



E-ISSN: 2676-4253

Journal of Technology in Aerospace Engineering

Vol. 8, No. 4, pp. 59-84, 2024

<https://doi.org/10.22034/jtae.2024.8.4.6>

Journal Homepage: <https://jtae.ari.ac.ir>



Scientific Extension Paper

An Overview of Rendezvous and Docking Space Laboratories Platforms

Pourya Shokrolahi^{1*}  and Masoud Ebrahimi² 

Department of Aerospace Engineering, Faculty of Mechanical Engineering, Tarbiat Modares University, Tehran, Iran

ARTICLE INFO

Article History:

Received 16 September 2023

Revised 03 November 2023

Accepted 05 November 2023

Available Online 05 November 2023

Keywords:

Laboratory testbeds
Rendezvous and docking
Frictionless tables
Robotic arms
Simulator platforms

ABSTRACT

The space testbeds have been a milestone in space missions. The development of laboratory testbeds capable of testing space missions has increased space systems' reliability and performance during their missions. This article presents a review study on space testbeds, with a particular focus on rendezvous and docking laboratory testbeds. In this study, the testbeds have been categorized into two-dimensional and three-dimensional platforms. Table-based frictionless platforms, robotic simulation platforms, and the combination of a table and a rail structure are classified as two-dimensional platforms. The three-dimensional category also includes robotic arm-based platforms, water pools, free gravity or microgravity environments, rail in a three-dimensional environment, and unmanned aerial vehicles. Considering the importance of developing and implementing laboratory testbeds for space missions, rendezvous, and docking, the article has introduced the testbeds based on categorization. It also provides examples of existing laboratories, as well as samples of active institutions and centers in this field.

* Corresponding Author's E-mail: sh.pourya@modares.ac.ir

How to Cite this Article:

P. Shokrolahi and M. Ebrahimi, "An Overview of Rendezvous and Docking Space Laboratories Platforms," *Journal of Technology in Aerospace Engineering*, Vol. 8, No. 4, pp. 59-84, 2024 (in Persian), <https://doi.org/10.22034/jtae.2024.8.4.6>.

COPYRIGHTS

Authors retain the copyright and full publishing rights.

Published by Aerospace Research Institute. This article is an open access article licensed under the [Creative Commons Attribution 4.0 International \(CC BY 4.0\)](https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/).





مروری بر بسترهای آزمایشگاه‌های فضایی ملاقات و اتصال

پوریا شکرالهی^{۱*} و مسعود ابراهیمی^۲

۱- دانشجوی دکتری، گروه مهندسی هوافضا، دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه تربیت مدرس، تهران، ایران

۲- دانشیار، گروه مهندسی هوافضا، دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه تربیت مدرس، تهران، ایران

چکیده

بسترهای آزمایش فضایی نقطه عطفی در مأموریت‌های فضایی هستند. توسعه بسترهای آزمایشگاهی که قادر به آزمایش مأموریت‌های فضایی هستند باعث افزایش قابلیت اطمینان و بهبود عملکرد سامانه‌های فضایی در مأموریت‌های خود می‌شود. در این مقاله به یک مطالعه مروری بر روی بسترهای آزمایش فضایی با تمرکز بر روی بسترهای آزمایشگاهی ملاقات و اتصال پرداخته شده است. در این مطالعه، بسترهای آزمایش به دو دسته دوبعدی و سه‌بعدی تقسیم‌بندی شده‌اند. بسترهای مبتنی بر میز فاقد اصطکاک، پلتفرم‌های شبیه‌ساز رباتیک و ترکیب میز و یک ساختار ریلی در دسته دوبعدی قرار گرفته‌اند. دسته سه‌بعدی نیز شامل بسترهای مبتنی بر بازوی رباتیک، استخرهای آب، محیط فاقد جاذبه یا جاذبه نزدیک به صفر، ریل در یک محیط سه‌بعدی و پرنده‌های بدون سرنشین است. با توجه به اهمیت توسعه و اجرای بسترهای آزمایشگاهی برای مأموریت‌های فضایی و ملاقات و اتصال، در پایان، بسترهای آزمایش تقسیم‌بندی، معرفی و مثال‌هایی از آزمایشگاه‌های موجود و نمونه‌هایی از مؤسسه‌ها و مراکز فعال در این حوزه معرفی شده‌اند.

اطلاعات مقاله

تاریخچه مقاله:

دریافت ۲۵ شهریور ۱۴۰۲
بازنگری ۱۲ آبان ۱۴۰۲
پذیرش ۱۴ آبان ۱۴۰۲
اولین انتشار ۱۴ آبان ۱۴۰۲

واژه‌های کلیدی:

بسترهای آزمایشگاهی
ملاقات و اتصال
میزهای فاقد اصطکاک
بازوهای رباتیک
پلتفرم‌های شبیه‌ساز

* پست الکترونیکی نویسنده مسئول: sh.pourya@modares.ac.ir

How to Cite this Article:

P. Shokrolahi and M. Ebrahimi, "An Overview of Rendezvous and Docking Space Laboratories Platforms," *Journal of Technology in Aerospace Engineering*, Vol. 8, No. 4, pp. 59-84, 2024 (in Persian), <https://doi.org/10.22034/jtae.2024.8.4.6>.

COPYRIGHTS

Authors retain the copyright and full publishing rights.

Published by Aerospace Research Institute. This article is an open access article licensed under the [Creative Commons Attribution 4.0 International \(CC BY 4.0\)](https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/).

یک میز گرانیتهی شناور بوده که این شناوری به‌وسیله هوای فشرده ایجاد شده است [۵].

در دهه‌های گذشته مأموریت‌های متعدد پیشرفته‌ای در حوزه عملیات خودگردان و پهلوگیری انجام شده است. صرف‌نظر از مأموریت، هر الگوریتم هدایت در این مأموریت‌ها باید بتواند در یک محیط دینامیکی مانور مناسب داده و درعین‌حال مسیری با مصرف سوخت بهینه داشته باشد. رویکردهای جدید و کاربردی هدایت در این مسائل را می‌توان به‌طور تجربی در یک بستر آزمایشگاهی مورد آزمایش قرار داده و عملکرد آن‌ها را در مقایسه با روش‌های سنتی ارزیابی کرد [۶]. جایگزینی بسترهای آزمایشگاهی میکروگرانشی معمولی هزینه چرخه توسعه ماهواره‌های مکعبی را به‌طور چشمگیری کاهش داده است، که کاهش هزینه پروسه طراحی، آزمایش و تنظیم الگوریتم‌های کنترل و ردیابی یک ماهواره مکعبی را نیز در پی دارد. بسترهای آزمایشگاهی میکروگرانشی معمولی را می‌توان به‌صورت کم‌هزینه جایگزین نمود، که در نتیجه چرخه توسعه طراحی، آزمایش و تنظیم الگوریتم‌های کنترل و ردیابی وضعیت ماهواره‌های مکعبی به‌طور چشمگیری کاهش می‌یابد. جایگزین‌های موجود، اگر به سه درجه آزادی محدود نشوند، پیچیده و گران هستند. پژوهش انجام شده به‌وسیله گنزالس و همکاران، یک معماری جدید برای کوتاه کردن چرخه توسعه ماهواره‌های مکعبی معرفی می‌کند که شامل استفاده از سیستم‌های هوایی بدون سرنشین چند روتوری^۸ به‌عنوان بستر آزمایش است [۷].

طراحی یک بستر آزمایش سه درجه آزادی برای شبیه‌ساز ماهواره‌ای و مأموریت ملاقات و اتصال بر روی یک سطح فاقد اصطکاک به‌وسیله جاشوا کوکسون انجام شده است [۸]. اجزای اصلی این بستر شامل یک میز گرانیتهی، یک جفت شبیه‌ساز ماهواره یا فضایما و یک آرایه نشانگر مادون قرمز است. سطح فاقد اصطکاک به‌وسیله بالشتکی نازک از هوا ایجاد می‌شود تا شبیه‌سازها روی آن شناور شوند و تماس سطحی و اصطکاک بین شبیه‌ساز و میز گرانیتهی از بین برود. سیستم سه درجه آزادی ایجاد شده فاقد اثرات گرانشی بوده و آرایه نشانگر مادون قرمز برای ارائه نقاط مرجع، مشابه ستارگان استفاده شده است. در نهایت با بررسی و ساخت طراحی انجام شده، نتایج تجربی به‌دست آمده از شبیه‌ساز اجرای موفقیت‌آمیز بستر آزمایش را نشان داده است [۸]. رویکردهای کنترلی متفاوتی در مسئله ملاقات میان ماهواره‌ها کاربرد دارند. یک رویکرد

۱ مقدمه

شبیه‌سازی و آزمایش سخت‌افزار در حلقه از زمان پروژه جمینی^۱، بخش مهمی در توسعه پرواز فضایماها، ملاقات و اتصال و سیستم‌های رباتیک فضایما بوده است. نیاز به بازآفرینی سینماتیک و یا دینامیک حرکت فضایما بر روی زمین منجر به شبیه‌سازها و بسترهای آزمایشی متعددی در مؤسسات دانشگاهی، تأسیسات دولتی و آزمایشگاه‌های صنعتی شده است. امکانات شبیه‌سازی از میزهای کوچک دارای هوا در دانشگاه‌ها تا شبیه‌سازهایی برای آزمایش سیستم‌های با اندازه کامل و شرایط نزدیک به واقعیت در مراکزی مانند ناسا متغیر است [۱].

از اولین آزمایش‌های انجام شده برای یک مأموریت ملاقات و اتصال، آزمایش اژانس توسعه فضایی ملی ژاپن بوده که ETS-VII را برای نشان دادن فناوری‌های ملاقات و اتصال خودمختار توسعه داده است. ETS-VII دو آزمایش را با موفقیت در سال ۱۹۹۸ انجام داده و عملکرد آن بهتر از انتظارات بود [۲]. یک کاربرد بسترهای آزمایشگاهی، طراحی سیستم هدایت، کنترل و ناوبری^۲ است که می‌توان آن را در یک بستر آزمایشی زمینی ملاقات و اتصال آزمایش کرد. بستر آزمایشی توسعه‌یافته، توانایی آزمایش یک سیستم GNC را دارد. این سامانه شامل یک سطح مسطح فاقد اصطکاک و دو فضایمای شبیه‌سازی شده است [۳].

در دهه‌های گذشته، مأموریت‌های ملاقات، مجاورت^۳ و اتصال^۴ خودمختار پیشرفت‌های زیادی داشته‌اند. یک شرط اصلی جهت دست‌یابی به هدف این مأموریت‌ها اجتناب از مانع است. در مرجع [۴]، روش‌های هدایت تابع پتانسیل مصنوعی^۵ و تابع پتانسیل مصنوعی تطبیقی^۶ به‌صورت نظری توسعه یافته و به‌طور تجربی در یک محیط آزمایشگاهی اعتبارسنجی شده‌اند. بستر آزمایشگاهی، یک بستر شبیه‌سازی فضایمای شناور و رباتیک فضایما بوده که از یک گرانیتهی یکپارچه بسیار مسطح و صیقلی تشکیل شده است. شبیه‌سازها در این بستر، بر روی یک محیط ایجاد شده از هوای فشرده شناور هستند [۴]. بسترهای آزمایش توانایی ارزیابی عملکرد الگوریتم‌های مختلف هدایت و کنترل را در یک مانور اتصال مقید دارند. به‌عنوان نمونه، کنترل پیش‌بین و دینامیک معکوس از جمله روش‌های بکار گرفته شده در این بستر آزمایشی هستند. جهت مقید نمودن سناریوی اتصال می‌توان از یک محدوده برای درگاه اتصال استفاده کرد. این محدوده شامل یک مخروط ورودی برای محدود کردن سطح عملکرد تعقیب‌کننده^۷ است. شبیه‌سازهای فضایما در این بستر بر روی

1. Gemini
2. Guidance Navigation and Control (GNC)
3. Proximity
4. Docking
5. Artificial Potential Function (APF)
6. Adaptive Artificial Potential Function (AAPF)
7. Chaser
8. Multirotor Unmanned Aerial Systems (MUAS)

شاخص در کنترل سامانه استفاده از یادگیری عمیق است. برودیا و لینارس به مطالعه فرآیند ملاقات میان ماهواره‌ها به وسیله یادگیری تقویتی پرداخته و در یک محیط شبیه‌سازی شده با سه درجه آزادی به همراه محدودیت‌های تعریف شده، پاسخ مسئله مورد آزمایش قرار گرفته است [۹].

مرجع [۱] یک طبقه‌بندی سیستماتیک از شبیه‌سازهای مانور فضاپیما ارائه داده است. در این پژوهش، طرح‌ها و محدودیت‌های در نظر گرفته شده برای هر طرح مورد بحث قرار گرفته و همچنین فهرستی از بسترهای شبیه‌سازی به همراه ویژگی آن‌ها ارائه شده است. هدف پژوهش انجام شده، ارائه طرح‌های جدید و موجود از بسترهای آزمایشگاهی است تا توسعه‌دهندگان و طراحان بتوانند آزمایش‌های خود را برنامه‌ریزی و طراحی کنند [۱]. بستر شبیه‌ساز در آزمایشگاه فضایی رومانی با نام شبیه‌ساز ربات بالشتک هوایی^۱ یک بستر آزمایشگاهی با قابلیت اجرای سناریوهای عملیات فضایی مانند ملاقات و اتصال است [۱۰]. بستر شبیه‌سازی یک میز تست رباتیک برای آزمایش، تأیید و اعتبارسنجی سیستم‌های تحقیق و توسعه است که توانایی انجام آزمایش‌های حلقه باز و حلقه بسته را دارد. رانشگرهای سامانه در این بستر شامل رانشگرهای گاز سرد هستند. با در نظر گرفتن مانور ملاقات میان دو فضاپیما، یک کنترل‌کننده تناسبی-انتگرال‌گیر-مشتق‌گیر^۲ اتخاذ شده است، تا پایداری حرکت ربات بر روی بالشتک هوا و با در نظر گرفتن عدم قطعیت‌های احتمالی (نشان دهنده دینامیک مدل نشده و نادیده گرفتن غیرخطی‌ها) تضمین شود [۱۰].

فناوری ملاقات و اتصال علاوه بر مأموریت‌های فضایی در تجهیزات بدون سرنشین زیرسطحی نیز کاربرد دارد. این فناوری قادر است عملکرد و پایداری وسیله بدون سرنشین زیرسطحی خودمختار را افزایش دهد [۱۱]، به‌عنوان مثال پژوهش انجام شده به وسیله ژانگ و همکاران، فناوری ملاقات و اتصال را برای یک سامانه زیرسطحی در یک استخر مورد آزمایش قرار داده است [۱۲]. سیستم‌های خودمونتاز ماژولار (با فرض ماژول‌هایی برای مونتاژ) در محیط‌های اقیانوسی با چالش اساسی عدم اتصال مجدد هنگام ایجاد فاصله به علت عدم وجود انرژی لازم روبه‌رو هستند. یک راه برای حل این موضوع استفاده از کنترل‌کننده ملاقات و اتصال مبتنی بر جریان است [۱۳].

فن‌آوری ملاقات و اتصال فضاپیما نقش مهمی در مأموریت‌های فضایی ایفا کرده است. از این‌رو مطالعه مسئله ملاقات و اتصال به یک فضاپیما دارای چرخش و تغییر وضعیت در یک بستر آزمایش مهم است. بر اساس اطلاعات وضعیت نسبی برای موقعیت‌ها و وضعیت، می‌توان کنترل‌کننده‌ای ارائه داد که به‌صورت تحلیلی فرموله شده و محدودیت

اجتناب از برخورد بین دو شبیه‌ساز و مانع را نیز در نظر می‌گیرد. جهت راستی آزمایشی آزمایش سخت‌افزار در حلقه از دو شبیه‌ساز مجهز به مکانیزم اتصال الکترومغناطیسی استفاده شده است. این سامانه دارای یک سیستم حلقه بسته (جمع‌آوری داده‌ها با استفاده از ناوبری بصری یا مبتنی بر دید) و یک دستگاه انتقال داده بی‌سیم است. نتایج آزمایش نشان می‌دهند که استراتژی کنترل چندمرحله‌ای پیشنهادی می‌تواند اتصال بدون برخورد شبیه‌ساز تعقیب‌کننده و شبیه‌ساز هدف را با موفقیت محقق کند [۱۴]. امکان‌سنجی مونتاژ رباتیک یک ساختار فضایی به وسیله لو و همکاران مورد مطالعه و بررسی قرار گرفته است. هدف از این کار، مونتاژ در مدار سازه‌های فضایی بزرگ است که نقش مهمی در مهندسی فضایی دارد. این پژوهش سه هدف اصلی را دنبال می‌کند که شامل طراحی و توسعه اجزای ماژولار، توسعه یک استراتژی مونتاژ خودکار و بررسی تجربی مونتاژ خودکار اجزای ماژولار در یک ساختار بزرگتر است [۱۵].

تحقیقات بسیاری در مورد تره‌های فضایی شامل کاربرد آن‌ها برای خارج کردن زباله‌های فضایی انجام شده است. اهداف موجود در این مسئله می‌توانند فضاپیماهایی در پایان عمر خود یا اشیاء کنترل نشده مانند ماهواره‌های از کار افتاده و غیره باشند. پیوند اتصال‌دهنده تعقیب‌کننده به هدف، ممکن است با محورهای اینرسی هدف ناهماهنگی داشته باشد که در نتیجه بر وضعیت هر دو فضاپیما تأثیر خواهد داشت و در صورت وجود پیوندهای صلب، گشتاورهای منتقل شده در طول عملیات امکان غلبه بر سیستم کنترل وضعیت تعقیب‌کننده را دارد، ولی این موضوع در مورد اتصالات غیر صلب، مانند تره‌ها، اهمیت کمتری دارد [۱۶]. علاوه بر این، با استفاده از چنین اتصالاتی، تعقیب‌کننده می‌تواند در طول کل عملیات خروج از مدار، در فاصله ایمن از هدف باقی بماند. فرآیند جمع‌آوری زباله‌های فضایی می‌تواند به وسیله بستر آزمایشگاهی سفینه فضایی^۳ مورد بررسی قرار گیرد. فضاپیماهای شبیه‌سازی شده در این بستر بر روی یک میز با اصطکاک کم قرار گرفته‌اند که عملیات نزدیک شدن به هدف را شبیه‌سازی می‌کنند [۱۶]. سرویس تجهیزات مداری (مانند سوخت‌گیری، خارج کردن از مدار یا راه‌اندازی مجدد و ...) و مونتاژ سازه‌های بزرگ نمونه‌هایی از کاربردهای اتصال نانو ماهواره‌ها به یکدیگر هستند. مرجع [۱۷] مسئله اتصال نانو ماهواره‌ها را از طریق شبیه‌سازی عددی مورد مطالعه قرار داده و سپس با نتایج تجربی، شبیه‌سازی را مورد تأیید قرار داده است.

با افزایش تعداد اجسام به‌صورت زباله‌های فضایی و ظهور تعداد بسیاری ماهواره جدید به‌صورت صورت فلکی^۴، ایده سرویس‌دهی در مدار و حذف زباله‌های فضایی دوباره مورد توجه قرار گرفته است. یک چالش مهم

1. Air Cushion Robot Simulator (ACRS)
2. Proportional Integral Derivative (PID)
3. SPACECRAFT
4. Constellations

به‌منظور آزمایش طرح ارائه شده، یک پلتفرم آزمایشی کامپوزیت برای اتصال با قابلیت اتصال عمودی و افقی نیز ارائه شده است [۲۳]. ایمنی در مأموریت‌های ملاقات و اتصال بسیار مهم است. پژوهش انجام شده در مرجع [۲۴] یک الگوریتم هدایت بهینه را برای برنامه‌ریزی یک مسیر مستقل ارائه داده است که در نهایت، اعتبار و تأیید عملکرد رویکرد ارائه شده به‌وسیله امکانات آزمایشگاهی ارزیابی قرار گرفته است [۲۴]. در میان بسترهای آزمایشگاهی می‌توان به آزمایشگاه‌های ملاقات و اتصال ایجاد شده در پروژه‌های دانشجویی اشاره کرد که یکی از آن‌ها، شبیه‌ساز مانور اتصال میان دو ماهواره مکعبی مجهز به سیستم‌های هدایت، کنترل و ناوبری بوده است. هدف این پروژه، ادغام زیرسیستم‌های مختلف برای اتصال خودکار، افزایش سطح فناوری و مطالعه کاربردهای احتمالی برای سرویس‌دهی در مدار است. بستر آزمایشگاهی ایجاد شده شامل یک پیکربندی هدف و تعقیب‌کننده بوده که در آن تعقیب‌کننده کاملاً فعال و مجهز به سیستم پیش‌رانه گاز سرد برای کنترل وضعیت و موقعیت است و در مقابل هدف دارای مجموعه‌ای از سه چرخ عکس‌العملی بوده تا وضعیت تحت کنترل باشد [۲۵].

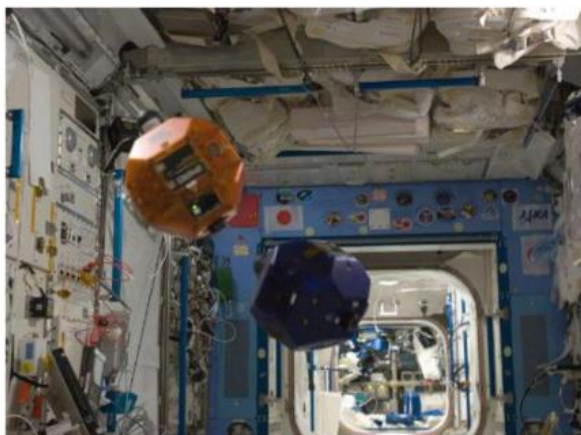
تأسیسات آزمایشگاه فضایی یک آزمایشگاه جدید در رومانی بوده که قادر به آزمایش الگوریتم‌های کنترل برای مأموریت‌های مستقل و توسعه نرم‌افزار است. این آزمایشگاه ترکیبی از شبیه‌ساز سخت‌افزار و نرم‌افزار است که می‌تواند ربات‌های فضایی را مورد آزمایش قرار دهد. این بستر آزمایشی از یک پلتفرم مجازی مبتنی بر سیستم هدایت، کنترل و ناوبری و یک پلتفرم آزمایشی بر اساس یک سیستم رباتیک تشکیل شده است که امکان شبیه‌سازی مانورهای ملاقات و اتصال را نیز فراهم می‌کند [۲۶].

بازوهای رباتیک از تجهیزات قابل استفاده در مأموریت‌ها و آزمایش‌های فضایی هستند. از کاربردهای مهم آن‌ها می‌توان به مدل‌سازی حرکت یک ماهواره بر اساس مکانیک مداری اشاره نمود [۲۷]. یک مطالعه بر روی مونتاژ مستقل دو شبیه‌ساز تعقیب‌کننده و هدف در حال چرخش در یک بستر آزمایشگاهی به‌وسیله وی و همکاران انجام شده است. در این پژوهش سیستم آزمایشی سخت‌افزار در حلقه شامل سه شبیه‌ساز فضاپیما با مکانیزم اتصال الکترومغناطیسی، یک بستر آزمایشی گرانیی و یک سیستم ردیاب حرکت و یک سیستم انتقال بی‌سیم است [۲۸]. در مرجع [۲۹] نیز یک حل‌کننده مبتنی بر گرادیان برای یک الگوریتم هدایت فضاپیما در یک مأموریت ملاقات و اتصال به‌همراه فرضیات عدم برخورد به مانع، سوخت بهینه و زمان واقعی بر اساس چهارچوب کنترل پیش‌بین توسعه یافته است. این رویکرد در یک بستر آزمایشگاهی مورد آزمایش و نتایج آن مورد تأیید قرار گرفته است [۲۹].

در این مسئله مقرون‌به‌صرفه بودن آن است. در حالت ایده‌آل به توسعه ماهواره‌های مکعبی که دارای حسگرها، سیستم پیش‌رانه و مکانیسم‌های مشخص هستند، نیاز است. در نتیجه پژوهش صورت گرفته به‌وسیله ویلد، بکول و کیش، به مطالعه تجربی سنسورهای مورد نیاز در این مأموریت‌ها پرداخته است [۱۸]. در یک شبیه‌ساز مانور فضاپیما به صورت سخت‌افزار در حلقه برای تشخیص موقعیت، سرعت و وضعیت یک هدف، سنسورهای سامانه مورد ارزیابی قرار گرفته‌اند. این مقاله به بررسی بسترهای آزمایشگاهی مناسب جهت آزمایش عملکرد سیستم (حسگر) برای تعیین موقعیت نیز پرداخته است [۱۸]. استفاده از سخت‌افزار در حلقه در بررسی و توسعه استراتژی‌های هدایت و کنترل برای یک مأموریت ملاقات و اتصال کاربرد زیادی دارد. در این رویکرد می‌توان ابتدا مسئله را با شبیه‌سازی ارزیابی کرده و سپس با نتایج سخت‌افزار در حلقه اعتبارسنجی کرد [۱۹]. ادغام دو یا چند هواپیما (به‌عنوان مثالی از کاربردهای دیگر بسترهای آزمایشگاهی) در سال‌های اخیر یک مفهوم امیدوارکننده برای طراحی هواپیماهای مدرن است. دستیابی به اتصال موفقیت‌آمیز دو هواپیما هنگام پرواز موضوع مهمی در این رابطه است. عملکرد و توانایی طرح‌های مطرح شده برای اجرای چنین مأموریتی را می‌توان در یک بستر آزمایشگاهی شامل دو شبیه‌ساز تعقیب‌کننده و هدف مورد ارزیابی قرار داد [۲۰]. دو، لیو و ژانگ در پژوهش خود مسئله ملاقات و اتصال را در یک بستر آزمایشی به صورت تجربی مورد مطالعه قرار داده‌اند. این آزمایش با استفاده از یک بازوی رباتیک جهت جابجایی یک مدل ماهواره با توجه به مکانیک مدار انجام شده است (موقعیت ماهواره توسط یک سیستم دوربین لیزری اندازه‌گیری می‌شود) [۲۱].

تجهیزات رباتیک و سرویس‌دهی آن‌ها در مدار می‌تواند فرصتی جهت تعمیر، سوخت‌گیری ماهواره‌ها و خارج کردن اشیاء فضایی از مدار را فراهم کند. چنین مأموریت‌هایی از نظر استقلال، دقت و مقاومت بالا چالش‌برانگیز هستند. مرجع [۲۲] به توسعه شبیه‌سازهای میکروگرانشی بر پایه هوا به‌همراه یک بازوی رباتیک با ۳ درجه آزادی پرداخته است. این سیستم شامل یک سیستم ردیابی ستاره‌ای شبیه‌سازی شده برای تعیین وضعیت و ناوبری و یک ماژول ردیابی نوری برای تعیین موقعیت هدف است. در این پژوهش، آزمایش‌ها با موفقیت نشان دادند که بستر آزمایش می‌تواند برای مطالعه ملاقات فضاپیماهای مستقل و گرفتن یک فضاپیما در حال چرخش توسط یک بازوی رباتیک در یک محیط آزمایشی شبیه به فضا مورد استفاده قرار گیرد [۲۲].

ژانگ و همکاران به طراحی و تجزیه و تحلیل نوع جدیدی از مکانیزم اتصال در یک مأموریت ملاقات و اتصال فضایی پرداخته‌اند.



شکل ۳- نمونه آزمایش اجرا شده در ایستگاه فضایی [۱]

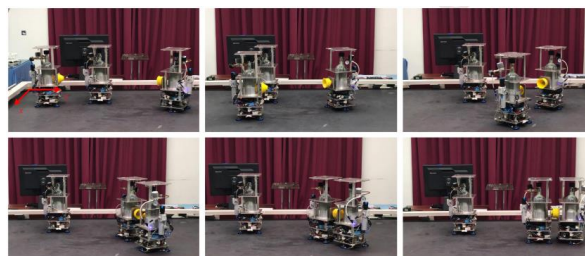
یک سیستم آزمایشگاهی دوبعدی معمولاً شامل یک میز فاقد اصطکاک (در اصل با اصطکاک بسیار پایین) بوده که ساختار ایجاد شده برای مدل سازی فضاییهای تعقیب کننده و هدف بر روی آن قرار گرفته است. پلتفرم ایجاد شده برای هدف در بسترهای آزمایشگاهی می تواند ثابت و یا دارای تغییراتی در وضعیت و موقعیت آن باشد و یا حتی می توان فرض کرد که هدف کنترل نمی شود. به منظور اعمال حرکت زاویه ای و انتقالی در پلتفرم هدف می توان از عملگرهای متفاوتی استفاده نمود که یک نمونه ساده، استفاده از فن است. پلتفرم مدل شده برای فضاییهای تعقیب کننده متفاوت از هدف بوده و همچنین دارای الزامات بیشتری است. در پلتفرم تعقیب کننده، فن توانایی برآورده ساختن الزامات را ندارد، در نتیجه نیاز به رانشگرهای روشن و خاموش است. اجزای اصلی تعقیب کننده شامل مخزن هوای تحت فشار، دریچه های الکترو سوپاپ جهت تغذیه نازل، واحد اندازه گیری اینرسی^۱، دوربین و مکانیزم اتصال است. وظیفه دوربین در این بستر، تعیین وضعیت نسبت به هدف بوده و از شتاب سنجها نیز به منظور تعیین شتاب هنگام مانور اتصال استفاده شده است. سیستم علاوه بر موارد نامبرده دارای یک پردازنده مرکزی برای پردازش داده ها و محاسبات مورد نیاز و همچنین یک قفل الکترومغناطیس برای اتصال نهایی به هدف است [۳۰].

پلتفرم های مدل شده برای دو فضاییهای تعقیب کننده و هدف می تواند دارای پردازنده باشد و محاسبات مورد نیاز در آن انجام شود، ولی عدم وجود چنین پردازنده ای نیز در سامانه امکان پذیر است. در این صورت، پلتفرم دارای یک سیستم انتقال داده به یک کامپیوتر خارجی خواهد بود که سیستم انتقال داده معمولاً به صورت وایرلس و رادیویی است. با انتقال داده به کامپیوتر می توان محاسبات لازم را انجام و فرامین کنترلی و داده های مورد نیاز را به شبیه ساز انتقال داد تا شبیه سازی مأموریت تکمیل گردد. در برخی موارد، انتقال اطلاعات به یک کامپیوتر

در مقاله حاضر، بسترهای آزمایشگاهی که قابلیت آزمایش مأموریت های فضایی مانند ملاقات و اتصال را دارا هستند مورد بررسی قرار می گیرند. در بخش اول به بررسی و معرفی نمونه های عملیاتی و تقسیم بندی این بسترها پرداخته شده است. با تقسیم به دو بخش بسترهای آزمایشگاهی دوبعدی و سه بعدی، در ادامه به معرفی مثال هایی از نمونه های عملیاتی و تشریح جزئی برخی از نمونه ها به تفکیک هر بخش پرداخته شده است.

۲ معرفی بسترهای آزمایشگاهی

تجهیزات آزمایشگاهی متفاوتی در دنیا وجود دارند که امکان شبیه سازی مأموریت ملاقات و اتصال را فراهم می کنند. این آزمایشگاه ها و تجهیزات عموماً به دو بخش دوبعدی و سه بعدی تقسیم می شوند. بسترهای آزمایش دوبعدی یا بر پایه یک میز با اصطکاک بسیار کم مانند شکل ۱ یا بر پایه ربات هستند. از طرف دیگر، بسترهای سه بعدی در محیط هایی مانند استخرها و محیط های فاقد جاذبه مأموریت را شبیه سازی می کنند. نوع دیگر از بسترهای سه بعدی استفاده از بازوهای رباتیک جهت مدل سازی مأموریت است [۳۰]. دو نمونه از بسترهای آزمایش به صورت سه بعدی در دو شکل ۲ و شکل ۳ نشان داده شده اند.



شکل ۱- نمونه ای از بسترهای آزمایشگاهی دوبعدی [۱۴]

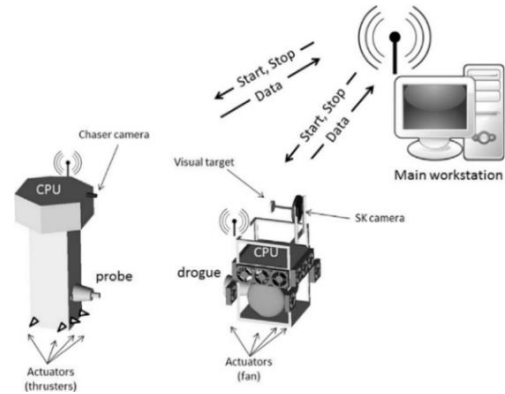


شکل ۲- نمونه بستر آزمایشگاهی بر پایه بازوی رباتیک (شبیه ساز عملیات فضایی لاکهید مارتین) [۱]

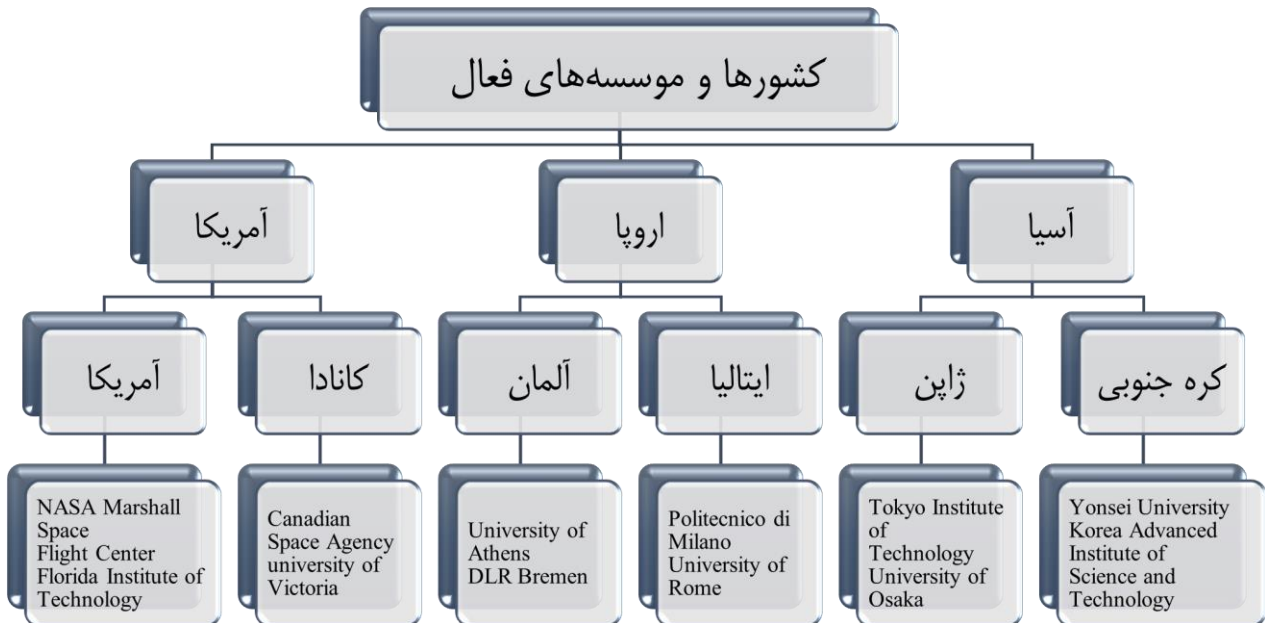
1. Inertial Measurement Unit (IMU)

بسترهای آزمایشگاهی بسته به نوع و طراحی آن‌ها دارای درجه‌های آزادی سه، چهار، پنج و شش هستند. درجات آزادی یک بستر آزمایشگاهی ارتباط مستقیم به طراحی آن (طراحی دوبعدی و یا سه‌بعدی) دارد. یک بستر آزمایش دوبعدی در نهایت پنج درجه آزادی خواهد داشت که با افزایش درجات آزادی آن، پیچیدگی طراحی نیز افزایش می‌یابد. یک بستر آزمایش سه‌بعدی توانایی اجرای آزمایش با شش درجه را دارا است و همچنین می‌تواند مأموریت‌هایی با درجه‌های آزادی کمتر را نیز شبیه‌سازی کند. موسسه‌ها، دانشگاه‌ها و مراکز متفاوتی در کشورهای مختلف بر روی توسعه بسترهای آزمایشگاه فضایی فعالیت دارند که از این میان می‌توان به کشورهایمانند آمریکا، کانادا، آلمان، لهستان، کره جنوبی، چین، ژاپن، انگلستان، فرانسه و غیره اشاره کرد. بسترهای آزمایشگاهی به‌صورت خلاصه در شکل ۵ نشان داده شده‌اند. در گراف رسم شده، آزمایشگاه‌ها به تفکیک قاره و سپس با تقسیم به کشورهای نمونه و مثال‌هایی از موسسه‌های فعال در آن کشور بیان شده‌اند.

خارجی تنها جهت اعمال فرامین شروع و خاتمه بوده و محاسبات توسط کامپیوتر خود شبیه‌ساز صورت می‌گیرد. در آن صورت، همان‌گونه که در شکل ۴ نشان داده شده است، داده‌های محاسبه‌شده به کامپیوتر خارجی ارسال ولی داده محاسباتی از آن دریافت نخواهد شد. در برخی از سامانه‌های آزمایشگاهی، علاوه بر دوربین قرار گرفته بر روی شبیه‌ساز، در سطح آزمایشگاه نیز دوربین‌هایی برای ثبت حرکت پلتفرم‌های هدف و تعقیب‌کننده وجود دارند که به‌موجب آن، امکان تعیین دقیق‌تر شرایط اولیه و حرکت تعقیب‌کننده و هدف نسبت به هم فراهم می‌شود.



شکل ۴- نمونه‌ای از بستر آزمایشگاهی و دریافت فرامین شروع و خاتمه و ارسال داده [۳۱]



شکل ۵- نمونه‌هایی از کشورها و موسسه‌های فعال در حوزه آزمایشگاه‌های فضایی

مزایا	معایب
پیچیدگی کم هزینه پایین تجهیز راحت آزمایشگاه دقت بالای شبیه‌سازی تعداد بالا آزمایشگاه‌ها	درجات آزادی کم دارای محدودیت در سناریوهای مختلف دقت پایین نیاز به انجام فرضیات در انجام آزمایش فاصله پاسخ‌ها از واقعیت

جدول ۲- مزایا و معایب بسترهای سه‌بعدی

مزایا	معایب
امکان شبیه‌سازی شش درجه آزادی شبیه‌سازی نزدیک به واقعیت امکان مدل‌سازی مانورهای مداری دقت بالای شبیه‌سازی	پیچیدگی بستر آزمایش پرهزینه بودن تجهیزات نیاز به تجهیزات خاص در برخی از آزمایش‌ها

بسترهای آزمایش در هر بخش دارای مزایا و معایب هستند. این مزایا و معایب بر روند طراحی آزمایشگاه و انجام آزمایش مؤثر بوده و بر پاسخ مورد انتظار نیز تأثیر دارند. مزایا و معایب بسترهای دویبعدی و سه‌بعدی در دو جدول ۱ و ۲ بیان شده‌اند. به‌طور خلاصه، آزمایش‌های مأموریت ملاقات با ربات‌های سه درجه آزادی تا پنج درجه یا میزهای فاقد اصطکاک (یا اصطکاک بسیار پایین) برای ارزیابی عملکرد سامانه‌هایی با درجه آزادی کمتر از پنج مفید هستند و در صورت افزایش درجات آزادی نیاز است تا از بازوهای رباتیک و یا محیط‌های ویژه جهت شبیه‌سازی شش درجه و سه‌بعدی مسئله استفاده شود. موسسه‌ها و مراکز متفاوتی در حال توسعه آزمایشگاه‌های فضایی مانند آزمایشگاه ملاقات و اتصال هستند که به نمونه‌هایی از آزمایشگاه‌های ملاقات و اتصال در جدول ۳ اشاره شده است:

جدول ۱- مزایا و معایب بسترهای دویبعدی

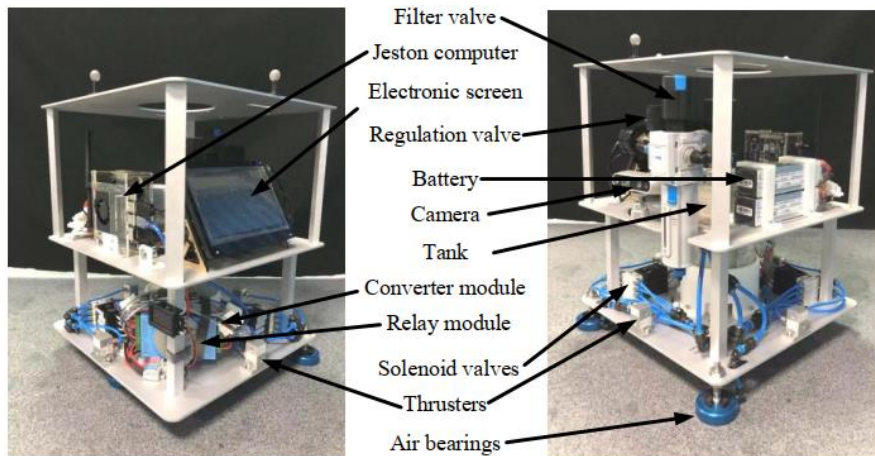
جدول ۳- نمونه‌هایی از بسترهای آزمایشگاهی [۲۸]

نام آزمایشگاه	محل آزمایشگاه	ابعاد (متر مربع)	مواد بستر آزمایشگاه	درجه آزادی	سیستم تعقیب
پوسایدون	مدرسه عالی نیروی دریایی	۴ در ۴	گرانیت	۳	Vicon
SOOHLs	دانشگاه هوانوردی و فضانوردی نانچینگ	۵ در ۱۰	گرانیت	۳	OptiTrack
SSABT	دانشگاه یورک	۴ در ۲	گرانیت	۳	Custom onboard positioning system
ASTROS	موسسه فناوری جورجیا	۴/۲۷ در ۳/۹۶	اپوکسی	۵	Vicon & SICK
M-STAR	موسسه فناوری کالیفرنیا		اپوکسی	۶	External motion capture system

۱.۲ بسترهای آزمایشگاهی دویبعدی

بسترهای آزمایش دویبعدی معمولاً به دو شکل میزهایی با اصطکاک بسیار پایین و یا به شکل ربات طراحی می‌شوند. برخی از مدل‌های مبتنی بر ریل نیز در این دسته قرار می‌گیرند. این نوع از بسترهای آزمایش سه، چهار و در نهایت پنج درجه آزادی دارند. در مدل‌هایی با سه درجه آزادی، شبیه‌ساز دارای دو درجه انتقالی و یک درجه آزادی زاویه‌ای است. مدل‌هایی با چهار درجه آزادی دارای دو درجه آزادی برای حرکت‌های انتقالی و زاویه‌ای بوده و در حالت پنج درجه آزادی نیز دو درجه برای انتقال و سه درجه برای دوران است.

جدول‌های ۴ و ۵ نمونه‌هایی از بسترهای آزمایش دویبعدی را به‌همراه مشخصات کلی از آن‌ها مورد بررسی قرار داده‌اند. بسترهای آزمایشگاهی دویبعدی دارای تجهیزات متفاوتی هستند که مانند شکل ۶ عبارت‌اند از کامپیوترها، واحدهای اندازه‌گیری اینرسی، دوربین، مخازن تحت‌فشار، ماژول‌های ارتباطی، سنسورهای ستاره‌ای، سیستم موقعیت‌یاب جهانی و غیره. در ادامه به بررسی تعدادی از بسترهای آزمایشگاهی فضایی به‌همراه بیان جزئیات آن‌ها پرداخته شده است.



شکل ۶- نمونه تجهیزات مورد استفاده در یک پلتفرم آزمایشگاه فضایی [۳۲]

جدول ۴- معرفی نمونه‌های عملیاتی بسترهای آزمایش دوبعدی [۱]

تعداد درجه آزادی		موسسه و مرکز تحقیقاتی	کشور	نام بستر شبیه‌سازی
انتقالی	دورانی			
۱	۲	مرکز فضایی جانسون ناسا	آمریکا	ABF ^۱
۳	۲	موسسه فناوری هاربین	چین	شبیه‌ساز فضاپیما با پنج درجه آزادی ^۲
۳	۲	دانشگاه یونسای	کره	محیط آزمایش فضایی خودکار برای ملاقات در مجاورت ^۳
۱	۲	لاکهد مارتن	آمریکا	آزمایشگاه کنترل و اتوماسیون
۳	۱	آزمایشگاه ملی لارنس لیورمر	آمریکا	سیستم ریل دینامیک
۱	۲	دانشگاه سوری	انگلیس	بستر آزمایش حرکت بدون اصطکاک عقاب
۱	۲	MIT	آمریکا	FFR
۲	۱	دانشگاه استنفورد	آمریکا	FFTB
۱	۲	مرکز توسعه فناوری فضایی شتن، اژانس فضایی کانادا	کانادا	سیستم اتصال شبه خودکار ^۴
۱	۲	موسسه تکنولوژی فلوریدا	آمریکا	اریون (کف مسطح و یکپارچه)
۱	۲	پلی‌تکنیک میلان	ایتالیا	سیستم آزمایشگاهی دانشگاه پلی‌تکنیک میلان
۱	۲	دانشگاه آتن	یونان	شبیه‌ساز ربات فضایی
۱	۲	TU Braunschweig	آلمان	ELISSA

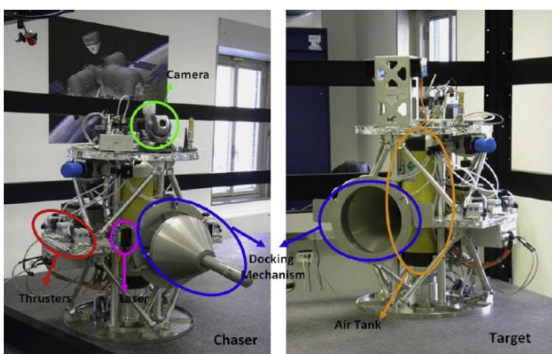
جدول ۵- مشخصات کلی از نمونه‌های عملیاتی بسترهای آزمایشگاهی دوبعدی [۱]

جرم محموله (کیلوگرم)	پوشش‌دهی زاویه‌ای (درجه)			Airbearing gas	ابعاد بستر آزمایش (متر)		نام بستر شبیه‌سازی
	Roll	Pitch	yaw		x	y	
unk.	۰	۰	inf.	comp. air	۲۱/۳	۲۹/۹	ABF
۱۰۵	±۲۵	±۲۵	inf.	comp. air	۱/۸	۱/۲	شبیه‌ساز فضاپیما با پنج درجه آزادی
۱۰۰	±۴۵	±۴۵	inf.	comp. air	۶/۳۲	۳/۰۶	محیط آزمایش فضایی خودکار برای ملاقات در مجاورت
۵۰	۰	۰	inf.	comp. air	۳/۷	۷/۳	آزمایشگاه کنترل و اتوماسیون
۲۳، ۲۰	±۳۰	±۱۵	inf.	comp. air	۱۶	۱۶	سیستم ریل دینامیک

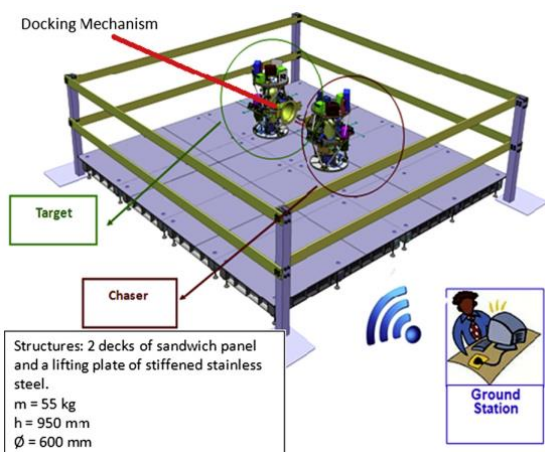
1. Air Bearing Floor
2. Five Degrees of Freedom Air-bearing Spacecraft Simulator
3. Autonomous Spacecraft Test Environment for Rendezvous in proximity
4. Semi-Autonomous Docking System

جرم محموله (کیلوگرم)	پوشش دهی زاویه‌ای (درجه)			Airbearing gas	ابعاد بستر آزمایش (متر)		نام بستر شبیه‌سازی
	Roll	Pitch	yaw		x	y	
۳/۵، ۴/۵	۰	۰	inf	comp. air	۲	۳	بستر آزمایش حرکت بدون اصطکاک عقاب
۶/۴	۰	۰	inf	CO ₂	۱/۳	۲/۲	FFR
۸۰	۰	۰	inf	comp. air	۲/۷	۳/۷	FFTB
۱۵	۰	۰	inf	N ₂	۵/۹	۳/۶	اریون (کف مسطح و یکپارچه)
۱۵ (تعقیب‌کننده)	۰	۰	inf.	comp. air	۳	۳	سیستم آزمایشگاهی دانشگاه پلی‌تکنیک میلان
۱۴	۰	۰	inf	CO ₂	۲/۲	۱/۸	شبیه‌ساز ربات فضایی
۲/۳۳	۰	۰	inf	comp. air	۷	۴	ELISSA

متر) دقت خطی مورد نیاز ۵/۵ میلی‌متر و دقت زاویه‌ای یک درجه تعریف شده است. برخلاف تعقیب‌کننده، هدف نیازی به سیستم ناوبری نسبی نداشته و تنها شامل سیستم رادیویی و نشانگر نوری برای مشاهده توسط دوربین تعقیب‌کننده است. هدف با توجه به سیستم مرجع اینرسی، تنها با استفاده از واحد اندازه‌گیری اینرسی و موقعیت‌یاب لیزری حرکت می‌کند. جزئیات و تجهیزات شبیه‌سازها در شکل‌های ۱۰ و ۱۱ به تفکیک هدف و تعقیب‌کننده نشان داده شده و در جدول ۶ نیز خلاصه‌ای از تجهیزات بیان شده است [۳].



شکل ۶- شبیه‌سازهای هدف و تعقیب‌کننده [۳]



شکل ۸- نمونه‌ای از بستر آزمایش و ارتباط آن‌ها با ایستگاه پردازش داده [۳]

تجهیزات آزمایشگاهی امکان تأیید الگوریتم‌های هدایت، ناوبری و کنترل را در شرایط نزدیک به پرواز فراهم می‌کنند. شبیه‌سازها در این بستر بر روی یک بالشتک هوا با ضخامت ۶ میکرومتر شناور بوده که به‌موجب آن یک محیط تقریباً بدون اصطکاک برای شبیه‌سازی حرکت با سه درجه آزادی (دو درجه آزادی برای حرکت انتقالی و یک درجه آزادی برای حرکت زاویه‌ای) ایجاد شده است. هدف این بستر، آزمایش فرآیند اتصال است. شبیه‌ساز هدف دارای یک محدوده مخروطی شکل است که به‌منظور اتصال به هدف باید بخش اتصال تعقیب‌کننده با این محیط مخروطی هماهنگ شده و در آن قرار گیرد. در فرآیند آزمایش، هدف در یک مسیر از پیش تعیین شده (که برای تعقیب‌کننده نیز مشخص است) حرکت می‌کند. این در حالی است که تعقیب‌کننده قابلیت مانور داشته و این قابلیت مانور به‌وسیله ۱۴ رانشگر گاز سرد با سه سطح مختلف رانش تأمین می‌شود. شبیه‌سازها متشکل از یک مخزن هوای استوانه‌ای به‌صورت عمود و دو بخش عرشه مانند هستند که تمام تجهیزات الکتریکی و الکترونیکی به‌همراه رانشگرها، سیستم پنوماتیکی و مکانیزم اتصال بر روی آن‌ها قرار گرفته‌اند. شکل ۷ نمایی از دو شبیه‌ساز هدف و تعقیب‌کننده را نشان می‌دهد [۳].

سیستم هدایت، ناوبری و کنترل شبیه‌سازهای موجود مانند شکل ۸ با دو بخش مرکز کنترل و ماژول سرپرست ارتباط دارند که از راه دور به کامپیوتر شخصی ایستگاه کنترل متصل هستند. از طریق ارتباط بی‌سیم اطلاعاتی مانند تخمین موقعیت و وضعیت، فرمان اجرا شده به‌وسیله رانشگرها، جریان هوای رانشگرها، مراحل مأموریت و غیره جمع‌آوری می‌شوند. به‌منظور جلوگیری از ایجاد اختلال در گشتاورها، مکانیزم اتصال و رانشگرها در عرشه میانی نصب شده‌اند. تعقیب‌کننده مجهز به ۴ حسگر رادیویی، موقعیت‌یاب لیزری، دوربین فیلم‌برداری و یک واحد اندازه‌گیری اینرسی است. محدوده کاربرد حسگرها در شکل ۹ ملاحظه می‌گردد. دقت مورد نیاز به‌عنوان تابعی از فاصله نسبی نشان داده شده و دقت‌های مسئله نیز بر اساس ضریب مقیاس مشخص تعریف شده‌اند [۳]. در فاصله‌های نسبی بیشتر از دو متر از ناوبری مطلق استفاده شده و در طول ناوبری نسبی (زیر دو

جدول ۶- نمونه تجهیزات اصلی در شبیه‌سازهای بستر آزمایشگاه [۳]

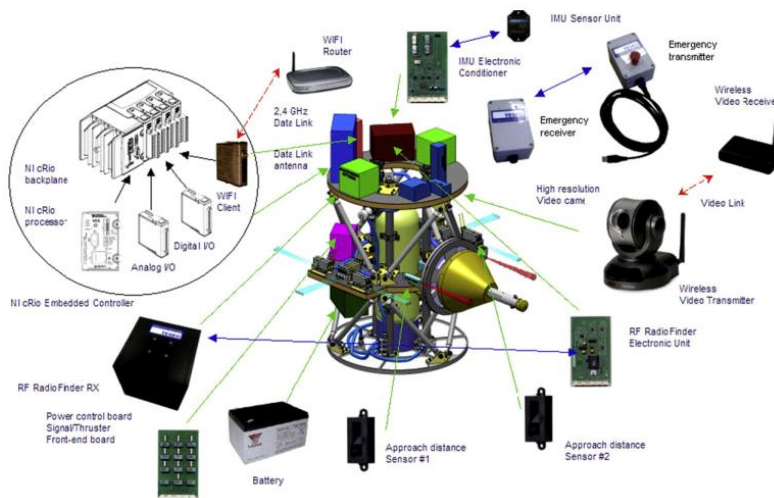
نام بخش	جزئیات	توان مصرفی (وات)
واحد کنترل اصلی	FPGA تعبیه شده مدل VIRTEX-5 LX30	۸
تجهیزات جانبی		۷
روتر WIFI	نصب شده بر روی تعقیب‌کننده، اجازه می‌دهد تا با مرکز کنترل ارتباط برقرار شود	۳
سنسور موقعیت لیزری		۳ در ۱/۵
سنسور رادیویی	نصب شده بر روی تعقیب‌کننده، قادر به دریافت و تشخیص کدهای انتشار یافته از یک منبع دیگر	۶
سنسور دوربین	نصب شده بر روی تعقیب‌کننده، شناسایی نشانگر روی هدف	۸
سنسور IMU	نصب شده بر روی تعقیب‌کننده و هدف، به‌روزرسانی داده‌های دریافتی از سنسورهای لیزری	۱
واحد مدیریت توان و انرژی	توزیع نیرو به هر دو شبیه‌ساز هدف و تعقیب‌کننده را کنترل می‌کند.	۲



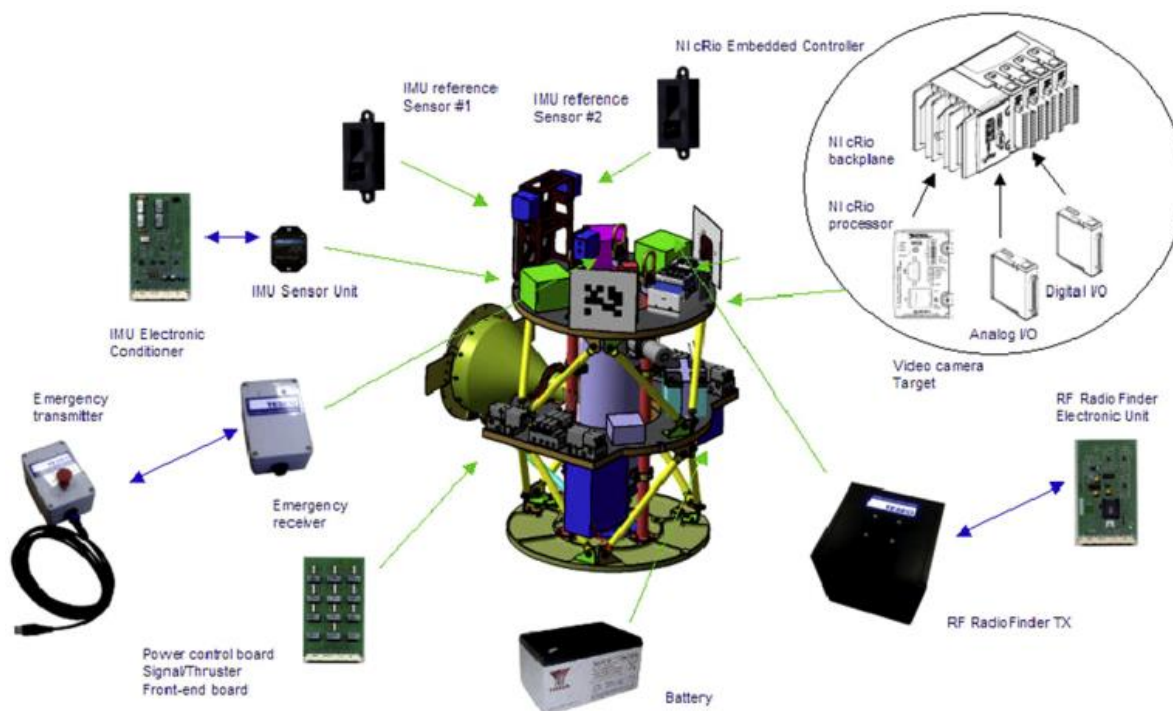
فاصله میان هدف و تعقیب‌کننده (میلی‌متر)	۶۵۰	۱۰۰۰	۱۵۰۰	۲۰۰۰	۳۰۰۰	۴۰۰۰	۵۰۰۰
سرعت نسبی	m/s	۰	۰-۰/۳	۰-۰/۳	۰-۰/۳	۰-۰/۳	۰-۰/۳
	%/s	۰	۰-۲۰	۰-۵	۰-۵	۰-۵	۰-۵
دقت مورد نیاز	خطی (میلی‌متر)	-	۵/۵	۸/۵	۳۰	۳۰	۳۰
	زاویه‌ای (درجه)	-	۱	۲	۵	۵	۵
IMU							
ردیاب رادیویی							
دوربین ویدئویی							
اندازه‌گیر لیزری							

۱۸۰ mm

شکل ۹- محدوده کاربرد حسگرها و نیازمندی‌های دقت [۳]



شکل ۱۰- تجهیزات شبیه‌ساز تعقیب‌کننده [۳]

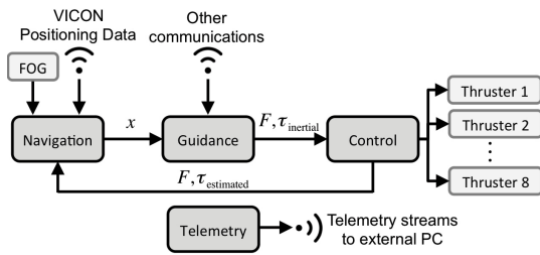


شکل ۱۱- تجهیزات شبیه‌ساز هدف [۳]

با ایجاد محیط بدون اصطکاک ناشی از هوای فشرده، یک محیط سینماتیک و دینامیک برای آزمایش ملاقات ایجاد خواهد شد. مداومت پروازی شبیه‌سازها با حداکثر مقدار پیشران محدود بوده و معمولاً به ۱۵ دقیقه می‌رسد که استفاده زیاد از رانشگرها منجر به کاهش این زمان خواهد شد. رانشگرها به‌وسیله یک تنظیم‌کننده فشار جهت کاهش فشار مخزن تغذیه می‌شوند. در نتیجه با تنظیم فشار خروجی تنظیم‌کننده دستیابی به سطوح مختلف رانش ممکن می‌شود، به‌عنوان مثال با ایجاد فشار به مقدار ۶۰ psi حدود ۱۶ میلی‌نیوتون نیروی رانش تولید می‌شود. همه تجهیزات الکتریکی و الکترونیکی در داخل ساختار شبیه‌ساز متشکل از یک صفحه پلیمری تقویت‌شده با فیبر کربن قرار دارند. چهار ستون، ساختار اولیه شبیه‌ساز را تشکیل داده و نقاط نصب تجهیزات و پوسته بیرونی نیز از پلی‌کربنات ساخته شده است. مجموعه سیستم دوربین‌های VICON بازتابنده‌های دایره‌ای نصب‌شده بر روی شبیه‌سازها را ردیابی می‌کنند. اطلاعات حاصل از سامانه دوربین با استفاده از یک کامپیوتر ارزیابی و پردازش شده و موقعیت و وضعیت با فرکانس ۱۰۰ هرتز به‌دست می‌آید [۴، ۵].

بستر آزمایشگاهی شبیه‌ساز فضایی شناور^۱ که در شکل‌های ۱۲ تا ۱۴ نشان داده شده شامل یک میز گرانیته با شبیه‌سازهایی با وزن تقریبی ۱۰ کیلوگرم است. شبیه‌سازهای فضایی بر روی یک بالشتک هوای فشرده با ضخامت تقریبی پنج میکرون بر روی یک میز گرانیته چهار در چهار متر شناور هستند که این شناوری یک سطح بدون اصطکاک برای حرکت‌های انتقالی و دورانی ایجاد می‌کند. دقت‌های به‌کاررفته در سطح یکپارچه گرانیته شامل ۰/۰۱ درجه و $\pm 0/0127$ میلی‌متر است. هر شبیه‌ساز دارای هشت پیشرانه بوده که از یک مخزن هوای فشرده کامپوزیت تغذیه می‌شوند. وجود یک سیستم پردازنده قدرتمند، حسگرها و کامپیوترهای موجود به هر شبیه‌ساز توانایی اجرای محاسبات در زمان واقعی را می‌دهد. تعیین داده‌های ناوربری و تعیین موقعیت و وضعیت به‌وسیله یک سیستم تصویربرداری صورت گرفته و به‌وسیله یک ژيروسکوپ فیبر نوری تک‌محوره تکمیل می‌شود. ارتباط میان کامپیوتر و بستر آزمایش روی یک شبکه WIFI بوده که در شکل ۱۵ و شکل ۱۶ نشان داده شده است [۴، ۵]. مطابق شکل‌های ۱۴ و ۱۷، شبیه‌سازها به‌وسیله سه پد هوا که تأمین‌کننده هوای فشرده زیر شبیه‌ساز است، در حالت شناوری قرار گرفته و توسط یک تنظیم‌کننده فشار و شیر برقی کنترل می‌شوند.

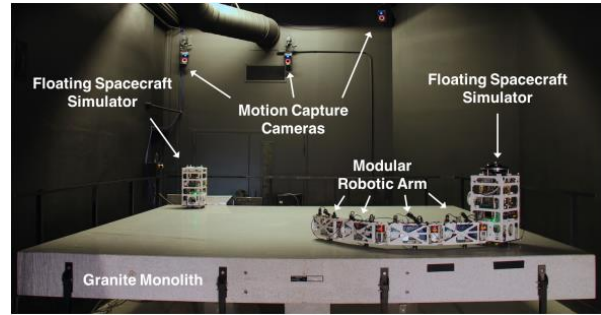
1. Floating Spacecraft Simulator (FSS)



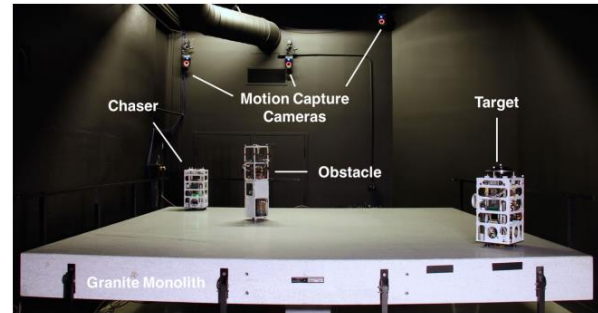
شکل ۱۶- معماری کلی نرم‌افزاری FSS [۴]



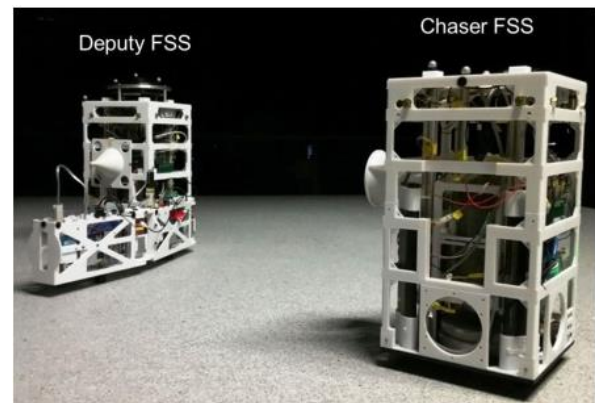
شکل ۱۷- نمایش پدهای هوای شبیه‌سازهای FSS [۴]



شکل ۱۲- نمای اول از بستر آزمایش FSS [۴]

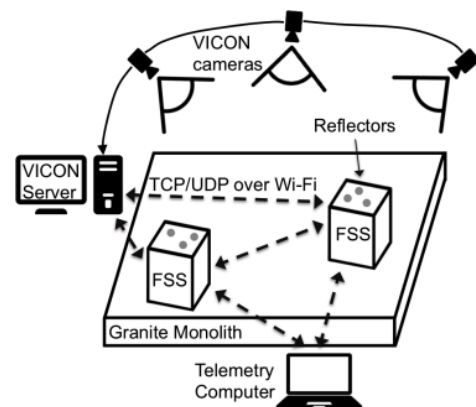


شکل ۱۳- نمای دوم از بستر آزمایش FSS [۵]



شکل ۱۴- شمایی از پلتفرم‌های شبیه‌ساز بستر آزمایش FSS [۴]

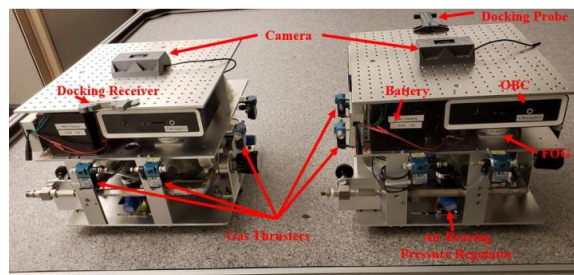
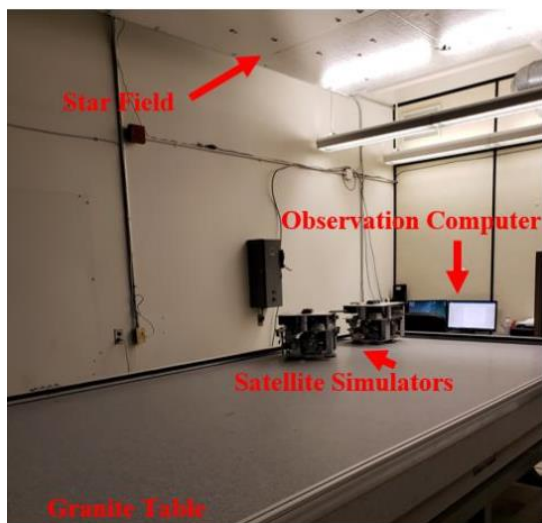
بسترهای آزمایشگاهی معمولاً در چند بخش و لایه مانند شکل‌های ۱۸ و ۱۹ ساخته می‌شوند. به‌عنوان مثال می‌توان در بخش پایین مخازن، هوای فشرده را قرار داد که این مخازن دارای ظرفیت ۲ لیتر در فشار ۲۰ مگاپاسکال هستند [۸]. این مخازن به یک شیر تنظیم فشار متصل هستند که توانایی کاهش فشار از ۲۰ مگاپاسکال را به یک مگاپاسکال دارد. در نهایت با عبور فشار کاهش داده شده از یک شیر تنظیم دیگر فشار به ۰/۴ مگاپاسکال کاهش یافته است و از طریق خطوط تغذیه به ۸ رانشگر نصب شده در چهار وجه عمودی می‌رسد. در این بستر، لایه دوم شامل تمام تجهیزات سخت‌افزاری مورد نیاز برای سامانه است که در جدول ۷ اجزای اصلی قرار گرفته در بخش و یا لایه دوم ارائه شده‌اند. در بسترهای آزمایشگاهی جهت استفاده از سنسورهای ستاره‌ای مرسوم است که یک محیط برای نقشه ستاره‌ها ایجاد شود. محل قرارگیری این ستاره‌ها با استفاده از یک مولد اعداد تصادفی تعیین شده و به اندازه سطح میز بستر آزمایشگاه با نقاط نورانی پر می‌شود. شکل ۲۰ نمونه‌ای از محیط ایجاد شده برای شبیه‌سازی ستاره‌ها را نشان می‌دهد. برای اجرای طرح نقشه ستاره‌ها، نقاط با تکرار ۱۰۰۰۰ بار و به‌صورت تصادفی ایجاد شده‌اند. در نهایت، پنج توزیع با کمترین تعداد نقاط، رسم، ارزیابی و توزیع نهایی (با بیشترین توزیع و حداقل نقاط) به‌عنوان طرح اصلی اجرا شده است [۸].



شکل ۱۵- معماری ارتباطات FSS [۴]

جدول ۷- اجزای اصلی یک بستر آزمایش [۸]

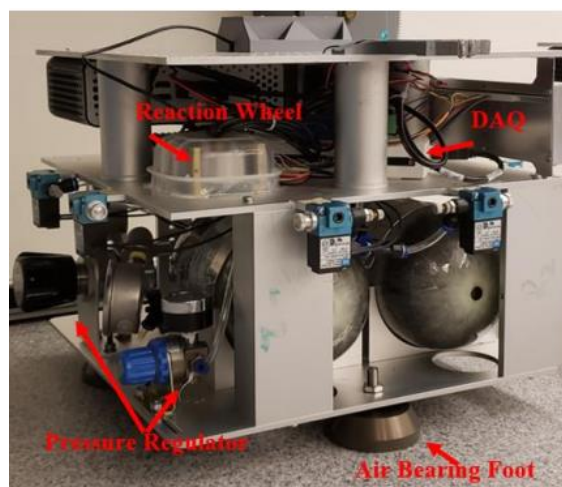
نام اجزاء	تشریح مختصر اجزاء
سازه	یک بدنه صلب که همه اجزاء را در خود نگه می‌دارد
مخازن هوای پرفشار	مخزن ذخیره هوای فشرده با ظرفیت ۲ لیتر و فشار ۲۰ مگاپاسکال
شیرهای کاهش فشار بالا	شیرهای کنترل که فشار ورودی از مخازن هوا را تا یک مگا پاسکال کاهش می‌دهند
شیرهای تنظیم فشار	شیرهای تنظیم فشار هوا را از یک مگاپاسکال به ۰/۴ پاسکال کاهش داده تا توسط بلبرینگ هوا در رانشگرها مورد استفاده قرار گیرد
خطوط توزیع هوا	هوا با فشار ۰/۴ مگاپاسکال را از شیر تنظیم به محرک‌ها می‌رساند
رانشگرهای گاز	کنترل شده به وسیله یک شیر برقی، تغذیه توسط هوای پرفشار
پایه‌های یاتاقان هوایی	سه عدد پد دایره‌ای که به شبیه‌ساز قابلیت حرکت با کم‌ترین اصطکاک را می‌دهد
باتری	باتری لیتیوم پلیمر LiFePO4، ۱۲ ولت، ۱۵۰ وات ساعت
سیستم توزیع توان	تبدیل ولتاژ باتری به ۲۴، ۱۹، ۱۲ و ۵ ولت جهت استفاده در سیستم‌های مختلف
ژيروسکوپ فیبر نوری	Fizoptika VG103PT
سیستم جمع‌آوری داده	NI 6112 DAQ
دوربین	1080p Logitech C920 webcam
چرخ عکس‌العملی	Sinclair RW-0.01
کامپیوتر	Zotac CI660-nano, i7-8550U, 16GB RAM



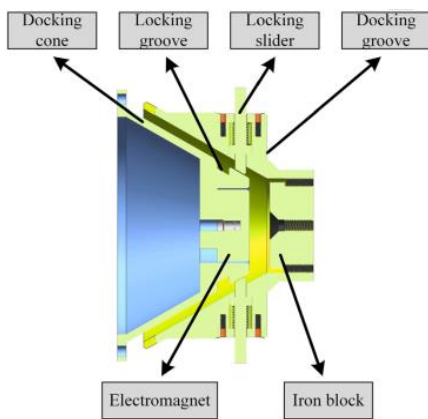
شکل ۱۸- نمای کل از بخش‌ها و لایه‌های تشکیل‌دهنده یک بستر آزمایش [۸]

شکل ۲۰- نمونه‌ای از محیط ایجاد شده برای یک بستر آزمایش [۸]

پردازش تصویر و محاسبات مسئله می‌توانند در یک سیستم جدا از شبیه‌سازها انجام شوند. شکل‌های ۲۱ و ۲۲ شماتیکی از یک بستر آزمایشگاهی را نشان می‌دهند که بر روی یک میز گرانیته ۲/۵ در ۳/۵ متر مربع قرار گرفته است. این بستر شامل یک سیستم اندازه‌گیری مبتنی بر تصویر، یک ایستگاه کامپیوتری برای پردازش داده و دو شبیه‌ساز فضاپیما است. بستر آزمایش امکان شبیه‌سازی یک پرواز با سه درجه آزادی را بر روی یک سطح فاقد اصطکاک

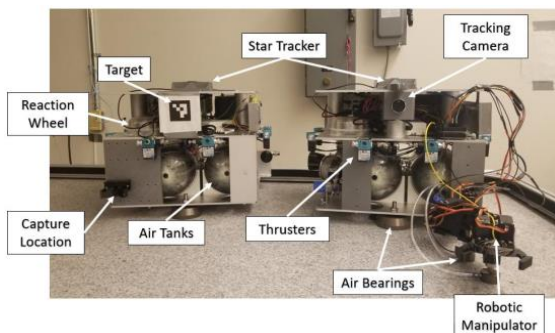


شکل ۱۹- نمای جزئی از بخش‌های تشکیل‌دهنده یک بستر آزمایش [۸]



شکل ۲۳- مدل مکانیسم اتصال [۱۴]

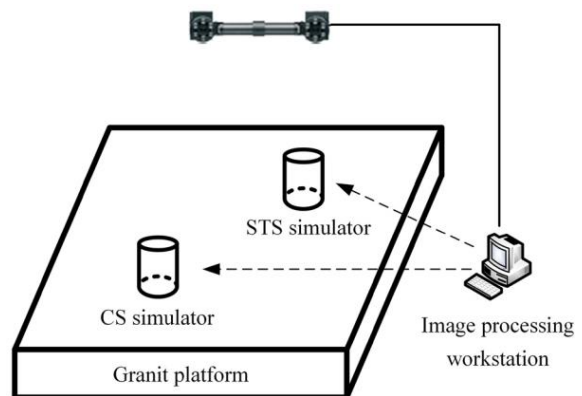
در بسترهای آزمایشی دوبعدی با سه درجه آزادی، استفاده از بازوهای رباتیک برای اجرای عملیات اتصال کاربرد دارد. در این حالت، شبیه‌ساز فضایی تعقیب‌کننده همانند شکل ۲۴ مجهز به یک بازوی رباتیک بوده که بازو نیز دارای گیره است. بازوی رباتیک به گونه‌ای طراحی می‌شود که اتصالات آن کمترین اصطکاک را هنگام چرخیدن داشته باشند. گیره‌های موجود مانند شکل ۲۵ می‌توانند از دو انگشت با ساختار مثلثی تشکیل شده باشند. با هدایت بازو به سمت هدف، ساختار مثلثی می‌تواند به آرامی در یک محدوده مخروطی مانند با هدف تماس برقرار نموده و سپس اتصال با هدف را تکمیل کند. پیوندهای بازوی رباتیک به وسیله سه سرو موتور به حرکت در آورده می‌شوند. حداکثر دسترسی بازوی رباتیک (مسافتی که بازوی رباتیک می‌تواند طی کند) ۰/۳۲۳ متر بوده و فضایی هدف مجهز به نشانگرهای رمزگذاری شده در یکی از وجوه جانبی است. شبیه‌سازهای تعقیب‌کننده و هدف بر روی یک میز گرانیتهی چهار در دو متر قرار داشته و توانایی حرکت با سه درجه آزادی (درجه آزادی بازوی رباتیک جدا از درجات آزادی حرکت شبیه‌سازها است) را دارند. کنترل موقعیت شبیه‌سازها به وسیله ۸ رانشگر گاز سرد صورت می‌گیرد. مشخصات بستر آزمایش در جدول ۸ ارائه شده است [۲۲].



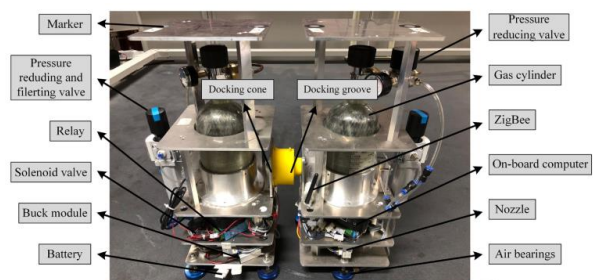
شکل ۲۴- نمای کلی شبیه‌سازهای فضایی و بازوی رباتیک [۲۲]

دارد. جریان داده در این بستر آزمایشی به وسیله دو ماژول زیگی میان کامپیوتر پردازش داده و کامپیوتر داخلی شبیه‌ساز منتقل می‌شود. در این بستر، شبیه‌سازها شامل بخش‌های پنوماتیک، الکترومکانیک و مکانیزم اتصال الکترومغناطیس هستند. وزن هر شبیه‌ساز حدود ۹ کیلوگرم بوده و اینرسی دورانی هر شبیه‌ساز برابر با ۰/۰۶ کیلوگرم-متر مربع است. شناوری شبیه‌سازها به وسیله تزریق گاز CO₂ با فشار ۰/۶ مگاپاسکال تأمین شده که یک محدوده هوای پرفشار با ضخامت ۵ میکرومتر را ایجاد کرده است. شبیه‌سازها ۴ نازل معمولی و ۴ نازل مماسی دارند که به ترتیب برای کنترل موقعیت و وضعیت بکار گرفته می‌شوند.

تجهیزات یک سیستم الکترومکانیک معمولاً شامل سازه اصلی، باتری، رله، یک الکترومغناطیس، ماژول کاهنده و یک کامپیوتر است. در برخی از بسترهای آزمایشگاهی به منظور ایجاد سناریوی واقعی تر ملاقات و اتصال، یک مکانیسم اتصال الکترومغناطیسی طراحی شده است. مکانیسم‌های اتصال را مانند شکل ۲۳ می‌توان به فرم مخروط طراحی کرد. در این طراحی‌ها هنگامی که فاصله میان تعقیب‌کننده و هدف به مقدار معینی برسد، فرمانی توسط رایانه روی برد صادر می‌گردد تا آهنربای الکتریکی فعال و در نتیجه یک نیروی کششی در جهت اتصال ایجاد شود [۱۴].

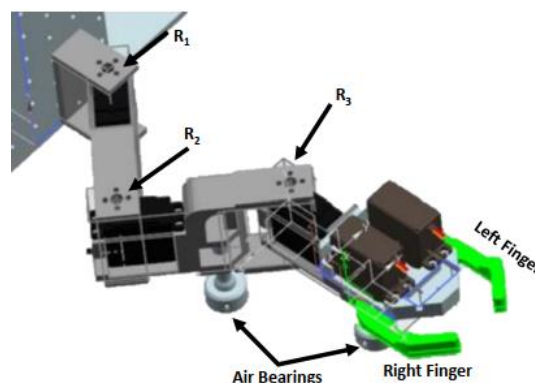


شکل ۲۱- شماتیک یک بستر آزمایش و ارتباط آن با سیستم خارجی [۱۴]



شکل ۲۲- نمایی از سخت‌افزارهای بستر آزمایش [۱۴]

دانشکده مهندسی هوافضا در جورجیا در سال ۲۰۰۰ آزمایشگاه دینامیک و کنترل که مجموعه‌ای از بسترهای فضاپیما با چرخش حول هر سه محور دوران بود را توسعه داد. پس از آن چندین دانشگاه دیگر نیز امکانات مشابهی را ایجاد کردند. آزمایش مأموریت‌های ملاقات و اتصال علاوه بر شبیه‌سازی وضعیت نیاز به شبیه‌سازی موقعیت نیز دارد. در نتیجه پلتفرم‌های کنترل وضعیت با سه درجه آزادی ارتقاء یافته‌اند تا دو درجه آزادی به سامانه جهت شبیه‌سازی حرکت‌های انتقالی افزوده شوند. مانند شکل ۲۶ چنین بسترهایی معمولاً از دو سکوی فوقانی و پایینی تشکیل می‌شوند [۳۳].



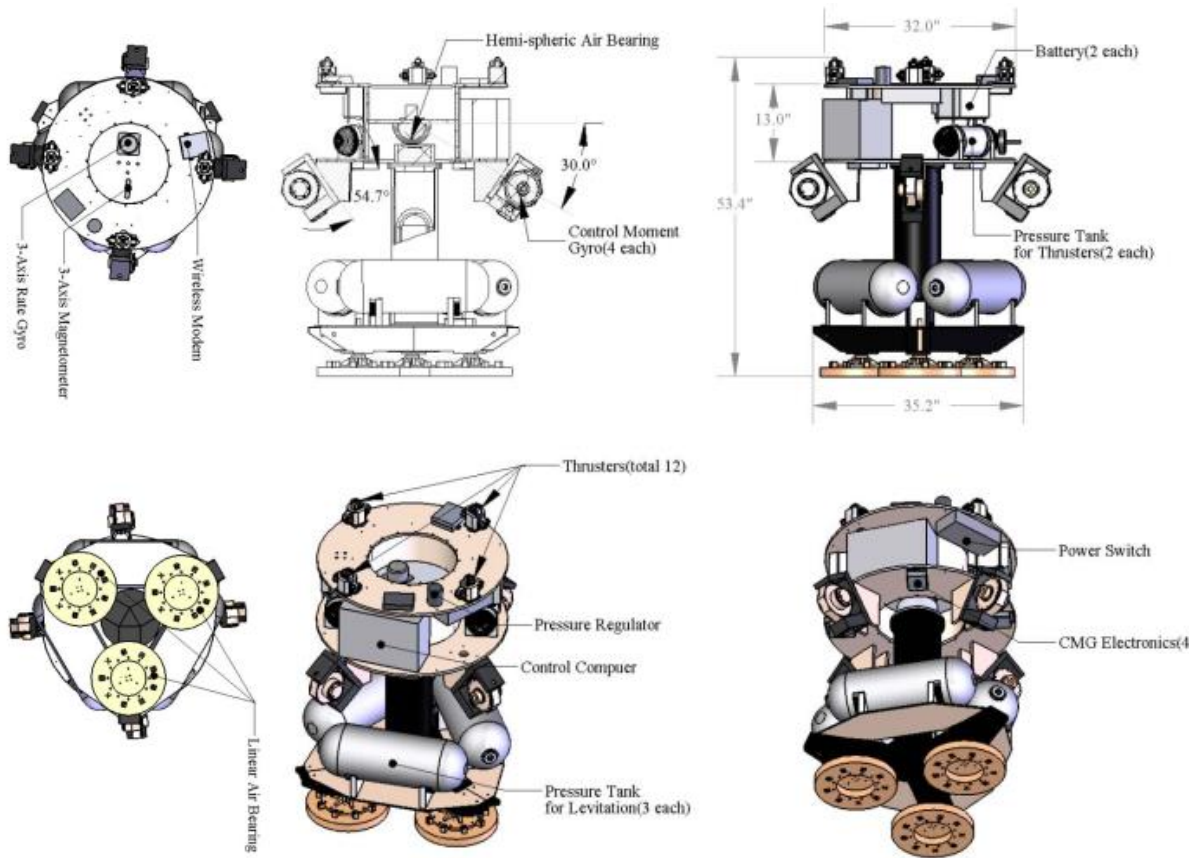
شکل ۲۵- شمانیک بازوی رباتیک با سه درجه آزادی [۲۲]

جدول ۸- مشخصات یک بستر آزمایش با شبیه‌سازهای مجهز به بازوی رباتیک [۲۲]

مشخصات شبیه‌ساز	مقادیر پارامتر
ابعاد (متر)	۰/۳۷×۰/۳۷×۰/۳۷
جرم (کیلوگرم)	۱۸
ممان اینرسی (کیلوگرم متر مربع)	۰/۴۵۶
ماکزیمم گشتاور چرخ عکس‌العملی (نیوتن متر)	۰/۰۲۵
ماکزیمم مومنومم زاویه‌ای چرخ عکس‌العملی (نیوتن میلی ثانیه)	۰/۰۶
پیشران	هوا
ماکزیمم پیشران ذخیره شده در فشار ۲۰ مگاپاسکال (لیتر)	۲
فشار عملیاتی (مگاپاسکال)	۰/۴
نیرو پیشران در فشار عملیاتی (نیوتن/نازل)	۰/۰۶۵
فاصله میان بردار نیروی پیشران یک جفت از رانشگرها (متر)	۰/۴
طول بازوی رباتیک (متر)	۰/۱۳۳ - ۰/۱ - ۰/۱
جرم بازوی رباتیک (کیلوگرم)	۰/۶۳۵

- (۱) سازه برنجی به‌عنوان سکوی فوقانی
- (۲) دو مخزن فشار بالا برای ذخیره گاز نیتروژن سرد جهت تغذیه رانشگرها
- (۳) سنسور خورشید و ستاره‌ای دومحوره
- (۴) مغناطیس سنج سه محوره
- (۵) ژيروسکوپ نرخی سه محوره
- (۶) یک واحد اندازه‌گیری اینرسی
- (۷) یک کامپیوتر داخلی
- (۸) دو باتری برای تأمین انرژی و یک روتر بی‌سیم اترنت

شبیه‌سازهایی با پنج درجه آزادی معمولاً در دسته بسترهای آزمایشگاهی دوبعدی قرار می‌گیرند. البته امکان حرکت با پنج درجه آزادی در شبیه‌سازهای سه‌بعدی نیز فراهم بوده و بنابراین این شبیه‌سازها نیاز به ارتقاء ندارند. با این حال، پلتفرم‌های دوبعدی برای ایجاد حرکت با پنج درجه آزادی باید ارتقاء یابند. در بسترهای آزمایش با دو سکوی پایینی می‌تواند شامل چهار مخزن هوای فشرده باشد به‌گونه‌ای که تزریق خطی هوای فشرده از هر بخش قادر است باری در حدود ۱۷۵ پوند با فشار عملیاتی ۲۵ psi ایجاد و بلبرینگ هوایی کروی نیز می‌تواند بار تقریبی برابر با ۳۵۰ تا ۴۰۰ پوند با فشار هوای ۸۰ psi را ایجاد کند. همه بلبرینگ‌های هوایی یا از راه دور توسط کامپیوتر یا به‌صورت دستی از طریق سوئیچ‌های خارجی کار می‌کنند. اجزای اصلی مرحله فوقانی در ادامه بیان شده‌اند [۳۳]:



شکل ۲۶- شماتیک شبیه‌سازهای یک بستر آزمایش با پنج درجه آزادی [۳۳]



شکل ۲۷- نمایی از بستر آزمایشگاهی SSDT [۳۴]

۲.۲ بسترهای آزمایشگاهی سه‌بعدی

بسترهای آزمایشگاهی سه‌بعدی برخلاف حالت دوبعدی امکان شبیه‌سازی با شش درجه آزادی (شبیه‌سازی با درجات آزادی کمتر نیز توسط آن‌ها ممکن است) را دارا و جهت اجرا آزمایش نیازمند تجهیزات خاصی هستند.

بستر آزمایشگاهی دینامیک ماهواره کوچک^۱ در سال ۲۰۱۴ در آزمایشگاه پیشران جت ناسا ایجاد شد تا ریسک‌های مرتبط با کنترل وضعیت را برای ماهواره‌هایی با وزن کم‌تر از ۳۰ کیلوگرم کاهش دهد. این بستر آزمایشی قابلیت‌های زیادی برای پشتیبانی از تست‌های دینامیک با انواع سنسورها، محرک‌ها و نرم‌افزارهای توسعه داده شده را دارد. بستر آزمایشگاهی دارای دو محیط باتاقان هوایی جداگانه بوده که شامل یک باتاقان هوایی کروی با سه درجه آزادی دورانی و یک بلبرینگ هوایی مسطح با یک درجه آزادی دورانی و دو درجه آزادی انتقالی است. بلبرینگ هوایی مسطح بر روی یک میز گرانیته ۰/۶ در ۰/۶ متر مانند شکل ۲۷ کار می‌کند. با توجه به قابلیت‌های SSDT می‌توان از آن برای ارائه مدل‌سازی دینامیک سیستم، توسعه الگوریتم، بررسی سخت‌افزار، توسعه فناوری، ارزیابی عملکرد در سطح سیستم و شبیه‌سازی سناریوهای مأموریتی استفاده کرد [۳۴].



شکل ۲۸- شبیه‌ساز ملاقات مبتنی بر ربات آژانس فضایی آلمان [۱۹]

در این حالت حرکت پلتفرم‌ها معمولاً به‌وسیله بازوهای رباتیک مانند شکل ۲۸ و یا ریل‌هایی با توانایی حرکت انتقالی در سه جهت صورت می‌گیرد. روش دیگر برای شبیه‌سازی استفاده از محیط‌های خاص مانند محیط‌های فاقد جاذبه (مانند ایستگاه فضایی) و استخرهای آب است. شبیه‌سازی مأموریت و آزمایش در حالت سه‌بعدی به علت الزامات و نیازمندی‌های خاص تحت نظر سازمان‌هایی مانند ناسا، لاکهید مارتین، نیروی دریایی و غیره انجام می‌گیرد و کشورهای اندکی این نوع از بسترهای آزمایشگاهی را در اختیار دارند. نمونه‌های عملیاتی از بسترهای آزمایشگاهی سه‌بعدی به‌همراه برخی از مشخصات آن‌ها در جدول‌های ۹ و ۱۰ ارائه شده است. نمونه‌ای از بستر آزمایشگاهی مبتنی بر ریل نیز در شکل ۲۹ نشان داده شده است که دو درجه آزادی انتقالی و دو درجه آزادی دورانی دارد ولی امکان توسعه آن برای شبیه‌سازی‌های شش درجه نیز وجود دارد و در دسته‌بندی بسترهای سه‌بعدی قرار می‌گیرد.

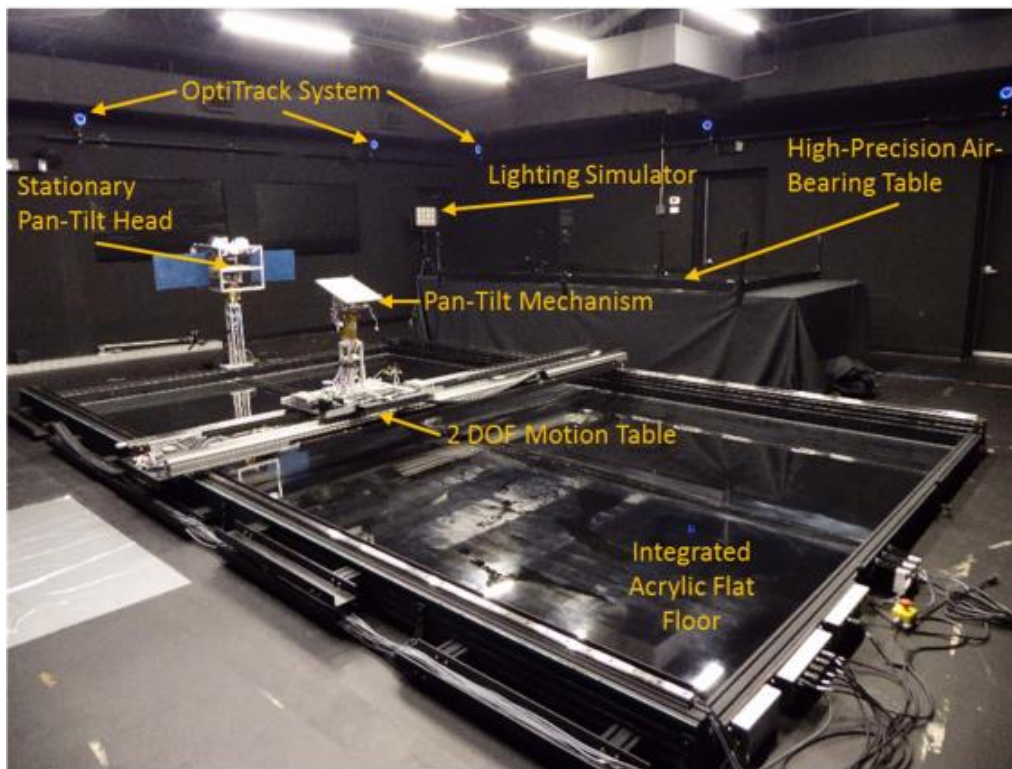
جدول ۹- نمونه بسترهای آزمایشگاهی سه‌بعدی [۱]

تعداد درجه آزادی		موسسه و مرکز تحقیقاتی	کشور	نام بستر شبیه‌سازی
دورانی	انتقالی			
۳	۳	ناسا مرکز پرواز فضایی مارشال	آمریکا	DOTS
۳	۳	DFKI	آلمان	EPOS
۲	۲	موسسه فناوری فلوریدا	آمریکا	شبیه‌ساز سینماتیک مانور اورپون ^۱
۳	۳	آزمایشگاه تحقیقاتی Naval	آمریکا	بستر آزمایش عملیات مجاورت ^۲
۳	۳	مرکز فضایی Tsukuba	ژاپن	سیستم تست عملیات ملاقات و اتصال ^۳
۳	۳	مرکز تحقیقات لانگلی ناسا	آمریکا	RDS
۳	۳	DLR, Bremen	آلمان	Tron

جدول ۱۰- مشخصات پوشش دهی تعدادی از بسترهای آزمایشگاهی سه‌بعدی [۱]

پوشش دهی سرعت زاویه‌ای (درجه/ثانیه)			پوشش دهی زاویه‌ای (درجه)			پوشش دهی سرعت خطی (متر/ثانیه)			پوشش دهی موقعیت (متر)			نام بستر شبیه‌سازی
Roll	Pitch	yaw	Roll	Pitch	yaw	x	y	z	x	y	z	
۱	۱	۱	۳۶۰	±۲۸	±۳۰	۰/۳	۰/۳	۰/۳	۳۸	۱۳/۳	۴/۶	دانس
۰	۶۰	۶۰	±۹۰	۰	۰	۰/۲۵	۰/۲۵	۰/۲۵	۵/۵	۳/۵	۰	شبیه‌ساز سینماتیک مانور اورپون
۱۰۰	۱۰۰	۱۰۰	۳۰۰	۱۸۰	۱۸۰	۰/۴۵	۰/۴۵	۰/۴۵	۲۵	۱۰	۳	بستر آزمایش عملیات مجاورت
۱۱۴/۶	۵۷/۳	۵۷/۳	Unk.	Unk.	Unk.	۶/۱	۱/۲	۳/۰	۶۵	۱۲/۲	۴/۶	RDS

1. ORION Maneuver Kinematics Simulator
2. Proximity Operations Testbed
3. Rendezvous and Docking Operation Test System



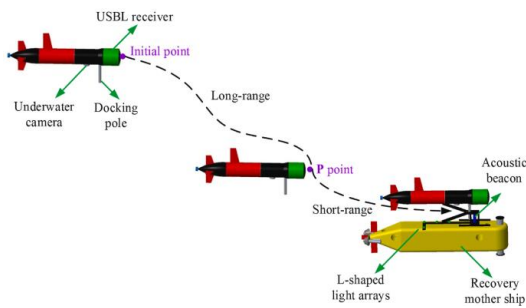
شکل ۲۹- آزمایشگاه فناوری فلوریدا اوریون [۱۸]

نصب شده بر روی دلفین سفید در شش کابین توزیع شده‌اند. کابین برق شامل رانشگرها و سکان، کابین ارتباطات شامل رادیو، وای‌فای و سونار ارتباطی است. از رادیو برای دریافت دستورالعمل‌های کنترلی، وای‌فای برای انتقال اطلاعات با سرعت بالا و ارتباط سونار نیز برای ایجاد ارتباط صوتی زیر آب استفاده می‌شود. کابین کامپیوتر شامل یک میکرو کامپیوتر کنترلی و یک کارت ثبت تصویر است. کابین انرژی شامل یک باتری لیتیومی بوده که انرژی الکتریکی را برای هر واحد سخت‌افزاری در دلفین سفید تأمین می‌کند. محفظه ناوبری با ثبت داده‌های سرعت داپلر، سنسور عمق، سیستم ناوبری اینرسی و سیستم موقعیت‌یاب جهانی پیکربندی شده است. تجهیزات موجود در کابین هدایت شامل یک دوربین زیرسطحی برای هدایت نوری و تجهیزات USBL^۳ است که در هدایت صوتی مورد استفاده قرار می‌گیرد. سیستم نرم‌افزاری، بازبازی و اتصال زیرسطحی بدون سرنشین را کنترل کرده و همانند شکل ۳۰ شامل چهار جزء: سیستم نظارت بر سطح، سیستم کنترل مأموریت و حرکت، سیستم پردازش بصری و سیستم ارتباطی است. فرآیند آزمایش در راستای اتصال به کشتی مادر نیز در شکل ۳۱ نشان داده شده است [۱۲].

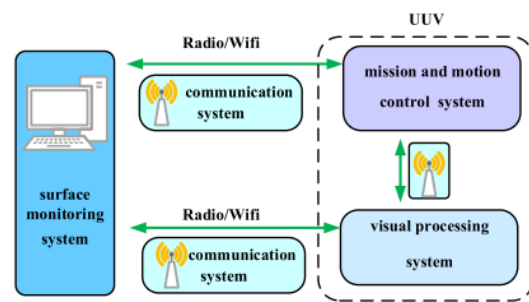
از انواع بسترهای آزمایشگاهی سه‌بعدی می‌توان به بسترهای ایجاد شده در استخرهای آب اشاره کرد که بیشتر برای سامانه‌های زیرسطحی^۱ کاربرد داشته ولی مأموریت‌های ملاقات و اتصال را می‌توان به‌وسیله آن‌ها مورد آزمایش و ارزیابی قرار داد. یک نمونه از این نوع بسترهای آزمایش در ادامه تشریح شده است. سیستم اسکله بدون سرنشین زیرسطحی^۲ شامل سه جزء کشتی مادر، بازبازی و ایستگاه اتصال است.

دلفین سفید ۱۰۰ (WD-100) یک UUV در مقیاس کوچک است که توسط محققان دانشگاه مهندسی هاربین به‌عنوان یک ابزار آزمایشی برای توسعه یک سیستم اتصال زیرسطحی به شکل یک اژدر ساخته شده است. دلفین سفید به‌صورت ماژولار طراحی شده است تا جایگزینی تجهیزات تسهیل شود. به‌منظور افزایش قدرت مانور، یک سکان متقاطع نیز برای سامانه طراحی شده و داری شش بخش کابین تأمین توان، کابین ارتباطات، کابین کامپیوتر، کابین انرژی، کابین ناوبری و کابین هدایت است. سکوی اتصال به‌وسیله کشتی مادر که یک UUV است فراهم می‌شود. طراحی کلی کشتی مادر شبیه به دلفین سفید بوده و تفاوت میان آن‌ها در عملگرهای مورد استفاده است که در کشتی مادر قدرتمندتر می‌باشند [۱۲]. همان‌طور که در شکل ۳۲ نشان داده شده است سخت‌افزارهای

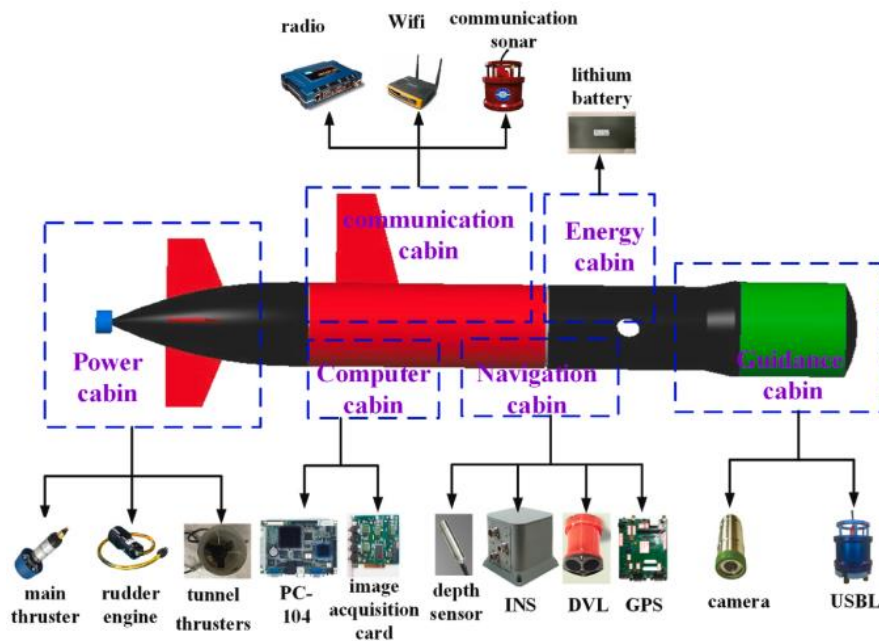
1. Underwater
2. Unmanned Underwater Vehicles (UUV)
3. Ultra-Short Baseline



شکل ۳۱- نمودار شماتیک اتصال دلفین سفید [۱۲]

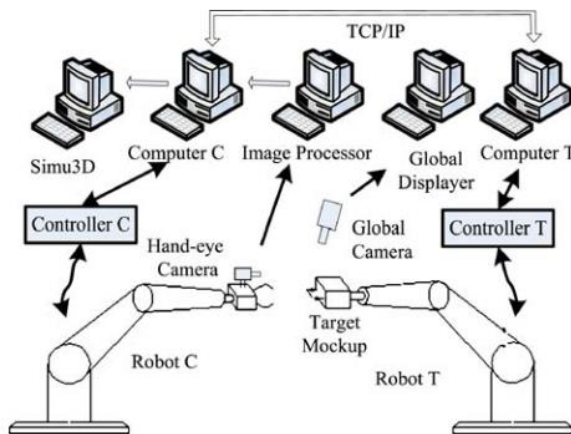


شکل ۳۰- ارتباط سیستم‌های نرم‌افزاری [۱۲]



شکل ۳۲- تجهیزات سخت‌افزاری دلفین سفید [۱۲]

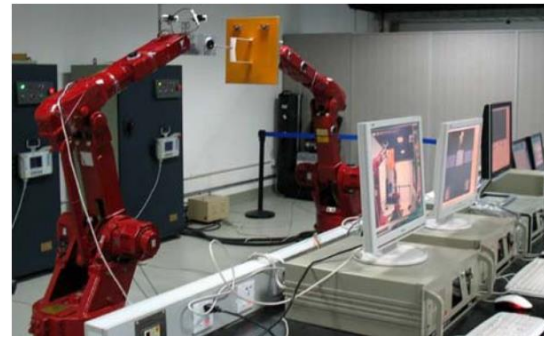
دوربین‌های سراسری نیز جهت بررسی عملکرد ربات‌ها استفاده می‌شود. کلیات بستر آزمایشگاه زمینی در شکل ۳۴ نشان داده شده است [۳۵].



شکل ۳۳- پیکربندی سیستم آزمایشگاه زمینی ربات فضای مرکز فناوری شئون [۳۵]

استفاده از بازوهای رباتیک به منظور شبیه‌سازی مأموریت‌های فضایی یکی از روش‌های کاربردی است که به صورت عملیاتی مورد استفاده قرار می‌گیرد. نمونه‌هایی از بسترهای آزمایش مبتنی بر بازوی رباتیک در جدول ۱۱ ارائه شده‌اند. سیستم آزمایشگاهی زمینی ربات فضایی مرکز فناوری فضای شئون یکی از بسترهای آزمایشگاهی مبتنی بر بازوی رباتیک است. این بستر به منظور تأیید و صحت‌سنجی برنامه‌ریزی یک مسیر خودگردان و الگوریتم‌های کنترل ربات شناور مورد استفاده قرار می‌گیرد. این سیستم مانند شکل ۳۳ از دو ربات صنعتی، دو دوربین دستی، دو دوربین سراسری (جهت مشاهده فرآیند گرفتن هدف) و پنج کامپیوتر صنعتی تشکیل شده است که شامل سیستم پردازش تصویر، مشاهده‌گر سراسری، شبیه‌ساز سه‌بعدی و کامپیوترهای هدف و تعقیب‌کننده است. کامپیوتر هدف حرکت ربات هدف را با توجه به حرکت آن برنامه‌ریزی می‌کند. شبیه‌ساز سه‌بعدی برای مدل‌سازی حرکت کل سیستم رباتیک فضایی در زمان واقعی استفاده و از تصاویر

پلتفرم آزمایشی دینامیک ماهواره‌ای مرکز فضایی تسوکوبای جاکسا^۱ جهت فناوری سرویس‌دهی در مدار توسعه یافته است. پلتفرم آزمایشی شامل یک مرکز شبیه‌ساز ترکیبی و سه بخش اصلی ربات هدف، ربات تعقیب‌کننده و کنترل‌کننده سیستم است. در جدول ۱۲ ساخت‌افزارهای اصلی این بستر فهرست شده و بلوک دیاگرام این سامانه نیز در شکل ۳۵ نشان داده شده است. بخش‌ها و ساخت‌افزارهای اصلی بستر مرکز فضایی تسوکوبای در ادامه بیان شده و دارای سه حالت عملیاتی زمان واقعی، حلقه باز و حالت عملیاتی توقف و رفتن است [۳۶].



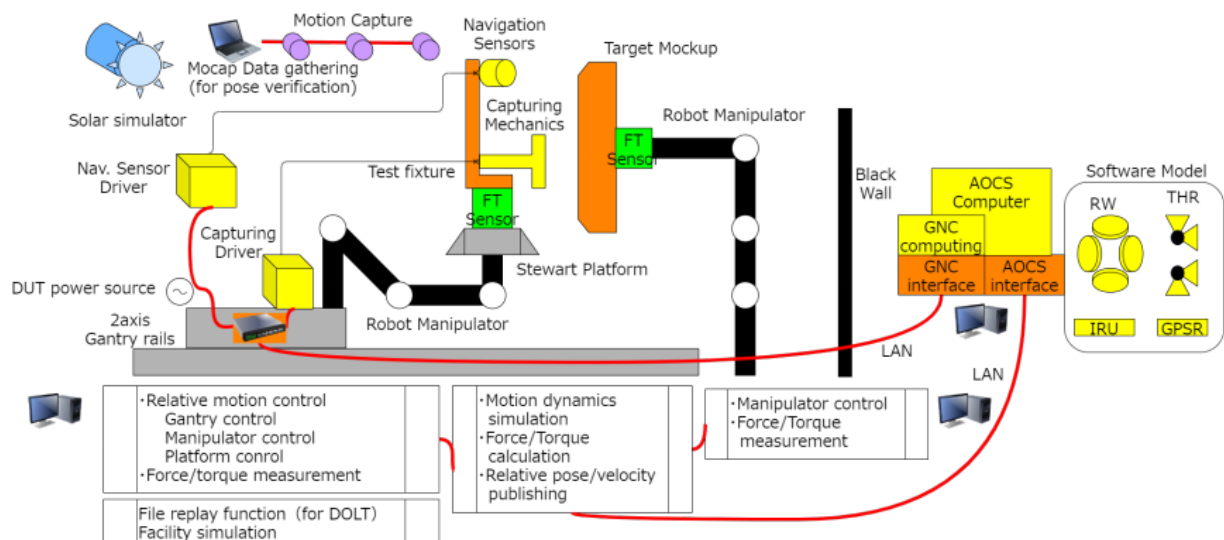
شکل ۳۴- سیستم آزمایشگاه زمینی ربات فضایی مرکز فناوری شتون [۳۵]

جدول ۱۱- نمونه‌هایی از بسترهای آزمایش مبتنی بر بازوی رباتیک [۱]

نام بستر شبیه‌سازی	نوع بستر	موسسه و مرکز تحقیقاتی	تعداد درجه آزادی	
			هدف	تعقیب‌کننده
ASTRA	بازوی رباتیک	آزمایشگاه‌های فوجیتسو	3	3
CART	بازوی رباتیک	اژانس فضایی کانادا	6	6
DDTF	پلتفرم استوارت	مرکز ملی d'Etudes Spatiales	2	6
CDSL	پلتفرم استوارت	مرکز پرواز فضایی مارشال ناسا	1	6
EPOS-2	بازوی رباتیک	DLR Oberpfaffenhofen	6	6
POST	بازوی رباتیک	اژانس فضایی کانادا	6	6
RMR	بازوی رباتیک	دانشگاه بریستول	6	6
SDTS	پلتفرم استوارت	مرکز فضایی جانسون ناسا	1	6

جدول ۱۲- ساخت‌افزارهای اصلی بستر آزمایش تسوکوبای جاکسا [۳۶]

پلتفرم	ربات	درجه آزادی	زمان نمونه‌برداری (میلی ثانیه)	تابع
هدف	FANUC M900iB	۶	۸	حرکت مداری (در صورت لزوم)
هدف ۲	Custom Gimbal	۳	۲۰	وضعیت شناور
ریل	Custom rail	۲	۱ و ۱۰	موقعیت نسبی
بازوی رباتیک	FANUC R1000iA	۶	۸	موقعیت و وضعیت نسبی
پلتفرم استوارت	FANUC R1000iA	۶	۲	عملکرد سریع وضعیت و موقعیت
ثبت‌کننده تصویر	FANUC R1000iA		۱۰	اندازه‌گیر پشتیبان



شکل ۳۵- بلوک دیاگرام سامانه آزمایشگاهی تسوکوبای جاکسا [۳۶]

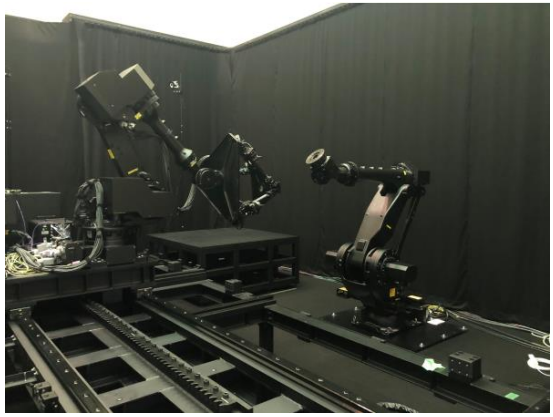
ربات هدف: بازوی رباتیک شبیه‌سازی دینامیک هدف، یک مدل از هدف در مقیاس کامل است که شامل شبیه‌ساز دینامیک هدف به‌همراه بازوی ربات متصل شده به آن و دارای شش درجه آزادی است تا دینامیک وضعیت و انتقالی نسبی را مدل کند. حداکثر ظرفیت بارگیری دستگاه ۳۶۰ کیلوگرم است.

ربات هدف ۲: یک شبیه‌ساز گیمبال از دینامیک هدف برای اجرای آزمایش اتصال در مقیاس کامل بوده که به‌صورت متعادل (با توجه به موقعیت وزنه تعادل در نظر گرفته شده) تنظیم شده است. گیمبال آزادانه می‌تواند بر روی هر محور بچرخد و به‌وسیله سروو موتورهای موجود در آن تغییر وضعیت دهد. حداکثر وزنی که این گیمبال می‌تواند در حال تعادل بماند معادل ۲۰۰ کیلوگرم است.

ربات تعقیب‌کننده: دینامیک مداری تعقیب‌کننده نسبت به هدف توسط یک ریل دوعبدهی شبیه‌سازی شده و ریل به مساحت ۱۰ در ۷ متر ساخته شده است. بازوی رباتیک تعقیب‌کننده دارای شش درجه آزادی بوده، حداکثر وزنی که می‌تواند تحمل کند ۱۳۰ کیلوگرم و تأخیر ارتباطی آن نیز ۸ میلی ثانیه است [۳۶].

پلتفرم استوارت جهت شبیه‌سازی دینامیک تعقیب‌کننده: این پلتفرم یک ربات سریع دارای شش درجه آزادی بوده و برای دینامیک‌های با سرعت و فرکانس بالا مورد استفاده قرار می‌گیرد. تأخیر ارتباط در این پلتفرم ۲ میلی‌ثانیه است.

سیستم ضبط حرکت: این سیستم متشکل از تعدادی دوربین است که در اطراف محدوده آزمایش قرار گرفته و موقعیت و وضعیت نسبی را برای اندازه‌گیر پشتیبان اندازه‌گیری می‌کنند.



شکل ۳۶- بستر آزمایش رباتیک تسوکوبای جاکسا به اسم SAT Dyn [۳۶]

بازتابنده فروسرخ غیرفعال^۵ مادون قرمز نصب شده که در کنار یک کامپیوتر محلی و دوربین‌ها برای ردیابی موقعیت و جهت‌گیری پرنده مورد استفاده قرار گرفته‌اند [۷].



شکل ۳۷- آزمایشگاه شبیه‌سازی سیستم‌های فضایی ویرجینیا [۷]



شکل ۳۸- پرنده بدون سرنشین 3DR Solo [۷]

جدول ۱۳- مشخصه‌های پردازنده پیکس‌هاوک ۲ [۷]

شرح	مشخصه
32-bit STM 32F427 Cortex M4 core with FPU	نوع
۱۶۸ هرتز	سرعت پردازش
۲۵۶ کیلوبایت	RAM
۲ مگابایت	حافظه فلش

طراحی و آزمایش کنترل‌رهای وضعیت به محیطی با گشتاور کم^۱ برای آزمایش و تنظیم کنترل‌رهای پرواز نیاز دارد. بسترهای آزمایشگاهی صنعتی استاندارد فعلی، قادر به شبیه‌سازی کنترل‌کننده‌ها در محیطی با گشتاور کم هستند. این سیستم‌ها در پیکربندی‌های متنوعی وجود دارند تا امکان حرکت انتقالی، چرخشی یا ترکیبی از حرکت انتقالی و چرخشی را فراهم کنند. با این حال، اکثر این سیستم‌ها فقط به سه درجه آزادی محدود می‌شوند. با وجود توسعه سیستم‌های ترکیبی با شش درجه آزادی، این سیستم‌ها پیچیده و فراتر از توان مالی توسعه‌دهندگان معمولی (مانند دانشگاه‌ها و موسسه‌های تحقیقاتی) هستند [۷].

یک رویکرد جایگزین استفاده از سیستم‌های MUAS2 به‌عنوان یک بستر آزمایشی برای CubeSat و حتی دیگر مأموریت‌های فضایی مانند مأموریت‌های ملاقات و اتصال است. این سیستم‌ها دارای مزایایی چون چابکی، هزینه کم، قابلیت حمل و هزینه عملیاتی کم هستند. پتانسیل این سیستم‌ها در بسیاری از کاربردهای دیگر نیز نشان داده شده است. با این حال، تا به امروز فعالیت کمی برای بهره‌برداری از ابزارهای MUAS در جهت پیشبرد چرخه توسعه برای ماهواره‌های مکعبی کوچک و شبیه‌سازی آزمایش مأموریت‌های فضایی، انجام شده است. در نتیجه امکان استفاده از سامانه‌های بدون سرنشین با پیکربندی‌ها و قابلیت‌های متفاوت در شبیه‌سازی فضایی با توجه به مأموریت تعریف شده وجود دارد. به‌عنوان مثال استفاده از یک کوآدروتور 3DR Solo (مانند آزمایش انجام شده در آزمایشگاه شبیه‌سازی سیستم‌های فضایی ویرجینیا (شکل ۳۷)) بدین منظور کاربردی است. این کوآدروتور در شکل ۳۸ نشان داده شده و دارای مقیاسی کوچک بوده و وزن نامی آن ۱/۹ کیلوگرم و مجهز به گیমبال سه محوره و دوربین GoPro Hero 4 است [۷].

پیکربندی بدنه آن ۳۴ سانتی‌متر ارتفاع داشته و فاصله مورب میان دهانه موتورها برابر با ۴۳ سانتی‌متر است. ملخ‌های مورد استفاده در این سامانه، مجموعه ملخ ۱۰ در ۴/۵ تولید شده توسط Master Airscrew است. سامانه دارای یک خلبان خودکار پیکس‌هاوک ۲ بوده که شامل یک واحد پردازش مرکزی و یک سیستم وضعیت و هدینگ^۳ به‌صورت بیان شده در جدول‌های ۱۳ و ۱۴ است.

سیستم ثبت حرکت در این آزمایش تعقیب اپتیکی^۴ است. این سیستم ردیابی متشکل از هشت دوربین مادون قرمز تنظیم شده در امتداد محیط یک اتاق است. بر روی بدنه کوآدکوپتر نیز پنج

1. Low-Torque (For Example Magnetic Suspension Systems and Gravity Offload Devices Can Produce Low-Torque Dynamic Environments)
2. Multitrotor Unmanned Aerial Systems
4. Attitude and Heading Reference System (AHRS)
4. Opti Track
5. Infrared (IFR) Passive

جدول ۱۴- سیستم مرجع هدینگ و وضعیت [۷]

سنسور	مدل و ساخت
واحد اندازه‌گیری اینرسی	InvenSense MPU9250
واحد اندازه‌گیری اینرسی	ST Micro L3GD20+LSM303D
واحد اندازه‌گیری اینرسی	InvenSense ICM20948
بارومتر	MS5611

۳ نتیجه‌گیری

بسترهای آزمایشگاهی و خلاصه‌ای از مشخصات آن‌ها در این مقاله مورد مطالعه قرار گرفته‌اند. نشان داده شد که بسترهای آزمایش فضایی دارای درجه‌های آزادی متفاوتی هستند و به‌صورت کلی به چهار دسته سه درجه، چهار درجه، پنج درجه و شش درجه آزادی تقسیم‌بندی می‌شوند. از منظر دیگر، بسترهای آزمایش به دو بخش دوبعدی و سه‌بعدی تقسیم شدند. پلتفرم‌هایی با سه درجه تا پنج درجه آزادی را می‌توان در بخش دوبعدی دسته‌بندی کرد. بسترهای سه‌بعدی نیز معمولاً شامل سامانه‌هایی با شش درجه آزادی بوده ولی قابلیت استفاده در مسائلی با درجات آزادی کمتر را دارا هستند. درجات آزادی بسترهای آزمایش در شبیه‌سازهای تعقیب‌کننده و هدف می‌تواند متفاوت باشد. بسترهای آزمایش دوبعدی معمولاً مبتنی بر میز بوده و پلتفرم‌های شبیه‌ساز بر روی یک میز گرانیتهی قرار گرفته‌اند. البته در برخی از موارد، این بسترها برای حرکت‌های انتقالی، مبتنی بر ریل یا مکانیزم‌های رباتیک می‌باشند. حرکت‌های انتقالی و وضعی پلتفرم‌های شبیه‌ساز در حالت دوبعدی به‌صورت استاندارد به‌وسیله رانشگرهای روشن خاموش تأمین می‌شوند. در حالت دوبعدی مبتنی بر میز فاقد اصطکاک یک محیط پرفشار از هوا ایجاد شده تا شبیه‌سازها بتوانند با کمترین اصطکاک ممکن (اصطکاک نزدیک به صفر) بر روی میز شناور شوند. بسترهای آزمایشگاهی دوبعدی در کل شامل تجهیزاتی مانند واحدهای اندازه‌گیری اینرسی، موقعیت‌یاب‌های لیزری، دوربین، GPS، سنسورهای ستاره‌ای، محیط شبیه‌سازی ستاره‌ها، مخازن تحت فشار، رانشگرهای گاز، شیرهای تنظیم فشار، قفل‌های الکترومغناطیسی، پردازنده‌های داخلی و خارجی و غیره هستند. بسترهای آزمایش سه‌بعدی نیازمندی‌ها و تجهیزات خاصی جهت

اجرا دارند و نسبت به بسترهای حالت دوبعدی از پیچیدگی و قیمت بیشتری برخوردار هستند. این بسترها مبتنی بر بازوی رباتیک، محیط‌های فاقد جاذبه مانند ایستگاه فضایی بین‌المللی، استخرهای آب، بازوهای رباتیک و یا پرنده‌های بدون سرنشین هستند. بسترهای آزمایش سه‌بعدی معمولاً در اختیار سازمان‌ها و موسسه‌های خاص بوده و تعداد

آن‌ها کم است. ولی از طرف دیگر برای شبیه‌سازی مأموریت‌های فضایی از دقت بالایی برخوردار هستند و می‌توانند محیط را واقعی‌تر شبیه‌سازی کنند. دسته‌بندی صورت گرفته برای آزمایشگاه‌های سه‌بعدی لزوماً دارای شش درجه آزادی نیست و قادر به شبیه‌سازی مسائل با درجات آزادی کمتر نیز هستند. رویکرد شاخص برای شبیه‌سازی در یک محیط سه‌بعدی استفاده از بازوهای رباتیک است و بعد از آن بسترهای مبتنی بر ریل و استخرهای آب مرسوم هستند. دسترسی به یک محیط فاقد جاذبه بسیار سخت بوده و تنها در اختیار سازمان‌هایی مانند ناسا است. در کل چالش‌های موجود در بسترهای سه‌بعدی بسیار بیشتر از بسترهای دوبعدی است که به‌عنوان مثال می‌توان به نیازمندی‌های بستر و تجهیزات ضد آب در بسترهای مبتنی بر استخر اشاره کرد. با افزایش روزافزون مأموریت‌های فضایی و نیاز به ارزیابی و انجام آزمایش‌هایی پیش از پرتاب (در جهت کاهش ریسک‌ها و افزایش عملکرد سامانه)، اهمیت بالای بسترهای آزمایش واضح و مبرهن است. این بسترها با توجه به شرایط و محدودیت‌ها کاربرد بسیاری در حوزه فضایی داشته و نیاز به توسعه و بررسی آن‌ها به یک امر مهم در مأموریت‌های فضایی تبدیل شده است. با وجود چالش‌ها در طراحی و توسعه بسترهای آزمایش، با توسعه و استفاده از آن‌ها، نتایج مأموریت‌های فضایی دارای دقت، امنیت، عملکرد و اطمینان بالاتر خواهند بود.

تعارض منافع

هیچ‌گونه تعارض منافع توسط نویسندگان بیان نشده است.

مراجع

- [1] M. Wilde, C. Clark, and M. Romano, "Historical survey of kinematic and dynamic spacecraft simulators for laboratory experimentation of on-orbit proximity maneuvers," *Progress in Aerospace Sciences*, vol. 110, 2019, Art. no. 100552, <https://doi.org/10.1016/j.paerosci.2019.100552>.
- [2] I. Kawano, M. Mokuno, T. Kasai, and T. Suzuki, "Result of autonomous rendezvous docking experiment of engineering test satellite-VII," *Journal of Spacecraft and Rockets*, vol. 38, no. 1, pp. 105-111, 2001, <https://doi.org/10.2514/2.3661>.
- [3] G. Guglieri, F. Maroglio, P. Pellegrino, and L. Torre, "Design and development of guidance navigation and control algorithms for spacecraft rendezvous and docking experimentation," *Acta Astronautica*, vol. 94, no. 1, pp. 395-408, 2014, <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2013.02.010>.
- [4] R. Zappulla, H. Park, J. Virgili-Llop, and M. Romano, "Experiments on autonomous spacecraft rendezvous and docking using an adaptive artificial potential field

- Art. no. 105967,
<https://doi.org/10.1016/j.ast.2020.105967>.
- [15] Y. Lu, Z. Huang, W. Zhang, H. Wen, and D. Jin, "Experimental investigation on automated assembly of space structure from cooperative modular components," *Acta Astronautica*, vol. 171, pp. 378-387, 2020,
<https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2020.03.033>.
- [16] L. Olivieri, A. Valmorbidia, G. Sarego, E. Lungavia, D. Vertuani, and E. C. Lorenzini, "Test of tethered deorbiting of space debris," *Advances in Astronautics Science and Technology*, vol. 3, pp. 115-124, 2020,
<https://doi.org/10.1007/s42423-020-00068-9>.
- [17] F. Branz, L. Olivieri, F. Sansone, and A. Francesconi, "Miniature docking mechanism for CubeSats," *Acta Astronautica*, vol. 176, pp. 510-519, 2020,
<https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2020.06.042>.
- [18] M. Wilde, B. Blackwell, and B. Kish, "Experimental evaluation of a cots time-of-flight camera as rendezvous sensor for small satellites," in *2020 IEEE Aerospace Conference*, Big Sky, MT, U.S.A., 2020, pp. 1-16,
<https://doi.org/10.1109/AERO47225.2020.9172699>.
- [19] I. O. Burak, "Model predictive control for spacecraft rendezvous and docking with uncooperative targets," Ph.D. dissertation, Nanyang Technological University, Singapore, 2020,
<https://doi.org/10.32657%2F10356%2F144018>.
- [20] D. Wang *et al.*, "An experimental testbed for the study of visual based navigation docking of two vertical compound aircraft," *IEEE Access*, vol. 9, pp. 75035-75048, 2021,
<https://doi.org/10.1109/ACCESS.2021.3081507>.
- [21] R. Du, W. Liao, and X. Zhang, "Review of angles-only navigation technique for spacecraft autonomous rendezvous and docking," *Advances in Astronautics Science and Technology*, vol. 5, no. 3, pp. 283-294, 2022,
<https://doi.org/10.1007/s42423-022-00131-7>.
- [22] L. Santaguida and Z. H. Zhu, "Development of air-bearing microgravity testbed for autonomous spacecraft rendezvous and robotic capture control of a free-floating target," *Acta Astronautica*, vol. 203, pp. 319-328, 2023,
<https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2022.11.056>.
- [23] Y. Zhang, J. Shao, J. Zhang, and E. Zhou, "Attitude error and contact influencing characteristic analysis for a composite docking test platform," *Applied Sciences*, vol. 12, no. 23, 2022, Art. no. 12093,
<https://doi.org/10.3390/app122312093>.
- [24] C. T. Bashnick, "Real-Time autonomous model predictive control of spacecraft rendezvous and docking with moving obstacles," M.S. thesis, Carleton University, Ottawa, Ontario, Canada, 2022,
<https://doi.org/10.22215/etd/2022-15242>.
- [25] A. Bortotto *et al.*, "ERMES: Design and preliminary simulations for an autonomous docking manoeuvre," in *4th Symposium on Space Educational Activities*, Universitat Politècnica de Catalunya, Barcelona, Spain, 2022,
<https://doi.org/10.5821/conference-9788419184405.081>.
- approach," in *26th AAS/AIAA Space Flight Mechanics Meeting*, Napa, CA, 2016, pp. 4461-4478.
- [5] J. Virgili Llop, C. Zagaris, H. Park, R. Zappulla, and M. Romano, "Experimental evaluation of model predictive control and inverse dynamics control for spacecraft proximity and docking maneuvers," *CEAS Space Journal*, vol. 10, pp. 37-49, 2018,
<https://doi.org/10.1007/s12567-017-0155-7>.
- [6] R. Zappulla, H. Park, J. Virgili-Llop, and M. Romano, "Real-time autonomous spacecraft proximity maneuvers and docking using an adaptive artificial potential field approach," *IEEE Transactions on Control Systems Technology*, vol. 27, no. 6, pp. 2598-2605, 2018,
<https://doi.org/10.1109/TCST.2018.2866963>.
- [7] J. Gonzalez-Rocha, J. Angarita, K. Schroeder, and J. Black, "Developing multicopter unmanned aerial systems as testbeds for cubsat satellites," in *32nd Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites*, 2018, SSC18-PII-14.
- [8] J. J. Cookson, "Experimental investigation of spacecraft rendezvous and docking by development of a 3 degree of freedom satellite simulator testbed," M.S. thesis, York University, Toronto, Canada, 2020.
- [9] J. Broida and R. Linares, "Spacecraft rendezvous guidance in cluttered environments via reinforcement learning," in *29th AAS/AIAA Space Flight Mechanics Meeting*, Ka'anapali, Maui, Hawai'i, 2019, Astronautical Society.
- [10] A. Ioniță, D. D. Guță, T. Van Nguyen, A. Lungoci, Ș. Stoian, and S. E. Nichifor, "Air cushion robots ground testing bed experiments and control algorithm for autonomous rendezvous and docking," *International Journal of Modeling and Optimization*, vol. 9, no. 5, pp. 277-284, 2019,
<https://doi.org/10.7763/IJMO.2019.V9.723>.
- [11] L. Zhang, Y. Li, G. Pan, Y. Zhang, and S. Li, "Terminal stage guidance method for underwater moving rendezvous and docking based on monocular vision," *OCEANS 2019 - Marseille*, Marseille, France, 2019, pp. 1-6,
<https://doi.org/10.1109/OCEANSE.2019.8867192>.
- [12] W. Zhang, W. Wu, Y. Teng, Z. Li, and Z. Yan, "An underwater docking system based on UUV and recovery mother ship: design and experiment," *Ocean Engineering*, vol. 281, 2023, Art. no. 114767,
<https://doi.org/10.1016/j.oceaneng.2023.114767>.
- [13] G. Knizhnik, P. Li, M. Yim, and M. A. Hsieh, "Flow-Based Rendezvous and Docking for Marine Modular Robots in Gyre-Like Environments," in *International Conference on Robotics and Automation (ICRA2023)*, London, United Kingdom, 2023.
- [14] Z. Wei, H. Wen, H. Hu, and D. Jin, "Ground experiment on rendezvous and docking with a spinning target using multistage control strategy," *Aerospace Science and Technology*, vol. 104, 2020,

- [32] Z. Huang, W. Zhang, T. Chen, H. Wen, and D. Jin, "Characterizing an air-bearing testbed for simulating spacecraft dynamics and control," *Aerospace*, vol. 9, no. 5, 2022, art. no. 246, <https://doi.org/10.3390/aerospace9050246>.
- [33] D.-M. Cho, D. Jung, and P. Tsiotras, "A 5-dof experimental platform for spacecraft rendezvous and docking," in *AIAA Infotech@Aerospace Conference*, Seattle, Washington, 2009, Paper 1869, <https://doi.org/10.2514/6.2009-1869>.
- [34] D. C. Sternberg, C. Pong, N. Filipe, S. Mohan, S. Johnson, and L. Jones-Wilson, "Jet propulsion laboratory small satellite dynamics testbed simulation: On-orbit performance model validation," *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 55, no. 2, pp. 322-334, 2018, <https://doi.org/10.2514/1.A33806>.
- [35] W. Xu, B. Liang, Y. Xu, C. Li, and W. Qiang, "A ground experiment system of free-floating robot for capturing space target," *Journal of Intelligent and Robotic Systems*, vol. 48, pp. 187-208, 2007, <https://doi.org/10.1007/s10846-006-9087-8>.
- [36] H. Okamoto and H. Kato, "The Development of the hybrid dynamics simulation system for rendezvous and docking: SATDyn," in *Aerospace Conference (AERO), Big Sky, MT, U.S.A.*, 2022, pp. 1-9, <https://doi.org/10.1109/AERO53065.2022.9843677>.
- [26] A. Ioniță and S. Nichifor, "Autonomous aerospace technologies in spacesyslab—a robotic-based rendezvous and docking system," *Land Forces Academy Review*, vol. 27, no. 4, pp. 348-356, 2022, <https://doi.org/10.2478/raft-2022-0043>.
- [27] F. Aghili, "Automated rendezvous and docking using 3d vision," *arXiv preprint arXiv:2211.03026*, 2022, <https://doi.org/10.48550/arXiv.2211.03026>.
- [28] Z. Wei, T. Chen, H. Wen, D. Jin, and H. Hu, "Experimental study on autonomous assembly of multiple spacecraft simulators in a spinning scenario," *Acta Astronautica*, vol. 207, pp. 106-117, 2023, <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2023.03.009>.
- [29] C. Bashnick and S. Ulrich, "Fast model predictive control for spacecraft rendezvous and docking with obstacle avoidance," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 46, no. 5, pp. 998-1007, 2023, <https://doi.org/10.2514/1.G007314>.
- [30] P. Shokrolahi and M. Ebrahimi, "An overview of the importance, challenges, and methods of orbital rendezvous and docking," *Journal of Technology in Aerospace Engineering*, vol. 6, no. 2, pp. 41-54, 2022, <https://doi.org/10.22034/jtae.2022.306883.1205>.
- [31] M. Sabatini, G. B. Palmerini, and P. Gasbarri, "A testbed for visual based navigation and control during space rendezvous operations," *Acta Astronautica*, vol. 117, pp. 184-196, 2015, <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2015.07.026>.