

Research Paper

Control Allocation for Redundant Thruster of a Spacecraft via Direction-Preserving Approach in Simplex Algorithm

M. Shafae Roshan¹, M. Ghobadi^{2*}, and M. Jafari Nodoshan³

1, 2. Department of New Science and Technology, University of Tehran, Tehran, Iran

3. Department of Aerospace Engineering, K.N.Toosi University of Technology, Tehran, Iran

* mahdi_ghobadi@ut.ac.ir

Using linear programming method in control allocation for attitude control subsystem of spacecraft with redundant thrusters is studied in this paper. The simplex algorithm is utilized as a solver and the Direction Preserving and Bodson's Reduced size Direction preserving approaches are used as optimal approaches to deal with non-admissible solutions. Also, the correct performance of these approaches against the phenomenon of extruder faults is evaluated. The results show that the Direction Preserving approach has less computational time and less fuel consuming. However, the Bodson's Reduced size Direction preserving approach has more computational time and more fuel consumption but less tri-axis tracking error. It should be noted that the PD controller has been used as a spacecraft control rule, and simulations have been made for the number and configuration of the specific thrusters.

Keywords: Thruster, Redundancy, Control allocation, Linear programming, Simplex Algorithm, Direction-Preserving Approach, Bodson's Approach

1. Associate Professor

2. PhD Assistant (Corresponding Author)

3. Assistant Professor

مقاله علمی - پژوهشی

تخصیص کنترلی تراسترهای افزونه فضاپیما با رویکرد حفظ راستا در الگوریتم سیمپلکس

مازیار شفایی‌روشن^۱، مهدی قبادی^{۲*} و مهدی جعفری‌ندوشن^۳

۱ و ۲- دانشکده مهندسی علوم و فنون، دانشگاه تهران، تهران، ایران

۳- دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی، تهران، ایران

* mahdi_ghobadi@ut.ac.ir

در این مقاله استفاده از روش برنامه‌ریزی خطی در تخصیص‌گر کنترلی جهت استفاده در زیرسیستم کنترل وضعیت فضاپیما با تراسترهای افزونه مورد مطالعه قرار گرفته است. از الگوریتم سیمپلکس به‌عنوان حل‌کننده برترو از دو رویکرد حفظ راستا و حفظ راستای اصلاحی بودسون به‌عنوان رویکردهای برگزیده در مواجهه با جواب‌های غیرقابل دستیابی استفاده شده است. همچنین کارکرد مناسب این رویکردها با پدیده خرابی تراسترها نیز مورد ارزیابی قرار گرفته است. نتایج بیانگر آن هستند که رویکرد حفظ راستا دارای زمان پردازش و مصرف سوخت کمتر است؛ اما روش حفظ راستای اصلاحی بودسون زمان پردازش و مصرف سوخت بیشتر داشته و البته دارای خطای ردگیری سه محوره کمتری است. شایان ذکر است کنترلر PD به‌عنوان قانون کنترلی فضاپیما استفاده شده و شبیه‌سازی برای تعداد و چیدمان تراستر مشخص صورت پذیرفته است.

واژه‌های کلیدی: تراستر، افزونگی، تخصیص کنترلی، برنامه‌ریزی خطی، الگوریتم سیمپلکس، رویکرد حفظ راستا، رویکرد بودسون

در واقع سطح پایین گشتاور تولیدی سایر عملگرهای کنترلی موجب شده تا بسیاری از مأموریت‌های کنترل وضعیت بدون استفاده از تراسترها امکان‌پذیر نباشد. هرچند دقت کنترلی تراسترها استفاده از آن‌ها را با محدودیت مواجه می‌سازد، اما امروزه با پیشرفت فناوری و کاهش پاسخ زمانی تراسترها، دقت کنترلی آن‌ها افزایش یافته که باعث شده استفاده از تراسترها در زیرسیستم کنترل وضعیت فضاپیماها جذابیت بیشتری داشته باشد؛ اما چالش اصلی در استفاده از تراسترها، جرم بالا و قابلیت اطمینان پایین نسبت به سایر عملگرهای کنترلی است. جرم بالای تراسترها ناشی از منابع تأمین انرژی و همچنین المان‌های بعضاً پرشمار مدار پنونماتیکی آن‌ها است که اخیراً سعی شده با استفاده از منابع انرژی الکتریکی و همچنین استفاده از فناوری‌های نوین جهت افزایش ضربه ویژه تا حدی این مشکل مرتفع گردد. از طرفی در زیرسیستم تعیین و کنترل وضعیت که خود بیشترین مقدار خرابی را در میان سایر زیرسیستم‌ها دارد، تراسترها

علائم و اختصارات

B	تأثیر عملگرهای کنترلی
T	زمان نمونه‌برداری
\vec{M}	گشتاورهای خارجی وارد بر فضاپیما در راستای محورهای بدنی
$[\mathbf{I}]$	ماتریس ممان اینرسی فضاپیما
$\vec{\omega}$	سرعت‌های زاویه‌ای بدنی
T	تراست
d	فاصله محور تراست با مرکز جرم فضاپیما

مقدمه

سرعت پاسخ و سطح بالای گشتاور تولیدی تراسترها باعث شده تا در زیرسیستم کنترل وضعیت بسیاری از فضاپیماها به کار گرفته شوند.

۱. دانشیار

۲. دانشجوی دکتری (نویسنده مخاطب)

۳. استادیار

امنیت و قابلیت اطمینان وسیله را شامل می‌شود. البته دلایل دیگری برای استفاده از یک مازول تخصیص کنترلی مجزا حتی برای سیستم‌های خطی وجود دارد. یکی از مزایای این کار این است که قیود عملگر می‌تواند لحاظ شود. اگر یک عملگر به اشباع رسید و نتواند عمل کنترلی نامی خود را تولید کند، عملگر دیگری ممکن است برای جبران اختلاف، مورد استفاده قرار گیرد. از این رو، توانایی‌های مجموعه کنترلی عملگر قبل از آنکه عملکرد حلقه بسته سیستم نزول یابد، به‌طور کامل مورد استفاده قرار می‌گیرد. نحوه تنزل عملکرد سیستم نیز می‌تواند تحت تأثیر قرار گرفته باشد. مزیت دیگر این است که در صورتی که کارایی عملگرها در طول زمان تغییر یابد یا در صورت حادث شدن خرابی عملگر، بدون نیاز به بازطراحی قانون کنترلی، باز چیدمان می‌تواند انجام شود. مزیت سوم و مهم این است که مصرف هر عملگر می‌تواند به‌صورت مستقل مدنظر قرار گرفته و برای کاربری‌های مدنظر بهینه شود.

وظیفه اصلی تخصیص کنترلی تراسترها، انتخاب تراسترهای مشخص و محاسبه بازه‌های روشن بودن آن‌ها جهت تحقق فرامین نیرو و گشتاور استخراج شده از سیستم کنترلی یک فضاپیماست. تخصیص، تأثیری مستقیم روی قسمت کنترلی و مصرف سوخت مأموریت‌های فضایی پیچیده دارد. ویکتور [۲-۶] با مطرح کردن واژه «حداقل توانایی کنترلی» نقش تخصیص کنترلی را نیز در عملکرد چیدمان تراسترهای افزونه مطرح نموده است. دورهام و همکارانش [۷-۱۲] تمرکز خود را بر روش‌های بهینه در تخصیص کنترلی گذاشته تا عملکرد چیدمان‌های منتخب، حداکثر بهبود را در عملکرد سیستم ایجاد نماید. کارهای دیگری نیز در سال‌های بعد با تمرکز بیشتر بر روی روش‌های جبری جهت به‌کارگیری در مبحث خرابی نیز انجام شده [۱۳-۱۷] تا جایگاه افزونگی را در مبحث سیستم‌های تحمل‌پذیر خطا روشن نمایند [۱۸]. اگرچه کارهای فوق، گام‌های مهمی را در راستای مشخص شدن نقش تخصیص کنترلی در تراسترهای افزونه داشته، اما در این مقاله سعی شده از میان روش‌های مختلف تخصیص کنترلی برای مأموریت مشخص یک فضاپیما با تراسترهای افزونه، یک روش برتر معرفی شود. از این رو در ادامه مقاله ضمن آشنایی بیشتر با مسئله تخصیص کنترلی به بررسی روش‌های متداول تخصیص کنترلی پرداخته شده، سپس روش برنامه‌ریزی خطی مبتنی بر الگوریتم سیمپلکس به‌عنوان یک الگوریتم کاربردی و عملیاتی توضیح داده شده است. در ادامه دو رویکرد شاخص حفظ راستا و اصلاح شده آن موسوم به رویکرد بودسون در مواجهه با شرایط عدم وجود پاسخ در الگوریتم برنامه‌ریزی خطی مورد بررسی قرار گرفته است. در انتها نحوه عملکرد این دو رویکرد در شبیه‌سازی یک مأموریت کنترل وضعیتی فضاپیمای نمونه مورد ارزیابی قرار گرفته تا برتری‌های هر رویکرد در مأموریت‌های فضایی مشخص گردد.

بیشترین درصد خرابی را در میان عملگرهای آن دارند که بیانگر میزان پایین قابلیت اطمینان تراسترهاست [۱]. در سال‌های اخیر تلاش‌های فراوانی برای افزایش قابلیت اطمینان تراسترها صورت گرفته که می‌توان به افزایش طول عمر عملیاتی هر تراستر با استفاده از آزمون‌های طول عمر سخت‌گیرانه‌تر اشاره کرد. اگرچه این روش‌ها مؤثر بوده اما روش دیگر استفاده از تراسترهای افزونه است که از نظر هزینه، زمان و همچنین میزان قابلیت اطمینان مؤثرتر است.

وقتی که عملگرهای بیشتری نسبت به حرکت‌های کنترل شده نیاز باشد، سیستم فوق افزونه نامیده می‌شود. تراسترهای افزونه سیستم‌های کنترل وضعیت فضاپیما عموماً، ضمن توانایی تحقق اهداف مشخص، قابلیت اطمینان سیستم کنترل وضعیت فضاپیما را نیز افزایش می‌دهند. علی‌رغم خرابی یک تراستر، مابقی تراسترها می‌توانند مانورهاییک فضاپیما را فراهم نمایند، به‌عنوان نمونه ماهواره‌های مخابراتی ژئو، اصولاً ۶ تراستر اصلی و ۶ تراستر افزونه دارند.

از دیگر مزایای افزونگی تراسترها، تحمل‌پذیری خطا و توانایی تولید گشتاورهای بزرگ‌تر است که مانور پذیری فضاپیما را افزایش می‌دهد، اما از سوی دیگر طبیعتاً پیچیدگی طراحی سیستم کنترل وضعیت را نیز افزایش می‌دهد. به بیان ریاضیاتی، یک سیستم افزونه دارای تعداد مجهولات بیشتری (تراسترها) نسبت به تعداد معادلات (درجات آزادی) است، از این رو به‌صورت سیستم نامعین بیان می‌شود. برخلاف سیستم کلاسیک معین منحصربه‌فرد، سیستم نامعین تعداد بینهایت پاسخ ممکن دارد. به عنوان مثال در این مقاله، تعداد بی‌نهایت ترکیب عملگر فعال محتمل برای مجموعه گشتاورهای مطلوب وجود دارد. با داشتن تعداد زیادی ترکیب‌های ممکن، پاسخ به سؤال چگونگی تخصیص تراسترها در پاسخ به نیازهای کنترل وضعیتی بدیهی نیست.

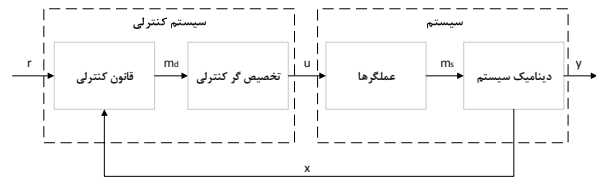
ابزارهای متعددی برای توزیع تلاش‌های کنترلی میان یک مجموعه از عملگرها وجود دارد که به دو گروه تقسیم می‌شود. یک گروه شامل روش‌های کنترلی مستقیم است، جایی که الگوریتم‌های غیرخطی پیچیده‌ای بایستی توسعه یابند. در این روش، از تئوری کنترل بهینه برای شکل دادن دینامیک‌های حلقه بسته و توزیع تلاش‌های کنترلی مطلوب در یک مرحله استفاده می‌شود. در تئوری کنترل خطی، روش مرسوم کنترل بهینه مربعی خطی یا روش کنترل بهینه H2 که هر دو بر پایه تئوری کنترل بهینه بنانهاده شده‌اند، می‌توانند بکار گرفته شوند.

در گروه دوم روش تخصیص کنترلی برای طراحی بکار گرفته می‌شود و تلاش می‌شود مشکل پیچیدگی سیستم مرتفع شود. این روش مزایای بسیاری مثل طراحی قانون کنترلی و مدول‌های کنترلی، وارد نمودن تأثیر قیود موقعیت و سرعت، باز چیدمان تخصیص کنترلی در صورت خرابی عملگرها با سیستم تشخیص و جداسازی خطا و بهبود

تخصیص کنترلی

وظیفه‌ای که فرامین مشخص قانون کنترلی را به هر یک از عملگرها در چیدمان مرتبط می‌سازد، تخصیص کنترلی نامیده می‌شود. به‌واقع، تخصیص کنترلی، مسئله توزیع الزامات کنترلی بین عملگرهای افزونه برای ارضای اهداف بهینه‌سازی در محدوده کران‌های بازه موقعیت و نرخشان است. در سالیان اخیر توجه بسیاری بر بهبود الگوریتم‌های تخصیص جلب شده است.

مدول تخصیص کنترلی، عملگرهای کنترلی را به جهت بهینه‌سازی یک هدف، دستیابی به بیشینه توان کنترلی و محدودنمودن فرامین قانون کنترلی جهت جلوگیری از اشباع عملگر و در نتیجه کاهش خطر شکست مأموریت تخصیص می‌دهد. اساساً برای اعمال تخصیص کنترلی، سیستم بایستی همچون شکل (۱) تفکیک شود [۱۹].



شکل ۱- ساختار کلی سیستم کنترلی هنگام استفاده از تخصیص گر کنترلی

با یادآوری اینکه تخصیص کنترلی، اصطلاحی است برای توزیع تلاش کنترلی کل میان عملگرها، زمانی که تعداد عملگرها یا ورودی‌ها از تعداد متغیرهای مورد کنترل بیشتر باشد، تخصیص کنترلی به مسئله حل یک دسته معادلات که تعداد مجهولات آن بیش از تعداد معادلات است، کاهش می‌یابد. از آنجایی که چنین سیستمی بی‌شمار تعداد جواب دارد، مسئله به یافتن حداقل یک جواب که قیود ورودی کنترلی و تعدادی معیار بهینه‌سازی اضافی را ارضا می‌نماید، تبدیل خواهد شد. هدف تخصیص‌کننده کنترلی این است که با داشتن گشتاورهای مطلوب، m_d مجموعه انحراف‌های عملگرهای کنترلی u را به نحوی تعیین نماید که معادله (۱) را ارضا نماید:

$$m_d = Bu \quad (1)$$

که ماتریس B بیانگر تأثیر عملگرهای کنترلی در ایجاد گشتاورهای محور بدنی است. ماتریس B در حالت معمول در معادله بالا یک ماتریس مربعی بوده و معمولاً برای به‌دست آوردن u از معکوس آن استفاده می‌شود.

$$u = B^{-1} m_d \quad (2)$$

برای سیستم‌هایی با کنترل‌های افزونه، ماتریس B دیگر مربعی نبوده و روش‌های دیگری برای تعیین انحراف‌های کنترلی بایستی مورد استفاده قرار گیرد. برای سیستم‌هایی با

عملگرهای کنترلی افزونه، به‌طور کلی بی‌نهایت تعداد ترکیب‌های کنترلی که توانایی تولید نیروها و گشتاورهای مطلوب را دارند، وجود دارد. برخی از این ترکیب‌ها به دلیل محدودیت‌های فیزیکی روی بازه حرکت و نیز نرخ توانایی‌های سطوح کنترلی (در کار ما بحث مأموریت، مانورپذیری و محدودیت فیزیکی تراسترها) برای سخت‌افزار فضایی غیرقابل دسترس است. این محدودیت‌ها به‌طور ریاضی به شکل کران روی u و \dot{u} بیان می‌شوند. مشکل اساسی در تخصیص کنترلی فرمان دادن به انحراف‌های کنترلی است به‌طوری که در بازه عملیاتی سخت‌افزار فضایی قرار داشته باشد. چنین انحرافات کنترلی به‌اصطلاح کنترل‌های قابل دسترس شناخته می‌شوند. نکته مهم این است که اگر هیچ ترکیب کنترلی که معادله (۱) را ارضا نموده و در محدوده‌های عملیاتی عملگرها قرار داشته باشد وجود نداشته باشد، تخصیص گر کنترلی مقصر نیست. عملکرد تخصیص گر کنترلی، تخصیص دادن کنترل‌های قابل قبول برای هر گشتاور قابل تولید است. گشتاورهایی که با استفاده از ترکیب کنترل‌های قابل قبول تولید می‌شوند، به‌عنوان گشتاورهای قابل قبول شناخته می‌شوند. قانون کنترلی نباید به گشتاورهایی که غیرقابل دسترس هستند، فرمان دهد [۲۰].

یکی از مشکلات در تخصیص کنترلی از این واقعیت برمی‌آید که معادله خطی (۱)، تنها یک تقریب است. همچنانکه مانور پروازی فضایی نسبت به زمان تغییر یابد، اثرات ترم‌های غیرخطی می‌تواند منجر به ایجاد خطا گردد. یک تخصیص گر کنترلی خوب بایستی توانایی مدیریت این تغییرات را با یک روش بهینه و کارآمد به‌نحوی که این خطاها را با یک سطح قابل قبول کاهش دهد، داشته باشد.

مسئله تخصیص کنترلی و روش‌های آن

از نظر ریاضیاتی، یک تخصیص گر کنترلی یک سیستم معادلات نامعین^۴ معمولاً مقید را حل می‌نماید. ورودی به تخصیص گر کنترلی، ورودی کنترلی مجازی $m_d(t) \in \mathbb{R}^k$ است. خروجی تخصیص گر کنترلی، ورودی کنترلی حقیقی $u(t) \in \mathbb{R}^m$ است که در آن $m > k$ است. با داشتن $u(t)$ ، $m_d(t)$ به‌صورت زیر خواهد بود [۲۱]:

$$g(u(t)) = m_d(t) \quad (3)$$

که $g: \mathbb{R}^m \rightarrow \mathbb{R}^k$ نگاهی از ورودی کنترلی حقیقی به مجازی در سیستم تحت کنترل انجام می‌دهد. در ادبیات تخصیص، معادله (۳) در حالت خطی به شکل زیر قابل بازنویسی است:

$$Bu(t) = m_d(t) \quad (4)$$

4. under-determined

در حالت سوم ورودی کنترلی مجازی مطلوب قابل تولید نیست و باید یک مقدار متفاوت (به طور معمول کوچک تر) از m_d که قابل حصول باشد، تعیین نمود. این کار با عنوان محدود نمودن فرامین شناخته می شود. محدود نمودن فرامین می تواند به عنوان بخشی از شماتیک تخصیص کنترلی پیاده سازی شود. این امر با اجازه دادن به تخصیص گر برای تعیین یک u شدنی به نحوی که ورودی کنترلی مجازی تولید شده، Bu ، به صورت مناسبی m_d را تقریب بزند، انجام می شود [۲۲]. نحوه انجام این تقریب ها باعث ایجاد رویکردهای متفاوتی در هر یک از روش های تخصیص کنترلی شده که در بخش های بعدی به آنها پرداخته می شود.

شاید بهترین دسته بندی روش های تخصیص کنترلی تقسیم آن به چهار دسته گروهی، زنجیره ای، مستقیم و بر مبنای بهینه سازی باشد. در روش تخصیص گروهی که در روش های کلاسیک نیز کاربرد زیادی دارد، تراسترها در گروه هایی از پیش تعیین شده، به انجام مأموریت پرداخته که در ساده ترین حالت آن می توان به اختصاص تراسترهای مختص به هر کانال اشاره نمود. این روش علی رغم پیچیدگی کمتر برای همه چیدمان ها امکان پذیر نیست. روش تخصیص کنترلی زنجیره ای نیز بیشتر برای سامانه های با چند عملگر متفاوت قابل استفاده است. این روش به صورت ترتیبی عمل کرده و با لحاظ نمودن اشباع عملگرها، برای ترکیب هایی نظیر چرخ عکس العملی و تراستر انتخاب مناسب است؛ اما روش مستقیم، یک الگوریتم بر مبنای روش هندسی بوده و به دلیل حجم بالای محاسبات بیشتر در زمینه مقایسه روش های تخصیص کنترلی کاربرد داشته و عملیاتی نیست. در این میان روش های تخصیص کنترلی مبتنی بر روش های بهینه سازی عملیاتی تر بوده و خود روش های حل متفاوتی را دارد. از مهم ترین این روش ها می توان به روش های شبه معکوس، شبه معکوس وزن دار، معکوس تعمیم یافته و برنامه ریزی خطی اشاره نمود که روش برنامه ریزی خطی به دلیل همگرایی سریع جز کاربردی ترین روش ها برای حل بلادرنگ است و در این مقاله از آن به عنوان تخصیص گر کنترلی استفاده شده است. فرم استاندارد مسئله برنامه ریزی خطی به شکل زیر است [۲۳].

$$\min_x J = c^T x \quad Ax = b, \quad 0 \leq x \leq h \quad (11)$$

معادله (۱۱) یک مسئله برنامه ریزی خطی است که در آن متغیرهای مجهول x نامنفی بوده و با قیود تساوی $Ax=b$ مقید شده اند. البته خود این روش نیز دارای الگوریتم های حل متفاوتی است که متداول ترین آن ها الگوریتم سیمپلکس بوده که در این مقاله نیز از این الگوریتم شناخته شده استفاده خواهد شد.

که در آن ماتریس موقعیت عملگرهای کنترلی B ، ماتریسی $k \times m$ مرتبه k است. همچنین قیود موقعیت عملگر بایستی به صورت زیر باشد:

$$u_{\min} \leq u(t) \leq u_{\max} \quad (5)$$

شایان ذکر است نامساوی روی همه مؤلفه ها باید اعمال شود. اگر قیود نرخ عملگر نیز وجود داشته باشد، بایستی آن ها را به صورت زیر وارد نماییم.

$$\rho_{\min} \leq \dot{u}(t) \leq \rho_{\max} \quad (6)$$

از آنجا که تخصیص گر کنترلی بخشی از یک سیستم کنترل دیجیتال است، منطقی است تا مشتقات زمانی به صورت زیر گسسته شوند:

$$\dot{u}(t) \approx \frac{u(t) - u(t-T)}{T} \quad (7)$$

که T زمان نمونه برداری است. حال می توان قیود نرخ را به عنوان قیود موقعیتی بازنویسی نمود. با ترکیب معادلات (۵-۷) داریم:

$$\underline{u}(t) \leq u(t) \leq \bar{u}(t) \quad (8)$$

به طوری که

$$\begin{aligned} \underline{u}(t) &= \max\{u_{\min}, u(t-T) + T\rho_{\min}\} \\ \bar{u}(t) &= \min\{u_{\max}, u(t-T) + T\rho_{\max}\} \end{aligned} \quad (9)$$

قیود کلی موقعیت در زمان T هستند.

معادله (۴) مقید شده با معادله (۸)، فرمول بندی استاندارد مسئله تخصیص کنترلی خطی را ایجاد می نماید. با حذف وابستگی زمانی داریم:

$$\begin{aligned} Bu &= m_d \\ \underline{u} &\leq u \leq \bar{u} \end{aligned} \quad (10)$$

که یک مسئله تخصیص کنترل خطی مقید استاندارد است. از این رو، نتیجه حل معادله (۱۰) سه حالت خواهد بود:

- تعداد بی نهایت جواب وجود دارد.
- یک جواب یکتا وجود دارد.
- هیچ جوابی وجود ندارد.

در حالت اول و با وجود عملگرهای افزونه، آزادی عمل در انتخاب ورودی کنترلی، می تواند برای بهینه سازی تعدادی هدف نظیر کمینه استفاده از ورودی کنترلی (تخصیص کنترلی بر مبنای بهینه سازی) یا جلوگیری از استفاده از عملگرهای معین تا زمانی که دیگر عملگرها به اشباع برسند (قانون زنجیره ای^۸) به کار رود.

در حالت دوم تنها یک ورودی کنترلی یکتا وجود دارد که ورودی کنترلی مجازی مطلوب را تولید نماید، وظیفه تخصیص گر کنترلی، پیدا کردن این ورودی کنترلی است.

حداکثر کردن λ به کمینه‌سازی λ -پرداخته می‌شود. همچنین برای برقراری صفر به‌عنوان حد پایین، متغیر زیر تعریف می‌شود:

$$\tilde{x} = u - u_{\text{Min}} \quad (13)$$

حال کمینه‌سازی به‌جای u, λ حول \tilde{x}, λ انجام خواهد پذیرفت. همچنین با ترکیب هر دو در x داریم:

$$x \equiv \begin{Bmatrix} \tilde{x} \\ \lambda \end{Bmatrix} \quad (14)$$

تابع هزینه $J = c^T x$ نیز نیاز دارد به:

$$c^T \equiv [0 \dots 0 - 1] \quad (15)$$

سپس $Ax = b$ باید ساخته شود:

$$\begin{aligned} Bu &= B(\tilde{x} + u_{\text{Min}}) \\ &= B\tilde{x} + Bu_{\text{Min}} = \lambda m_{\text{des}} \\ B\tilde{x} - \lambda m_{\text{des}} &= -Bu_{\text{Min}} \\ [B - m_{\text{des}}] \begin{Bmatrix} \tilde{x} \\ \lambda \end{Bmatrix} &= -Bu_{\text{Min}} \\ [B - m_{\text{des}}] x &= -Bu_{\text{Min}} \\ A \equiv [B - m_{\text{des}}], b &= -Bu_{\text{Min}} \end{aligned} \quad (16)$$

در نهایت حد بالای x به شکل زیر به دست می‌آید:

$$h \equiv \begin{Bmatrix} u_{\text{Max}} - u_{\text{Min}} \\ 1 \end{Bmatrix} \quad (17)$$

بنابراین برنامه‌ریزی خطی به روش حفظ راستا به‌صورت زیر به دست می‌آید:

$$\begin{aligned} (\min_x J = c^T x \mid Ax = b, 0 \leq x \leq h) \\ c^T &\equiv [0 \dots 0 - 1] \\ A &\equiv [B - m_{\text{des}}] \\ b &= -Bu_{\text{Min}} \\ h &\equiv \begin{Bmatrix} u_{\text{Max}} - u_{\text{Min}} \\ 1 \end{Bmatrix} \end{aligned} \quad (18)$$

اگرچه رویکرد حفظ راستا از نقطه‌نظر حجم محاسبات و به طبع آن زمان پردازش، نسبت به سایر رویکردهای الگوریتم سیمپلکس شرایط مناسب‌تری دارد، اما بودسون این رویکرد را از نقطه‌نظر خطای کنترلی بهینه ساخته و روشی تحت عنوان روش حفظ راستای اصلاحی بودسون ارائه نموده است [۲۶] که در ادامه از این رویکرد به‌عنوان روش مقایسه‌ای در شبیه‌سازی استفاده می‌شود تا در انتها مزایا و معایب هر یک از دو رویکرد مشخص گردد.

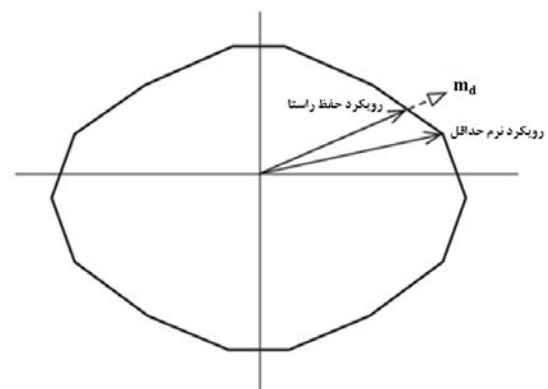
شبیه‌سازی

با شبیه‌سازی دینامیکی فضاییما که مشخصات آن در جدول (۱) آورده شده است، عملکرد کنترلی با چیدمان پیشنهادی بررسی می‌شود. سپس با مشخص شدن پارامترهای اصلی عملکردی هر یک

الگوریتم سیمپلکس و رویکرد حفظ راستا

سابقه الگوریتم حل سیمپلکس برای برنامه‌ریزی خطی به دهه چهل میلادی برمی‌گردد و یک الگوریتم مناسب برای حل مسائل خطی است. یکی از مزایای الگوریتم سیمپلکس وجود یک کران بالا روی تعداد تکرارها لازم برای پیدا کردن جواب مسائلی با تعداد فرضیات ساده است. برای مسئله‌ای با ابعاد k مجهول، این کران تئوری با 1^k رشد می‌کند. با افزایش تعداد مجهول‌ها، تعداد تکرارها می‌تواند نسبتاً بزرگ شود. اگرچه، برای مسائل عملیاتی، تعداد متوسط تکرارها دیده‌شده که با تعداد مجهول‌ها به‌صورت خطی مقیاس می‌شود. اغلب راهکارهای تخصیص کنترلی استفاده شده در برنامه‌ریزی خطی، از الگوریتم حل سیمپلکس بهره می‌برند. اختلاف اصلی در چگونگی بیان مسئله و نیز رویکرد رفع نمودن جواب‌های غیرقابل دستیابی است.

دو رویکرد اصلی مواجهه با جواب‌های غیرقابل دستیابی در شکل (۲) نمایش داده شده است، رویکرد نخست رویکرد حفظ راستای گشتاور موردنیاز است که به‌وضوح نحوه عملکرد آن مشخص بوده و ویژگی اصلی آن توانایی در حفظ راستای پاسخ اصلی است. رویکرد دیگر نرم حداقلی است که سعی در مینیمم کردن قدر مطلق مجموع خطا در هر محور را داشته که در شکل (۲) نیز قابل مشاهده است. در مراجع مختلف [۲۴، ۲۵] رویکرد نخست از نقطه نظر حجم محاسبات و به طبع آن زمان پردازش کمتر برتر شناخته شده که در ادامه به این رویکرد پرداخته می‌شود.

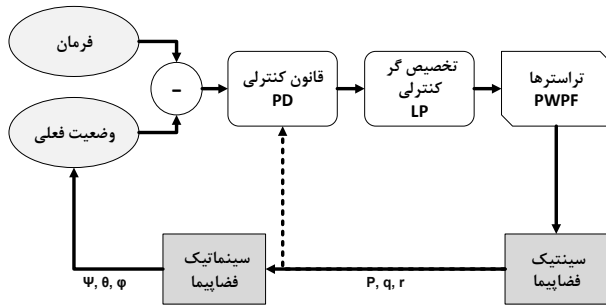


شکل ۲- دو رویکرد متفاوت قابل استفاده در الگوریتم سیمپلکس

در این رویکرد با در نظر گرفتن ضریب λ معادله اصلی تخصیص کنترلی به شکل زیر تغییر می‌یابد [۲۶]:

$$Bu = \lambda m_{\text{des}}; 0 \leq \lambda \leq 1 \quad (12)$$

در این معادله زمانی که λ دارای بیشترین مقدار خود است، u دارای جواب روی مرزهاست که u^* نامیده می‌شود. از آنجاکه در برنامه‌ریزی خطی با یک مسئله کمینه‌سازی روبرو هستیم، به‌جای



شکل ۴ - ساختار کلی شبیه‌سازی

معادلات دینامیکی

ترتیب زوایای چرخش برای بیان وضعیت فضاپیما به شکل ψ - θ - ϕ انتخاب شده است. برای تبدیل بین دو دستگاه اینرسی و بدنی، از ماتریس تبدیل زیر استفاده می‌شود [۲۷]:

$$R_{IB} = \begin{bmatrix} c\theta c\psi & c\theta s\psi & -s\theta \\ -c\phi s\psi + s\phi s\theta c\psi & c\phi c\psi + s\phi s\theta s\psi & s\phi c\theta \\ s\phi s\psi + c\phi s\theta c\psi & -s\phi c\psi + c\phi s\theta s\psi & c\phi c\theta \end{bmatrix} \quad (19)$$

که در آن c و s به ترتیب معرف \cos و \sin هستند. سرعت‌های زاویه‌ای بدنی برحسب زوایا و نرخ تغییرات زوایا به شکل زیر محاسبه می‌شود:

$$\begin{aligned} p &= \dot{\phi} - \dot{\psi} \sin \theta \\ q &= \dot{\theta} \cos \phi + \dot{\psi} \cos \theta \sin \phi \\ r &= \dot{\psi} \cos \theta \cos \phi + \dot{\theta} \sin \phi \end{aligned} \quad (20)$$

مجموعه معادلات (۱۹) و (۲۰) بلوک سینماتیک را می‌سازند و سرعت‌های زاویه‌ای بدنی در بلوک سینتیک محاسبه می‌شوند. این مقادیر به کمک معادلات دیفرانسیلی که دینامیک فضاپیما را به‌عنوان یک جسم صلب مورد ارزیابی قرار می‌دهند، به دست می‌آیند:

$$\vec{M} = [I] \vec{\dot{\omega}} + \vec{\omega} \times ([I] \vec{\omega}) \quad (21)$$

در این مجموعه معادله، \vec{M} گشتاورهای خارجی وارد بر فضاپیما در راستای محورهای بدنی، $[I]$ ماتریس ممان اینرسی فضاپیما و $\vec{\omega}$ سرعت‌های زاویه‌ای بدنی بوده که عبارت است از: $\vec{\omega} = [p \ q \ r]^T$. لذا گشتاورهای خارجی را می‌توان برحسب تراست تولیدی تراسترها به‌صورت زیر تعریف نمود:

$$M \quad (22)$$

که در این معادله، T تراست، d فاصله محور تراست با مرکز جرم فضاپیما می‌باشد. با تلفیق معادلات (۲۱) و (۲۲)، می‌توان شتاب‌های

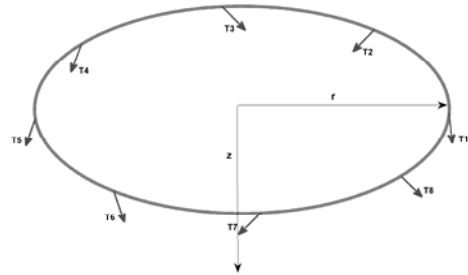
از رویکردهای الگوریتم سیمپلکس، رویکرد منتخب از نقطه‌نظر زمان پردازش، مجموع خطای ردگیری و مصرف سوخت مشخص می‌شود. از این‌رو در ابتدا به چیدمان پیشنهادی پرداخته و سپس ساختار کلی شبیه‌سازی صورت پذیرفته تشریح می‌شود. در انتها نیز نتایج شبیه‌سازی مورد بررسی قرار خواهد گرفت.

جدول ۱ - مشخصات فضاپیما نمونه

پارامتر	نماد	مقدار
جرم (کیلوگرم)	M_s	۱۵۰
ممان اینرسی (کیلوگرم-متر مربع)	I_{xx}	۹
	I_{yy}	۱۳
	I_{zz}	۱۳

چیدمان پیشنهادی

در این مقاله یک چیدمان هشت تراستری شکل (۳) به‌عنوان پیشنهاد مطرح‌شده که قابلیت تحمل خرابی دو تراستر را دارا بوده و به عبارتی سطح افزونگی آن دو است. سایر مشخصات این چیدمان در جدول (۲) آورده شده است.



شکل ۳ - چیدمان پیشنهادی با هشت تراستر

جدول ۲ - پارامترها و ماتریس چیدمان پیشنهادی

پارامتر	نماد	مقدار
بازوی شعاعی (متر)	r	0.3
ارتفاع از مرکز جرم (متر)	d	0.3
محدوده زاویه نصب		$-\pi \leq \theta \leq \pi$
محدوده زاویه فراز		$-\pi/2 \leq \alpha \leq \pi/2$
محدوده زاویه فرود		$-\pi \leq \beta \leq \pi$
	$B = \frac{1}{\sqrt{2}} \begin{bmatrix} r & 0 & r & -0.43 & -r & 0 & -r & 0.43 \\ d & -0.43 & -d & 0 & -d & 0.43 & d & 0 \\ d & -d & d & -d & d & -d & d & -d \end{bmatrix}$	

مدل‌سازی

ساختار کلی شبیه‌سازی نرم‌افزاری پیاده‌سازی شده در شکل (۴) نشان داده شده که در ادامه به بررسی بلوک‌های استفاده شده در این شبیه‌سازی پرداخته می‌شود.

قانون کنترلی

کنترلر PD به عنوان قانون کنترلی فضایی استفاده شده است. این کنترلر بر اساس مقدار و نرخ خطا بین مقدار موردنظر و مقدار اندازه‌گیری شده عمل می‌کند و به وسیله دو پارامتر K_p و K_d قابل تنظیم است. همچنین، فرض می‌گردد فضاییما پس از انجام مانور موردنظر و رسیدن به وضعیت نهایی، دارای ماتریس کسینوس هادی $[A_T]$ بوده و بردار a که در مختصات مرجع دارای مؤلفه‌های $a=[a_1 \ a_2 \ a_3]^T$ است، می‌تواند در چارچوب فعلی و چارچوب نهایی (هدف) به صورت زیر بیان گردد:

$$a_S=[A_S]a \quad (25)$$

$$a_T=[A_T]a$$

با ترکیب دو معادله موجود در معادله (۲۵) می‌توان نوشت:

$$a_S=[A_S][A_T]^{-1}a_T \\ = [A_S][A_T]^T a_T = [A_E]a_T \quad (26)$$

در نتیجه منطق کنترلی انتخابی برای پایدارسازی و انجام مانورهای وضعیت به صورت زیر قابل تعریف است [۲۹]:

$$M_{cx}=K_{px}(a_{32E}-a_{23E})+K_{dx}P \\ M_{cy}=K_{py}(a_{13E}-a_{31E})+K_{dy}Q \quad (27) \\ M_{cz}=K_{pz}(a_{21E}-a_{12E})+K_{dz}T$$

که در آن مؤلفه‌های ماتریس 3×3 و مربعی $[A_E]$ که به آن ماتریس خطا گفته می‌شود، هستند. مقادیر انتخاب شده برای پارامترهای کنترلر در جدول (۴) قابل ملاحظه است.

جدول ۴- پارامترهای کنترلر PD

مقدار	پارامتر
۲۱	K_{px}
-۴۲	K_{dx}
۵۳	K_{pz} و K_{py}
-۹۱	K_{dz} و K_{dy}

تخصیص گر کنترلی

همان‌طور که قبلاً اشاره شد، در این مقاله از دو رویکرد حفظ راستا و حفظ راستای اصلاحی بودسون در الگوریتم‌های سیمپلکس مبتنی بر روش برنامه‌ریزی خطی به عنوان تخصیص گر کنترلی استفاده شده و مقایسه‌ای میان این دو رویکرد بر اساس پارامترهای اصلی عملکردی همچون زمان پردازش، مصرف سوخت و مجموع خطای ردگیری صورت می‌گیرد.

زاویه‌ای بدنی برحسب رانش و گشتاور تولیدشده در راستای محورهای بدنی مختلف توسط تراسترها را استخراج نمود:

$$\dot{p} = \frac{(I_{yy}-I_{zz})qr}{I_{xx}} - \frac{T_x d_x}{I_{xx}} \\ \dot{q} = \frac{(I_{zz}-I_{xx})pr}{I_{yy}} - \frac{T_y d_y}{I_{yy}} \quad (23) \\ \dot{r} = \frac{(I_{xx}-I_{yy})pq}{I_{zz}} - \frac{T_z d_z}{I_{zz}}$$

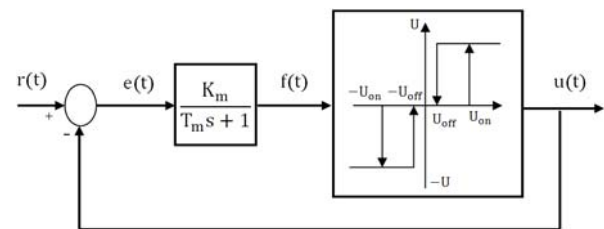
در استخراج معادله (۲۳)، فرض شده که مرکز دوران فضاییما روی مرکز جرم آن منطبق و ماتریس ممان اینرسی نیز قطری باشد که مؤلفه‌های آن طبق جدول (۱) به صورت زیر است:

$$I = \begin{bmatrix} 9 & 0 & 0 \\ 0 & 13 & 0 \\ 0 & 0 & 13 \end{bmatrix} \text{ kg.m}^2 \quad (24)$$

لازم به ذکر است تراست در معادله (۲۳) به صورت کوپل بوده و شامل تمامی مؤلفه‌های تراسترها در هر یک از راستاهاست.

تراسترها

تراسترها به عنوان عملگرهای فضاییما برای انجام مانورها، در مود روشن - خاموش کار می‌کنند و لذا نمی‌توانند یک رفتار خطی نسبت به ورودی‌های کنترلی داشته باشند. برای رفع این مشکل، تراسترها از تکنیک مدوله‌سازی که در آن، هم پهنای پالس و هم فرکانس پالس تنظیم می‌گردد (PMPF) [۲۸] استفاده شده است که ساختار آن را در شکل (۵) می‌توان مشاهده کرد. روش PMPF دارای مزایایی از قبیل انعطاف‌پذیری بیشتر به دلیل داشتن پارامترهای تنظیم‌شونده بیشتر، مصرف کمتر سوخت و دقت نشانه‌روی بهتر است. مقادیر پارامترهای استفاده شده برای آن در جدول (۳) آورده شده است.



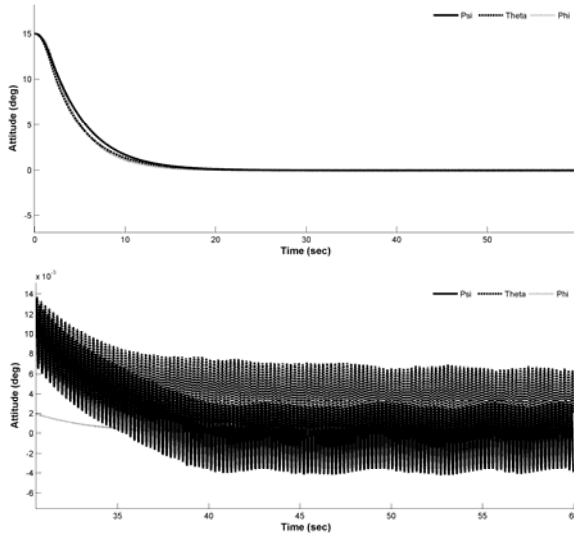
شکل ۵- ساختار کلی مدولاتور PMPF

جدول ۳- پارامترهای مدولاتور PMPF

مقدار	محدوده قابل قبول	پارامتر
۴/۵	۰ - ۱۰	K_m
۰/۱۵	۰ - ۱	T_m
۰/۴۵	۰ - ۱	U_{on}
۰/۱۵	-۱ - ۱	U_{off}

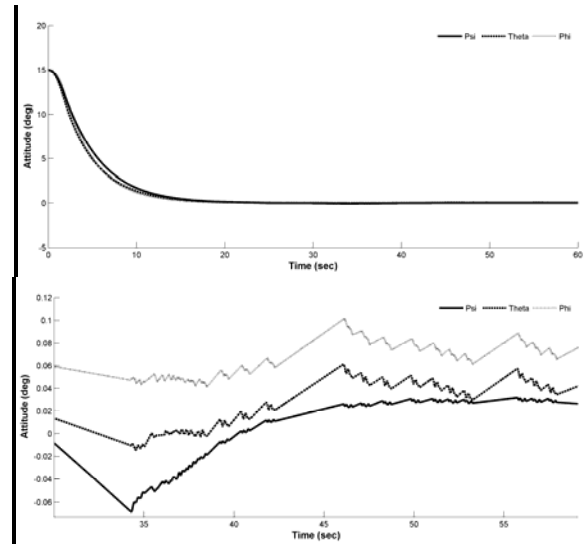
نتایج

در این قسمت از مقاله، عملکرد کنترلی چیدمان هشت تراستری پیشنهادی با هر یک از دو رویکرد حفظ راستا و حفظ راستای اصلاحی بودسون که از این پس آن را رویکرد بودسون می‌نامیم، به کمک شبیه‌سازی نرم‌افزاری با یکدیگر مقایسه می‌شوند. برای انجام این مقایسه ابتدا یک مانور کنترل وضعیتی یکسان برای فضایی‌موردنظر تعریف شده است. فضایی‌موردنظر شروع مانور در وضعیت $[15^\circ \ 15^\circ \ 15^\circ]^T$ قرار داشته و وضعیت نهایی مطلوب، $[0^\circ \ 0^\circ \ 0^\circ]^T$ در راستای محورهای یاو، پیچ و رول است. نمودارهای زوایای اوایلر و سرعت‌های زوایه‌ای در طول مانور را در شکل‌های (۶-۹) برای هر دو رویکرد الگوریتم سیمپلکس قابل ملاحظه است.

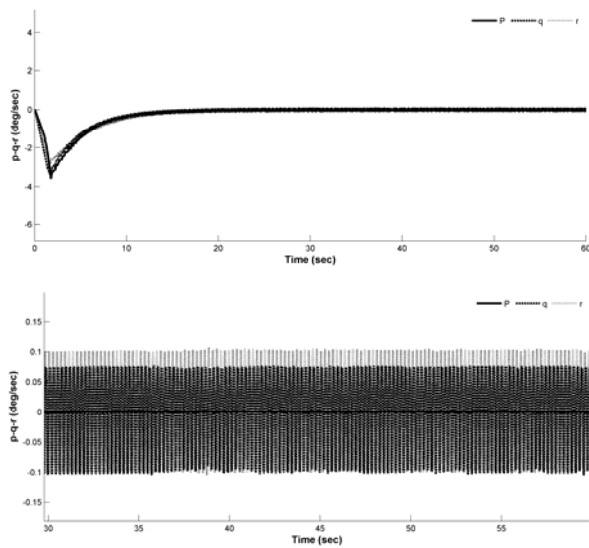


شکل ۸- زوایای اوایلر رویکرد بودسون

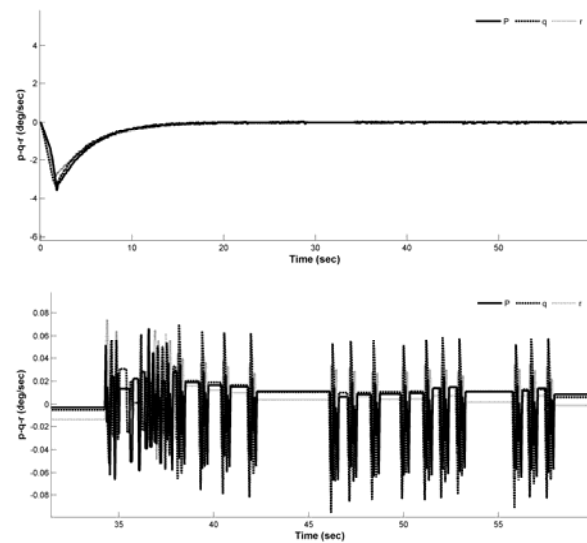
همان‌گونه که از نمودارهای زوایای اوایلر و سرعت‌های زوایه‌ای هر دو رویکرد قابل مشاهده است، عملکرد کنترلی رویکرد حفظ راستا و روش اصلاحی حفظ راستا در ارزیابی اولیه همان‌طور که در نمودار اول نشان داده شده، تقریباً مشابه یکدیگر بوده و ضمن دنبال کردن مناسب زوایای هدف دارای پایداری مناسبی نیز هستند؛ اما در نمودار دوم با تمرکز بر روی سی ثانیه دوم شبیه‌سازی به خوبی نوسانات کمتر و به طبع آن پایداری بیشتر و همچنین خطای ردگیری کمتر حول هر سه محور رویکرد بودسون قابل ملاحظه است. در جدول (۵) سایر پارامترهای اصلی عملکردی در شبیه‌سازی به تفکیک برای هر رویکرد آورده شده است.



شکل ۶- زوایای اوایلر رویکرد حفظ راستا



شکل ۹- سرعت‌های زوایه‌ای رویکرد بودسون



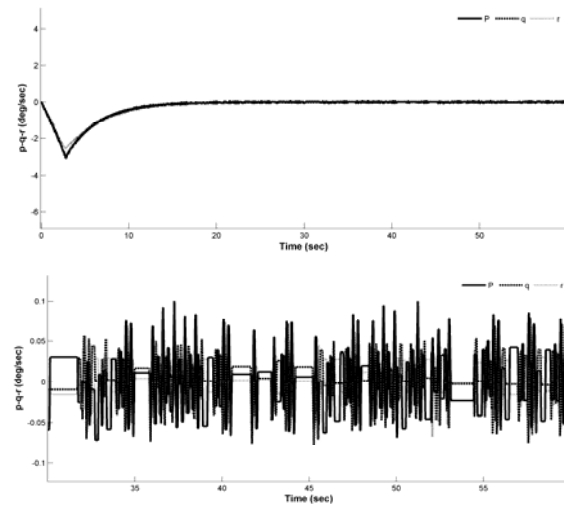
شکل ۷- سرعت‌های زوایه‌ای رویکرد حفظ راستا

جدول ۵- پارامترهای اصلی عملکردی

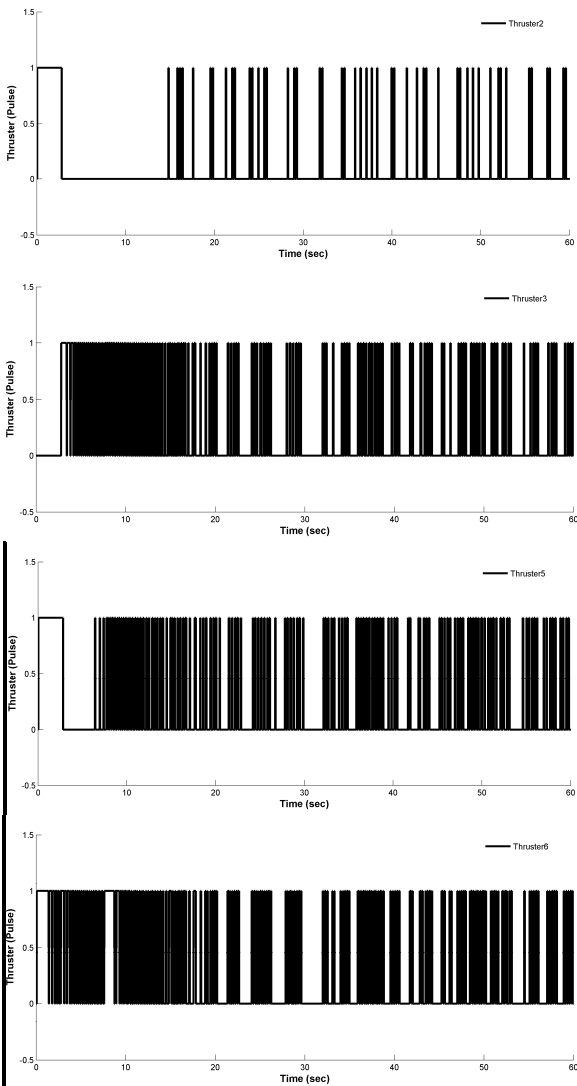
رویکرد	زمان (ثانیه)	پردازش (ثانیه)	سوخت (کیلوگرم)	خطای ردگیری سه محوره متوسط (درجه)	حداکثر پالس
حفظ راستا	۶۰	۱۴/۵۶	۰/۶۴۱۲	۰/۰۵۲۱	۱۲۷
بودسون	۶۰	۲۸/۶۱	۲/۱۰۴	۰/۰۰۱۸	۲۶۳

همان طور که در بخش قبلی نیز گفته شده و قابل پیش بینی نیز بود رویکردبودسون با توجه به حجم بیشتر محاسباتی آن دارای زمان پردازش بیشتر و همچنین مصرف سوخت بیشتر بوده و این مسئله باعث دستیابی به خطای ردگیری سه محوره کمتر شده است.

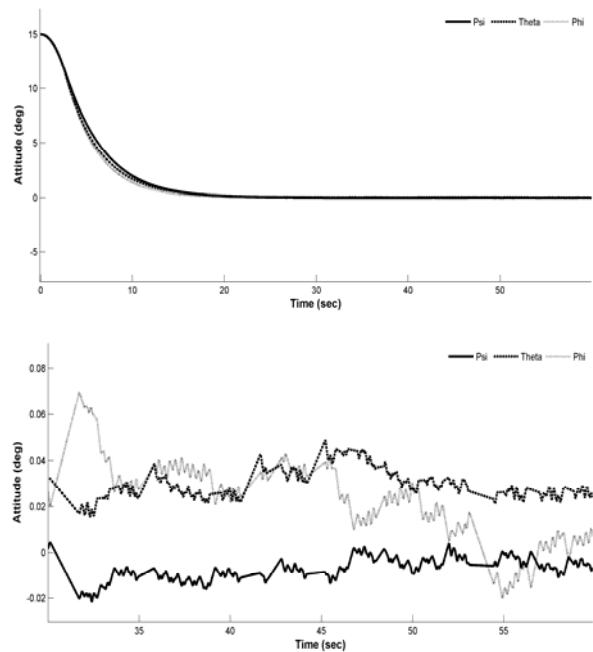
در ادامه برای اطمینان و مشاهده نحوه عملکرد کنترلی هر رویکرد بعد از خراب شدن دو تراستر، در این مرحله با تکرار مانور شبیه سازی شده و از مرحله خارج کردن دو تراستر از مجموع تراسترها، عملکرد کنترلی با هر دو رویکرد مورد ارزیابی قرار می گیرد. نتایج این ارزیابی در شکل های (۱۰-۱۵) نشان داده شده است. شایان ذکر است ترکیب دو تراستر از مرحله خارج شده تراسترهای یک و چهار است و جهت واضح تر شدن نحوه عملکرد هر تراستر، نحوه روشن-خاموش شدن تراسترها (پالس) نیز در ادامه آورده شده است.



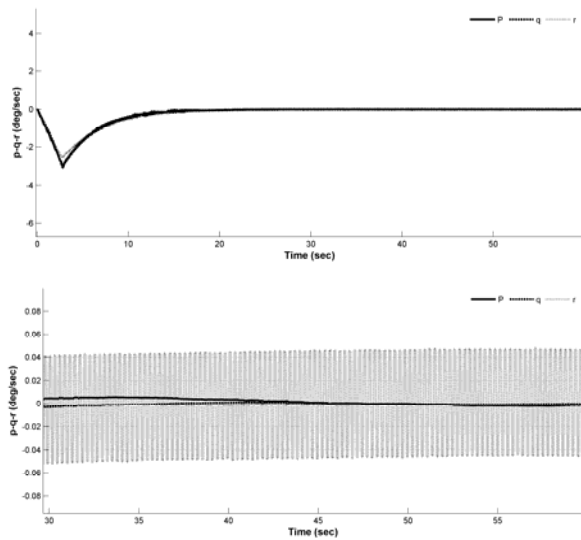
شکل ۱۱- سرعت های زاویه ای رویکرد حفظ راستا با خرابی تراسترهای اول و چهارم



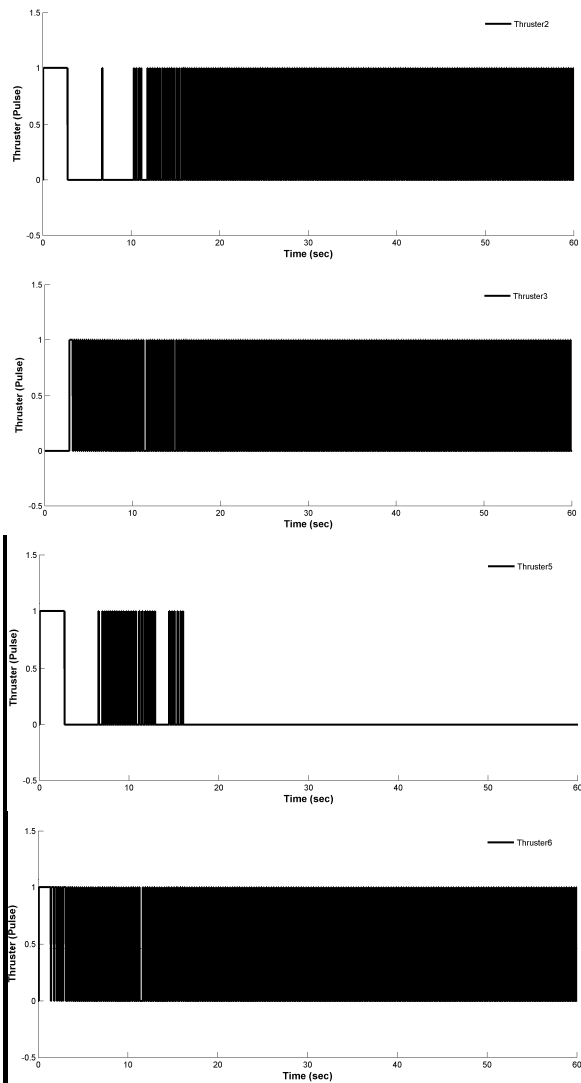
شکل ۱۲- پالس تراسترها در رویکرد حفظ راستا با خرابی تراسترهای اول و چهارم



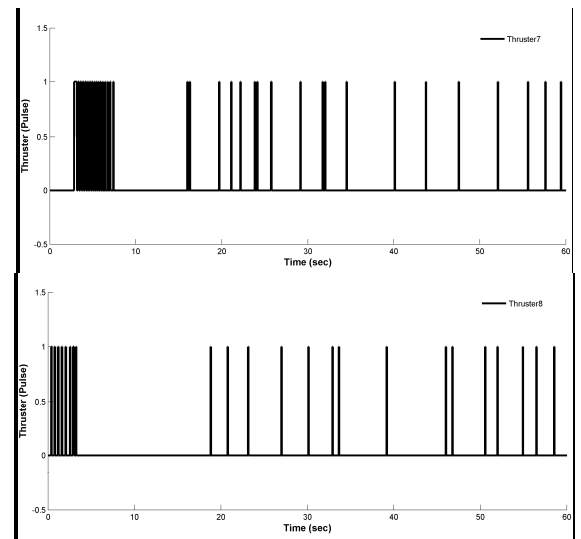
شکل ۱۰- زوایای اویلر رویکرد حفظ راستا با خرابی تراسترهای اول و چهارم



شکل ۱۴- سرعت‌های زاویه‌ای رویکردبودسون با خرابی تراسترهای اول و چهارم

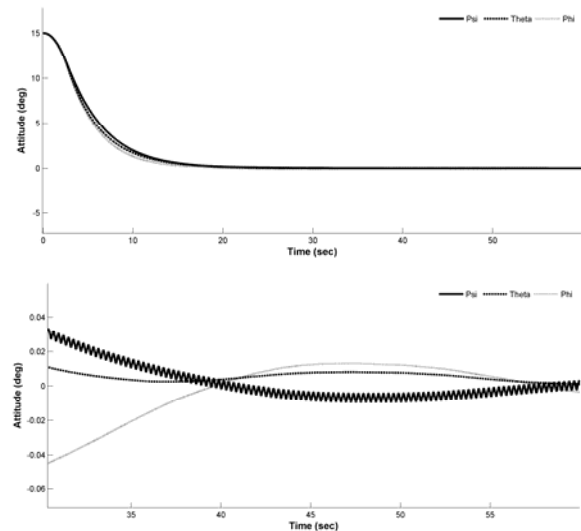


شکل ۱۵- پالستراسترها در رویکردبودسون با خرابی تراسترهای اول و چهارم



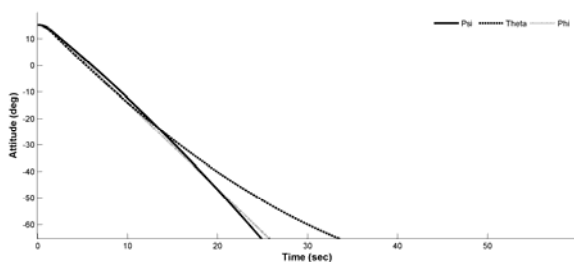
(ادامه) شکل ۱۲- پالس تراسترها در رویکرد حفظ راستا با خرابی تراسترهای اول و چهارم

همانطور که در نمودار پالس رویکرد حفظ راستا با خرابی تراسترهای اول و چهارم تراسترهای اول و چهارم ملاحظه می‌نمایید، تراسترهای سوم، پنجم و ششم بیشتر از سایر تراسترها در این مانور روشن-خاموش شده و تحت فشار بیشتری می‌باشند، در حالی که تراستر هشتم کمترین مقدار فشار را تحمل می‌نماید.

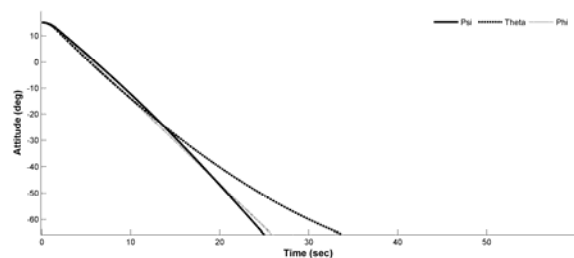


شکل ۱۳- زوایای اویلر رویکردبودسون با خرابی تراسترهای اول و چهارم

در شکل‌های (۱۰-۱۵) قابل ملاحظه است که عملکرد کنترلی هر دو رویکرد همانند مانور شبیه‌سازی شده پیش از خرابی دو تراستر بوده و نشان‌دهنده موفقیت در دستیابی به سطح افزونگی دو است. همچنین همانند آنچه در عملکرد پیش از خرابی رخ داد، نوسانات کمتر و به طبع آن پایداری بیشتر و همچنین خطای ردگیری کمتر حول هر سه محور رویکرد بودسون، اگرچه دارای اختلاف کمتری با روش حفظ راستا است، اما همچنان قابل ملاحظه است.



شکل ۱۶- زوایای اویلر رویکرد حفظ راستا با خرابی تراسترهای اول، سوم و هفتم

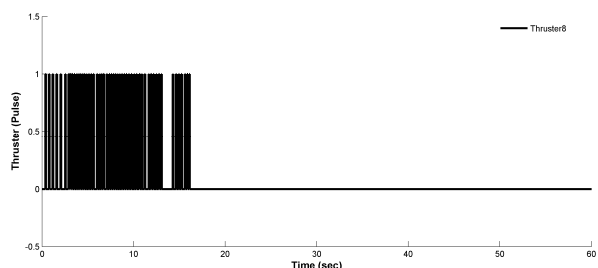
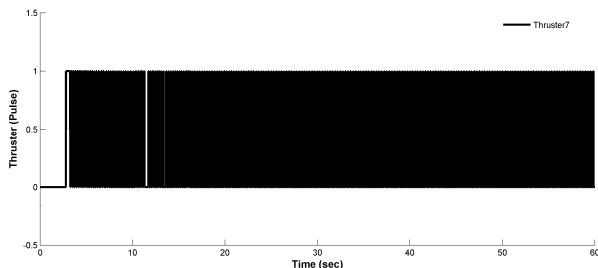


شکل ۱۷- زوایای اویلر رویکرد بودسون با خرابی تراسترهای اول، سوم و هفتم

همان‌طور که ملاحظه می‌شود، هر دو رویکرد قادر به تحمل این خرابی نیستند که دلیل آن نداشتن سطح افزونگی سه برای چیدمان پیشنهادی است.

جمع‌بندی

در این مقاله افزونگی در تراسترها به‌عنوان یکی از کاربردی‌ترین روش‌های افزایش قابلیت اطمینان زیرسیستم کنترل وضعیت فضاییما مورد بررسی قرار گرفت. به همین منظور تخصیص‌گر کنترلی در کنترلر این سیستم افزونه مورد استفاده قرار گرفته و به تفصیل بررسی شده است. روش برنامه‌ریزی خطی از سری روش‌های تخصیص کنترلی مبتنی بر بهینه‌سازی به‌عنوان روش برتر انتخاب شد. همچنین الگوریتم متداول سیمپلکس نیز به‌عنوان حل‌کننده برگزیده شده و رویکردهای متفاوت مواجهه با جواب‌های غیرقابل دستیابی نیز تحلیل شد. در این میان دو رویکرد حفظ راستا و بودسون به‌عنوان رویکردهای برگزیده در یک فرآیند شبیه‌سازی مورد استفاده قرار گرفتند. در انتها مزایا و معایب هر یک از دو رویکرد مشخص گردید که بر اساس آن رویکرد حفظ راستا دارای زمان پردازش و مصرف سوخت کمتر بوده و مناسب برای مأموریت‌های با محدودیت‌های بیشتر منابع مصرفی شناخته می‌شود. همچنین رویکرد بودسون به‌رغم زمان پردازش و مصرف سوخت بیشتر دارای خطای ردگیری سه محوره کمتری بوده و مناسب برای مأموریت‌های نیازمند دقت کنترلی دقیق‌تر است. لازم به ذکر است نتایج شبیه‌سازی این دو رویکرد برای شرایط خرابی تراسترها نیز مورد بررسی قرار گرفت که حاکی از صحت عملکرد آن‌هاست.



شکل ۱۸- پالسترها در رویکرد بودسون با خرابی تراسترهای اول و چهارم

در نمودار پالس رویکرد بودسون نیز به غیر از تراسترهای پنجم و هشتم سایر تراسترها دارای روشن- خاموش شدن‌های بیشتری بوده و نسبت به رویکرد حفظ راستا نیز دارای حداکثر پالس بیشتری می‌باشند، که این امر در مجموع باعث افزایش مصرف سوخت رویکرد بودسون نسبت به رویکرد حفظ راستاست، که در جدول (۶) ملاحظه می‌نمایید. شایان ذکر است این دو چیدمان در تمامی ترکیب‌های خرابی دو تراستری نیز دارای عملکرد مشابه بوده و این ترکیب از خرابی به‌عنوان نمونه نشان داده شده است. همچنین سایر پارامترهای اصلی عملکردی پس از خرابی دو تراستر در جدول (۶) آورده شده است.

جدول ۶- پارامترهای اصلی عملکردی

رویکرد	زمان (ثانیه)	پردازش (ثانیه)	سوخت (کیلوگرم)	خطای ردگیری سه محوره متوسط (درجه)	حداکثر پالس
حفظ راستا	۶۰	۱۴/۳۸	۰/۷۵۲۵	۰/۰۱۲۸	۱۷۵
بودسون	۶۰	۱۸/۸۲	۰/۸۱۷۴	۰/۰۰۲۲	۲۱۹

در این قسمت نیز ملاحظه می‌شود که رویکرد دوم دارای کمترین خطای ردگیری سه محوره متوسط بوده، درحالی‌که از منظر زمان پردازش و مصرف سوخت بعد از رویکرد اول قرار دارد. این رتبه‌بندی نسبت به حالت عدم خرابی دو تراستر تفاوتی نکرده است. در انتها نیز یک ترکیب خرابی سه تراستری که چیدمان پیشنهادی قادر به تحمل آن خرابی نیست با هر یک از دو رویکرد شبیه‌سازی شده و در شکل‌های (۱۶-۱۷) آورده شده است.

مراجع

- [16] Navabi, M. and Nasiri, N., "Modeling and simulating the earth magnetic field utilizing the 10th generation of IGRF and comparison the linear and nonlinear transformation in order to use in satellite attitude control," *Journal Space Science and Technology*, Vol. 3, Issue 4, 2011, pp. 45-52.
- [17] Navabi, M., Tavana, M. and Mirzaei, H., "Attitude control of spacecraft by state dependent riccati equation and power series expansion of riccati methods," *Journal Space Science and Technology*, Vol. 7, No. 4, 2015, pp. 39-49.
- [18] Hamayun, M.T., Edwards, C. and Alwi, H., *Fault tolerant control schemes using integral sliding modes*, Springer, 2016.
- [19] Levine, W.S., *The Control Systems Handbook: Control System Advanced Methods*, CRC press, USA, 2010.
- [20] Beck, R.E., *Application of control allocation methods to linear systems with four or more objectives*, Virginia Polytechnic Institute and State University, USA, 2002.
- [21] Härkegård, O., *Backstepping and control allocation with applications to flight control*, Linköpings universitet, 2003.
- [22] Härkegård, O. and Glad, S.T., "Resolving actuator redundancy—optimal control vs. control allocation," *Automatica*, Vol. 41, Issue 1, 2005, pp. 137-144.
- [23] Bordignon, K.A., *Constrained control allocation for systems with redundant control effectors*, Virginia Tech, 1996.
- [24] Bordignon, K.A., *Constrained control allocation for systems with redundant control effectors*, Virginia Polytechnic Institute and State University, USA, 1996.
- [25] Leedy, J.Q., *Real-time moment rate constrained control allocation for aircraft with a multiply-redundant control suite*, Virginia Tech, 1998.
- [26] Durham, W., Bordignon, K.A. and Beck, R., *Aircraft control allocation*, John Wiley & Sons, United Kingdom, 2017.
- [27] Taei, H., Mirshams, M., Ghobadi, M., Vahid, D., D.A. and Haghi, H., "Optimal Control of A Tri-Axial Spacecraft Simulator Test Bed Actuated By Reaction Wheels," *Journal Space Science And Technology (Jsst)*, Vol. 8, Issue 4, 2016, pp. 35-44.
- [28] Mirshams, M., Taei, H., Ghobadi, M. and Haghi, H., "Spacecraft attitude dynamics simulator actuated by cold gas propulsion system," *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers; Part G: Journal of Aerospace Engineering*, Vol. 229, 2015, pp. 1510-1530.
- [29] Sidi, M. J., *Spacecraft dynamics and control: a practical engineering approach*, Cambridge university press, 1997.
- [1] Tafazoli, M., "A study of on-orbit spacecraft failures," *Acta Astronautica*, Vol. 64, Issue 2-3, 2009, pp. 195-205.
- [2] Wiktor, P.J., "The control of a liquid helium propulsion system," *27th Joint Propulsion Conference USA*, 1991, pp. 3353.
- [3] Wiktor, P.J., "The design of a propulsion system using vent gas from a liquid helium cryogenic system," (Ph.D. Thesis) mechanical engineering, stanford university, USA, 1992, pp. 200.
- [4] Wiktor, P.J., "Minimum control authority plot-A tool for designing thruster systems," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 17, No. 5, 1994, 998-1006.
- [5] Jin, H., Wiktor, P. and DeBra, D.B., "An optimal thruster configuration design and evaluation for Quick STEP," *IFAC Proceedings*, Vol. 27, Issue 13, 1994, pp. 399-404.
- [6] Wiktor, P. Chen, J.-H. and DeBra, D., "Optimal thruster configurations for the GP-B spacecraft," *Automatic Control in Aerospace*, Vol. 22, Issue 7, 1990, pp. 203-208.
- [7] Durham, W.C., "Attainable moments for the constrained control allocation problem," *Journal of Guidance Control and Dynamics*, Vol. 17, No. 6, 1994a, pp. 1371-1373.
- [8] Bordignon, K.A. and Durham, W.C., "Closed-form solutions to constrained control allocation problem," *Journal of Guidance Control and Dynamics*, Vol. 18, No. 8, 1995, pp. 1000-1007.
- [9] Nelson, M. and Durham, W., "Comparison of Two Methods Used to Deal with Saturation of Multiple, Redundant Aircraft Control Effectors," *AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference and Exhibit*CA, 2001, pp. 4498.
- [10] Durham, W.C., "Computationally efficient control allocation," *Journal of Guidance Control and Dynamics*, Vol. 24, No. 3, 2001, pp. 519-524.
- [11] Durham, W.C., "Constrained control allocation," *Journal of Guidance Control and Dynamics*, Vol. 16, No. 4, 1993, pp. 717-725.
- [12] Durham, W.C., "Constrained control allocation-Three-moment problem," *Journal of Guidance Control and Dynamics*, Vol. 17, No. 2, 1994b, pp. 330-336.
- [13] Servidia, P.A., "Control allocation for gimbaled/fixed thrusters," *Acta Astronautica*, Vol. 66, No. 3-4, 2010, pp. 587-594.
- [14] Wang, M. and Xie, Y., "Control capability analysis for complex spacecraft thruster configurations," *Science China Technological Sciences*, Vol. 53, 2010, pp. 2089-2096.
- [15] Servidia, P.A. and Pena, R.S., "Practical stabilization in attitude thruster control," *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic systems*, Vol. 41, No.2, 2005, pp. 584-598.

بلافاصله پس از آن در ژانویه ۱۹۵۸، ماهواره اکسپلورر ۳^۶ توسط وزارت دفاع آمریکا به فضا پرتاب شد. اولین ارتباط مخابراتی توسط ماهواره ۱۲ روزه اسکور^۷ در دسامبر ۱۹۵۸ صورت گرفت که توسط نیروی هوایی آمریکا به مدار لئو پرتاب گردید. پس از آن، ماهواره‌هایی با طول عمر بیشتر به نام‌های اکو-۱^۸ و اکو-۲^۹ توسط ناسا در سال‌های ۱۹۶۰ و ۱۹۶۴ به فضا پرتاب شدند که به ترتیب ۸ سال و ۵ سال به ارائه سرویس پرداختند.

سابقه استفاده از فناوری ماهواره در کشور ما به سال ۱۳۴۸ برمی‌گردد. در این سال، با تاسیس اولین ایستگاه زمینی ماهواره‌ای در اسدآباد همدان و نصب آنتن ۳۰ متری استاندارد جهت ارتباط با ماهواره‌های سازمان بین‌المللی مخابرات ماهواره‌ای، ایران در رده کشورهای پیشرو جهت استفاده از فناوری ماهواره قرار گرفت. فعالیت فضایی ایران در سال ۱۳۵۶ با ماهواره ناهید آغاز و پس از توقیف هجده ساله در سال ۱۳۷۴ در قالب پروژه ماهواره مصباح ادامه پیدا کرد. ثبت بین‌المللی اولین امتیازهای مدار/فرکانس زمین‌آهنگ در سال ۱۳۵۵، ساخت مدل مهندسی و فضایی ماهواره مصباح با همکاری یک شرکت ایتالیایی توسط نیروهای متخصص داخلی در سال ۱۳۷۸ تا ۱۳۸۰، ساخت اولین ماهواره سنجشی کشور توسط روسیه به نام ماهواره سینا به سفارش وزارت علوم، تحقیقات و فناوری در سال ۱۳۸۴، ساخت و پرتاب موفقیت‌آمیز ماهواره امید، نخستین ماهواره ایرانی با مأموریت برقراری ارتباط متقابل ماهواره و ایستگاه زمینی و ورود ایران به باشگاه کشورهای فضایی در بهمن ماه سال ۱۳۸۷، پرتاب ماهواره‌های نوید و رصد در سال ۱۳۹۰ با مأموریت تصویربرداری، ثبت اولیه بین‌المللی ۱۴ موقعیت مداری در سال‌های ۱۳۹۰ و ۱۳۹۱، پرتاب ماهواره ملی فجر در سال ۱۳۹۳ با مأموریت انتقال مداری و ثبت اولیه بین‌المللی ۴ موقعیت مداری در سال ۱۳۹۴ از جمله گام‌های ایران در جهت استفاده از فناوری ماهواره می‌باشد. پرتاب ماهواره فجر در اسفند ۱۳۹۳ انجام شد و پس از این پرتاب، پرتاب موفق دیگری ثبت نشد. پرتاب ماهواره امید، جمهوری اسلامی ایران را به عنوان نهمین کشور دنیا، بعد از شوروی در ۱۹۵۷، ایالات متحده آمریکا در ۱۹۵۸، فرانسه در ۱۹۶۵، ژاپن در ۱۹۷۰، چین در ۱۹۷۰، بریتانیا در ۱۹۷۱، هند در ۱۹۸۰ و رژیم اشغالگر قدس در ۱۹۸۸، که مستقلاً موفق به پرتاب ماهواره شده است، به جهانیان معرفی نمود [۱].

پایگاه فضایی یا پایگاه پرتاب^{۱۰} مکانی است که تجهیزات لازم جهت نصب، آماده‌سازی، سوخت‌گیری، آزمایش‌های قبل از پرتاب و

نیاز برای حضور در فضا و استفاده از مزایای آن از یک سو و رشد صنعت تجاری خدمات ماهواره‌ای و ارتباط آن با رشد اقتصادی از سوی دیگر، سبب شده است تا کشور ما نیز گام‌های خود را در استفاده از فناوری ماهواره بردارد. با توجه به آنکه ایران کشوری است که مناطق وسیعی از آن کوهستانی بوده و در مناطق کویری نیز فاصله روستاها زیاد است، راه‌اندازی و برقراری سرویس‌های ماهواره‌ای در ایران بسیار مقرون به صرفه می‌باشد.

اهمیت ماهواره‌ها و رشد پایدار صنعت فضایی کشور را می‌توان در موارد متعددی از جمله حوزه‌ی دفاع و امنیت ملی، بهره‌وری اقتصادی و تجاری‌سازی محصولات، افزایش عزت و خودباوری ملی، فعال‌سازی ظرفیت‌های دانش‌بنیان داخلی و ... بیان نمود. با توجه به اهداف مهم ذکرشده و در حالی که در راستای مسیر تعیین شده در نقشه‌ی جامع علمی کشور، یکی از اهداف اصلی نظام علم و فناوری، پیشرفت صنعت ماهواره‌ای تعیین شده است، نیاز به توسعه مستمر صنعت فضایی در کشور جهت جلوگیری از توقف مقطعی روند ساخت و پرتاب ماهواره در بازه‌های زمانی خاص احساس می‌شود. این امر مستلزم زیرساخت‌های مدرن و مجهز جهت توسعه مستمر صنعت فضایی کشور می‌باشد. یکی از مهم‌ترین این زیرساخت‌ها، پایگاه فضایی مدرن در حد استانداردهای جهانی می‌باشد [۱].

مبانی نظری و پیشینه

شکوفایی صنعت ماهواره در اواسط دهه ۱۹۶۰ میلادی آغاز و در کمتر از ۵۰ سال از یک فناوری نوپا به یک تکنولوژی فراگیر و پرکاربرد مبدل گردید که ردپای آن در تمامی بخش‌های دارای زیرساخت مخابراتی به چشم می‌خورد. در حال حاضر تقریباً تمام نقاط کره زمین تحت پوشش شبکه‌های گسترده ماهواره‌ای قرار دارند که بیانگر تلاش بی‌وقفه بشر در بکارگیری فناوری فضایی جهت رفع نیازهای ارتباطی خویش است.

ایده ایجاد ارتباطات از طریق ماهواره نخستین بار توسط آرتور کلارک^۳ در سال ۱۹۴۵ میلادی مطرح شد. وی در مقاله خود در مجله وایرلس وورلد^۴، اذعان داشت که یک ماهواره در مدار دایروی با شعاع ۳۶۰۰۰ کیلومتر، با سرعت زاویه‌ای برابر سرعت زاویه‌ای زمین می‌چرخد و بنابراین از دید ناظر زمینی همواره در یک نقطه ثابت از فضا دیده می‌شود. در نتیجه، این ماهواره مصنوعی قادر است سیگنال‌ها را از هر نقطه از زمین دریافت و به نقاط دلخواه ارسال کند. یک دهه بعد و در سال ۱۹۵۷ ماهواره اسپاتنیک-۱^۵ توسط اتحاد جماهیر شوروی به فضا پرتاب شد که نقطه آغازین «عصر فضا» بود.

6. Explorer I
7. SCORE
8. Ecco-1
9. Ecco-2
10. Launch Site

3. Arthur C. Clarke
4. Wireless World
5. Sputnik-1

آمریکا، بایکونور^{۱۴} و وستوچنی^{۱۵} در روسیه و گویان^{۱۶} زیر نظر آژانس فضایی اروپا، یک طراحی مفهومی برای پایگاه فضایی چابهار مطابق با استانداردهای جهانی ارائه کنیم.» برای این منظور، ابتدا دلایل کلی انتخاب مکان این مرکز فضایی شرح داده شده و سپس به بررسی کلیه تجهیزات طراحی شده و پلان این پایگاه پرداخته می‌شود. نوآوری مقاله در این است که با بررسی کلیه امکانات و تجهیزات پایگاه‌های پیشرفته در سراسر دنیا، پلان پایگاه پرتاب چابهار و کلیه جانمایی‌های آن با ابعاد دقیق شبیه‌سازی و ارائه شده است. این نقشه از لحاظ عمرانی یک نقشه آماده و اجرایی بوده که تاکنون با این ابعاد و بررسی‌های همه‌جانبه ارائه نشده است. ساخت این پایگاه می‌تواند تاثیر بسزایی در توسعه صنعت فضایی کشور داشته باشد. شایان ذکر است که اگرچه انتخاب‌های متعدد دیگری برای جانمایی کلیه اجزای پایگاه پرتاب چابهار روی پلان تخصیص یافته به آن امکان‌پذیر است، ولی سعی شده است تا در این مقاله بهترین انتخاب ممکن با مقایسه با پایگاه‌های پیشرفته صورت پذیرد.

روش تحقیق

نوع تحقیق صورت گرفته راهبردی و مدل‌سازی می‌باشد. روش تحقیق به کار گرفته شده در این پژوهش، مروری، توصیفی، تحلیلی، استنباطی، طراحی و شبیه‌سازی بر اساس داده‌ها و اطلاعات موجود می‌باشد. جامعه آماری در این تحقیق را می‌توان کل پایگاه‌های پرتاب پیشرفته و مدرن در سراسر دنیا در نظر گرفت. همچنین نمونه‌های این تحقیق را می‌توان به دو بخش پایگاه‌های پرتاب کشورهای پیشرفته و در حال توسعه تقسیم‌بندی کرد. از جمله پایگاه‌های پرتاب کشورهای پیشرفته، پایگاه‌های جان‌اف-کندی (کیپ کاناورال) و جان استنیسدر آمریکا، بایکونور، وستوچنی در روسیه و گویانزیر نظر آژانس فضایی اروپا را می‌توان نام برد. [۶-۱۶] همچنین از جمله پایگاه‌های پرتاب کشورهای در حال توسعه به پایگاه پرتاب امام خمینی (رحمه‌الله علیه) در سمنان می‌توان اشاره کرد. [۵]

بدین ترتیب، با بررسی کامل این پایگاه‌های پرتاب پیشرفته و در حال توسعه، شبیه‌سازی کاملی از کلیه تجهیزات پایگاه پرتاب چابهار صورت گرفته و نقشه کاملی از کلیه امکانات آن شرح داده می‌شود. برای این منظور، ابتدا کلیه تجهیزات مورد نیاز برای این پایگاه پرتاب مشخص شده و معرفی می‌گردد. سپس با توجه به فضاها و متراژها و همچنین ارتباط آن‌ها با یکدیگر، کاربری‌ها را بر روی کاغذ با ابعاد تقریبی جاگذاری می‌کنیم و موارد مورد نیاز آن‌ها را در نرم‌افزار اتوکد^{۱۷}

نهایتاً پرتاب راکت در آنجا تعبیه شده و از نظر منطقه‌ای، شرایط لازم همچون امنیت و ایمنی در آن دیده شده باشد.

در زمینه پایگاه‌های پرتاب در داخل کشور، پایگاه ملی فضایی حضرت امام خمینی (رحمه‌الله علیه) که نخستین پایگاه سکوی ثابت جمهوری اسلامی ایران به شمار می‌رود، در سال ۱۳۹۱ افتتاح شد. این پایگاه مجموعه عظیمی است که همه مراحل آماده‌سازی، پرتاب، کنترل و هدایت ماهواره‌ها را بر عهده دارد. پایگاه ملی فضایی امام خمینی (رحمه‌الله علیه) در ۸۰ کیلومتری جنوب شرق استان سمنان واقع شده و قادر است در فاز نهایی همه نیازهای کشور در مدار لئو^{۱۱} را پوشش دهد [۲ و ۳].

در دسامبر ۲۰۱۰ اعلام شد که بنابر محدودیت‌های جغرافیایی موجود در اولین مرکز فضایی برای ارسال ماهواره به مدار، تحقیقاتی برای ساخت دومین مرکز فضایی صورت گرفته است. پایگاه فضایی ملی جدید، در جنوب شرقی استان سیستان و بلوچستان، در شهر چابهار، احداث خواهد شد. این پایگاه در مساحت ۱۴۰۰۰ هکتار ایجاد می‌شود و در آینده محل اصلی تمام ماموریت‌های فضایی ایران خواهد بود. یکی از دلایل ایجاد پایگاه ملی فضایی در این منطقه، نزدیک بودن آن به اقیانوس هند و کم جمعیت بودن آن است. براساس مصوبات شورای عالی فضایی، مدیریت کلان این پایگاه بر عهده سازمان فضایی است و در حال حاضر نقطه‌یابی و فعالیت آمایش سرزمینی تاسیس پایگاه ملی پرتاب انجام و نقطه نهایی انتخاب شده است. این پایگاه به عنوان یک مرکز پرتاب غیرنظامی پیش بینی شده و قرار است در زمینه پرتاب موجود زنده و پرتاب ماهواره‌های سنجشی و مخابراتی در مدار زمین‌آهنگ فعالیت کند. بنابراین، این پرتاب‌ها به شرایط ویژه‌ای نیاز دارند و حتی الامکان باید در شرایط نزدیک به منطقه استوایی صورت گیرند تا هزینه‌های پرتاب و انجام مانورهای مداری آن به حداقل رسد [۴ و ۵].

اهداف تحقیق

با توجه به مطالب ذکر شده، نکته قابل توجه این است که طراحی زیرساخت‌های یک پایگاه فضایی مدرن مانند چابهار، در حد ایده‌آل و همسو با بهترین تکنولوژی‌های روز دنیا، بدون در نظر گرفتن و بررسی کامل پایگاه‌های پرتاب در سرتاسر دنیا و مقایسه آن‌ها با پایگاه‌های پرتاب داخل کشور امکان‌پذیر نیست. «به همین دلیل، در این مقاله برآنیم که با استفاده از مطالعات جامع صورت گرفته در مورد زیرساخت‌های پایگاه‌های پرتاب داخلی و پایگاه‌های پرتاب مدرن خارجی، از جمله جان‌اف‌کندی (کیپ کاناورال)^{۱۲} و جان استنیس^{۱۳} در

14. Baikonur Cosmodrome
15. Vostochny Cosmodrome
16. Guiana Space Center
17. Autocad

11. LEO
12. John F. Kennedy (Cape Canaveral) Space Center
13. John C. Stennis Space Center

- منطقه‌ای است که می‌توان آن را از بادهای موسمی محافظت کرد. همچنین به دلیل موقعیت جغرافیایی در مقابل زلزله آسیب‌پذیری کمتری دارد.
- مجهز به زیرساخت‌هایی می‌باشد که می‌تواند با توسعه مراکز فضایی در آینده سازگار باشند. (جاده‌ها، فرودگاه‌ها، بندر، مخابرات و غیره).

با توجه به مطالب گفته شده، این پایگاه دو مورد اصلی از مزایای سایت‌های پرتاب را دارد:

- نزدیک به استوا است، به طوری که انرژی کمتری برای مانور یک فضاپیما به یک مدار استوا و ژئو نیاز دارد.
- دسترسی آزاد به دریای رو به جنوب دارد، بطوریکه برای موشک‌هایی که در سطوح پایین‌تر قرار می‌گیرند آثار مخروبه ناشی از خرابی موشک‌ها و بقایای فضاپیماها نمی‌تواند روی محل زندگی انسان‌ها تاثیر بگذارد. همچنین موشک‌هایی که به سوی جنوب و شرق راه می‌یابند، می‌توانند از حرکت زاویه‌ای که توسط چرخش زمین به دست می‌آید بهره‌مند شوند.
- علاوه بر موارد استراتژیک ذکرشده، همچنین از تسهیلات و مزایای سرمایه‌گذاری در بندر چابهار می‌توان به موارد زیر اشاره کرد:
- بندر چابهار در زمینه هزینه‌های تخلیه، بارگیری و انبارداری نسبت به سایر بندرهای جنوبی ایران دارای ۳۰٪ معافیت است. همچنین هزینه‌های انتقال بار از کشتی‌ها به انبارهای این منطقه آزاد ناچیز می‌باشد.
- دارایی‌ها و سود تجارت‌های مختلف در این بندر به مدت ۲۰ سال مشمول معافیت مالیاتی می‌باشد.
- این بندر در چارچوب قوانین اداری مناطق تجاری- صنعتی آزاد جمهوری اسلامی ایران اداره می‌گردد و از این حیث، از هزینه‌های حمل‌ونقل کالا و سایر موارد جانی کاسته می‌شود.
- دارای اسکله‌هایی با ظرفیت اسکان و عمق لنگرگیری مناسب برای تعداد زیادی کشتی می‌باشد. دو اسکله اصلی آن اسکله قدیمی شهید کالانتری و اسکله جدید خاتم‌الانبیا (شهید بهشتی) می‌باشند.
- به عنوان یک بندر مستقل در جمهوری اسلامی ایران، از طریق خلیج فارس دسترسی مستقیم به اقیانوس هند دارد.
- به عنوان دروازه ورودی به راه‌های کریدور شمال- جنوب بازرگانی جهانی و مسیر اصلی ترانزیت شرقی ایران محسوب می‌شود.
- دسترسی مستقیم به جاده ترانزیتی و ترمینال حمل‌ونقل

چابهار- میلاک دارد. [۴، ۱۳، ۱۵]

به صورت دقیق ترسیم می‌کنیم. در ادامه برای تصویرسازی سه‌بعدی و مشخص کردن ارتفاع تجهیزات، پلان‌ها را به نرم‌افزار رویت^{۱۸} برده و سه‌بعدی می‌کنیم تا نقشه‌ها با سایه نمایان شوند و در نهایت برای شبیه‌سازی و هرچه نزدیک‌تر کردن تصاویر به واقعیت، حجم‌های سه‌بعدی را وارد نرم‌افزار لومیون^{۱۹} کرده و از آن‌ها به اصطلاح رندر^{۲۰} (خروجی سه‌بعدی) گرفته می‌شود.

ویژگی‌های مکانی پایگاه پرتاب چابهار

ویژگی‌های مکانی این پایگاه فضایی را می‌توان در موارد زیر خلاصه کرد:

- دارای پتانسیل برای قراردادن ماهواره در هر دو مدار قطبی و استوایی.
- نزدیکی به خط استوا (عرض جغرافیایی ۲۵ درجه و ۲۰ دقیقه شمالی و طول جغرافیایی ۶۰ درجه و ۲۷ دقیقه شرقی) که با این شرایط می‌توان از اثرات انرژی حاصل از سرعت چرخش زمین در اطراف محور قطبی آن استفاده کرد؛ این اثر می‌تواند سرعت پرتابگرها را به مقدار قابل ملاحظه‌ای افزایش دهد. بندر چابهار هم‌عرض جغرافیایی بندر میامی در شبه‌جزیره فلوریدای آمریکا است و دارای شرایط آب و هوایی کاملاً مشابه این بندر می‌باشد.
- سایت دارای سطح بالایی است که برای اطمینان کافی از ایمنی پرتاب‌ها فراهم شده است.
- سایت شامل یک بندر آبی عمیق با امکانات بارگیری مناسب می‌باشد و بندرگاه آن قابلیت پهلوگیری کشتی‌های اقیانوس‌پیما را دارد.
- ثبات سیاسی و معافیت از تحریم‌های ناعادلانه ایالات متحده آمریکا علیه جمهوری اسلامی ایران.
- وجود پهنای گسترده به سمت اقیانوس هند که برای تمام ماموریت‌های فضایی مفید بوده و کمترین خطر را متوجه جمعیت و اموال اطراف این منطقه می‌کند.
- تراکم نسبتاً کم جمعیت در این منطقه از کشور (۱۰۶۷۳۹ نفر در سال ۱۳۹۵).
- امکان نصب تجهیزات ردیابی در تپه‌های اطراف (رادارها و آنتن‌های تله‌متری).
- به دلیل موقعیت استوایی و ساحلی خود، یک سایت با تهویه مناسب و محیطی معتدل با رطوبت نسبی دارد و از تغییرات دمای اندکی در فصول مختلف سال برخوردار است.

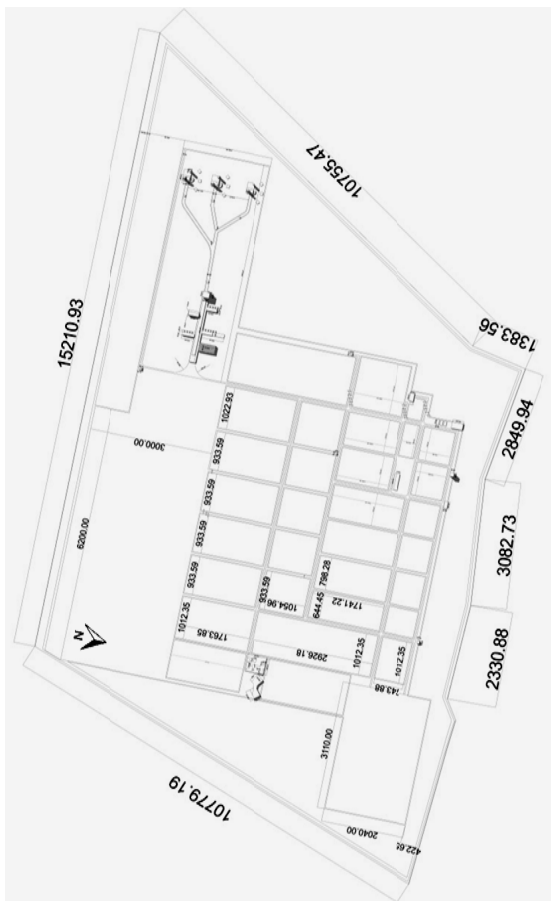
- ۱) مجموعه سکوهای پرتاب^{۲۱}
- ۲) مجموعه پردازش فضاپیماها و ماهوارهها^{۲۲}
- ۳) مجموعه انتقال فضاپیما از محل پردازش و مونتاژ تا سکوهای پرتاب^{۲۳}
- ۴) مجموعه مرکزی کنترل و ارزیابی پرتابها^{۲۴}
- ۵) مجموعه مراکز صنعتی^{۲۵}
- ۶) مجموعه مراکز تجاری^{۲۶}
- ۷) مجموعه بازدید عموم^{۲۷}
- ۸) مجموعه مراکز تحقیقاتی و آموزش فضانوردان^{۲۸}
- ۹) مجموعه مراکز رسانه‌ای، اخباررسانی و مطبوعاتی^{۲۹}
- ۱۰) فرودگاه اختصاصی مربوط به پایگاه فضایی چابهار^{۳۰}
- ۱۱) منطقه مسکونی^{۳۱}



شکل ۱- موقعیت جغرافیایی بندر چابهار

طراحی مفهومی پایگاه پرتاب چابهار

زمین پایگاه پرتاب چابهار مساحتی بالغ بر ۱۴۰۰۰ هکتار را دارا می‌باشد که با توجه به شکل زمین و مساحت قابل توجه آن، محیطی ایده‌آل برای ساخت کلیه تجهیزات و ساختمان‌های یک پایگاه فضایی در سطح استاندارد جهانی را فراهم می‌کند.



شکل ۳- نقشه پلان کلی پایگاه پرتاب چابهار



شکل ۲- پلان کلی پایگاه پرتاب چابهار

21. Launch Pads Facilities
22. Processing Complex
23. Spacecraft Transportation System
24. Launch Control Facilities
25. Industrial Centers
26. Commercial Centers
27. Visitor Complex
28. Research & Development Center
29. Press Site
30. Airport
31. Residential Area

با استفاده از مطالعات صورت گرفته روی پایگاه‌های فضایی در سراسر دنیا، کلیه تجهیزات و زیرساخت‌های پایگاه فضایی چابهار را می‌توان در موارد کلی زیر خلاصه کرد:

مجموعه سکوهای پرتاب

در پایگاه پرتاب چابهار مطابق با پایگاه‌های فضایی اصلی جهان و با توجه به فضای موجود، سه سکوی پرتاب مختلف و در مجاور یکدیگر در نظر گرفته می‌شود. با توجه به آزمون پرتاب و پلان ارائه شده در شکل‌های ۲ و ۳، مجموعه سکوهای پرتاب در جنوبی‌ترین نقطه پایگاه قرار گرفته‌اند. تجهیزات مجموعه سکوهای پرتاب پایگاه فضایی چابهار را می‌توان در موارد زیر خلاصه کرد:

✓ سکوهای پرتاب ۱، ۲ و ۳^{۳۳}

سه سکوی پرتاب مختلف در شمال شرقی پایگاه پرتاب چابهار در نظر گرفته شده است. دو تای این سکوها (سکوهای ۱ و ۳) مربع شکل با ابعاد ۷۰ متر و یکی از آن‌ها (سکوی ۲) به صورت دایره‌ای با قطر ۷۰ متر در نظر گرفته می‌شود. نیروی دینامیکی بسیار زیاد وارده بر هر کدام از این سکوها ناشی از پرتاب ماهواره‌برها از طریق سیستم فونداسیون شامل تعداد زیادی از شمع‌های بتن مسلح به خاک زیر سکوها منتقل می‌شود.

✓ کابین سرویس‌دهی^{۳۳}

در زیر هر کدام از سکوهای پرتاب، سازه‌ای سه طبقه به نام کابین سرویس‌دهی مطابق شکل قرار دارد. این سازه در حالت عادی در محلی امن تعبیه شده در زیر سکوهای پرتاب و در محفظه‌ای بتنی قرار دارد. چندین روز قبل از پرتاب، این سازه از محل استقرار خود به زیر سکو منتقل می‌شود. با استفاده از پل‌های دسترسی مختلف، کابین سرویس‌دهی به قسمت‌های داخلی فضاییما، اعم از ماهواره‌بر و موشک، مرتبط می‌گردد و برای انجام بررسی‌های نهایی قبل از پرتاب مورد استفاده قرار می‌گیرد.

✓ اتاق‌های ارتباطی انتهایی سکوها^{۳۴}

ارتباط بین مرکز کنترل پرتاب، سکوی پرتاب متحرک و فضاییما از طریق اتاق‌های ارتباطی انتهایی سکوها برقرار می‌شود. این تسهیلات شامل مجموعه‌ای دو طبقه از اتاقک‌های مختلف در زیر سکوهای پرتاب می‌باشد که از بتن مسلح ساخته شده و در قسمت غربی گودال‌های آتش در زیر حدود ۷ متر سربار خاکی قرار دارد.

✓ منابع ذخیره آب^{۳۵}

نزدیک هر سکوی پرتاب دو منبع ذخیره آب به شکل تقریباً مربعی و با ارتفاع حدوداً ۹۰ متر قرار دارد. ظرفیت ذخیره‌سازی هر کدام از این منابع آب نزدیک به ۹۰۰۰ مترمکعب می‌باشد.

این منابع از طریق لوله‌های اتصالی به سیستم فرونشانی صدا و آتش مرتبط گشته و میزان آب موردنیاز آن‌ها در حین هر پرتاب و پس از آن را فراهم می‌کنند.

✓ سیستم فرونشانی صدا و آتش^{۳۶}

روی هر سکوی پرتاب دو سیستم فرونشانی آتش و صدا نصب می‌گردد تا از فضاییما و محموله‌های آن در مقابل آسیب‌های احتمالی ناشی از انرژی‌های شدید گرمایی و آکوستیک تولید شده از سمت موتور در حین بلند شدن و پرتاب موشک محافظت کند. این سیستم آب موردنیاز را از منابع ذخیره آب دریافت کرده و درست قبل از احتراق موتور و در حین پرتاب فضاییما روی سکوی پرتاب می‌پاشد. آب رهاشده روی سطح صدای شدید ناشی از موتورها را خفه می‌کند. به دلیل گرم شدن آب، حجم زیادی از دود و بخار آب در حین پرتاب تولید می‌شود.

✓ گودال‌های انحراف شعله^{۳۷}

زیر هر سکوی پرتاب و در جنوب آن یک گودال آتش قرار دارد که آتش و دود ناشی از پرتاب را به سمت بازتاب‌دهنده‌های شعله هدایت می‌کند.

✓ بازتاب‌دهنده‌های شعله^{۳۸}

بازتاب‌دهنده‌های شعله سازه‌هایی به شکل سطوح شیبدار و قوسی می‌باشند که در فاصله حدود ۷۰ متری از سکوهای پرتاب پایگاه چابهار تعبیه شده و وظیفه کنترل و پراکنده کردن بخارها و شعله‌های آتش را بر عهده دارند.

✓ سیستم تخلیه اضطراری^{۳۹}

هر کدام از سکوها دارای یک سیستم تخلیه اضطراری می‌باشد که شامل لوله‌هایی به طول حدود ۶۵ متر از سکوهای پرتاب یا سکوهای پرتاب متحرک به سمت پناهگاه مقاوم در برابر انفجار^{۴۰} در عمق ۱۲ متری زیر زمین می‌باشد. این پناهگاه‌ها ذخیره‌های غذایی و حیاتی برای زندگی ۲۰ نفر برای مدت ۲۴ ساعت را در خود جای داده است. علاوه بر این پناهگاه‌های امن در اعماق زمین، یک سیستم کابلی/ریلی^{۴۱} هم وجود دارد که فضانوردان و تکنسین‌ها را در محفظه‌هایی به نام اتاقک‌های فرار^{۴۲} جهت تخلیه سریع در مواقع ضروری از ارتفاع حدود ۱۰۰ متری در برج سرویس ثابت با سرعت حدود ۹۰ کیلومتر در ساعت به سمت منطقه‌های امن در فاصله ۵۰۰

36. Sound/Fire Suppression Water System

37. Flame Trench

38. Flame Deflector

39. Emergency Evacuation System

40. Blast-resistant Bunker

41. Cable/Slidewire System

42. Escape Basket System

32. Launch Pads I, II & III

33. Service Cabin

34. Pad Terminal Connection Rooms

35. Water Tank

جهت دسترسی خدمه به ارتفاعات بالاتر در فضاپیما می‌باشند. درست قبل از مشتعل شدن و به کار افتادن موتور موشک، کلیه اتصالات بین برج سرویس‌دهی ثابت و فضاپیما قطع می‌شود و پل ارتباطی روی این اتصالات به سرعت جمع شده تا از وارد آمدن هر نوع آسیب به سازه و فضاپیما جلوگیری گردد.

اتاقک‌هایی به نام اتاقک‌های آماده‌سازی^{۴۸} با ابعاد ۳ متر در ۴ متر و ارتفاع ۳ متر در انتهای مسیر منتهی به فضاپیما از سازه سرویس‌دهی ثابت قرار دارند. در این اتاقک‌ها، فضانوردان آماده‌سازی‌های نهایی قبل از ورود به فضاپیما را انجام می‌دهند. این آماده‌سازی‌ها می‌تواند شامل پوشیدن سیستم چتر نجات و کلاه ایمنی و جداسازی واحدهای تهویه هوای قابل-حمل باشد.

✓ سیستم ریلی^{۴۹}

برج‌های سرویس‌دهی متحرک از مسیرهای ریلی دوگانه (رفت و برگشتی) تعبیه شده به سمت سکوها پرتاب تردد می‌کنند و پس از اتمام کار از این مسیرها برمی‌گردند.

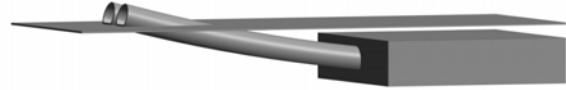
✓ برج‌های سرویس‌دهی متحرک^{۵۰}

در سمت شرقی هر کدام از سکوها پرتاب و در امتداد سیستم‌های ریلی، سازه‌ای عظیم به ابعاد ۴۰ متر در ۴۰ متر و ارتفاع ۱۴۰ متر قرار داده شده است. این سازه بدون طبقه بوده و با سرعت ۱۲ کیلومتر بر ساعت می‌تواند روی ریل‌ها حرکت کند. پس از رسیدن به سکوی پرتاب، این برج فضاپیما را در بر گرفته و از برف و باران و وضعیت‌های جوی مختلف محافظت می‌کند. علاوه بر موشک و پرسنل، این برج همچنین مکانی امن برای چندین سیستم کلیدی از جمله کابین سرویس و بخشی از سیستم سوخت‌رسانی می‌باشد.

این برج برای دسترسی پرسنل به فضاپیما پیش از پرتاب و در زمان شمارش معکوس طراحی شده است. این سازه همچنین می‌تواند برای سرویس‌دهی به سکو پس از پرتاب و برای بررسی فضاپیما در صورت بروز اشکال استفاده شود. با استفاده از این برج، تکنسین‌ها به راحتی می‌توانند به هر قسمت از فضاپیما به طور کامل دسترسی داشته باشند. پل‌های دسترسی داخلی برج، بخش‌های فوقانی فضاپیما و قسمت‌های بارگیری را احاطه می‌کنند. این برج همچنین به آسانسور، جرثقیل، تهویه و تجهیزات کنترل آب و هوا و یک سیستم تخلیه اضطراری خاص مجهز است. [۷، ۱۰ و ۱۲]

متری از سکو هدایت می‌کند. در این فاصله افراد می‌توانند در اتاقک‌هایی امن پناه بگیرند. همچنین حامل‌هایی در این قسمت قرار دارند که فضانوردان مصدوم را از مجتمع پرتاب به مکان‌های امن دورتر منتقل می‌کنند.

Emergency Evacuation System



شکل ۴- سیستم تخلیه اضطراری

✓ تأسیسات گازهای تحت فشار^{۴۳}

در نزدیکی هر کدام از سکوها پرتاب، سازه‌ای برای ذخیره و پخش گازهای تحت فشار قرار دارد که از طریق لوله‌های زیرزمینی به سکوی پرتاب و فضاپیما مرتبط شده و در صورت نیاز مواد موردنیاز آن‌ها را فراهم می‌کند.

✓ منابع ذخیره سوخت‌های اکسیژن و هیدروژن^{۴۴}

در نزدیکی هر کدام از سکوها، منابعی برای ذخیره سوخت‌های اکسیژن و هیدروژن موردنیاز برای فضاپیماها در مواقع ضروری قرار دارد.

✓ لوله‌های انتقال اکسیژن و هیدروژن^{۴۵}

منابع ذخیره سوخت‌های اکسیژن و هیدروژن با اتصالات و لوله‌هایی در زیر زمین به سکوها پرتاب مرتبط می‌شوند. این اتصالات با قابلیت تحمل فشارهای بالا قادرند تا گازهای اکسیژن و هیدروژن را از خود عبور داده و به فضاپیماها برسانند. این لوله‌ها همچنین وظیفه تخلیه گازهای سمی و خطرناک ناشی از پرتاب فضاپیما را بر عهده دارند.

✓ ایستگاه‌های ذخیره نفت سفید^{۴۶}

در نزدیکی هر کدام از سکوها، منابعی برای ذخیره نفت سفید یا کروژن موردنیاز برای فضاپیماها در مواقع ضروری قرار دارد.

✓ برج‌های سرویس‌دهی ثابت^{۴۷}

در مجاورت هر کدام از سکوها پرتاب و در قسمت شمالی آن‌ها، یک برج سرویس‌دهی ثابت قرار دارد که ابعاد آن در حدود ابعاد سکوها پرتاب می‌باشد. این برج‌ها علاوه بر ثابت بودن، قابلیت چرخیدن دور سکوی پرتاب را نیز دارند. این برج‌ها کار سوخت‌رسانی، بارگیری و رفت و آمد خدمه پایگاه به داخل فضاپیما را تسهیل می‌بخشند و دارای آسانسورهایی

43. Compressed Gas Facilities

44. Oxygen/Hydrogen Burning Pond

45. Oxygen/Hydrogen Vent Lines

46. Kerosene Storage Stations

47. Fixed Service Tower/Umbilical Tower

48. Preparation rooms

49. Railway Systems

50. Mobile Service Towers

✓ ساختمان مونتاز تقویت کننده‌ها^{۵۱}

در این ساختمان ۵۵ متری با مساحتی حدود ۸۰۰۰۰ مترمربع، تقویت کننده‌های موشک‌ها و فضاپیماها ساخته و مونتاز می‌گردند.

✓ ساختمان پردازش ماهواره‌ها^{۵۲}

این مجتمع یکی از ساختمانهای اصلی در نظر گرفته شده برای پایگاه پرتاب چابهار می‌باشد که مساحتی حدود ۳۷۵۰۰ مترمربع با ابعاد ۱۲۵ متر در ۳۰۰ متر دارد. این ساختمان مرکز اصلی ساخت، آماده‌سازی و پردازش ماهواره‌ها می‌باشد. این مرکز یک ساختمان ۸ طبقه به ارتفاع حدود ۴۰ متر می‌باشد و مجهز به سیستم‌های تنظیم دما و تهویه هوا و همچنین دو جرثقیل ۵۰ تنی به ارتفاع حدود ۳۴ متر می‌باشد.

✓ ایستگاه خنثی‌سازی و سوخت‌رسانی^{۵۳}

این ایستگاه یک مجموعه ۴ طبقه برای ذخیره‌سازی سوخت موردنیاز فضاپیماها می‌باشد. این مجموعه به تجهیزات کنترل آب و هوا مجهز بوده و از سیستم‌های امنیتی خاصی برای جلوگیری از اشتعال مواد سوختی برخوردار است.

✓ مجتمع پردازش، آماده‌سازی و انبار موشک‌ها و ماهواره‌برها^{۵۴}

در این مجتمع، کلیه مراحل آماده‌سازی و پردازش موشک‌ها و ماهواره-برها انجام می‌شود. همچنین در این ساختمان مکانی برای انبار ماهواره‌برها قبل از اعزام به ساختمان مونتاز در نظر گرفته شده است.

✓ مجتمع نیروی محرکه و ذخیره‌سازی اکسیژن و نیتروژن^{۵۵}

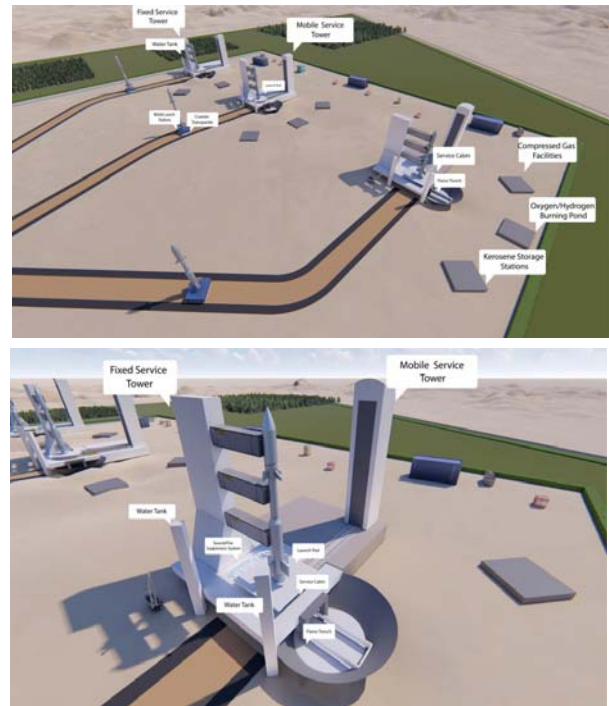
در این مجتمع، سوخت‌های اکسیژن و نیتروژن موردنیاز برای ماهواره‌برها تامین می‌شود. این مجموعه ابعادی در حدود ۲۵۰ متر در ۱۲۵ متر داشته و مجهز به آزمایشگاه‌های شیمی و فیزیک می‌باشد.

✓ گالری انتقال^{۵۶}

کلیه ساختمان‌های مجموعه پردازش، اعم از ساختمان‌های پردازش، سوخت‌رسانی و نیروی محرکه، با استفاده از ساختمانی راهرومانند به نام گالری انتقال با طول حدود ۱۶۰۰ متر و عرض ۱۵۵ متر به یکدیگر متصل می‌شوند.

✓ ساختمان مونتاز^{۵۷}

یکی از مهم‌ترین سازه‌های در نظر گرفته شده برای پایگاه پرتاب چابهار، ساختمان مونتاز می‌باشد که در انتهای گالری انتقال قرار گرفته و مونتاز و برهم‌نهی کلیه قطعات ماهواره‌برها و ماهواره‌ها در



شکل ۵- سکوهای پرتاب در پایگاه پرتاب چابهار

مجموعه پردازش فضاپیماها و ماهواره‌ها

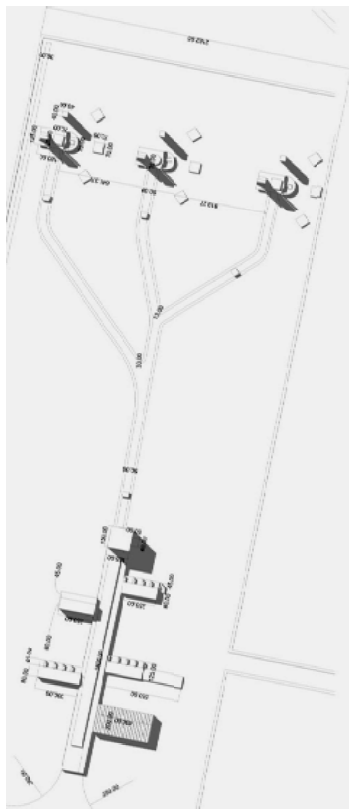
این مجموعه شامل تعدادی ساختمان با عملکرد مستقل می‌باشد که توسط سازه‌های راهرومانند به یکدیگر مرتبط می‌شوند. در این مجموعه، ماهواره‌برها و ماهواره‌ها در ساختمان‌های مجزا ساخته شده و در ساختمان‌های دیگر عملیات سوخت‌رسانی انجام می‌شود. در انتها نیز، این قسمت‌ها در ساختمان مونتاز، به یکدیگر متصل شده و آماده اعزام به سمت سکوهای پرتاب می‌شوند. وجود کلیه این ساختمان‌ها در مجاورت یکدیگر، یک مرکز متمرکز پردازش و مونتاز را به وجود می‌آورد که تمام فعالیت‌های آماده‌سازی این مرکز فضایی را تثبیت می‌کند. موشک‌ها و فضاپیماها با اندازه‌های مختلف همچنان در داخل کارگاه‌های تخصصی آماده می‌شوند، با این تفاوت که همه آن‌ها در کنار یکدیگر قرار دارند و با یک راهروی واحد به یکدیگر مرتبط می‌شوند. چنین راه‌حل ابتکاری، برای به حداقل رساندن حجم هر یک از ساختمان‌های اختصاصی، از بین بردن تفکیک زیربنای پشتیبانی، انجام تمامی فعالیت‌های آماده‌سازی فضاپیما زیر یک سقف و امکان گسترش آینده این مرکز پیش‌بینی شده است. شایان ذکر است که مجموعه پردازش مجهز به سیستم آب‌شیرین‌کن برای مصارف صنعتی بوده که آب ورودی از دریا را اصلاح و آماده مصرف در پایگاه می‌کند. مجموعه پردازش شامل ساختمان‌ها و تجهیزات زیر می‌باشد:

51. Booster Integration Building
52. Spacecraft/Payload Processing Building
53. Fueling & Neutralization Station / Power Supply, Charging & Battery Station
54. Rocket Processing, Preparation & Storage Complex
55. Propellant Complex (Oxygen & Nitrogen Plant)
56. Transfer Gallery
57. Vehicle Assembly Building (VAB)

سکوی پرتاب متحرک منتقل می‌کند و سپس سکو را به ساختمان مونتاژ برمی‌گرداند. این سیستم به ابعاد ۴۰ متر در ۴۶ متر و به ارتفاع ۷ متر در نظر گرفته شده است. هر کرالر وزنی معادل ۳۰۰۰ تن بدون بار و سرعت حداکثر حدود ۱/۶ کیلومتر بر ساعت به همراه بار را داراست. همچنین به یک سیستم متعادل‌سازی مجهز است که سازه پرتابی را در حین انتقال به بالای سکوی پرتاب متعادل کرده و به صورت عمود نگه می‌دارد. مسیر انتقال کرالر و سکوی پرتاب متحرک یک مسیر آسفاته دوطرفه به عرض ۵۰ متر می‌باشد. در قسمت میانی این مسیر، یک جاده فرعی به صورت پارکینگ در نظر گرفته شده است تا در صورت بروز مشکلات فنی، سیستم کرالر به همراه سکوی پرتاب متحرک در این مکان استقرار یابند. در کنار مسیر اصلی دو بانده برای عبور سکوی پرتاب متحرک، یک جاده آسفاته دوطرفه ماشین‌رو نیز تعبیه شده است.



شکل ۶- مجموعه پردازش فضاپیماها و ماهواره‌ها در پایگاه پرتاب چابهار



شکل ۷- نقشه پلان سکوی پرتاب و مجتمع پردازش در پایگاه پرتاب چابهار

این مرکز انجام می‌گیرد. این سازه عظیم بدون طبقه بوده و حجمی بالغ بر ۳۷۰۰۰۰۰ مترمکعب با ابعاد ۱۵۰ متر در ۱۵۵ متر و ارتفاع ۱۶۰ متر دارد. این سازه دارای ۴ در ورودی اصلی بوده هر کدام ارتفاعی برابر با ۱۴۰ متر داشته و دارای ۷ پانل عمودی و ۴ پانل افقی می‌باشد و حدود ۴۵ دقیقه زمان برای باز یا بسته کردن آن لازم است. ورودی غربی آن به راهروی انتقال منتهی می‌شود. یک در کوچکتر در قسمت جنوبی این سازه برای عبور مهندسین و وسایل عادی تعبیه شده است که در جلوی پارکینگ قرار دارد. جهت بلندکردن و جابجایی قطعات مختلف فضاپیماها، ساختمان مونتاژ مجهز به ۵ جرثقیل هوایی می‌باشد. همچنین تعداد زیادی وسیله دیگر جهت جابجایی قطعات متفاوت و کوچکتر در این ساختمان در نظر گرفته شده است. همچنین ساختمان مونتاژ دارای تجهیزات تهویه هوا و کنترل رطوبت بوده و ۱۲۵ دستگاه تهویه روی سقف آن قرار دارد. به این ترتیب، هوای داخل ساختمان در هر ساعت به طور کامل تعویض خواهد شد. [۱۱، ۱۲، ۱۳ و ۱۵]

مجموعه انتقال فضاپیما از محل پردازش و مونتاژ تا سکوی پرتاب

این مجموعه شامل کلیه زیرساخت‌هایی است که فضاپیما را از محل پردازش و مونتاژ به محل سکوی پرتاب هدایت می‌کند. این زیرساخت‌ها به شرح زیر هستند (شکل‌های ۶ و ۷):

✓ سیستم‌های انتقال‌دهنده کرالر^{۵۸}

سیستم انتقال‌دهنده کرالر یک جفت وسیله مکانیکی جهت جابجایی فضاپیما از ساختمان مونتاژ به سمت سکوی پرتاب ۱، ۲ و ۳ می‌باشد. ظرفیت حمل و ابعاد کرالر با توجه به مطالعه مقایسه‌ای با پیشرفته‌ترین پایگاه‌های پرتاب سراسر دنیا برای حمل پیشرفته‌ترین و سنگین‌ترین‌های ماهواره‌برهای احتمالی انتخاب شده است. از آنجا که بسیاری از اطلاعات موردنیاز در مورد مشخصات ماهواره‌برهای احتمالی، نظیر ابعاد، وزن، روش حمل، شارژ سوخت و ... از جمله اطلاعات محرمانه‌ای به شمار می‌رود که در اختیار هر شخص یا ارگانی قرار داده نمی‌شود، لذا امکان استفاده از این مشخصات به عنوان پارامترهای ورودی در این تحقیق وجود ندارد. بنابراین بهترین راهکار، مراجعه به پیشرفته‌ترین پایگاه‌های سراسر دنیا و الگوگیری از آن‌هاست تا از این طریق بتوان پایگاهی با استانداردهای جهانی برای ظرفیت‌های مختلف پرتاب ماهواره‌بر طراحی نمود. سیستم انتقال‌دهنده کرالر طراحی شده، باید توانایی حمل حدود ۶۰۰۰ تن بار را داشته باشد و حداقل سه مورد از آن‌ها به حالت فعال در یک زمان در پایگاه وجود داشته باشد. سیستم انتقال‌دهنده کرالر، انواع مختلف فضاپیماها را روی

مجموعه انتقال فضاپیما از محل پردازش و مونتاژ تا سکوهای پرتاب

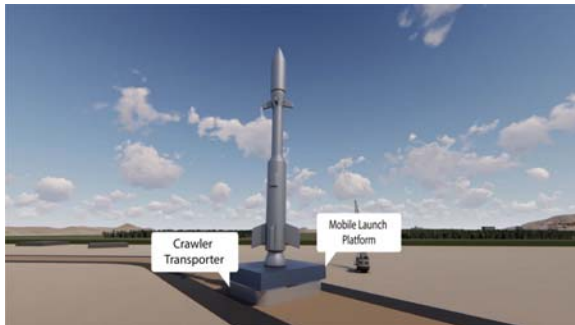
این مجموعه شامل کلیه زیرساخت‌هایی است که فضاپیما را از محل پردازش و مونتاژ به محل سکوهای پرتاب هدایت می‌کند. این زیرساخت‌ها به شرح زیر می‌باشند:

✓ سیستم‌های انتقال‌دهنده کرالر^{۵۹}

سیستم انتقال‌دهنده کرالر یک جفت وسیله مکانیکی جهت جابجایی فضاپیما از ساختمان مونتاژ به سمت سکوهای پرتاب ۱، ۲ و ۳ می‌باشد. ظرفیت حمل و ابعاد کرالر با توجه به مطالعه مقایسه‌ای با پیشرفته‌ترین پایگاه‌های پرتاب سراسر دنیا برای حمل پیشرفته‌ترین و سنگین‌ترین‌های ماهواره‌برهای احتمالی انتخاب شده است. از آنجا که بسیاری از اطلاعات موردنیاز در مورد مشخصات ماهواره‌برهای احتمالی، نظیر ابعاد، وزن، روش حمل، شارژ سوخت و ...، از جمله اطلاعات محرمانه‌ای به شمار می‌رود که در اختیار هر شخص یا ارگانی قرار داده نمی‌شود، لذا امکان استفاده از این مشخصات به عنوان پارامترهای ورودی در این تحقیق وجود ندارد. بنابراین بهترین راهکار، مراجعه به پیشرفته‌ترین پایگاه‌های سراسر دنیا و الگوبرداری از آن‌هاست تا از این طریق بتوان پایگاهی با استانداردهای جهانی برای ظرفیت‌های مختلف پرتاب ماهواره‌بر طراحی نمود. سیستم انتقال‌دهنده کرالر طراحی شده، باید توانایی حمل حدود ۶۰۰۰ تن بار را داشته باشد و حداقل سه مورد از آن‌ها به حالت فعال در یک زمان در پایگاه وجود داشته باشد. سیستم انتقال‌دهنده کرالر، انواع مختلف فضاپیماها را روی سکوی پرتاب متحرک منتقل می‌کند و سپس سکو را به ساختمان مونتاژ برمی‌گرداند. این سیستم به ابعاد ۴۰ متر در ۴۶ متر و به ارتفاع ۷ متر در نظر گرفته شده است. هر کرالر وزنی معادل ۳۰۰۰ تن بدون بار و سرعت حداکثر حدود ۱/۶ کیلومتر بر ساعت به همراه بار را داراست. همچنین به یک سیستم متعادل‌سازی مجهز است که سازه پرتابی را در حین انتقال به بالای سکوی پرتاب متعادل کرده و به صورت عمود نگه می‌دارد. مسیر انتقال کرالر و سکوی پرتاب متحرک یک مسیر آسفاته دوطرفه به عرض ۵۰ متر می‌باشد. در قسمت میانی این مسیر، یک جاده فرعی به صورت پارکینگ در نظر گرفته شده است تا در صورت بروز مشکلات فنی، سیستم کرالر به همراه سکوی پرتاب متحرک در این مکان استقرار یابند. در کنار مسیر اصلی دو بانده برای عبور سکوی پرتاب متحرک، یک جاده آسفاته دوطرفه ماشین‌رو نیز تعبیه شده است (شکل ۸).

✓ سکوهای پرتاب متحرک^{۶۰}

سکوی پرتاب متحرک یکی از سه سازه فعال دو طبقه در نظر گرفته شده در پایگاه پرتاب چابهار است که برای نگهداری سیستم فضاپیما در طول مراحل ساخت و پرتاب، شامل مراحل مونتاژ در ساختمان مونتاژ و مراحل انتقال به سکوهای پرتاب، مورد استفاده قرار می‌گیرد. هر سکوی پرتاب متحرک با ابعاد ۴۸ متر در ۴۰ متر و ارتفاع حدود ۸ متر، وزنی حدود ۳۷۵۰ تن بدون بار دارد. سکوی پرتاب متحرک در حالت سکون روی ۶ پایه ۶/۷ متری سوار می‌شود. سکوی پرتاب متحرک به همراه متعلقات توسط سیستم انتقال‌دهنده کرالر به سکوی پرتاب منتقل می‌شود. پس از پرتاب نیز، سیستم انتقال‌دهنده کرالر، سکوی پرتاب متحرک خالی را برای آماده‌سازی جهت پرتاب بعدی به ساختمان مونتاژ بازمی‌گرداند (شکل ۸) [۶ و ۷].



شکل ۸- سیستم‌های انتقال‌دهنده کرالر و سکوی پرتاب متحرک

مجموعه مرکزی کنترل و ارزیابی پرتاب‌ها

این مجموعه شامل دو ساختمان اصلی جهت کنترل و ارزیابی پرتاب‌های صورت گرفته از پایگاه فضایی چابهار در نظر گرفته شده است. این دو ساختمان مرکزی عبارتند از:

✓ مرکز کنترل پرتاب

مرکز کنترل پرتاب در پایگاه فضایی چابهار جهت هدایت و کنترل پرتاب‌ها از سکوهای پرتاب در نظر گرفته شده است. این مرکز که در قسمت شرقی پایگاه و در نزدیکی ساختمان مونتاژ قرار دارد، ساختمانی ۴ طبقه با ابعاد ۶۰ متر در ۳۰ متر بوده و پارکینگی اختصاصی روبروی آن در نظر گرفته شده است. این ساختمان شامل ادارات، تلمتری، تجهیزات ردیابی و ابزارگری، سیستم آنالیز اتوماتیک پرتاب و ۴ اتاق آتش می‌باشد.

کلیه عملیات پرتاب از اتاق آتش واقع در ساختمان کنترل پرتاب هدایت می‌شود. مسئولیت کنترل تقویت‌کننده‌ها و فضاپیماها از ابتدا تا لحظه پرتاب بر عهده اتاق آتش می‌باشد.



شکل ۱۱- نقشه پلان مراکز کنترل و ارزیابی پرتابها و مجموعه مراکز صنعتی در پایگاه پرتاب چابهار

ساختمان‌های مرکز صنعتی پایگاه فضایی چابهار به صورت زیر در نظر گرفته می‌شود:

✓ مرکز فرماندهی

مرکز فرماندهی یک ساختمان سه طبقه با مساحت حدود ۴۸۰۰۰ مترمربع و با ابعاد حدود ۱۲۰ متر در ۴۰۰ متر می‌باشد. این ساختمان مرکز اصلی فرماندهی و امور اداری در پایگاه پرتاب چابهار می‌باشد و شامل ادارات متعدد برای فرمانده و رئیس پایگاه، کارمندان مرکز مدیریت، پرسنل پرواز، پیمانکاران و کارمندان اداری کل پایگاه می‌باشد. همچنین در این ساختمان چندین کتابخانه و محل ذخیره آرشیو فیلم‌ها و عکس‌های مرتبط با پایگاه و پرتاب‌های انجام‌شده قرار دارد.

✓ ساختمان اجرایی

این مرکز ساختمانی پنج طبقه و با ابعاد ۱۰۰ متر در ۲۰۰ متر می‌باشد. بخشی از محموله‌های فضایی در این مرکز پردازش، مونتاژ و کنترل می‌گردند. این ساختمان مجهز به کارگاه‌هایی می‌باشد تولید و بررسی کارایی فضاپیماهایی که برای پرتاب انسان به فضا به کار می‌روند را بر عهده دارند. همچنین اقامتگاه خدمه فضاورد و قسمت آماده‌سازی فضاوردان پیش از پرواز در این ساختمان قرار دارد.

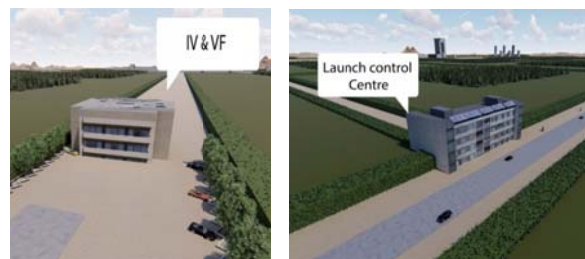
✓ تجهیزات ابزارگذاری مرکزی

ساختمانی سه طبقه با مساحتی بالغ بر ۱۴۰۰۰ مترمربع و با ابعاد ۸۰ متر در ۱۸۰ متر می‌باشد که در بالای آن، آنتن‌های متعدد وجود دارد. این ساختمان مرکز ابزارگذاری فضاپیماها و هسته مرکزی پردازش داده در پایگاه فضایی چابهار می‌باشد که شامل ادارات، آزمایشگاه‌ها، ایستگاه‌های آزمایشی و انبار وسایل ابزارگذاری می‌باشد. در این مجموعه همچنین انواع ابررایانه‌ها و

پس از اینکه کلیه ارتباطات بین برج مرکزی و فضاپیما قطع شده و پرتاب صورت گرفت، مسئولیت کنترل به ادارات دیگر این مرکز محول می‌شود. اعضای اصلی مجموعه کنترل پرتاب مستقر در اتاق آتش عبارتند از: مدیر پرتاب، مدیر جریان، مدیر آزمایشات، مسئول انجام آزمایش ماهواره و ماهواره‌بر، مسئول انجام آزمایش تقویت‌کننده، مسئول انجام آزمایش ظرفیت حمل بار، هماهنگ‌کننده سیستم آنالیز پرتاب، سرپرست عملیات در محدوده زمین و مهندس ترتیب‌سنج پرتاب.

✓ مرکز بررسی و تأیید مستقل

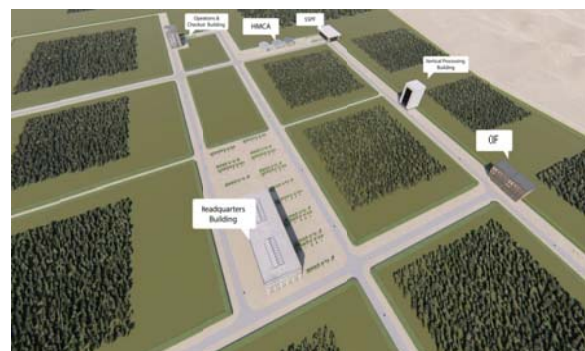
ساختمان بررسی و تأیید مستقل، ساختمانی تحت نظر مستقیم آژانس فضایی جمهوری اسلامی ایران است که مستقل از مرکز کنترل پرتاب، وظیفه بررسی، کنترل و نظارت بر کلیه اقدامات پایگاه فضایی چابهار را بر عهده دارد. این مرکز، ساختمانی مربعی و دو طبقه با ابعاد ۵۰ متر در ۵۰ متر بوده و در راستای تحقق هدف رسیدن به بالاترین سطح ایمنی در طول پرتاب‌های پایگاه فضایی چابهار در نظر گرفته شده است (شکل ۹) [۶ و ۷].



شکل ۹- مرکز کنترل پرتاب و مرکز بررسی و تأیید مستقل در پایگاه پرتاب چابهار

مجموعه مراکز صنعتی ۶۱

این مجموعه شامل مراکز اصلی فرماندهی و اداری پایگاه پرتاب چابهار است. این مجموعه همچنین چند ساختمان اصلی دیگر جهت ذخیره‌سازی سوخت، ابزارگذاری و تجهیزات مربوط به ایستگاه فضایی را در بر می‌گیرد (شکل ۱۰).



شکل ۱۰- مجموعه مراکز صنعتی پایگاه پرتاب چابهار



شکل ۱۲- مجموعه مراکز تجاری پایگاه پرتاب چابهار

وسایل پیشرفته الکترونیکی جهت کاهش، آنالیز و ارسال داده‌های تلمتری به مراکز دیگر پایگاه مستقر شده‌اند.

✓ تجهیزات پردازش عمودی

ساختمان تجهیزات پردازش عمودی ساختمانی مرتفع با ابعاد ۹۰ متر در ۹۰ متر با ارتفاع ۱۴۰ متر می‌باشد که فضاییها در آن به صورت ایستاده و عمودی مورد پردازش قرار می‌گیرند. با استفاده از دو جرثقیل هوایی، راه ارتباطی با فضاییها برقرار شده و تکنسین‌ها می‌توانند آن‌ها را بررسی کنند.

✓ ساختمان نگهداری و بررسی مواد مشتعل‌سازی

این مجتمع از سه ساختمان مجزا تشکیل شده است که به دلیل مواد خطرناکی که در آن‌ها نگهداری می‌شود از سایر بخش‌های صنعتی جدا شده است. این مجتمع برای ذخیره‌سازی و پردازش مواد انفجاری و قابل‌اشتعال مورد استفاده در موتورهای اصلی^{۶۲} و سیستم کنترل عکس‌العمل موشک و ماهواره‌بر^{۶۳} و همچنین سیستم‌های ردیابی مداری برای فضاییها^{۶۴} در نظر گرفته شده است. این ساختمان‌ها همچنین به عنوان انبار و پناهگاه موقت ضایعات خطرناک قبل از دفع نهایی آن‌ها به شمار می‌رود.

✓ تجهیزات پردازش ایستگاه فضایی^{۶۵}

ساختمان سه طبقه‌ای با ابعاد ۱۵۰ متر در ۲۷۰ متر می‌باشد که در نزدیکی ساختمان اجرایی قرار دارد. این مجموعه برای تولید، ایجاد و پردازش ایستگاه فضایی بین‌المللی^{۶۶} و سخت‌افزارهای پرواز و مولفه‌های ساختاری آن به کار می‌رود و شامل آزمایشگاه‌های متعدد می‌باشد [۶-۱۵].

مجموعه مراکز تجاری^{۶۷}

به عنوان بخشی از پروژه توسعه تجاری صنعت فضایی کشور در منطقه، پایگاه پرتاب چابهار می‌تواند تعدادی از امکانات خود را به مراکز دیگر خصوصی و دولتی اجاره دهد. از جمله مهم‌ترین این امکانات می‌توان به موارد زیر اشاره کرد: مجموعه بازدید عموم برای استفاده‌کنندگان چندمنظوره، تجهیزات فرود موشک در فرودگاه پایگاه، تجهیزات آنالیز فضاییها، سکوها پرتاب آزاد در زمان‌های مشخص، ساختمان اجرایی و نظارت و تجهیزات نگهداری و بررسی مواد مشتعل‌سازی. کلیه کارهای اداری مربوط به اجاره این امکانات که مستلزم ارتباط با مراکز مختلف کشور و حتی منطقه می‌باشد، در ساختمانی سه طبقه با ابعاد ۵۰ متر در ۸۰ متر در قسمت جنوبی پایگاه پرتاب چابهار انجام می‌شود (شکل ۱۲) [۶ و ۷].

مجموعه بازدید عموم (مجتمع بازدید)^{۶۸}

در قسمت غربی پایگاه پرتاب چابهار، مجموعه‌ای برای بازدید عموم جهت نمایش دستاوردهای فضایی جمهوری اسلامی ایران در نظر گرفته شده است. این مجموعه مساحتی بالغ بر ۲۰ هکتار با ابعادی برابر با ۴۰۰ متر در ۵۰۰ متر دارد و شامل تجهیزات زیر می‌باشد:

✓ سالن‌های آی‌مکس^{۶۹}

دو سالن تئاتر آی‌مکس پیش‌بینی شده در مجموعه بازدید پایگاه چابهار برای نمایش فیلم‌هایی از روند طراحی ماهواره‌ها، فضاییها، موشک‌ها و سایر دستاوردهای فضایی جمهوری اسلامی ایران به کار می‌رود.

✓ تالار مشاهیر فضانوردی

تالار مشاهیر در مجموعه بازدید جهت نمایش تاریخچه زندگی محققین عرصه فضا و فضانوردان کشور در نظر گرفته شده است.

✓ شبیه‌ساز سفر به فضا^{۷۰}

این مرکز برای علاقه‌مندان و داوطلبان برای کسب تجربه سفر فضایی تعبیه شده و شرایط محیطی، فشار، دما و سایر پارامترهای فضایی را شبیه‌سازی می‌کند.

✓ اتاق جلسات

اتاق جلسات محل برگزاری جلسات و نشست‌ها در مجتمع بازدید جهت ارائه تجربیات آموزشی فضانوردان به عموم مردم می‌باشد.

✓ راهروی نمایش دستاوردهای فضایی

در قسمت‌های مرکزی مجتمع بازدید و در بین ساختمان‌ها و تجهیزات ذکر شده، انواع دستاوردهای فضایی کشور در مناطق مختلف در معرض دید عموم قرار گرفته است. این قسمت شامل نمایش انواع مختلفی از فضاییها، موشک‌های تاریخی و جذابیت‌های متفاوت از تاریخ و آینده پرواز فضایی انسان و

62. Main Engines
63. Space Shuttle Reaction Control System
64. Orbital Manoeuvring System
65. Space Station Processing Facility
66. International Space Station
67. Commercial Centers

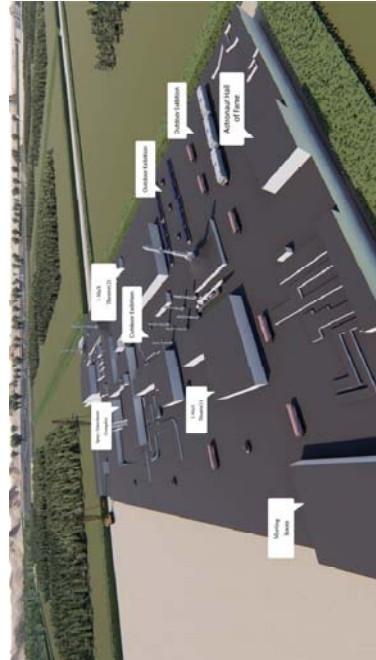
68 Visitor Complex
69 IMAX Theaters
70 Shuttle Launch Experience (Simulator)



شکل ۱۴- مجموعه مراکز تحقیقاتی و آموزش فضانوردان در پایگاه پرتاب چابهار



شکل ۱۵- نقشه پلان مجتمع بازدید و مجموعه مراکز تحقیقاتی و آموزش فضانوردان در پایگاه پرتاب چابهار



شکل ۱۳- مجتمع بازدید پایگاه پرتاب چابهار

روبات‌ها می‌باشد. در این قسمت، همچنین تورهای مختلفی با اتوبوس برای علاقه‌مندان به صنعت فضایی تدارک دیده شده است. [۶، ۷، ۱۰، ۱۱، ۱۲، ۱۳ و ۱۵]

مجموعه مراکز تحقیقاتی و آموزش فضانوردان

جنب مجتمع بازدید و در قسمت غربی آن، مجموعه‌ای از مراکز تحقیقاتی و آموزشی با مساحت ۱۶۰۰۰ مترمربع تعبیه شده‌اند. دو ساختمان اصلی این مجموعه به شرح زیر می‌باشند:

✓ مرکز تحقیقات و توسعه صنعت فضایی^{۷۱}

این مرکز می‌تواند قطب علمی کشور در صنعت فضایی بوده و با کلیه دانشگاه‌ها و مراکز علمی کشور و سراسر دنیا در ارتباط باشد. کلیه مهندسين و تکنسین‌های صنعت هوافضا و دیگر صنایع مرتبط می‌توانند در این مرکز مشغول به کار شده و در پیشبرد اهداف فضایی کشور سهیم باشند. وجود چنین مرکز تحقیقاتی در داخل یک پایگاه فضایی مدرن مانند پایگاه پرتاب چابهار امری ضروری می‌باشد.

✓ مرکز آموزش فضانوردان^{۷۲}

این مرکز شامل انواع کلاس‌های درس تئوری و عملی با آزمایشگاه‌های مختلف و با امکانات مجهز برای آموزش فضانوردان و همچنین مهندسين و تکنسین‌های صنعت فضایی کشور در نظر گرفته شده است. [۱۰، ۱۱، ۱۲ و ۱۵]

مجموعه مراکز اخباررسانی و مطبوعاتی

سایت اخباررسانی و مطبوعاتی به صورت مرکزی رسانه‌ای در پایگاه پرتاب چابهار در نظر گرفته شده است که محل استقرار خبرنگاران و روزنامه نگاران در کلیه پرتاب‌های فضایی از این پایگاه خواهد بود. این سایت مساحتی حدود ۲۵۰۰ مترمربع داشته و در قسمت شمالی پایگاه پرتاب، بالای مجموعه پردازش و در فاصله‌ای حدود ۵ کیلومتر از سکوی پرتاب قرار دارد. این مجموعه را می‌توان به سه بخش تقسیم کرد:

✓ سایت مطبوعاتی^{۷۳}

این سایت به صورت یک ساختمان هفت طبقه با ابعاد ۲۰ متر در ۳۰ متر در نظر گرفته شده است که شامل ادارات مختلف و سالن کنفرانس می‌باشد. کنفرانس‌های مطبوعاتی مسئولین پایگاه و مقامات کشوری و لشکری برای توضیح در مورد پیشرفت‌های حاصله و پرتاب‌های انجام‌شده و پیش‌رو در این مکان برگزار می‌گردد.

✓ مرکز اخبار^{۷۴}

مرکز اخبار پایگاه چابهار به صورت ساختمانی هشت طبقه با

73. Press Site

74. News Media Facility

71. Research and Development Area (R&D)

72. Astronaut Training Center

ابعاد ۳۰ متر در ۳۰ متر و مجاور سایت مطبوعاتی در نظر گرفته شده است. این مرکز جهت جمع‌آوری اطلاعات و اخبار جدید از پایگاه پرتاب چابهار و سایر پایگاه‌های دنیا و باز نشر آن‌ها از طریق رادیو و تلویزیون مورد استفاده قرار خواهند گرفت. این مرکز شامل ۱۵ دفتر پشتیبانی سایت، محل کار رسانه‌های مختلف و کتابخانه رسانه‌ای می‌باشد.

✓ محل تماشای پرتاب‌ها^{۷۵}

این مکان یک سایت بالکن‌مانند و با ابعاد ۲۰ متر در ۵۰ متر می‌باشد و محل استقرار کلیه خبرنگاران و روزنامه‌نگاران برای تماشای پرتاب‌ها می‌باشد [۶، ۷، ۱۰، ۱۱، ۱۲ و ۱۴].



شکل ۱۶- مجموعه مراکز اخباررسانی و مطبوعات در پایگاه پرتاب چابهار

فرودگاه اختصاصی مربوط به پایگاه فضایی چابهار^{۷۶}

با توجه به اطلاعات بدست‌آمده از محل پایگاه پرتاب چابهار و تسهیلات اطراف این پایگاه، فرودگاهی متعلق به ارتش جمهوری اسلامی ایران در نزدیکی آن وجود دارد. گرچه می‌توان از این فرودگاه برای رفت‌وآمد و حمل‌ونقل تجهیزات استفاده کرد، بهتر است پایگاه پرتابی در سطح استانداردهای جهانی مانند پایگاه فضایی چابهار دارای فرودگاه اختصاصی باشد. این فرودگاه در قسمت شمال غربی پلان پایگاه پرتاب با ابعادی حدود ۳۰۰۰ متر در ۶۲۰۰ متر تعبیه شده است. این فرودگاه شامل تجهیزات فرود هواپیمای مسافربری، تجهیزات باند فرود موشک و هواپیماهای باربری، تاسیسات آتش‌نشانی برای جلوگیری از حوادث احتمالی برای فضاپیماها و هواپیماها، ترمینال مسافربری و باربری، بخش تشریفات برای ورود و خروج مقامات و بخشی مجزا برای استقرار هواپیماهای جست‌وجو و نجات در سمت مخالف باندهای اصلی می‌باشد [۶، ۷، ۱۱ و ۱۲].

منطقه مسکونی^{۷۷}

در قسمت جنوب غربی پایگاه پرتاب چابهار، یک منطقه مسکونی با مساحتی بالغ بر ۶۴۰ هکتار برای اسکان مهندسين، تکنسین‌ها و مقامات در نظر گرفته شده است. نمایی شماتیک از این مجموعه در

شکل (۱۸) نشان داده شده است. منطقه مسکونی طراحی شده دارای آپارتمان‌های ۶، ۹ و ۱۲ طبقه مبله با طراحی مدرن بوده که ظرفیت اسکان حدود ۲۰۰۰۰ نفر را دارا می‌باشند. کل این منطقه به چهار قسمت تقسیم‌بندی می‌شود:

✓ محل اسکان موقت و اولیه برای اسکان کارکنان و تکنسین‌های جدید.

✓ شهرک علمی برای اسکان مهندسين و تکنسین‌های برنامه‌های فضایی.

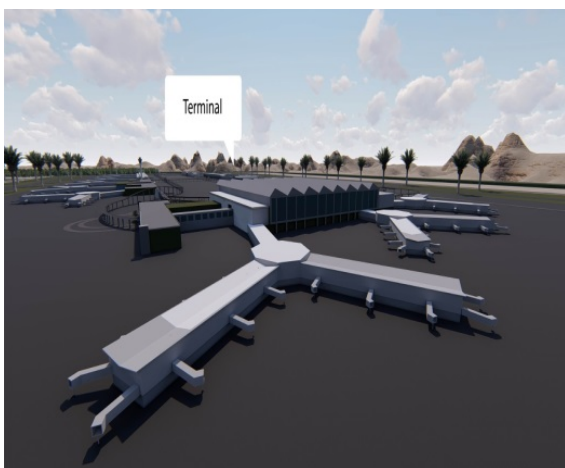
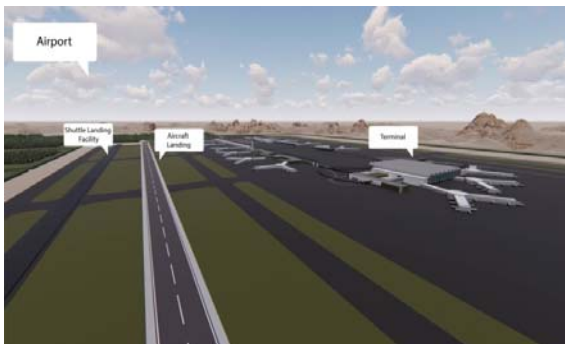
✓ شهرک اداری برای مسئولین کارهای اداری و فرماندهی پایگاه.

✓ آپارتمان‌های شخصی برای مقامات کشوری و لشکری

علاوه بر ساختمان‌ها، این منطقه مسکونی شهرک‌مانند شامل پارک‌ها، مغازه‌ها، مدرسه، دانشگاه و ... می‌باشد [۱۱ و ۱۲].

نقشه کلی پایگاه پرتاب چابهار

نقشه کلی پایگاه پرتاب چابهار به صورت شکل (۱۸) و (۱۹) ارائه شده است. شایان ذکر است که در این مقاله، سعی شده است تا بهترین انتخاب‌ها و جانمایی‌ها با توجه به پلان و تجهیزات پایگاه‌های پیشرفته اجرا گردند. مراجعه به تجهیزات این پایگاه‌های پرتاب، که در مراجع این مقاله به آن‌ها اشاره شده است، می‌تواند بهترین صحت‌سنجی برای پلان و تجهیزات ارائه شده برای پایگاه پرتاب چابهار باشد.



شکل ۱۷- فرودگاه اختصاصی در پایگاه پرتاب چابهار

75. Launch Viewing Site / Launchpad View Site

76. Airport

77. Residential Area

- [15] Future US Inc. (2019), Guiana Space Center: Europe's Spaceport, available at: <https://www.space.com/33949-guiana-space-center.html>
- [16] Zak, Anatoly (2017), Kourou Launch Site, available at: <http://www.russianspaceweb.com/kourou.html>

- the Ariane 5, Soyuz and Vega vehicles, available at: <http://www.arianespace.com/spaceport-facility/>
- [14] ESA (2017), Europe's Spaceport, available at: http://www.esa.int/Our_Activities/Space_Transportation/Europe_s_Spaceport/Europe_s_Spaceport2

راهنمای نگارش و صفحه‌آرایی مقالات

مراجع: اشاره به مراجع با شماره ۱ و بین [] آغاز می‌شود و با شماره‌های ۲، ۳ و ... ادامه می‌یابد. توجه شود که در متن به مرجع ۳ زودتر از مرجع ۲ نباید اشاره کرد (در اولین ارجاع به منبع ۳). اگر به دو مرجع متوالی اشاره شود باید ارجاع به شکل [۵، ۶] باشد؛ در ارجاع به بیشتر از دو مرجع متوالی به صورت [۳-۷] عمل کنید. اسامی تمامی نویسندگان یک مرجع باید ذکر شود؛ ولی اگر مرجعی بیش از ۴ نویسنده دارد پس از درج نام نویسنده اول عبارت «و همکاران» قید شود.

نکته: به‌منظور ارتقای جایگاه فصلنامه در سیستم‌های رسمی ارزیابی از نویسندگان محترم انتظار می‌رود از مقالات مرتبط شماره‌های قبلی فصلنامه در مراجع استفاده کنند.

نتیجه‌گیری: در این قسمت نباید به هیچ‌یک از مراجع استفاده‌شده در متن ارجاع داد. ضمناً متن نتیجه‌گیری نباید عیناً خلاصه قسمت‌های مختلف مقاله باشد، در عین اینکه باید ارتباطی منطقی بین آن و متن مقاله برقرار باشد.

شکل‌ها و جدول‌ها: کلیه عبارات و اعداد و ارقام در جدول‌ها و شکل‌ها حتی‌الامکان فارسی باشد. ضمناً عنوان شکل‌ها در زیر آنها و عنوان جدول‌ها در بالای آنها درج شود. از آنجا که متن مقالات در ستون‌هایی به عرض ۷/۸ صفحه‌آرایی می‌شوند، لازم است که اصل تصاویر یا نمودارها و جدول‌ها (در صورتی که عکس آنها در مقاله ارائه شده باشد) در عرض ۷/۸ یا ۱۵/۶ سانتی‌متر تهیه شوند. اصل شکل‌ها به لحاظ کیفیت چاپ سیاه و سفید و در محیط فتوشاپ و با رزولوشن حداقل ۳۰۰ ارسال شوند. حاشیه سفید اطراف شکل‌ها نیز حداقل اندازه ممکن باشد.

فرمول‌ها و معادلات ریاضی: از آنجا که اندازه قلم لاتین متن 10pt است، بایستی در تمامی فرمول‌ها و معادلات، سایز حروف پایه حتماً Times New Roman, 10pt, Regular انتخاب شود و باقی اجزا به تناسب بزرگ یا کوچک شود. برای نوشتن فرمول‌ها از Equation Editor نرم‌افزار ورد استفاده شود. فرمول‌ها باید از (۱) شماره‌گذاری شده و در متن با ذکر شماره، مانند «معادله (۱)» به آنها ارجاع داده شود. شماره و فرمول مربوطه در یک سطر درج می‌شود مگر در مواردی که فرمول از چندین سطر تشکیل شده باشد که در این صورت باید شماره را در آخرین سطر فرمول درج کرد. در تمام این موارد شماره فرمول بین پرانتز قرار گرفته و راست‌چین می‌شود. فرمول نیز در سطر مربوطه چپ‌چین خواهد شد.

سیستم واحدها: سیستم واحدهای مورد قبول فصلنامه، سیستم متریک (SI) است و همه متغیرها و اعداد در متن، جدول‌ها و شکل‌ها باید در سیستم متریک ارائه شوند.

نکات ویرایشی

در استفاده از علائم سجاوندی (؛ ، _ : _ ؛ ؟ ؛ !)، دقت شود که این علائم باید از عبارت پیش از خود بدون فاصله و از عبارت پس از خود یک فاصله داشته باشند. «ها» جمع جدا و بدون فاصله از کلمه پیش از خود نوشته می‌شود. «می» در افعال جدا و بدون فاصله از کلمه پس از خود نوشته می‌شود.

- مقاله‌ارسالی نباید پیش از این در هیچ‌یک از نشریات داخلی یا خارجی به چاپ رسیده باشد.
- برای تایپ مقالات فقط از نرم‌افزار مایکروسافت ورد نسخه ۲۰۰۷ در محیط ویندوز XP با امکانات فارسی استفاده کنید.
- مقالات به دو شکل مقالات کامل و مقالات کوتاه (به ترتیب حداکثر با ۱۶ و ۸ صفحه‌تایپ‌شده در فرمت فصل‌نامه) پذیرفته می‌شوند.
- دبیرخانه فصل‌نامه در ویرایش مقالات ارسالی آزاد است.

فرمت مقالات

کلیات: اجزای اصلی مقالات ارسالی، نظیر چکیده، **علائم اختصاری**، مقدمه، تیتراهای اصلی و فرعی، نتیجه‌گیری و مراجع باید کاملاً در متن مشخص و مجزا باشند. قطع صفحه A4، حاشیه‌چپ و راست کاغذ به ترتیب ۲ و ۲/۵ سانتی‌متر و حاشیه‌های بالا و پایین به ترتیب ۲/۵ و ۲/۵ سانتی‌متر است. متن مقاله نیز در دو ستون با عرض ۷/۸ سانتی‌متر تهیه می‌شود. نوع قلم اجزای مختلف مقاله - اعم از متن مقاله، عناوین اصلی و فرعی، شرح شکل‌ها، پاورقی‌ها و ... - برای فارسی B Mitra و برای انگلیسی Times New Roman است - مگر در مواردی که قلم دیگری ذکر شده باشد. متن اصلی مقاله برای عبارات فارسی با سایز 12pt معمولی و برای عبارات انگلیسی با سایز 10pt معمولی تایپ شده و فاصله سطر آن Single باشد.

تذکر: عناوین اصلی و فرعی حتماً شماره‌گذاری شوند.

نکته: لطفاً برای جزئیات فرمت به کار رفته در فصلنامه به آدرس <http://www.ari.ac.ir> مراجعه کنید.

عنوان و نویسندگان مقاله: عنوان مقاله حداکثر در ۲ سطر با قلم B Titr, 26pt, Bold تایپ شود. اسامی نویسنده اول و سایر نویسندگان به ترتیب از راست به چپ در یک سطر درج شوند. مرتبه علمی نویسندگان مقاله و همچنین نویسنده مسئول هر مقاله باید مشخص شود. دانشگاه یا مؤسسه محل خدمت هریک از نویسندگان نیز در سطرهایی مجزا اشاره شود. دانشگاه یا مؤسسه محل خدمت نویسنده اول (با ذکر شهر و کدپستی) و نیز E-mail **محل خدمت یا دانشگاه** وی در دو سطر جداگانه درج شوند.

چکیده: در متن چکیده از ذکر مقدمات و کلیات خودداری شود و مستقیماً به مسئله مورد مطالعه و اهداف آن، اساس کار، و میزان موفقیت این مطالعه با استناد به نتایج کار به‌طور خلاصه اشاره شود. طول چکیده حداکثر ۱۰۰ و حداکثر ۱۶۰ کلمه باشد.

واژگان کلیدی: نباید از ۱۰ کلمه بیشتر باشد.

فهرست علائم: در صورتی که در مقاله از علائم و متغیرهای ریاضی متعددی استفاده شده باشد، باید در ابتدای مقاله و پیش از مقدمه فهرستی از آنها تهیه شود. ابتدا حروف الفبای لاتین و سپس حروف یونانی، هر دو به شکل صعودی، در این فهرست می‌آید. در انتها سایر علائم موجود درج می‌شوند.

Manuscript Style and Format

Example: It was shown by Prusa [1] that...

In the case of two citations, the numbers should be separated by a comma, for example, [1,2]. In the case of more than two reference citations, the numbers should be separated by a dash.

- i) **Appendices:** Use appendices to record details and data that are of secondary importance or that are needed to support assertions in the text. Make sure the text contains references to all appendices. Prepare an appendix. References containing bibliographic information about works cited in text.
- j) **Conclusions:** The conclusions should stand alone without either references or referrals to the main text for more details. They must be logically drawn from the text but not be just a summary of the paper.

Tables

Plan tables to fit the column width of the journal (8.5 cm) or, if necessary, the page width (17 cm). Each table must have an Arabic number and a caption (definitive title) at the top. Tables (and figures) should occur in reasonably close proximity to the text that refers to them and should not repeat information available elsewhere in the paper. Fonts smaller than 10 pt should be avoided.

Figures

Figures should be of good quality and with adequate description. All lettering must be sized so that it will be at least 8 points high when the figure is reduced to column width (8.5 cm); avoid variations in lettering size. All lines and graph points must be distinct. Figures should appear within the text, close to where they are cited. Please eliminate all extra spaces in the figures and between the parts of multipart figures. Photographs should be prepared in high resolution (at least 300 DPI) with tiff format and black and white.

Mathematical Expressions

All mathematical expressions should be included in the manuscript. Care should be taken to distinguish between capital and lowercase letters, between zero (0) and the letter (o), etc. Mathematical expressions should be centered and fit into a single column when set in type. Equations that might extend beyond the width of one column should be rephrased to go on two or more lines within column width. Numbers that identify mathematical expressions should be enclosed in parentheses. Refer to equations in text as "Eq. (1)," or "Equation (1)," etc., at the beginning of a sentence. Units: Authors should use the SI system of units.

Submission

Hard copies of the papers with a disk containing full manuscript must be submitted to the office of Journal of Space Science and Technology. Provide copyright form, proposal referees names, and complete contact information including the name of the corresponding author.

Copyright: It is a fundamental condition for publication that submitted manuscripts have not been published, nor will be simultaneously submitted or published elsewhere. Upon submission of an article, the authors agree that the copyright of the article will be automatically transferred to the publisher at the time when the article is accepted for publication.

- The submitted paper must not already be published in any national or international journal.
- The authors of English papers must submit their manuscript in Microsoft Word 2007 ®.
- The papers are accepted in two types of full papers (maximum of 16 pages), and short papers (maximum of 8 pages) in the format of the journal .
- The secretariat of the journal is free to edit the papers.

Length

JSST manuscript length is based on the total number of words in the manuscript, including the abstract, equations, tables, and references. Extra allowance also must be made for figures, particularly when they are numerous. Regardless of its original length, your revised manuscript should be as short as you can reasonably make it while preserving clarity and essential content. Normal limits are as follows:

- a) Full-Length Paper: approximately 6000-8000 words.
- b) Technical or Engineering Note: approximately 2000 words.

Format and Style

- a) **General:** The entire manuscript, including abstract, nomenclature, footnotes, references, figure captions and appendixes, must be 12-point type, DOUBLE SPACED, with 25 mm margins all around. Make the headings short but informative (specific), in boldface, centered, capitalized and numbered with Arabic numerals. Make sure that each sentence is clear and unambiguous, and that paragraphs are of reasonable length.
- b) **Title, Author's Name, Affiliation:** The title should appear in uppercase letters and must be 16-point type in uppercase. A good title usually is six to eight words and is informative. The author's name should follow. Coauthors' names should be on the same line if they all have the same affiliation. If they have different affiliations, place each name on a separate line. Each affiliation line should contain the author's company or institution and city (City and Postal Code). The corresponding author's email and address should be provided.
- c) **Abstract:** A Full-Length Paper must have an abstract of 200 (maximum) words. The abstract indicates the objectives of the investigation, the major techniques employed, and the outcome of the investigation at hand.
- d) **Keywords:** The author should provide a set of keywords (5 to 7) which can be used to facilitate a search.
- e) **Nomenclature (optional):** If symbols are used extensively you may insert their definition after the keywords. List the symbols in alphabetical order within each of the following groups: English group first, then Greek, subscripts, and superscripts. Numbers and other symbols should be listed last. Acronyms should be defined in the text, not in the nomenclature.
- f) **Introduction:** The paper must include an introduction; a brief assessment of prior work by others and an explanation of how the paper contributes to the field.
- g) **Acknowledgments:** All acknowledgments should appear in a separate paragraph at the end of the manuscript, preceding the References.
- h) **References:** Within the text, references should be cited in numerical order according to their order of appearance. The numbered citation should be enclosed in brackets.



راهنمای اشتراک فصلنامه علمی - پژوهشی «علوم و فناوری فضایی»

از دانش پژوهان و علاقه‌مندان محترم درخواست می‌شود در صورت تمایل به اشتراک فصلنامه علمی پژوهشی «علوم و فناوری فضایی» هنگام تکمیل فرم اشتراک به نکات زیر توجه فرمایند:

نحوه اشتراک

فیش بانکی به مبلغ ۳۰۰.۰۰۰ ریال سالانه (چهار شماره) برای افراد حقیقی و مبلغ ۶۰۰.۰۰۰ ریال برای سازمان‌ها، به حساب جاری شماره ۳۷۶۱۱۸۲۲ بانک تجارت شعبه پیروزان به نام درآمد اختصاصی پژوهشگاه هوافضا واریز و به همراه برگ اشتراک تکمیل شده به نشانی: تهران، شهرک قدس (غرب)، خ ایران زمین، خ مهستان، خ هوافضا (پانزدهم)، پژوهشگاه هوافضا، دبیرخانه فصلنامه ارسال کنید.

یادآوری‌ها

در صورت تغییر نشانی یا عدم دریافت نشریه، مراتب را کتباً - با ذکر کد اشتراک - به دبیرخانه فصلنامه اعلام فرمایید.

JSST

فصلنامه علمی - پژوهشی علوم و فناوری فضایی

فصلنامه علمی - پژوهشی «علوم و فناوری فضایی»

نام خانوادگی: نام:

تاریخ اشتراک:

شخصی مؤسسه

از شماره: تعداد مورد نیاز:

شغل:

وضعیت اشتراک:

جدید تجدید اشتراک کد اشتراک قبلی

نشانی کامل پستی:

کد پستی:

تلفن:

JSST Subscription Form

Authors, researchers and readers wishing to subscribe to the JSST, Journal of Space Science and Technology, should register by filling in the subscription form as follows (This form is available online from <http://www.ari.ac.ir>):

JSST <small>Journal of Space Science & Technology</small>	
Last Name: _____	First Name: _____
Title: _____	(Dr., Ph.D., M.Sc., etc.)
Position: _____	
Address: _____ _____ (Please print clearly)	
P.O. Box: _____	
City: _____	State: _____
Post/Zip Code: _____	Country: _____
Tel: _____	Fax: _____
E-mail: _____	
Subscription Date: _____	<input type="checkbox"/> Individual <input type="checkbox"/> Institution
Subscription Status:	
<input type="checkbox"/> New Subscription	<input type="checkbox"/> Renewal Subscription Code: _____

Note to Subscribers:

Claims for non-receipt of journal must be made within 6 months of publication or they will not be honored without charge. Subscriptions and changes of address should be sent to the subscription office, JSST, at least 2 months in advance of change.

Annual Subscription Rates

(Including postage)

	Individuals	Institutional
International Subscription	100 EURO	400 EURO
	* Single issue: 70 EURO (Subject to availability)	
I.R. Iran	300,000 Rials	600,000 Rials

Please make Bank Draft Payable to:

Account Name: Aerospace Research Institute

Account No: 376111822

Bank Name: Tejarat Bank

Branch Name: Shahrak Qods, Pirozan

Mail Form with your Payment to:

Subscription Office, JSST, P.O. Box 14665-834, Aerospace Research Institute, Tehran, I. R. Iran
or Fax them to us: (98) 21 88366045

For more information please visit the website of the journal (<http://www.ari.ac.ir>)

Research Paper

Presentation of a Conceptual Framework for the Design of Chabahar Strategic Launch Site for the Development of Iran Space Industry

M. Payan^{1*}, H. Kazerooni²

1. Department of Science and Technology, University of National Defense and Strategic Research, and Department of Civil Engineering, K. N. Toosi University of Technology, Tehran, Iran
- 2- Department of Science and Technology, University of National Defense and Strategic Research, Tehran, Iran.

***payan@kntu.ac.ir**

The need to stay in space and use its advantage in different perspectives has led our country to take steps to use satellite technology. In this regard, constructing an advanced satellite launch site with all the modern facilities is one of the key issues. Imam Khomeini Space Center is the first permanent launch platform of the Islamic Republic of Iran. In 1389, it was announced that due to existing geographic constraints, research was conducted to build the second space center in Chabahar. In this paper, using several performed studies on the infrastructure of the advanced space centers around the world as well as various simulation methods, a conceptual design for the Chabahar launch site is presented. Full descriptions of the launch platforms, processing complex, assembling of satellites, etc. are illustrated. The design and construction of the Chabahar launch site will be a major step forward in the development of the space industry of Islamic Republic of Iran.

Keywords: Chabahar launch site, Launch pad, Space industry, Satellite and launcher, Processing complex

1. Assistant Professor (Corresponding Author)
2. Assistant Professor

Research Paper

Control Allocation for Redundant Thruster of a Spacecraft via Direction-Preserving Approach in Simplex Algorithm

M. Ghobadi^{1*}, M. Shafae Roshan² and M. Jafari Nodoshan³

1, 2. Department of New Science and Technology, University of Tehran, Tehran, Iran

3. Department of Aerospace Engineering, K.N.Toosi University of Technology, Tehran, Iran

* mahdi_ghobadi@ut.ac.ir

Using linear programming method in control allocation for attitude control subsystem of spacecraft with redundant thrusters is studied in this paper. The simplex algorithm is utilized as a solver and the Direction Preserving and Bodson's Reduced size Direction preserving approaches are used as optimal approaches to deal with non-admissible solutions. Also, the correct performance of these approaches against the phenomenon of extruder faults is evaluated. The results show that the Direction Preserving approach has less computational time and less fuel consuming. However, the Bodson's Reduced size Direction preserving approach has more computational time and more fuel consumption but less tri-axis tracking error. It should be noted that the PD controller has been used as a spacecraft control rule, and simulations have been made for the number and configuration of the specific thrusters.

Keywords: Thruster, Redundancy, Control allocation, Linear programming, Simplex Algorithm, Direction-Preserving Approach, Bodson's Approach

1. PhD Assistant (Corresponding Author)
2. Associate Professor
3. Assistant Professor



Research Paper

The Comparison of the Binding Parameters of Silver Nanoparticles to DNA in Gravity and Microgravity Conditions

A. Hekmat¹, B. Hajati^{2*} and Z. Hajebrahimi³

1, 2. Department of Biology, Science and Research Branch, Islamic Azad University, Tehran, Iran

3. Aerospace Research Institute, Ministry of Science Research and Technology, Tehran, Iran

* hekmat@ut.ac.ir

Sounding rockets provide a useful platform for the aerospace research activities in which carry out a research payload to the space and recover it in the ground. In the flight path, it does scientific experiments and acquire the result for more analysis in the ground. All of the well-known aerospace centers around the world use frequently the various forms of sounding rocket to test and evaluate their sensitive space components. Actually, space qualification process of a space module is completed sometimes through a real space flight using the sounding rocket. In this paper the performance of a MEMS based inertial measurement unit (IMU) is investigated. The obtained result shows that using appropriate filtering, MEMS based IMU can measure appropriately the dynamic behavior of the sounding rocket. These data may be used for further identification and validation tests.

Keywords: Silver nanoparticles, DNA, Microgravity, Spectroscopy, Zeta potential, Dynamic light scattering (DLS)

1. Assistant Professor (Corresponding Author)

2. M.Sc.

3. Assistant Professor M. Sc.

Research Paper

Performance Analysis of FMC Actuators to Microsatellite Temperature Management Based on 3-Axis and Pyramidal Configuration

M. Nosratollahi^{1*} and A. Soleimani²

1. Department of Aerospace University Complex, Malek Ashtar University of Technology, Tehran, Iran

* m_nosratollahi@sbu.ac.ir

In this paper, damping mode of a satellite attitude control is designed and implemented using magnetic actuators in software /hardware-in-the-loop test bed. To this end, the equivalent of Earth's magnetic field is designed using Helmholtz coil, frictionless is made by air-bearing, and algorithms are developed on designed control board. By measuring the Earth's magnetic field, actuator commands are generated by the damping algorithm then braking torque is produced. Some applied restrictions and special requirements such as non-simultaneous operation between magnetic sensor and magnetic actuators, air-bearing friction, initial angular velocity are considered. By identifying the air-bearing frictional model, the results are compared in software/hardware-in-the-loop. The compared results show that the ability of the designed system to perform damping mode.

Keywords: FMC Actuator, Numerical simulation, Pyramidal and 3-Axis configuration, Temperature management, Fluid angular velocity, SIMPLE Method

1. Associate Professor (Corresponding Author)

2. PhD Student



Research Paper

Dynamic & Non-linear Modeling of an Expansion Cycle Rocket Engine

M. A. Eskandari¹, H. Karimi^{2*}, D. Ramesh³ and M.R. Alikhani⁴

1, 2, 3, 4. Department of Aerospace Engineering, Khajeh Nasir Toosi University of Technology, Tehran, Iran

* karimi@kntu.ac.ir

Expansion cycle rocket engines have unintelligible and sensitive dynamic behavior. Contrary to other types of rocket engine which have a gas generator, Expansion cycle rocket engines utilize mass flow of fuel propellant to provide power for the rotating turbo pump. Which contributes to a complicated and difficult ignition process in these engines. Priority and delay process in the opening of control valves is important to prevent the aforementioned phenomena. As opening and closing of control valves cause dynamic processes in a rocket engine, whose effects are expensive and difficult to predict by experimental tests. Therefore, dynamic modeling plays a key role in the development of expansion cycle rocket engines and may decree future expenses. In this article, the RL-10 rocket engine with sufficient data for validation has been chosen. The main goal of this article is the dynamic modeling of the expansion cycle rocket engine using mathematical non-linear models. Modeling results yield that the presented non-linear model is valid.

Keywords: RL-10, dynamic analysis, Liquid Rocket Engine

1. PhD Student
2. Professor (Corresponding Author)
3. Assistant Professor
4. M. Sc.

Research Paper

The Current Framework of Space Law Approach to Commercial Space Activities: Prescriptive or Restrictive

S.H. Mahmoudi¹, R. Rohami² and H. Heidari^{3*}

1. Shahid Beheshti University, Ministry of Science, Research and Technology, Tehran, IRAN

2, 3. Farabi Campus - University of Tehran, Tehran, IRAN

* h.heidaree@gmail.com

Now, the required samples to achieve the specific precision of sensitivity analysis in design are performed based on trial and error methods. The purpose of this paper is to develop an approach for determining the number of the required sample to achieve the specific precision of sensitivity analysis. Thus, in this paper, a new sensitivity analysis method is proposed based on the Progressive Latin hypercube Sampling (PLHS) and the convergence of the analysis results. For this purpose, a PLHS method has been developed. This cystic approach has led to a sensitivity analysis of accuracy, efficiency, and speed in a variety of models with a large number of large parameters and large changes. Sensitivity analysis has been performed on the design of a hydrazine monopropellant thruster catalyst bed model as a case study. The results of this study indicate that in the sensitivity analysis based on the PLHS, the minimum population required for sensitivity analysis with specified accuracy can be determined. This leads to lower processing costs in the sensitivity analysis process, especially in complex models.

Keywords: Commercialization, Space actors, legal uncertainty, relative normality, Non-Appropriation, common heritage of mankind, Equitable sharing, mining of cultural resources, Soft law, National regulation

1. Assistant Professor
2. Assistant Professor
3. PhD Student (Corresponding Author)



Research Paper

System Design and Analysis of Launch Abort System of Manned Spacecraft in Sub-Orbital Mission

M. Mohammadiamin^{1*}, N. Karimi² and M. Ali Farsi³

1, 2 , 3. Aerospace Research Institute, Ministry of Science, Research and Technology, Tehran, IRAN

* mmohammadi@ari.ac.ir

In this paper, the hybrid control of the formation flying of spacecraft has been investigated. The trajectory deflection of space asteroids, which are potentially life-threatening on Earth, are being actively pursued in recent scientific researches. To accomplish this mission, several methods have been proposed to date, in which case the use of gravity tractor is an indicator and hence the method is used in this paper. The formation flight of spacecraft technology is a function of the relative dynamic equations, which are also used for its active control. In this way, the PID controller, which is widely used in various industries and inherently has robust properties, has been used as a base controller, and the fuzzy control has been used to improve its adjustment. The simulation results show that the performance of the combined controller is effective.

Keywords: Launch abort system, Escape tower, Manned spacecraft, Sub-orbital mission

1. Assistant Professor (Corresponding Author)

2. M.Sc.

3. Associate Professor

Research Paper

Prediction of Droplet Size and Velocity Distribution Based on Maximum Entropy Formulation by Nonlinear Instability Analysis of Liquid Sheet Spray and Turbulent of Nozzle Flow

F. Ommi^{1*}, D. Poorrajab Sufinai², D. Domirir Ganji³ and S. H. Moosavi⁴

1. Department of Mechanical Engineering, Tarbiyat Modares University, Tehran, Iran
2. Department of Technical, Pardis University of Tehran, Tehran, Iran
3. Department of Mechanical Engineering, University of Anushirvan Babol, Babol, Iran
4. Aerospace Research Institute, Ministry of Science, Research and Technology, Tehran, Iran

* Fommi@modares.ac.ir

In this research, it is attempted to determine the diameter and velocity distribution according to the flow characteristics of the upstream and without needing experimental measurements. Firstly, Fluent software has been used to simulate the turbulent flow of inside nozzle by k- ϵ model to obtain the nozzle turbulence energy at the nozzle outlet. Then, nonlinear growth rate analysis of instability is used to determine spray breakup length and the frequency of maximum instability, and the mean diameter of primary breakup. Four equation maximum entropy model has been developed according to the inlet of upstream flow. Subsequently, the terms of momentum source as well as the energy of the maximum entropy model have been determined using the results of simulated nozzle turbulence flow and instability analysis. In the following, first, the results of the maximum entropy model have been evaluated with the experimental input and then determined with upstream input. The obtained results which have been compared with experimental tests show well agreement.

Keyword: k- ϵ Simulation, Diameter distribution, Non-Linear instability analysis, Maximum entropy

1. Professor (Corresponding Author)
2. PhD Student
3. professor
4. PhD

English Abstract of Papers in Persian

- Prediction of Droplet Size and Velocity Distribution Based on Maximum Entropy Formulation by Nonlinear Instability Analysis of Liquid Sheet Spray and Turbulent of Nozzle Flow 1**
F. Ommi, D. Poorrajab Sufinai, D. Domirir Ganji and S. H. Moosavi
- System Design and Analysis of Launch Abort System of Manned Spacecraft in Sub-Orbital Mission 2**
M. Mohammadiamin, N. Karimi and M. Ali Farsi
- The Current Framework of Space Law Approach to Commercial Space Activities: Prescriptive or Restrictive..... 3**
S.H. Mahmoudi, R. Rohami and H. Heidari
- Dynamic & Non-linear Modeling of an Expansion Cycle Rocket Engine 4**
M. A. Eskandari, H. Karimi, D. Ramesh and M.R. Alikhani
- Performance Analysis of FMC Actuators to Microsatellite Temperature Management Based on 3-Axis and Pyramidal Configuration 5**
M. Nosratollahi and A. Soleimani
- The Comparison of the Binding Parameters of Silver Nanoparticles to DNA in Gravity and Microgravity Conditions 6**
A. Hekmat, B. Hajati and Z. Hajebrahimi
- Control Allocation for Redundant Thruster of a Spacecraft via Direction-Preserving Approach in Simplex Algorithm 7**
M. Ghobadi, M. Shafae Roshan and M. Jafari Nodoshan
- Presentation of a Conceptual Framework for the Design of Chabahar Strategic Launch Site for the Development of Iran Space Industry..... 8**
M. Payan and H. Kazerooni