

(علمی-ترویجی)

مروری بر اهمیت، چالش‌ها و روش‌های ملاقات و اتصال مداری

در این مقاله، مسئله ملاقات و اتصال مداری به‌عنوان یک المان کلیدی و با اهمیت که دارای کاربردهای اساسی و مهم نیز در حوزه فضایی بوده، مورد مطالعه قرار گرفته است. در نتیجه هدف اصلی این مقاله بیان کلیات و بخش‌های مهم یک مأموریت ملاقات و اتصال است. همچنین، اهمیت و نمونه‌هایی از کاربرد مسئله معرفی و سپس مراحل مشترک در یک مأموریت ملاقات و اتصال مداری، رویکردهای حل مسئله و روش‌های پرکاربرد بیان شده‌اند. یک بخش با اهمیت در مأموریت ملاقات و اتصال کنترل سامانه است. بنابراین، کنترل‌کننده‌های پرکاربرد در این مسئله و برخی از مزایا و معایب آن‌ها بیان شده و کنترل همزمان موقعیت و وضعیت نیز به‌عنوان یک چالش مهم مورد بررسی قرار گرفته است. در ادامه برخی از رویکردها و سنسورهای متداول ناوبری در یک مسئله ملاقات و اتصال مداری معرفی شده و در نهایت مثال‌ها و نمونه‌هایی از تجهیزات آزمایشگاهی، به‌عنوان یک ابزار مهم ارائه شده‌اند.

واژه‌های کلیدی: ملاقات و اتصال مداری، کنترل‌کننده، ناوبری، تجهیزات آزمایشگاهی، کوبل موقعیت و وضعیت

پوریا شکرالهی^{۱*} و مسعود ابراهیمی^{۱**}

۱- دانشکده مهندسی مکانیک، گروه هوافضا، دانشگاه تربیت مدرس، تهران، ایران، کدپستی: ۱۴۱۱۵-۱۱۱.

* دانشجوی دکتری (نویسنده پاسخگو)، ایمیل: sh.pourya@modares.ac.ir

** دانشیار

An Overview of the Importance, Challenges, and Methods of Orbital Rendezvous and Docking

In this article, orbital rendezvous and docking, as a key and important subject that has fundamental and important applications in the field of space have been studied. The main objective of this paper will be the investigation of the general and important sections of a rendezvous and docking mission. Importance and examples of the Application of the problem and also common steps in a rendezvous and docking mission, problem-solving approaches and practical methods have been explained in this article. System control is an important part of the mission of rendezvous and docking. Thus, the practical controllers and some of their advantages and disadvantages are expressed and simultaneous position and attitude control has been studied as an important challenge. In the following, some common approaches and sensors in an orbital rendezvous and docking problem are presented and finally, examples of laboratory equipment as an important tool are provided.

Keywords: Orbital Rendezvous and Docking, Controller, Navigation, Laboratory Equipment, Position and Attitude Coupling

P. Shokrolahi^{1*} and M. Ebrahimi^{1**}

1- Department of Mechanical, Group of Aerospace, Engineering, Tarbiat Modares, Postal Code: 111-14115, Isfahan, IRAN

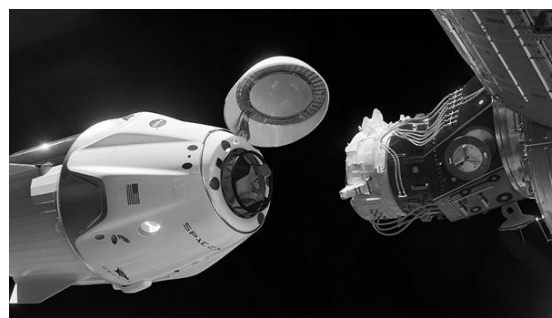
* Ph.D. Student (Corresponding Author): Email: sh.pourya@modares.ac.ir

** Associate Professor

۱- مقدمه

ملاقات^۱ و اتصال^۲ یک تکنولوژی عملیاتی کلیدی برای بسیاری از مأموریت‌های فضایی با بیش از یک فضاپیما بوده و همچنین المانی کلیدی در مأموریت‌هایی مانند مونتاژ در مدار، تعویض خدمه ایستگاه‌های فضایی، تعمیر فضاپیما در مدار و غیره است [۱]. اهمیت فناوری ملاقات و اتصال فضایی در بسیاری از برنامه‌های فضایی مشاهده می‌شود و یک نیازمندی برای بسیاری از برنامه‌های فضایی مانند برنامه‌های فضایی آمریکا، روسیه، اروپا و غیره بوده است. ملاقات و اتصال فضایی باعث دگرگونی در حوزه پژوهش‌های فضایی شده، حتی زندگی در فضا را برای انسان‌ها نیز به ارمغان آورده است [۱]. با توجه به گسترش فعالیت‌های فضایی در دهه‌های اخیر و همچنین سال‌های آینده، پرتاب محموله‌های سبک‌تر و امکان اتصال آن‌ها در فضا از اهمیت ویژه‌ای برخوردار است. در نتیجه مطالعه پیرامون این‌گونه مأموریت‌ها در داخل کشور افزایش یافته است.

مونتاژ در مدار به‌عنوان یک تکنولوژی کلیدی محسوب می‌شود. با دستیابی به فناوری مأموریت‌های ملاقات و اتصال می‌توان قطعات و تجهیزات را به‌صورت جداگانه ارسال و در مدار آن‌ها را مونتاژ نمود. علاوه بر اتصال به ایستگاه‌های فضایی، برنامه‌های فرود بر روی سیارات و سیارک‌ها را نیز می‌توان به‌عنوان یک مأموریت ملاقات و اتصال شناخت. نمونه‌ای از مأموریت اتصال فضایی کپسول دراگون^۳ و ایستگاه فضایی بین‌المللی در شکل ۱ نمایش داده شده است [۱].

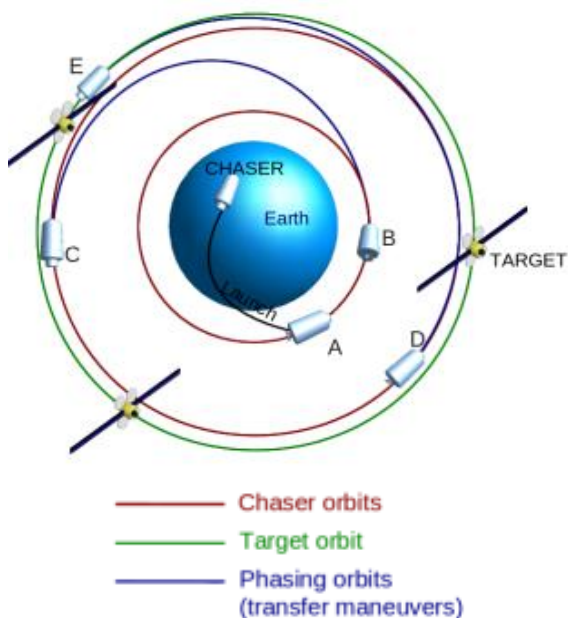


شکل (۱): نمونه اتصال کپسول دراگون به ایستگاه فضایی [۲].

اتصال به سیارک‌ها جزء پژوهش‌های بسیار مهم در آینده خواهد بود که به‌موجب آن می‌توان خطرات ناشی از نزدیک شدن یک سیارک به زمین را کاهش داد و همچنین زمینه‌ساز

استخراج منابع فضایی خواهد بود. دو نمونه از اهمیت ملاقات و اتصال شامل مأموریت‌های فضای عمیق^۴، فراهم آمدن توانایی سفر بین سیارات و حتی سفر با فاصله‌های دور برای انسان است [۱، ۳].

ملاقات و اتصال در مأموریت دو بخش به‌هم‌پیوسته بوده و اتصال جزئی از فاز نهایی یک مأموریت ملاقات و اتصال است. ملاقات فضایی شامل رویکردهایی بوده که به‌وسیله آن فضاپیمای تعقیب‌کننده به‌سوی فضاپیمای هدف هدایت می‌شود و می‌تواند بازه‌ای از مراحل و مانورها مانند تشخیص هدف تا پهلوگیری کنار هدف را شامل شود [۴]. یک مأموریت ملاقات فضایی دارای مراحل و مانورهای مختلفی است که به‌صورت شماتیک در شکل ۲ نمایش داده شده‌اند. مانورهای A و B شامل مراحل پرتاب تا رسیدن به مدار هدف بوده و مراحل میانی را B تا E شامل رویکردهای تعقیب‌کننده مدار هدف، نوبری مطلق و انتقال مداری (مانند انتقال هاهمن^۵) تشکیل داده‌اند. مرحله پایانی در یک مأموریت ملاقات شامل نزدیک شدن به هدف در یک فاصله ایمن، نوبری نسبی و مانورهای متفاوت و متناسب با مأموریت است. اتصال به هدف نیز جزء فاز نهایی بوده که در انتهای مرحله پایانی مأموریت ملاقات و اتصال صورت می‌گیرد [۴].



شکل (۲): شماتیک مراحل کلی از یک مأموریت ملاقات فضایی [۴].

5. Hohmann

1. Rendezvous
2. Docking
3. Dragon
4. Deep Space

کاربرد اتصال فضایی بوده که یک نمونه آن برنامه پاکسازی فضایی اروپا است. نمونه‌ای از برنامه پاکسازی فضایی، پروژه پاکسازی فضایی یک اروپا (ارسال در سال ۲۰۲۵) است.

مطالعه و توسعه تکنولوژی ملاقات و اتصال توسط آژانس فضایی اروپا نیز در سال ۱۹۸۰ آغاز شد و پروژه‌های^{۱۲} MTFF و برنامه فضایی هرمس^۳ از اواسط سال ۱۹۸۰ شروع به کار نمودند. پس از کنسل شدن دو پروژه MTFF و برنامه فضایی هرمس و ادغام برنامه‌های فضایی شرق و غرب (در قالب ایستگاه فضایی بین‌المللی)، وسایل نقلیه خودکار در سال ۱۹۹۹ به‌عنوان قسمتی از برنامه فضایی اروپا قرار گرفت. در کل، مجموعه عملیات ملاقات و اتصال با ایستگاه فضایی بین‌المللی شامل ناوگان‌های حمل‌ونقل دارای سرنشین و وسایل نقلیه بدون سرنشین (مانند شاتل فضایی ایالات متحده، سایوز روسیه، وسایل نقلیه بدون سرنشین اروپا و H-II ژاپن و غیره) است [۱، ۳].

مطالعات فراوانی با توجه به اهمیت مأموریت ملاقات و اتصال فضایی صورت گرفته‌اند. این مطالعات شامل تأثیر مدارهای فضایی، رویکردهای کنترلی، ناوبری و غیره بر مأموریت بوده است. مدارهای فضایی در حل مأموریت ملاقات و اتصال بسیار دارای اهمیت هستند، به‌گونه‌ای که دینامیک مسئله با توجه به مدار فضاپیما به خصوص فضاپیمای هدف تعیین می‌شود. از این‌رو، مسئله با دو رویکرد کلی قرارگیری در مدار دایروی و بیضوی روبه‌رو خواهد شد [۷-۱۱]. مأموریت ملاقات و اتصال دارای دو بخش اصلی هدایت در یک مسیر مشخص جهت اتصال و تنظیم وضعیت نسبت به پتل اتصال هدف است [۱۲، ۱۳]. در واقعیت و نمونه‌های عملیاتی، تغییر وضعیت موجب ایجاد تغییر در موقعیت فضاپیما شده است. به‌عبارت‌دیگر، تغییر وضعیت پتل اتصال در نهایت منجر به تغییر موقعیت فضاپیمای تعقیب‌کننده خواهد شد. در نتیجه لازم است تا دینامیک موقعیت و وضعیت به‌صورت کوپل بررسی شوند. از نتیجه تأثیر وضعیت بر روی موقعیت فضاپیما، حل دینامیک مسئله به‌صورت کوپل موقعیت و وضعیت دارای اهمیت خواهد بود [۱۷-۱۴].

از موارد مهم در مأموریت ملاقات و اتصال، ناوبری فضاپیمای تعقیب‌کننده و تعیین وضعیت و موقعیت نسبت به هدف است. سامانه‌های ناوبری دارای تجهیزات متفاوتی هستند

اتصال به فضاپیماها، سازه‌ها و اجسام فضایی در مدار برای یک برنامه فضایی مدرن، یک قابلیت مهم است. اتصال زمانی شروع می‌شود که سیستم هدایت، ناوبری و کنترل فضاپیمای تعقیب‌کننده در محدوده مورد پذیرش فضاپیمای هدف قرار گیرد و توسط حس‌گرهای موجود عدم قطعیت‌های مسئله کاهش یابد. به‌دلیل ماهیت حساس و ضربه‌های ناشی از برخورد و همچنین خطرات احتمالی در هنگام اتصال، مسئله اتصال نسبت به فرآیند ملاقات دارای محدودیت‌ها و قیودی خواهد بود. در نتیجه با وجود قیود و الزامات مورد نیاز هنگام اتصال، فرآیند اتصال دارای پیچیدگی‌های بیشتری نسبت به فرآیند ملاقات است [۱، ۵، ۶]. نمونه‌های عملیاتی متفاوتی از یک مأموریت ملاقات و اتصال در دهه‌های گذشته وجود داشته و اولین مأموریت ملاقات و اتصال بین دو فضاپیما در سال ۱۹۶۶ توسط نیل آرمسترانگ و دیوید اسکات^۲ صورت گرفته است. در این مأموریت فضاپیمای جمینی^۳ به‌صورت دستی به یک هدف بدون سرنشین متصل شد و اولین ملاقات و اتصال خودکار در سال ۱۹۶۷ صورت پذیرفت. نمونه‌هایی اولیه از مأموریت ملاقات و اتصال در ادامه بیان شده‌اند [۱، ۳]:

- برنامه‌های آپولو^۴ (۱۹۶۸ - ۱۹۷۲) و آزمایشگاه فضایی^۵ (۱۹۷۴ - ۱۹۷۳) توسط آمریکا،
- برنامه‌های ایستگاه فضایی میر و سالیوت^۶ روسیه (۱۹۹۹ - ۱۹۷۱) به‌همراه اتصال فضاپیماهای سرنشین‌دار مانند سایوز^۷ و فضاپیماهای بدون سرنشین،
- مأموریت‌های بازیابی و سرویس شاتل فضایی^۸ (در سال ۱۹۸۴ با تعمیر و بازیابی سامانه خورشیدی ماهواره مکس^۹ آغاز شد)،
- مونتاژ و تعویض خدمه ایستگاه فضایی بین‌المللی (آغاز در سال ۱۹۹۸) و
- اتصال فضایی در مواردی چون تعمیر تلسکوپ‌های فضایی و جمع‌آوری زباله‌های فضایی نیز کاربرد دارد. به‌عنوان نمونه می‌توان به مجموعه تعمیرات و سرویس‌های انجام شده بر روی تلسکوپ فضایی هابل اشاره کرد (به‌عنوان مثال، سرویس انجام شده تلسکوپ فضایی هابل در سال ۲۰۰۹). جمع‌آوری زباله‌های فضایی نیز نمونه دیگری از

9. Max
10. ClearSpace
11. ClearSpace-1
12. Man-Tended Free-Flyer
13. Hermes

1. Guidance, Navigation and Control (GNC)
2. Neil Armstrong and David Scott
3. Gemini
4. Apollo Program
5. Spacelab
6. Salyut and Mir Space Station Programmes
7. Soyuz
8. Space Shuttle

(علمی-ترویجی)

پویا شکراللهی و مسعود ابراهیمی

در این مقاله به اهمیت مسئله ملاقات و اتصال مداری پرداخته شده و موضوعات مشترک در یک مأموریت ملاقات و اتصال، شامل مراحل مأموریت، روش‌های پرکاربرد در یک مأموریت ملاقات و اتصال، رویکردهای کنترل‌کننده و ناوبری بیان و معرفی شده‌اند. اهمیت کوپل موقعیت و وضعیت و تجهیزات آزمایشگاهی نیز به‌عنوان مسائل دارای اهمیت به‌صورت مختصر شرح داده شده است.

۲- بیان مسئله ملاقات و اتصال

پروژه ملاقات و اتصال شامل یک سری از مانورهای مداری و مسیرهای کنترل شده است. فاز نهایی اتصال به هدف نیز فضایی تعقیب‌کننده را در مرزهای محدودی از موقعیت، سرعت، وضعیت و نرخ‌های زاویه‌ای قرار می‌دهد.

۲-۱- مراحل مشترک در یک مأموریت ملاقات و اتصال

تصویر کلی مراحل فرآیند اتصال یک فضایی تعقیب‌کننده به یک هدف در شکل ۳ نمایش داده شده است. فاز اول از مأموریت ملاقات و اتصال، شامل مراحل پرتاب تا تزریق در مدار است. این مرحله برای دستیابی به یک مدار معین دارای الزاماتی است که توسط پنجره پرتاب، جهت پرتاب، زمان پرتاب، شیب مدار موردنظر و غیره تعیین می‌شود. در پایان مرحله پرتاب، فضایی تعقیب‌کننده در یک مدار پایین‌تر از هدف و یا در یک زاویه فاز دلخواه پشت هدف قرار می‌گیرد. تزریق در مدار نیز یکی از موارد دارای اهمیت در این مرحله است و بر موفقیت مأموریت اثرگذار است [۱، ۴-۶].

مرحله‌بندی و انتقال به مدار نزدیک به هدف: هدف از

این مرحله در یک مأموریت اتصال، کاهش زاویه فاز بین فضاییما و هدف است. زاویه فاز با در نظر گرفتن این واقعیت که یک مدار پایین‌تر دوره مداری کوتاه‌تری دارد، کاهش می‌یابد. تمام مرحله‌بندی مانورها از زمین کنترل شده و پس از رسیدن به یک نقطه هدف اولیه و یا دستیابی به مجموعه‌ای از موقعیت‌ها و سرعت‌ها در یک محدوده خاص، کنترل مراحل به پایان می‌رسد [۱، ۴-۶]. تعریف زاویه فاز به‌گونه‌ای که فضایی تعقیب‌کننده در مداری پایین‌تر نسبت به فضایی تعقیب‌کننده هدف قرار دارد، در شکل ۴ نمایش داده شده است.

که به عنوان مثال می‌توان به سیستم موقعیت‌یاب جهانی، واحد اندازه‌گیری اینرسی، سنسور ناوبری ستاره‌ای^۱ و غیره اشاره نمود [۱۸، ۱۹]. از میان رویکردهای متفاوت ناوبری موجود، ناوبری مبتنی بر یک سامانه بصری، از تخمین‌گرهای شاخص با کاربردهای مهم برای تخمین موقعیت و وضعیت نسبت به هدف است که به‌عنوان نمونه می‌توان به اتصال ماهواره‌های مکعبی و اتصال به یک شیء ناشناخته فضایی اشاره کرد [۲۲-۲۰]. مبنای کار در رویکردهای مبتنی بر ناوبری بصری، براساس نقاط مشخصه تصویر و یا لبه‌های تصویر مشخصه است که توسط سنسور بصری مشاهده می‌شوند. موقعیت و وضعیت نسبت به هدف نیز برپایه تحلیل تصاویر تخمین زده می‌شود [۵، ۲۲، ۲۳]. رویکردهای کنترلی متفاوتی برای مأموریت ملاقات و اتصال استفاده شده است. از میان رویکردهای موجود می‌توان به کنترل‌کننده‌هایی چون کنترل بهینه، کنترل تطبیقی، کنترل مد لغزشی، کنترل پیش‌بین و غیره اشاره کرد [۲۷-۲۴]. مجموعه کنترل‌کننده‌های $SDRE^4$ ، LQR^5 ، LQT^6 ، LQG^7 و غیره نمونه‌ای از رویکردهای کنترلی بهینه بوده که در موارد بسیاری برای مأموریت ملاقات و اتصال فضایی مورد استفاده قرار گرفته‌اند [۲۸، ۲۹]. این نوع از رویکردهای کنترلی به دینامیک سیستم وابسته بوده و برای سیستم با هر دو دینامیک خطی و غیرخطی کاربرد دارند.

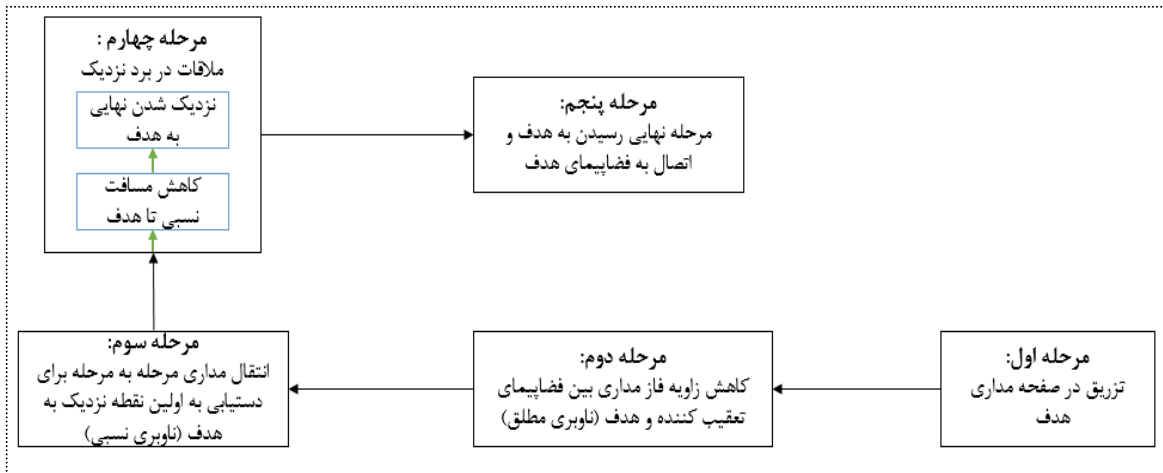
رویکرد کنترل تطبیقی، نمونه‌ای دیگر از رویکردهای توسعه داده شده برای مأموریت‌های ملاقات و اتصال فضایی است. این رویکرد نتایجی چون مقاوم بودن در برابر کلاس بزرگی از خطاها، اغتشاشات، نویزها و عدم قطعیت‌ها، موفقیت در اتصال به اهداف ناشناخته و همچنین بهبود عملکرد سیستم را در پی داشته است [۷، ۳۰، ۳۱]. کنترل مد لغزشی نیز از کنترل‌کننده‌های کاربردی در مأموریت‌های ملاقات و اتصال بوده که هنگام نیاز به تعقیب و ردیابی موقعیت و وضعیت فضایی هدف، عملکرد مناسبی دارد [۲۶، ۲۲]. می‌توان با استفاده از تکنیک‌های کنترل تطبیقی و کنترل مد لغزشی به یک کنترل مقاوم رسید که مقاومت مناسبی در برابر عدم قطعیت‌ها و اغتشاشات و خطاهای موجود داشته باشد [۳۳-۳۵]. رویکرد کنترل پیش‌بین نیز یکی از کنترل‌کننده‌های پرکاربرد در مأموریت ملاقات و اتصال فضایی است که هنگام وجود محدودیت، وجود نامعینی در سیستم و مأموریت، نیاز به یک پاسخ بهینه، عدم قطعیت‌های متفاوت و غیره دارای کاربرد فراوان بوده و از عملکرد قابل قبولی برخوردار است [۳۶-۳۸].

5. Linear-quadratic Regulator
6. Linear Quadratic Tracking
7. Linear Quadratic Gaussian

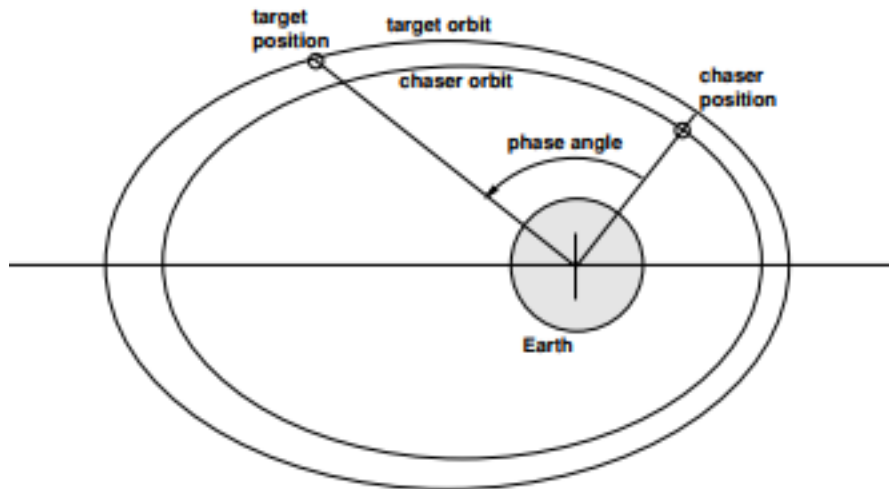
1. Global Positioning System (GPS)
2. Inertial Measurement Unit (IMU)
3. Star Tracker
4. State-Dependent Riccati Equation

(علمی-ترویجی)

مروری بر اهمیت، چالش‌ها و روش‌های ملاقات و اتصال مداری



شکل (۳): خلاصه‌ای از مراحل مأموریت ملاقات و اتصال [۱].



شکل (۴): تعریف زاویه فاز [۱].

اتصال نیز در مرحله نزدیک شدن نهایی اتفاق می‌افتد. البته مواردی وجود دارند که بین دو مرحله ذکر شده قرار گیرند [۱، ۶].

مرحله نزدیک شدن نهایی: هدف از مرحله نزدیک شدن نهایی، دستیابی به شرایط مناسب جهت اتصال به فضایی‌های هدف است. این شرایط شامل ترم‌های موقعیت، سرعت، وضعیت، نرخ‌های زاویه‌ای و شرط پایانی اتصال فضایی‌های تعقیب کننده به مکانیزم اتصال فضایی‌های هدف است. مکانیزم‌های اتصال دارای دو نوع فعال و غیرفعال بوده که در نوع غیر فعال آن فضایی‌های تعقیب کننده باید سرعت معینی داشته باشد تا توسط انرژی موجود، عملیات اتصال انجام پذیرد. در مکانیزم اتصال فعال، سامانه اتصال دارای بازوهای مکانیکی است که برای اتصال ایمن و مطمئن باید سرعت فضایی‌های تعقیب کننده در هنگام اتصال کم باشد [۱، ۶].

عملیات ملاقات با برد زیاد: در بسیاری از منابع، فاز ملاقات با برد زیاد، هومینگ (مشابه اصطلاح ناوبری مورد استفاده برای هواپیما هنگام نزدیک شدن به فرودگاه) نامیده می‌شود. هدف اصلی این فاز کاهش مسیرهای پراکنده و متفرقه است و یا به عبارتی دستیابی به شرایط موقعیت، سرعت و نرخ زاویه‌ای که برای عملیات اتصال با برد نزدیک لازم است. وظایف اصلی این فاز رسیدن به مدار هدف، کاهش سرعت نزدیک شدن و همگام‌سازی مأموریت خواهد بود [۱، ۶-۴].

عملیات ملاقات با برد نزدیک: فاز اتصال با برد نزدیک معمولاً به دو قسمت مرحله مقدماتی و مرحله نزدیک شدن نهایی تقسیم می‌شود. در مرحله مقدماتی، مسیریابی نهایی صورت گرفته و به‌عنوان کلوزینگ آشناخته می‌شود. فراهم شدن شرایط

(علمی-ترویجی)

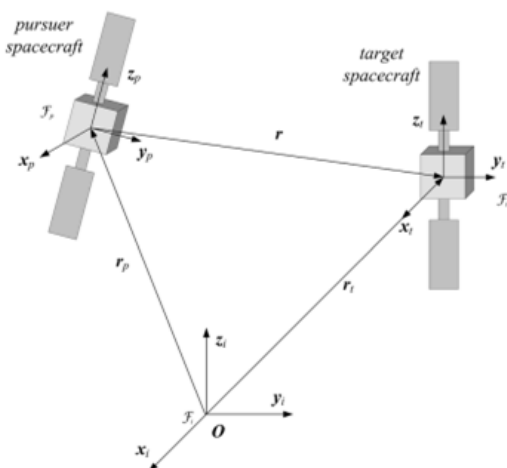
پویا شکراللهی و مسعود ابراهیمی

- وظیفه ۲، متعادل کردن حرکت نسبی باقی‌مانده بین وسایل نقلیه،
- وظیفه ۳، محکم نگهداشتن ساختار و سازه را در محدوده عملیاتی خود،
- وظیفه ۴، رسیدن به اتصال ساختاری صلب،
- وظیفه ۵، ایجاد اتصالات ایمن برای تنظیم فشار هوای بین وسایل نقلیه و
- وظیفه ۶، برقراری ارتباط داده، نیرو (به‌طور مثال برق) و در صورت امکان سیال (محرک یا سوخت، آب، تأمین هوا) و غیره.

۱-۲- روش‌های مدل‌سازی

مأموریت ملاقات و اتصال دارای روش‌های متفاوتی برای هدایت فضایی تعقیب‌کننده و تعیین مسیر پرواز تا هدف است. با توجه به مطالب بیان شده در منابع، پنج روش شاخص و اساسی وجود داشته و روش‌های دیگر نیز مشتق شده از این پنج روش هستند. در ادامه به‌صورت خلاصه به بیان این پنج روش پرداخته شده است.

روش اول: این روش، بردار موقعیت فضایی تعقیب‌کننده و فضایی هدف را نسبت به یک دستگاه اینرسی مانند دستگاه زمین ثابت محاسبه می‌کند که در نهایت اختلاف آن‌ها باید صفر شود. به‌عبارت‌دیگر، دو بردار موقعیت بر یکدیگر منطبق شوند. دستگاه مختصات نشان داده شده در شکل ۵ بیانگر نمونه‌ای از دستگاه مختصات در این روش است [۱۳].



شکل (۵): نمونه‌ای از دستگاه مختصات روش اول [۱۳].

روش دوم: روش تحلیل در مدارهای دایره‌ای، شامل استفاده از معادلات کلوزی ویلشایر هیل است. این معادلات در دهه ۱۹۶۰

فرآیند اتصال در سامانه‌های کنترل خودکار، انتخاب مسیر مناسب جهت نزدیک شدن نهایی به هدف در قالب مسیرهای مستقیم-الخط یا شبه مستقیم است. در این حالت خط مرجع عبوری از تصویر هدف در میدان دید دوربین یا سایر سنسورهای فضایی تعقیب‌کننده قرار گرفته و رابط‌های اتصال‌دهنده نیز در امتداد محورهای مشابه قرار گرفته‌اند. درگاه اتصال در فضایی هدف معمولاً به‌صورت مخروطی بوده که باعث افزایش مشاهده‌پذیری و ایمنی شده است. مقطع مخروطی (معمولاً دارای زاویه ۱۰ تا ۱۵ درجه) امکان ارزیابی صحت مسیر نزدیک شدن به هدف از طریق دوربین‌های فیلم‌برداری یا سایر اطلاعات حسگرها را فراهم می‌کند [۱].

اتصال یا پهلو گرفتن: اتصال زمانی شروع می‌شود که سیستم هدایت، ناوبری و کنترل فضایی تعقیب‌کننده در محدوده مورد پذیرش فضایی هدف قرار گیرد. به‌دلیل ماهیت حساس و ضربه‌های ناشی از برخورد و همچنین خطرات احتمالی در هنگام اتصال، مسئله دارای محدودیت‌ها و قیود زیر خواهد بود. این قیود در بسیاری از مأموریت‌ها مشترک و متداول هستند [۱، ۵، ۶].

- رسیدن به سرعت و شتاب خطی مناسب، هم‌ترازی عرضی، هم‌ترازی زاویه‌ای و نرخ زاویه‌ای و عرضی مناسب جهت اتصال،
- دقت موقعیت و وضعیت مناسب، باقی ماندن نرخ‌های خطی و زاویه‌ای پایین هنگام اتصال،
- محدودیت خط دید (برای اطمینان، از حسگرها و یا نشانگرهای معتبر استفاده می‌شود) و
- محدودیت بر روی نیروهای تماسی و ضربه‌های ناشی از اتصال.

وضعیت و موقعیت هنگام اتصال باید از دقت کافی برخوردار بوده و نرخ‌های زاویه‌ای و خطی نیز برای مأموریت اتصال فضایی کم باشند. در مسئله ملاقات و اتصال با توجه به شرایط مسئله ممکن است، الزامات و قیود جدید علاوه بر محدودیت‌های موجود به مسئله اعمال شوند.

وظایف سیستم اتصال: هنگام اتصال به هدف، سیستم اتصال دارای وظایف مشخصی است که عدم برآورده شدن این وظایف مأموریت را با شکست روبه‌رو می‌کند. تعدادی از شاخص‌ترین وظایف سیستم اتصال عبارت‌اند از [۱]:

- وظیفه ۱، رسیدن به عضو اتصال و ایجاد شرایط بدون گریز،

روش پنجم: بررسی حرکت نسبی در چارچوب استوانه‌ای از روش‌های دیگر حل مسئله ملاقات و اتصال است. توصیف حرکت فضاپیما در این روش مبتنی بر چارچوب استوانه‌ای با مرکزیت زمین بوده و برای هر دو مدار دایره و بیضی با خروج از مرکزیت کم قابل استفاده است [۳].

بخش دیگر از مأموریت ملاقات و اتصال شامل تعیین وضعیت فضاپیماست که به صورت متداول، امکان تحلیل به دو روش اویلر و کواترنین را دارد. در تعیین وضعیت فضاپیما، مسئله به دو حالت هدف ثابت و یا هدف دارای چرخش تقسیم می‌شود. در حالت هدف ثابت، فضاپیما هدف تغییر وضعیت نداشته و یا تغییر وضعیت آن بسیار کم است و می‌توان از آن صرف نظر کرد. در حالت دوم، هدف یک فضاپیما یا یک شیء (مانند بقایای فضایی یا سیارک) کنترل نشده فرض شده است. در این مورد پارامترهای دینامیکی هدف و حتی در بعضی موارد شکل هندسی آن نیز نامشخص است و هدف را نمی‌توان از لحاظ وضعیت و موقعیت ثابت فرض کرد. با در نظر گرفتن این شرایط برای برآورده ساختن الزامات مسئله ملاقات و اتصال، باید موقعیت و وضعیت فضاپیما تعقیب‌کننده با هدف هماهنگ شود که در نتیجه یک کوپل در موقعیت و وضعیت نسبت به هدف ایجاد خواهد شد [۱۴،۳].

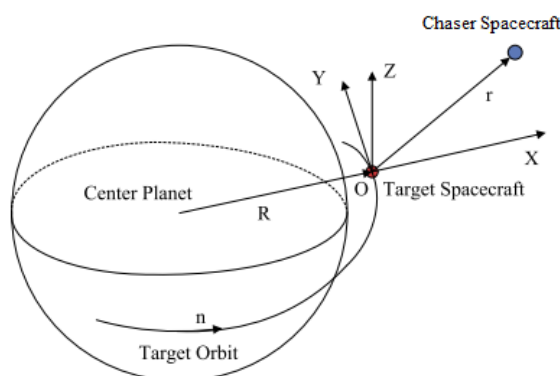
۳- بیان مسئله ملاقات و اتصال

مأموریت ملاقات و اتصال مداری دارای الزامات و بخش‌های مهم است. مأموریت دارای الزامات دیگر نیز خواهد بود که بسته به شرایط تعریف شده در مسئله، متغیر و به ملزومات مسئله اضافه خواهند شد. دو بخش کوپل موقعیت و وضعیت و رویکردهای پرکاربرد کنترلی از ملزومات متداول و دارای اهمیت یک مسئله ملاقات و اتصال مداری می‌باشند. از این رو، به تشریح این دو مورد پرداخته شده است.

۳-۱- مختصری بر کوپل موقعیت و وضعیت

کنترل موقعیت و وضعیت جزء جدانشدنی مأموریت‌های اتصال فضایی بوده و پیش از اتصال به هدف، موقعیت و وضعیت نسبی فضاپیما تعقیب‌کننده باید به دقت لازم رسیده باشند. زمانی که وضعیت فضاپیما هدف در طول زمان متغیر باشد فرآیند اتصال دارای چالش خواهد شد. به عنوان مثال، یکی از چالش‌های موجود در فرآیند اتصال، جابه‌جایی پنل اتصال بوده که نمونه‌ای از تغییرات پنل اتصال در شکل ۷ نشان داده شده است. در نتیجه هنگام حرکت هر سوی هدف، وضعیت هدف بر روی موقعیت تعقیب‌کننده اثرگذار خواهد بود. همچنین، تغییر در وضعیت

توسط کلوزی و ویلشایر توسعه یافته و فرم خطی از حرکت نسبی دو فضاپیما با فاصله نسبی کم، هنگام ملاقات و اتصال است. در این روش فضاپیما هدف در مدار دایروی و فضاپیما تعقیب‌کننده در مدار بیضوی یا دایروی قرار دارد. همچنین، فاصله نسبی میان دو فضاپیما کمتر از شعاع مداری هدف است. این روش نسبت به روش‌های دیگر (با فرض مدار دایروی) کاربرد بیشتری دارد [۶]. شکل ۶ نمونه‌ای از دستگاه مختصات این روش را نشان می‌دهد.



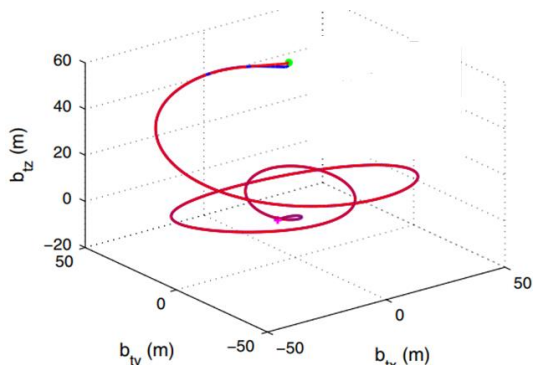
شکل (۶): نمونه‌ای از دستگاه مختصات برای مدار دایروی [۷].

روش سوم: در سال ۱۹۶۵، تی‌شانر و همپل مدارهای بیضوی را مورد مطالعه قرار داده و یک راه حل تحلیلی با توجه به خروج از مرکز و اغتشاشات واقعی به دست آوردند. روش مورد استفاده برای مدارهای بیضوی شامل معادلات شانر همپل است و فرمی غیرخطی دارد [۳ و ۱۰]. در چارچوب و دستگاه شانر همپل، هدف در مدار بیضوی قرار داشته و فاصله بین تعقیب‌کننده و هدف بسیار کمتر از شعاع مداری هدف است. در صورتی که معادلات این روش خطی شوند و پارامتر گریز از مرکز نیز صفر در نظر گرفته شود، معادلات به معادلات کلوزی ویلشایر هیل تبدیل خواهند شد.

روش چهارم: روش دیگر برای تحلیل یک مأموریت ملاقات و اتصال استفاده از روش حرکت نسبی در چارچوب خط دید است. پیش‌فرض‌های اولیه در این روش بدین صورت هستند که هر دو فضاپیما صلب بوده، حرکت نسبت به زمین با یک حرکت تخمینی دو جسم توصیف شده، فاصله میان دو فضاپیما بسیار کمتر از فاصله آن‌ها تا مرکز زمین بوده و هدف نیز در مدار دایروی فرض شده است. معادله حرکت نسبی در این روش، متناسب با فاصله نسبی بین دو فضاپیما، زاویه بین خط دید و تصویر آن در صفحه مدار هدف و زاویه تصویر و جهت پرواز هدف (زاویه دید) است [۳].

(علمی-ترویجی)
پویا شکراللهی و مسعود ابراهیمی

هدف است (به‌عنوان مقصد در این مسئله معرفی شده است). مسیر قرمز و آبی در شکل نیز مسیر نسبی طی شده به‌وسیله فضایی‌های تعقیب‌کننده جهت رسیدن به هدف است.



شکل (۸): نمونه‌ای از تأثیر تغییرات وضعیت بر روی مسیر حرکت فضایی‌ها [۱۶].

تعقیب‌کننده به‌نوبه خود بر روی موقعیت آن اثر خواهد گذاشت که نیاز به کنترل موقعیت و وضعیت به‌طور همزمان را روشن می‌کند [۲۷]. کوپل ایجاد شده میان موقعیت و وضعیت می‌تواند ناشی از عوامل متفاوتی مانند تغییر وضعیت هدف در هر لحظه از زمان (که باعث تغییر پل اتصال در هدف می‌شود)، عدم تطابق کامل محورهاى بدنى بر محورهاى اصلی اینرسی (وجود ممان‌های ضریبی) و همچنین رانش ایجاد شده توسط رانشگرها (مانند تأثیر رانشگرهای وضعیت بر موقعیت فضاییها) و غیره باشد. اثر عوامل ذکر شده می‌تواند بر دینامیک سامانه اثر گذار باشد. بنابراین، نیاز است تا دینامیک سیستم به‌صورت کوپل نوشته شود که در نتیجه آن دینامیک موقعیت متأثر از وضعیت و سرعت‌های زاویه‌ای ایجاد شده، خواهد بود. در نهایت می‌توان بیان کرد که کوپلینگ ایجاد شده ناشی از تأثیر حرکت دورانی پل اتصال در هدف که می‌تواند باعث تغییر وضعیت پل اتصال هدف در هر لحظه از زمان شود، عدم تطابق کامل محورهاى بدنى بر محورهاى اصلی اینرسی (وجود ممان‌های ضریبی) و همچنین رانش ایجاد شده توسط رانشگرها و غیره بوده که تأثیر آن‌ها در معادلات دینامیک موقعیت سیستم مشاهده خواهد شد.

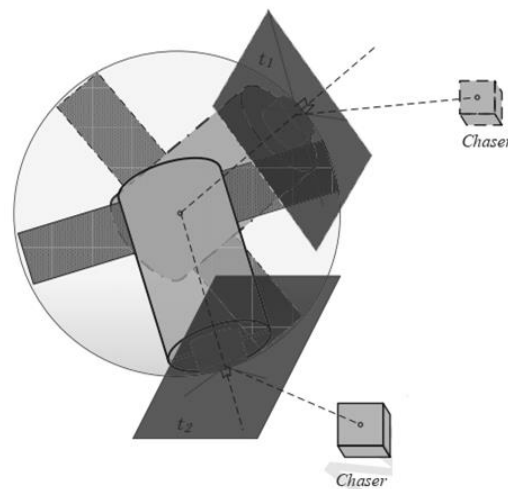
۳-۲- خصوصیات کنترل‌کننده‌های پرکاربرد در مأموریت ملاقات و اتصال فضایی

بخش حائز اهمیت دیگر در هر مأموریت ملاقات و اتصال، کنترل سامانه در جهت موفقیت مأموریت با توجه به قیود و محدودیت‌های موجود در مسئله است. کنترل‌کننده‌های متفاوتی برای مأموریت ملاقات و اتصال توسعه داده شده‌اند که هر رویکرد کنترلی دارای مزایا و معایب مختص به خود است.

۱. رویکرد کنترلی بهینه از معادلات ریکاتی درجه دوم خطی استفاده می‌کند و مزایایی مانند عملکرد قابل قبول، قابلیت اطمینان و کمینه کردن فرمان‌های کنترلی را دارا است [۶]. با وجود مزایا، این روش تنها برای سیستم‌های خطی پاسخگو بوده و در صورتی که سیستم غیرخطی باشد و یا سرعت سیستم بسیار زیاد باشد، این روش کارایی و عملکرد قابل قبول نخواهد داشت.

۲. رویکرد کنترلی بهینه ریکاتی وابسته به حالت، علاوه بر دارا بودن مزایا رویکرد رگولاتور درجه دوم خطی (LQR)، توانایی استفاده در سیستم‌های غیرخطی را نیز دارا است و در منابع، یک روش مناسب برای کنترل سامانه‌ها بوده است [۲۸]. این رویکرد کنترلی با وجود داشتن مزایای زیاد، یک عیب اساسی دارد و آن نیاز به زمان اجرای بالا است که عملاً پیاده‌سازی آن را با مشکل مواجه خواهد نمود.

۳. در بسیاری از مسائل عدم قطعیت‌ها، پارامترهای ناشناخته و اغتشاشات خارجی و داخلی وجود دارند که مشکلات مشخصی را در فرآیند کنترل ایجاد می‌کنند. در نتیجه به‌عنوان یک راه حل، رویکرد کنترلی مقاوم یک رویکرد



شکل (۷): شمایی از تغییر پل اتصال [۲۷].

برای اعمال کوپل موقعیت و وضعیت، معادلات موقعیت (مانند مجموعه معادلات کلوژی ویلشایر هیل) بر مبنای وضعیت سامانه بازنویسی شوند. با استخراج نهایی معادلات و حل آن‌ها مشاهده خواهد شد، تغییر وضعیت بر روی موقعیت اثر گذار است. در نتیجه امکان کنترل همزمان وضعیت و موقعیت فراهم می‌شود. شکل ۸ نمونه‌ای از تأثیر وضعیت بر روی موقعیت را به فرم یک مسیر سه‌بعدی نشان می‌دهد [۱۶]. در شکل ۸ مؤلفه‌های b_{tx} ، b_{ty} ، b_{tz} نشان‌دهنده دستگاه مختصات قرار گرفته بر روی هدف است که مختصات صفر آن نشان‌دهنده

مشکل اساسی و مهم دارد و آن وجود پدیده چترینگ در سیگنال کنترل است [۳۹، ۳۲]. در کنترل‌کننده‌های بیان شده می‌توان از روش‌های بهینه‌سازی و هوش مصنوعی نیز بهره برد تا یک کنترل بهینه‌تر و با کارایی بیشتر طراحی شود. به‌عنوان نمونه کاربرد هوش مصنوعی در کنترل ماموریت‌های ملاقات و اتصال توسط دو مرجع [۴۱، ۴۲] مورد مطالعه واقع شده و شامل استفاده از شبکه‌های عصبی در کنترل ماموریت‌های ملاقات و اتصال است.

۴- معرفی ناوبری و سامانه‌های آزمایشگاهی

ناوبری در مأموریت‌های فضایی دارای نقش مهمی است و مسئله جهت ملاقات و اتصالی ایمن و برآورده شدن الزامات نیاز به ناوبری مناسب دارد. از این‌رو در بخش اول، تعدادی از رویکردهای ناوبری و سنسورهای پرکاربرد به‌صورت مختصر مورد اشاره قرار گرفته‌اند. در بخش دیگر، نمونه‌هایی از سامانه‌های آزمایشگاهی که توسط آن‌ها امکان شبیه‌سازی مأموریت فراهم شده، ارائه و برخی از ملزومات موجود در این سامانه‌ها بیان شده‌اند.

۴-۱- توصیف مختصری بر ناوبری

ناوبری یکی از الزامات اساسی برای مأموریت‌های ملاقات و اتصال بوده که اهمیت آن در مرحله نهایی افزایش می‌یابد. ناوبری، حس‌گرها و تجهیزات متعددی دارد که می‌توان آن را به دو بخش حس‌گرهای ناوبری وضعیت و سنسورهای ناوبری موقعیت تقسیم کرد. سنسورهای ناوبری انواع مختلفی دارند. به‌عنوان نمونه می‌توان به سیستم ماهواره‌ای ناوبری جهانی؛ واحد اندازه‌گیری اینرسی، ناوبری بصری و غیره اشاره نمود. برخی از این حس‌گرها مانند ناوبری بصری توانایی تخمین موقعیت و وضعیت را دارند، ولی برخی دیگر تنها برای تخمین موقعیت یا وضعیت بکار گرفته می‌شوند.

سنسورهای بصری در طول زمان (خصوصاً در فاز نهایی ملاقات و اتصال فضایی) به یک راه حل مناسب برای ناوبری نسبی پایدار در مأموریت‌های اتصال فضایی خودکار در مدار زمین و فراتر از آن تبدیل شده و توانایی خود را به اثبات رسانده‌اند. با توجه به قابلیت این رویکرد، سنسورهای بصری در مأموریت‌های آینده نیز نقش اساسی خواهند داشت. ناوبری بصری یک کلاس از سنسورهای ناوبری نسبی بوده که در درجه اول به الگویی با قابلیت‌های تشخیص تصویر برای تخمین حرکت نسبی فضاپیما دارای شش درجه آزادی، متکی است. این رویکرد مزیت‌هایی مانند هزینه کم، مصرف انرژی پایین و ابعاد کوچک دارد و می‌تواند تخمین‌های نسبی مناسبی از موقعیت و وضعیت

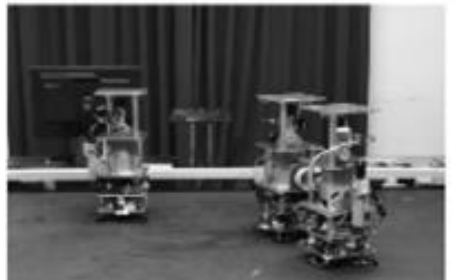
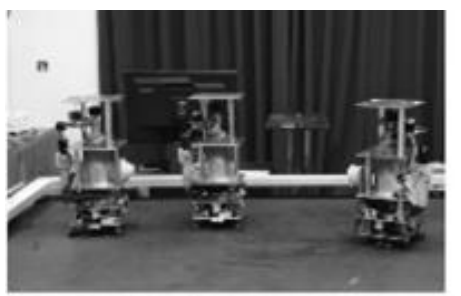
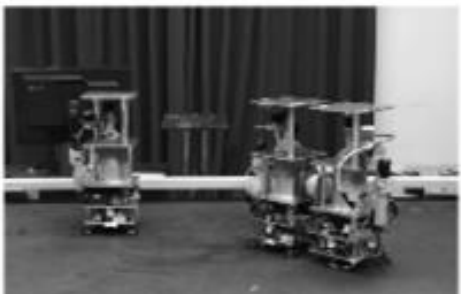
مناسب برای این نوع از مسائل است. این رویکرد در برابر اغتشاشات و عدم قطعیت‌ها مقاوم است [۱۳]. ولی یک مسئله مهم در این رویکرد عدم بهینه بودن پاسخ بوده که البته این رویکرد قابلیت بهینه شدن را نیز دارا است.

۴. کنترل تطبیقی رویکرد دیگر مورد استفاده در منابع موجود بوده و به‌نوعی یکی از زیرشاخه‌های کنترل مقاوم است. این سیستم می‌تواند هر رؤیت‌گری را تنظیم نموده و پارامترهای مختلف سیستم را که از نظر زمان متغیر هستند، در نظر بگیرد. این روش گاهی با مشکلاتی از جمله عدم همگرایی پارامترهای سیستم روبه‌رو می‌شود [۳۹].

۵. یکی از روش‌های کاربردی برای مأموریت‌های ملاقات و اتصال، استفاده از رویکرد کنترلی پیش‌بین (MPC) است. این رویکرد یک کنترل‌کننده پیشرفته برای کنترل فرآیندهای صنعتی است که در آن می‌توان قیود فیزیکی حاکم بر سیستم را هنگام طراحی در نظر گرفت. این رویکرد کنترلی در واقع همان کنترل بهینه است اما به‌عنوان یک مزیت برجسته، بهینه‌سازی در زمان حقیقی و آنلاین انجام می‌شود [۴۰]. علاوه بر مزیت‌های بیان شده، سایر نقاط قوت کنترل پیش‌بین عبارت‌اند از: ۱- ذخیره‌سازی انرژی و هزینه که با در نظر گرفتن انرژی سیگنال کنترلی در تابع هزینه، می‌توان مصرف انرژی سیستم را کاهش داد که به‌نوبه خود باعث کاهش هزینه‌های سیستم خواهد شد، ۲- جبران مؤثر اغتشاشات وارد بر سیستم، ۳- کنترل سیستم‌های چند متغیره، ۴- پیاده‌سازی آسان در سامانه‌های دیجیتال و ۵- کاربرد در صنعت. بزرگترین عیب کنترل پیش‌بین نیاز به مدل دقیق فرآیند است، زیرا در این کنترل‌کننده در قدم اول باید رفتار آینده سیستم پیش‌بینی شود. بنابراین، اگر مدل ریاضی سیستم دقیق نباشد پیش‌بینی خروجی‌های سیستم نیز معتبر نخواهد بود و در نتیجه منجر به خطا خواهد شد. مسئله دیگر در کنترل پیش‌بین، حل مسئله بهینه‌سازی برای سیستم‌های غیرخطی می‌باشد که باعث ایجاد پیچیدگی در مسئله شده است.

۶. کنترل مد لغزشی یکی از موارد بسیار پرکاربرد در منابع جهت مأموریت ملاقات و اتصال بوده و در بسیاری از موارد با کنترل‌کننده‌های دیگر به‌صورت ترکیبی استفاده شده است. این رویکرد شامل دو بخش اصلی طراحی سطح لغزش و انتخاب قانون کنترل است. کنترل مد لغزشی دو مزیت اصلی دارد که عبارتند از: انتخاب تابع لغزش مناسب جهت دستیابی به رفتار دینامیکی مطلوب و عدم حساسیت پاسخ حلقه بسته سیستم نسبت به نامعینی‌ها. این کنترل‌کننده یک

(علمی-ترویجی)
پویا شکراللهی و مسعود ابراهیمی



شکل (۹): نمونه‌ای از بستر آزمایشگاهی به صورت دوبعدی [۴۴].

فضایما ارائه دهد. نحوه عملکرد یک ناوبری بصری بدین گونه است که تصاویر دریافتی (تصاویر می‌توانند شامل مثلث، لوزی، مربع و غیره باشند) از دوربین را تحلیل نموده و تخمینی از موقعیت و وضعیت فضایما نسبت به هدف به دست آورده می‌شود [۴۳،۵].

سیستم‌های ناوبری ماهواره‌ای، سیگنال‌های ناوبری و موقعیت‌یابی ارسال شده توسط ماهواره‌های ناوبری را دریافت کرده و با استفاده از آن‌ها موقعیت و سرعت فضایما و یا وسیله نقلیه را در زمان واقعی اندازه‌گیری می‌کنند. چهار سامانه شناخته شده در جهان برای ناوبری ماهواره‌ای شامل GPS (ایالات متحده آمریکا)، GLONASS (روسیه)، سیستم ناوبری ماهواره‌ای Galileo (آژانس فضایی اروپا) و سیستم ناوبری ماهواره‌ای Beidou (چین) است. در کنار مزایای قابل توجه یک مسئله مهم وجود دارد. این سامانه‌ها برای فضایماهایی در مدار بالاتر از مدار سیستم‌های ناوبری ماهواره‌ای و یا سفر به فضای عمیق و میان‌سیاره‌ای مناسب نیستند [۳،۱].

ژیروسکوپ بخش مهمی از واحد ناوبری اینرسی بوده که دارای کاربرد بسیاری در تعیین وضعیت وسایل نقلیه فضایی و فضایماها است. براساس سیستم‌های مختلف اندازه‌گیری می‌توان ژیروسکوپ‌ها را به انواع مکانیکی، نوری، الکترواستاتیکی و انعطاف‌پذیر و مغناطیسی و غیره طبقه‌بندی کرد. ژیروسکوپ‌ها اصول اندازه‌گیری متفاوتی دارند، اما از همه آن‌ها می‌توان جهت اندازه‌گیری سرعت زاویه‌ای یک فضایما نسبت به فضای اینرسی استفاده کرد [۳].

نوع دیگری از واحد اندازه‌گیری اینرسی، شتاب‌سنج است. شتاب‌سنج‌ها براساس اندازه‌گیری نیروهای غیر گرانشی بر واحد جرم (نیروی خاص نیز نامیده می‌شود)، کار می‌کنند. شتاب‌سنج بر پایه اندازه‌گیری نیروی اینرسی تولیدی، نیرو ویژه را به دست می‌آورد. در اصل، شتاب‌سنج یک دینامتر است که توانایی اندازه‌گیری نیرو ویژه را علاوه بر شتاب گرانشی دارد [۳].

۴-۲- آزمایشگاهی

تجهیزات آزمایشگاهی متفاوتی در دنیا وجود دارند که امکان شبیه‌سازی مأموریت ملاقات و اتصال را فراهم می‌کنند. این آزمایشگاه‌ها و تجهیزات عموماً به دو روش عمل می‌کنند. روش اول شامل یک میز بدون اصطکاک است. این روش قابلیت شبیه‌سازی دوبعدی مأموریت ملاقات و اتصال را داشته که نمونه‌ای از آن در شکل ۹ نشان داده شده است [۴۴]. روش دوم شامل یک بازوی رباتیک همانند شکل ۱۰ بوده که شبیه‌سازی را به صورت سه‌بعدی انجام داده است [۴۵].

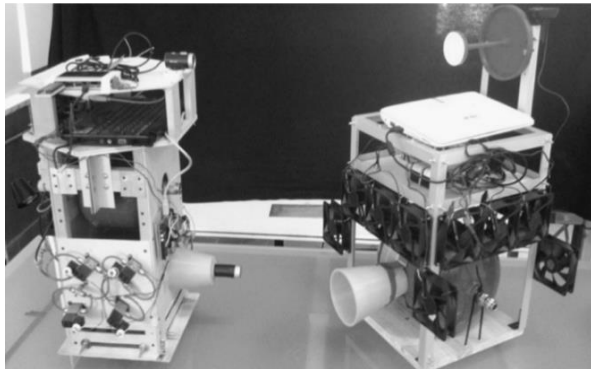
(علمی-ترویجی)

مروری بر اهمیت، چالش‌ها و روش‌های ملاقات و اتصال مداری

مرکزی سامانه تنها وظیفه انتقال اطلاعات را داشته است و محاسبات توسط آن صورت نمی‌گیرد [۴۴ و ۴۶].
ایجاد بسترهای آزمایشگاهی نیازمند زیرساخت‌های مشخصی است که از این میان زیرساخت‌های دارای اولویت شامل میزهای بدون اصطکاک، پردازنده‌های مناسب، عملگرها وضعیت و موقعیت، سامانه‌های تعیین وضعیت و موقعیت و غیره است. پردازنده‌های مورد نیاز جهت انجام محاسبات می‌توانند داخل خود سامانه یا به صورت خارجی باشند. عملگرهای بکار رفته در میزهای فاقد اصطکاک معمولاً فن یا رانشگرهایی متناسب با سامانه است. سامانه‌های تعیین وضعیت و موقعیت نیز معمولاً شامل تجهیزاتی مانند دوربین، ژيروسکوپ و غیره می‌باشند.



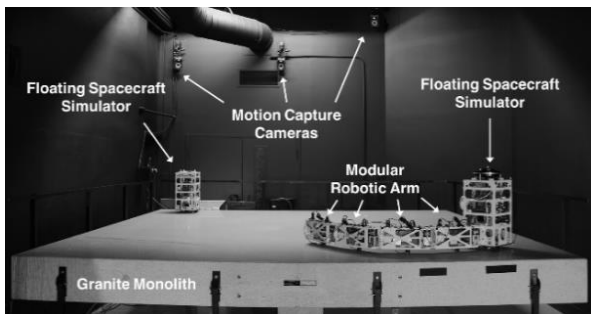
شکل (۱۰): نمونه‌ای از بستر آزمایشگاهی به صورت سه‌بعدی [۴۵].



شکل (۱۰): نمونه‌ای از بستر آزمایشگاهی قرار گرفته بر روی میز فاقد اصطکاک و استفاده از فن و رانشگر به‌عنوان عملگر [۴۶].

یک سیستم آزمایشگاهی دوبعدی معمولاً شامل یک میز بدون اصطکاک است که ساختار ایجاد شده برای مدل‌سازی فضایی‌های تعقیب‌کننده و هدف مانند شکل ۱۱ بر روی آن قرار می‌گیرد. پلتفرم ایجاد شده برای هدف در بستر آزمایشگاهی یا ثابت فرض می‌شود و یا تغییراتی در وضعیت و موقعیت آن وجود دارد (می‌توان فرض کرد هدف کنترل نمی‌شود). پلتفرم هدف برای حرکت می‌تواند از عملگرهای ساده‌ای مانند فن استفاده کند. در پلتفرم فضایی‌های تعقیب‌کننده نیز با توجه به عدم برآورده ساختن الزامات توسط فن، می‌توان از رانشگرهای روشن و خاموش استفاده کرد. اجزای اصلی تعقیب‌کننده در بسیاری از آزمایشگاه‌ها شامل مخزن هوای تحت فشار، دریچه‌های الکترو سوپاپ جهت تغذیه نازل، واحد اندازه‌گیری اینرسی، دوربین و مکانیزم اتصال است و قفل الکترومغناطیس موجود در چنین سامانه‌هایی برای اتصال نهایی به هدف استفاده می‌شود [۴۶].

وظیفه دوربین در بسترهای آزمایشگاهی، تعیین وضعیت و موقعیت نسبت به هدف است. ولی در برخی از موارد امکان تعیین شرایط اولیه، موقعیت و تعیین مسیر حرکت توسط دوربین‌های خارجی در محیط آزمایشگاه، مانند شکل ۱۲ وجود دارد [۴۶ و ۴۷].
شتاب‌سنج‌های قرار گرفته در بسترهای آزمایشگاهی نیز به‌منظور تعیین شتاب هنگام مانور اتصال مورد استفاده قرار گرفته‌اند. سیستم علاوه بر موارد نامبرده دارای یک پردازنده مرکزی برای پردازش داده‌ها و محاسبات مورد نیاز است. در مواردی پردازنده



شکل (۱۱): نمونه بستر آزمایشگاهی به‌همراه دوربین جهت ثبت حرکت و شرایط اولیه [۴۷].

۵- نتیجه‌گیری

کلیات بخش‌های مأموریت ملاقات و اتصال فضایی، بخش‌های مشترک از یک مأموریت ملاقات و اتصال و همچنین اهمیت آن‌ها در این مقاله بررسی شد. فازهای مشترک یک مأموریت ملاقات و اتصال فضایی معرفی و قیود و الزامات کلی فاز نهایی نیز بیان شدند. رویکردهای پرکاربرد برای دست‌یابی به حل مأموریت، تعیین موقعیت و هدایت سامانه که شامل حل در

(علمی-ترویجی)
پویا شکراللهی و مسعود ابراهیمی

اندازه‌گیری همه الزامات نمی‌باشد. در نهایت با روشن شدن اهمیت و کاربردهای فراوان مسئله ملاقات و اتصال، می‌توان گفت که امکانات آزمایشگاهی و شبیه‌سازی در بسترهای زمینی به‌عنوان یک المان مهم در موفقیت مأموریت‌های پیش‌رو در حال توسعه می‌باشند. با بررسی‌های انجام شده می‌توان مشاهده کرد که مطالعه و پژوهش بر روی این مسئله حائز اهمیت بوده و با افزایش مأموریت‌های فضایی، اهمیت آن نیز افزایش خواهد یافت.

مدارهای دایروی و بیضوی است، بررسی شده و کنترل‌کننده‌های کاربردی در یک مأموریت ملاقات و اتصال نیز معرفی شدند. کوپل موقعیت و وضعیت یک چالش و عامل مهم در مأموریت بوده و نشان داده شد که تغییرات وضعیت بر روی موقعیت مؤثر است. در نتیجه نیاز به حل مسئله به‌صورت کوپل موقعیت و وضعیت مشخص شد. با مشخص شدن اهمیت مسئله، ناوبری به‌عنوان یک جزء از مأموریت بررسی و تعدادی از رویکردها و سنسورهای ناوبری نیز به‌عنوان مثال معرفی شدند که از مقایسه آن‌ها می‌توان نتیجه گرفت، هر سنسور و رویکردی قادر به

۶- مراجع

- [1] W. Fehse, *Automated rendezvous and docking of spacecraft* vol. 16: Cambridge university press, 2003.
- [2] E. Seedhouse, *SpaceX's Dragon: America's Next Generation Spacecraft*: Springer, 2015.
- [3] Y. Xie, C. Chen, T. Liu, and M. Wang, *Guidance, Navigation, and Control for Spacecraft Rendezvous and Docking: Theory and Methods*: Springer Nature, 2021.
- [4] A. Petit, E. Marchand, and K. Kanani, "Vision-based space autonomous rendezvous: A case study," in *2011 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems*, 2011, pp. 619-624.
- [5] J. C. Morris, "Automated spacecraft docking using a vision-based relative navigation sensor," Texas A & M University, 2010.
- [6] C. M. Jewison, "Guidance and control for multi-stage rendezvous and docking operations in the presence of uncertainty," Massachusetts Institute of Technology, 2017.
- [7] Q. Wang, B. Zhou, and G.-R. Duan, "Robust gain scheduled control of spacecraft rendezvous system subject to input saturation," *Aerospace Science and Technology*, vol. 42, pp. ۲۰۱۵-۲۰۲۲, ۲۰۱۵.
- [8] H. Taei and P. Shokrolahi, "Applying multi-objective optimization approaches to design an optimal controller for orbital docking by consideration of actuators dynamics and comparing results," *Journal of Space Science and Technology*, vol. 13, pp. 85-96, 2020.
- [9] M. Navabi and M. Reza Akhloumadi, "Nonlinear optimal control of orbital rendezvous problem for circular and elliptical target orbit," *Modares Mechanical Engineering*, vol. 15, pp. 132-142, 2016.
- [10] J. TSCHAUNER, "Elliptic orbit rendezvous," *AIAA journal*, vol. 5, pp. 1110-1113, 1967.
- [11] A. Imani and B. Beigzadeh, "Robust control of spacecraft rendezvous on elliptical orbits: Optimal sliding mode and backstepping sliding mode approaches," *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, vol. 230, pp. 1975-1989, 2016.
- [12] E. Capello, E. Punta, F. Dabbene, G. Guglieri, and R. Tempo, "Sliding-mode control strategies for rendezvous and docking maneuvers," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 40, pp. 1481-1487, 2017.
- [13] K. Xia and W. Huo, "Disturbance observer based fault-tolerant control for cooperative spacecraft rendezvous and docking with input saturation," *Nonlinear Dynamics*, vol. 88, pp. 2735-2745, 2017.
- [14] S. Segal and P. Gurfil, "Effect of kinematic rotation-translation coupling on relative spacecraft translational dynamics," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 32, pp. 1045-1050, 2009.
- [15] W. Lu, Y. Geng, X. Chen, and F. Zhang, "Relative position and attitude coupled control for autonomous docking with a tumbling target," *International Journal of Control and Automation*, vol. 4, pp. 1-22, 2011.
- [16] D. Lee, H. Bang, E. A. Butcher, and A. K. Sanyal, "Kinematically coupled relative spacecraft motion control using the state-dependent Riccati equation method," *Journal of Aerospace Engineering*, vol. 28, p. 04014099, 2015.
- [17] W. Gao, X. Zhu, M. Zhou, and Q. Jiang, "ADRC law of spacecraft rendezvous and docking in final approach phase," *Cybernetics and Systems*, vol. 47, pp. 236-248, 2016.
- [18] M. E. Polites, "Technology of automated rendezvous and capture in space," *Journal of spacecraft and Rockets*, vol. 36, pp. 280-291, 1999.
- [19] J. Bowen, M. Villa, and A. Williams, "Cubesat based rendezvous, proximity operations, and docking in the CPOD mission," 2015.
- [20] C. Pirat, F. Ankersen, R. Walker, and V. Gass, "Vision based navigation for autonomous cooperative docking of CubeSats," *Acta Astronautica*, vol. 146, pp. 418-434, 2018.
- [21] D. Fourie, B. Tweddle, S. Ulrich, and A. Saenz Otero, "Vision-based relative navigation and control for autonomous spacecraft inspection of an unknown object," in *AIAA guidance, navigation, and control (GNC) conference*, 2013, p. 4759.
- [22] N. K. Philip and M. Ananthasayanam, "Relative position and attitude estimation and control schemes for the final phase of an autonomous docking mission of spacecraft," *Acta Astronautica*, vol. 52, pp. 511-522, 2003.
- [23] P. Huang, L. Chen, B. Zhang, Z. Meng, and Z. Liu, "Autonomous rendezvous and docking with nonfull field of view for tethered space robot," *International Journal of Aerospace Engineering*, vol. 2017, 2017.
- [24] M. Navabi and M. R. Akhloumadi, "Nonlinear optimal control of space docking and rendezvous problem," *Journal of Space Science and Technology*, vol. 8, 2015.
- [25] J. Liang and O. Ma, "Angular velocity tracking for satellite rendezvous and docking," *Acta Astronautica*, vol. 69, pp. 1019-1028, 2011.
- [26] S. He, W. Wang, D. Lin, and H. Lei, "Robust output feedback control design for autonomous spacecraft rendezvous with actuator faults," *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part I: Journal of Systems and Control Engineering*, vol. 230, pp. 578-587, 2016.

- [27] Q. Li, J. Yuan, B. Zhang, and C. Gao, "Model predictive control for autonomous rendezvous and docking with a tumbling target," *Aerospace Science and Technology*, vol. 69, pp. 700-711, 2017.
- [28] D.-R. Lee and H. Pernicka, "Optimal control for proximity operations and docking," *International Journal of Aeronautical and Space Sciences*, vol. 11, pp. 206-220, 2010.
- [29] J. Nandagopal and R. Lethakumari, "Optimal control of Spacecraft Docking System using integral LOR controller," in *2015 International Conference on Technological Advancements in Power and Energy (TAP Energy)*, 2015, pp. 18-22.
- [30] Y. Han, J. D. Biggs, and N. Cui, "Adaptive fault-tolerant control of spacecraft attitude dynamics with actuator failures," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 38, pp. 2033-2042, 2015.
- [31] L. Sun and Z. Zheng, "Adaptive sliding mode control of cooperative spacecraft rendezvous with coupled uncertain dynamics," *Journal of Spacecraft and Rockets*, vol. 54, pp. 652-661, 2017.
- [32] D. Ye, W. Lu, and Z. Mu, "Compound control for autonomous docking to a three-axis tumbling target," *Transactions of the Institute of Measurement and Control*, vol. 41, pp. 911-924, 2019.
- [33] Q. Hu, X. Shao, and W.-H. Chen, "Robust fault-tolerant tracking control for spacecraft proximity operations using time-varying sliding mode," *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, vol. 54, pp. 2-17, 2017.
- [34] Y. Wang and H. Ji, "Integrated relative position and attitude control for spacecraft rendezvous with ISS and finite-time convergence," *Aerospace Science and Technology*, vol. 85, pp. 234-245, 2019.
- [35] Y. Liu, H. Zhang, S. Zhang, H. Li, C. Li, J. Ren, et al., "Minimum-learning-parameter-based fault-tolerant control for spacecraft rendezvous with unknown inertial parameters," *IEEE Access*, vol. 8, pp. 151487-151499, 2020.
- [36] M. AlandiHallaj and N. Assadian, "Soft landing on an irregular shape asteroid using multiple-horizon multiple-model predictive control," *Acta Astronautica*, vol. 140, pp. 225-234, 2017.
- [37] O. Iskender, K. V. Ling, and V. Dubanchet, "Constraints tightening approach towards model predictive control based rendezvous and docking with uncooperative targets," in *2018 European Control Conference (ECC)*, 2018, pp. 380-385.
- [38] R. Vazquez, F. Gavilan, and E. F. Camacho, "Model predictive control for spacecraft rendezvous in elliptical orbits with on/off thrusters," *IFAC-PapersOnLine*, vol. 48, pp. 251-256, 2015.
- [39] Y. Shtessel, C. Edwards, L. Fridman, and A. Levant, "Sliding mode control and observation", Springer, Birkhäuser New York, NY, USA, 2014.
- [40] L. Wang, "Model predictive control system design and implementation using MATLAB", Springer Science & Business Media, London, UK, 2009.
- [41] W. Zhou, H. Wang, G. Tang, and S. Guo, "Inverse simulation system for manual-controlled rendezvous and docking based on artificial neural network", *Advances in Space Research*, vol. 58, no. 6, pp. 938-949, 2016.
- [42] J. Leitner, C. Ampatzis, and D. Izzo, "Evolving ANNs for spacecraft rendezvous and docking", InProceedings of the 10th International Symposium on Artificial Intelligence- Robotics and Automation in Space- i-SAIRAS- European Space Agency (ESA), Sapporo, Japan, pp. 386-393, 2010.
- [43] J. Ho and N.H. McClamroch, "A spacecraft docking problem: position and orientation estimation using a computer vision approach", *American Control Conference*, Boston, USA, 1991
- [44] 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, p. 105967, 2020
- [45] S. Shi, L. Yang, J. Lin, Y. Ren, S. Guo, and J. Zhu, "Omnidirectional angle constraint based dynamic six-degree-of-freedom measurement for spacecraft rendezvous and docking simulation", *Measurement Science and Technology*, vol. 29, no. 4, p. 045005, 2018.
- [46] 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.
- [47] R.I. Zappulla, H. Park, J. Virgili-Llop, and M. Romano, "Experiments on autonomous spacecraft rendezvous and docking using an adaptive artificial potential field approach", in *Proceedings of the 26th AAS/AIAA Space Flight Mechanics Meeting*, Napa, CA, USA, 14-18 February 2016.