darmstadt, Germany, 2012.

[6] J. Forshaw, Results of a system feasibility study on a heavy active debris removal mission, in: 3rd European Workshop on Space Debris Modeling and Remediation, Paris, France, 2014.

[7] A. Chiesa, F. Alberto, Enabling technologies for active space debris removal: the cadet project, in: 3rd European Workshop on Space Debris Modeling and Remediation, Paris, France, 2014.

[8] K. Yoshida, H. Nakanishi, The tako (target collaborativize)flyer: a new concept for future satellite servicing, in: i-SAIRAS: International Symposium on Artificial Intelligence, Robotics and Automation in Space, Montreal, Canada, 2001, pp. 18–22.

[9] W. McMahan, V. Chitrakaran, M. Csencsits, D. Dawson, I.D. Walker, B.A. Jones, M. Pritts, D. Dienno, M. Grissom, C.D. Rahn, Field trials and testing of the octarm continuum manipulator, in: Proceedings 2006 IEEE International Conference on Robotics and Automation, 2006, ICRA 2006, IEEE, Orlando, FL, USA, 2006, pp. 2336–2341.

[10] T. Kasai, M. Oda, T. Suzuki, Results of the ets-7 mission-rendezvous docking and space robotics experiments, in: Artificial Intelligence, Robotics and Automation in Space, vol. 440, 1999, p. 299.

[11] D. Reintsema, J. Thaeter, A. Rathke, W. Naumann, P. Rank, J. Sommer, Deos—the German robotics approach to secure and de-orbit malfunctioned satellites from low earth orbits, in: Proceedings of the i-SAIRAS, Sapporo, Japan, 2010.

[12] M. Zebenay, R. Lampariello, T. Boge, D. Choukroun, A new contact dynamics model tool for hardware-in-the-loop docking simulation, in: International Symposium on Artificial Intelligence, Robotics and Automation in Space, Turin, Italy, 2012.

[13] M. Zebenay, Development of a robotics-based satellites docking simulator (Ph.D. thesis), Delft University of Technology, 2014.

[14] T.J. Debus, S.P. Dougherty, Overview and performance of the front-end robotics enabling near-term demonstration (frend) robotic arm, in: AIAA Aerospace Conference, Reston, VA, USA, 2009.

[15] A. Flores-Abad, Z. Wei, O. Ma, K. Pham, Optimal control of a space robot to approach a tumbling object for capture with uncertainties in the boundary conditions, in: AIAA Guidance Navigation and Control Conference, 2013.

[16] P. Huang, J. Yuan, Y. Xu, R. Liu, Approach trajectory planning of space robot for impact minimization, in: 2006 IEEE international conference on Information Acquisition, Weihai, China, 2006, pp. 382–387.

[17] S.-I. Nishida, S. Kawamoto, Strategy for capturing of a tumbling space debris, Acta Astronaut. 68 (1) (2011) 113–120.

[18] S.-I. Nishida, S. Kawamoto, Y. Okawa, F. Terui, S. Kitamura, Space debris removal system using a small satellite, Acta Astronaut. 65 (1) (2009) 95–102.

[19] X.Y. An, W. Lu, Z. Ren, Compound control of attitude synchronization for autonomous docking to a tumbling satellite, Appl. Mech. Mater. 394 (2013) 470–476.

[20] A. Ellery, A robotics perspective on human spaceflight, Earth Moon Planets 87 (3) (1999) 173–190.

[21] K. Yoshida, H. Nakanishi, Impedance matching in capturing a satellite by a space robot, in: 2003 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems, 2003 (IROS 2003), Proceedings, vol. 4, IEEE, Las Vegas, NV, USA, 2003, pp. 3059–3064.

[22] G. Hirzinger, K. Landzettel, B. Brunner, M. Fischer, C. Preusche, D. Reintsema, A. Albu-Schäffer, G. Schreiber, B.-M. Steinmetz, Dlr's robotics technologies for onorbit servicing, Adv. Robot. 18 (2) (2004) 139–174.

[23] K. Yoshida, H. Nakanishi, H. Ueno, N. Inaba, T. Nishimaki, M. Oda, Dynamics, control and impedance matching for robotic capture of a non-cooperative satellite, Adv. Robot. 18 (2) (2004) 175–198.

[24] J.R. Amend, E.M. Brown, N. Rodenberg, H.M. Jaeger, H. Lipson, A positive pressure universal gripper based on the jamming of granular material, IEEE Trans. Robot. 28 (2) (2012) 341–350.

[25] B. Bischof, L. Kerstein, J. Starke, H. Guenther, W. Foth, et al., Roger—robotic geostationary orbit restorer, Sci. Technol. Ser. 109 (2004) 183–193.

[26] M. Lavagna, R. Armellin, A. Bombelli, R. Benvenuto, Debris removal mechanism based on tethered nets, in: Proceedings of the i-SAIRAS, Turin, Italy, 2012.

[27] R. Benvenuto, S. Salvi, M. Lavagna, Dynamics analysis and gnc design offlexible systems for space debris active removal, in: Conference on dynamics and Control of Space Systems (DYCOSS), Rome, Italy, 2014.

[28] N. Zinner, A. Williamson, K. Brenner, J.B. Curran, A. Isaak, M. Knoch, et al., Junk hunter: autonomous

[45] Y. Tsuda, O. Mori, R. Funase, H. Sawada, T. Yamamoto, T. Saiki, T. Endo, J. Kawaguchi, Flight status of ikaros deep space solar sail demonstrator, Acta Astronaut. 69 (9) (2011) 833–840.
[46] J. Les, Y. Roy, B. Nathan, F. Louis, L. Vaios, M. Colin, Solar sails: technology and demonstration status, Int. J. Aeronaut. Space Sci. 13 (4) (2012) 421–427.
[47] J.A. Borja, D. Tun, Deorbit process using solar radiation force, J. Spacecr. Rockets 43 (3) (2006) 685–687.
[48] C. Lücking, C. Colombo, C. McInnes, A passive de-orbiting strategy for high altitude cubesat missions using a deployable reflective balloon, in: 8th IAA Symposium on Small Satellites, Berlin, Germany, 2011.
[49] D.A. Gregory, J.-F. Mergen, Space Debris Removal Using Upper Atmosphere and Vortex Generator, US Patent 8,657,235, February 25, 2014.
[50] A.S. Kofford, System and Method for Creating an Artificial Atmosphere for the Removal of Space Debris, US Patent App. 13/250,409, September 30, 2011.
[51] M.J. Dunn, Space Debris Removal, US Patent 8,800,933, August 12, 2014
[52] G. Kaushik, M. Sharma, K. Yadav, Space debris elimination techniques, Int. J. Res. 1 (10) (2014) 784–787.
[53] C. Phipps, G. Albrecht, H. Friedman, D. Gavel, E. George, J. Murray, C. Ho, W. Priedhorsky, M. Michaelis, J. Reilly, Orion: clearing near-earth space debris using a 20-kW, 530-nm, earth-based, repetitively pulsed laser, Laser Part. Beams 14 (01) (1996) 1–44.
[54] C.R. Phipps, A laser-optical system to re-enter or lower low earth orbit space debris, Acta Astronaut. 93 (2014) 418–429.
[55] S. Kitamura, Y. Hayakawa, S. Kawamoto, A reorbiter for large geo debris objects using ion beam irradiation, Acta Astronaut. 94 (2) (2014) 725–735.
[56] C. Bombardelli, H. Urrutxua, M. Merino, J. Peláez, E. Ahedo, The ion beam shepherd: a new concept for asteroid deflection, Acta Astronaut. 90 (1) (2013) 98–102.
[57] C. Bombardelli, J. Pelaez, Ion beam shepherd for contactless space debris removal, J. Guid. Control Dyn. 34 (3) (2011) 916–920.
[58] J. Missel, D. Mortari, Removing space debris through sequential captures and ejections, J. Guid. Control Dyn. 36 (3) (2013) 743–752.
[59] J. Missel, D. Mortari, Sling satellite for debris removal with aggie sweeper, Adv. Astronaut. Sci. 140 (1) (2011) 60–64.
[60] J. Missel, D. Mortari, Path optimization for space sweeper with sling-sat: a method of active space debris removal, Adv. Space Res. 52 (7) (2013) 1339–1348.
[61] N. Okada, Active debris removal using carrier þmultiple deorbiting kits, in: 3rd European Workshop on Active Debris Removal, Paris, France, 2014.
[62] P. Aaron, Orbital debris removal with gecko-like adhesives; technology development and mission design, in: 66th International Astronautical Congress, Jerusalem, Israel, 2015.
rendezvous, capture, and de-orbit of orbital debris, in: AIAA SPACE 2011 Conference & Exposition, Long Beach, CA, USA, 2011.
[29] P. Huang, J. Cai, Z. Meng, Z. Hu, D. Wang, Novel method of monocular real-time feature point tracking for tethered space robots, J. Aerosp. Eng. 27 (6) (2013) 1–14.
[30] C. Billot, S. Ferraris, R. Rembala, F. Cacciatore, A. Tomassini, R. Biesbroek, e.deorbit: feasibility study for an active debris removal, in: 3rd European Workshop on Space Debris Modeling and Remediation, Paris, France, 2014.
[31] J. Reed, J. Busquets, C. White, Grappling system for capturing heavy space debris, in: 2nd European Workshop on Active Debris Removal, Paris, France, 2012.
[32] Andrenucci M, Pergola P, Ruggiero A. Active removal of space debris-expanding foam application for active debris removal, ESA Final Report ACT-RPT-MAD-ARI-10-6411, 2011.
[33] P. Pergola, A. Ruggiero, M. Andrenucci, L. Summerer, Low-thrust missions for expanding foam space debris removal, in: Proceedings of the 32nd International Electric Propulsion Conference, Wiesbaden, Germany, 2011.
[34] K.T. Nock, K.L. Gates, K.M. Aaron, A.D. McRonald, Gossamer Orbit Lowering Device (Gold) for Safe and Efficient De-Orbit, in: AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference, Toronto, Canada, 2010
[35] E.Y. Robinson, Spacecraft for Removal of Space Orbital Debris, US Patent 6,655,637, December 2, 2003.
[36] R.J. Wright, Orbital Debris Mitigation System and Method, US Patent 8,567,725, October 29, 2013.
[37] P. Williams, Optimal orbit transfer with electrodynamic tether, J. Guid. Control Dyn. 28 (2) (2005) 369–372.
[38] S.G. Tragesser, H. San, Orbital maneuvering with electrodynamic tethers, J. Guid. Control Dyn. 26 (5) (2003) 805–810.
[39] R.D. Estes, E.C. Lorenzini, J. Sanmartin, J. Pelaez, M. Martinez-Sanchez, C. Johnson, I. Vas, Bare tethers for electrodynamic spacecraft propulsion, J. Spacecr. Rockets 37 (2) (2000) 205–211.
[40] S. Kawamoto, T. Makida, F. Sasaki, Y. Okawa, S.-i. Nishida, Precise numerical simulations of electrodynamic tethers for an active debris removal system, ActaAstronaut. 59 (1) (2006) 139–148.
[41] H. Kojima, Y. Furukawa, P.M. Trivailo, Experimental study on delayed feedback control for libration of tethered satellite system, J. Guid. Control Dyn. 35 (3) (2012) 998–1002.
[42] M. I narrea, V. Lanchares, A.I. Pascual, J.P. Salas, Attitude stabilization of electrodynamic tethers in elliptic orbits by time-delay feedback control, Acta Astronaut. 96 (2014) 280–295.
[43] R. Zhong, Z. Zhu, Long-term libration dynamics and stability analysis of electrodynamic tethers in spacecraft deorbit, J. Aerosp. Eng. 27 (5) (2012).
[44] X. Dong, Y. Li, Z. Zhang, L. Kong, X. Wang, Research on the material and structure of space electrodynamic tether, in: 40th COSPAR Scientific Assembly, Moscow, Russia, 2014.