دانشگاه صنعتی شریف
دانشکده هوافضا

عنوان

طراحی سیستمی ماهواره فاز 0

نگارش
رضا حیدری(404203211)
سید رضا حسینی تبار(404209706)

استاد درس
جناب آقای دکتر خدابخش

اردیبهشت 1405

فهرست مطالب

صفحه

1 مقدمه 5

2 تعریف ماموریت و روش کار 6

2.1 تعریف ماموریت 7

2.1.1 خلاصه تعریف ماموریت با استفاده از ECSS 8

2.2 تعریف stakeholderها 10

2.3 اهداف اولیه 11

2.4 اهداف ثانویه 12

2.5 بررسی مدار 13

2.6 بررسی ماهواره‌بر 17

2.7 سناریوهای عملیاتی 19

2.8 هزینه و زمان 20

2.9 مفهوم عملیات (Concept of Operations - ConOps) 23

منابع و مراجع 25

پیوست‌ها 26

فهرست اشکال

صفحه

شکل 2.1 ماهواره 3U 6
شکل 2.2 نمونه‌ای از تصویربرداری ماهواره از مراتع 7
شکل 2.3 شبیه‌سازی اثر زمینی مدار 17

فهرست جداول

صفحه

جدول 2.1 المان مداری برای کیوبست 3U در مدار خورشید-آهنگ..... 16
جدول 2.2 ماتریس امتیازدهی برای انتخاب ماهواره‌بر..... 18
جدول 2.3 تخمین زمان..... 21
جدول 2.4 تخمین هزینه..... 22

1 مقدمه

افزایش تغییرات اقلیمی در سال‌های اخیر، شدت و فراوانی بلایای طبیعی مانند سیل، طوفان، آتش‌سوزی و... خشکسالی را افزایش داده و باعث بحران‌های جبران ناپذیری شده است. برای نمونه، در سال ۲۰۲۴، سیلاب در مناطق کلیدی تولید کاکائو (به‌ویژه غرب آفریقا) باعث نابودی بخش قابل‌توجهی از مزارع شد و قیمت جهانی کاکائو را به بیش از ٪۱۶۰ افزایش داد و به بالاترین رکورد ۵۰ ساله رساند. این رویداد به‌وضوح نشان می‌دهد که چگونه بلایای طبیعی می‌توانند زنجیره تأمین کشاورزی را مختل کرده و امنیت غذایی و اقتصادی را در مقیاس جهانی تهدید کنند. هم‌زمان این تغییرات، به علاوه شرایط آب و هوایی، امنیت غذایی را با ایجاد تنش‌های حرارتی، کاهش رطوبت خاک و افت سلامت محصولات کشاورزی تهدید می‌کند. این امر نیاز به سامانه‌های پایش مستمر، دقیق و به‌موقع را برای مدیریت بحران و همچنین مزارع کشاورزی ضروری ساخته است.

ماهواره‌های سنجش از دور[1] به‌دلیل دید وسیع، پوشش جغرافیایی گسترده و استقلال از زیرساخت‌های زمینی، نقش کلیدی در هشدار زودهنگام بلایا و پایش مزارع کشاورزی ایفا می‌کنند. با این حال، ماهواره‌های متعارف نیازمند سرمایه‌گذاری کلان و زمان توسعه طولانی هستند. در مقابل، ماهواره‌های کوچک‌مقیاس نظیر کیوبست‌ها راهکاری مقرون‌به‌صرفه و سریع‌الاجرا ارائه می‌دهند.

در این پروژه، یک مأموریت ماهواره‌ای مبتنی بر پلتفرم کیوبست U3 برای کاربرد دوگانه "پایش بلایای طبیعی" و "پایش کشاورزی" تعریف شده است.

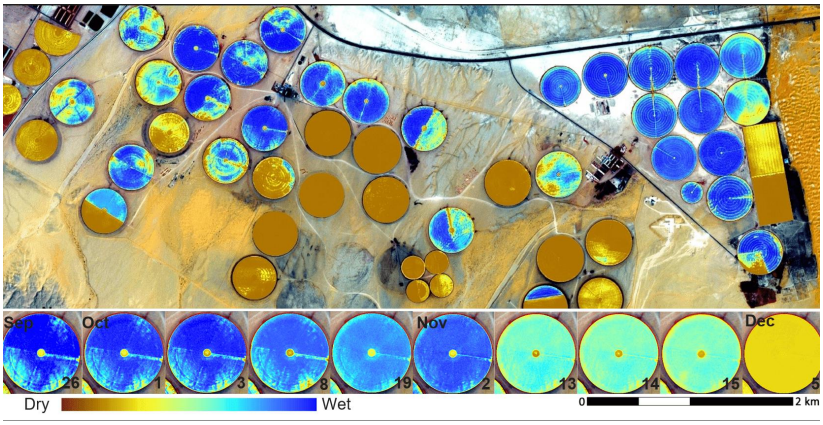
[1] Remot sensing

2 تعریف ماموریت و روش کار

در این پروژه، فرآیند توسعه ماهواره بر پایه یک رویکرد مهندسی سیستماتیک و مرحله‌محور انجام شده است. در این چارچوب، تمامی تصمیمات طراحی به‌گونه‌ای اتخاذ می‌شوند که ضمن برآورده‌سازی نیازهای مأموریت، با محدودیت‌های ذاتی یک کیوبست 3U از جمله حجم محدود، توان در دسترس، شرایط حرارتی و الزامات پایداری اشاره‌گر سازگار باشند.

شکل 2.1 ماهواره 3U

در ادامه، فرآیند توسعه پروژه بر اساس یک چرخه حیات مشخص و شامل مراحل تعریف‌شده طراحی دنبال شده است. این چرخه حیات، امکان پایش پیشرفت طراحی، کنترل ریسک‌ها و اطمینان از ردیابی الزامات از سطح مأموریت تا سطح زیرسیستم را فراهم می‌کند. در این راستا، طراحی سیستم از طریق چندین نقطه عطف کلیدی به‌تدریج بالغ شده و در هر مرحله، صحت مفروضات و میزان تحقق الزامات مورد ارزیابی قرار گرفته است.



شکل 2.2 نمونه‌ای از تصویربرداری ماهواره از مراتع

2.1 تعریف ماموریت

نخستین گام در این فرآیند، مرحله تعریف مأموریت است که در آن اهداف کلی، نیازهای ذینفعان و امکان‌سنجی اولیه پروژه مورد بررسی قرار می‌گیرد. در این مرحله، مأموریت به‌گونه‌ای تعریف شده است که بتواند به‌صورت هم‌زمان دو نوع نیاز عملیاتی متفاوت را پوشش دهد: از یک‌سو پایش دوره‌ای و منظم برای کاربردهایی مانند کشاورزی دقیق، و از سوی دیگر پاسخ سریع به رویدادهای ناگهانی مانند بلایای طبیعی.

در کاربردهای مرتبط با کشاورزی، نیاز اصلی به دریافت داده‌های پیوسته و قابل مقایسه در طول زمان است. این داده‌ها معمولاً برای استخراج شاخص‌هایی مانند وضعیت پوشش گیاهی، ارزیابی تنش محصولات و بهینه‌سازی مصرف منابع مورد استفاده قرار می‌گیرند. بنابراین، الزامات این بخش بیشتر بر پارامترهایی مانند تکرارپذیری زمانی مشاهدات، پایداری کیفیت داده‌ها و قابلیت تصویربرداری چندطیفی متمرکز است.

در مقابل، در سناریوهای مرتبط با مدیریت بلایا، ماهیت مأموریت به‌طور قابل‌توجهی متفاوت است. در اینجا، سرعت واکنش، انعطاف‌پذیری عملیاتی و توانایی پوشش سریع مناطق گسترده اهمیت بیشتری پیدا می‌کند. سامانه باید قادر باشد در کوتاه‌ترین زمان ممکن اهداف جدید را شناسایی کرده، تصویربرداری انجام دهد و داده‌ها را برای استفاده در تصمیم‌گیری‌های اضطراری در اختیار کاربران قرار دهد.

ترکیب این دو نوع مأموریت در یک سامانه واحد، منجر به بروز تعارضاتی در سطح الزامات می‌شود. به‌عنوان مثال، افزایش تفکیک‌پذیری مکانی معمولاً باعث کاهش عرض نوار پوشش و افزایش حجم داده‌ها می‌شود، در حالی که در مدیریت بلایا، نیاز به پوشش گسترده مناطق وجود دارد.

علاوه بر تعریف دقیق الزامات، توجه به کامل بودن آن‌ها نیز از اهمیت بالایی برخوردار است. در این راستا، نه‌تنها شرایط عملکرد اسمی، بلکه سناریوهای غیرایده‌آل و حالت‌های کاهش عملکرد نیز در نظر گرفته شده‌اند. به‌عنوان نمونه، در شرایطی که ظرفیت ارسال داده به زمین محدود می‌شود، سامانه باید قادر باشد داده‌های حیاتی‌تر را در اولویت قرار دهد. همچنین، طراحی باید به‌گونه‌ای انجام شود که ماهواره بتواند در شرایط محیطی مختلف مدار پایین زمین، از جمله تغییرات دمایی و اثرات تابش، عملکرد قابل قبولی داشته باشد.

مجموع این اقدامات، چارچوبی منسجم برای تعریف و توسعه مأموریت فراهم می‌کند که به‌عنوان پایه‌ای برای مراحل بعدی طراحی و پیاده‌سازی مورد استفاده قرار می‌گیرد.

2.1.1 خلاصه تعریف ماموریت با استفاده از ECSS

در مرحله تعریف مأموریت، نیازهای استخراج‌شده از ذینفعان به مجموعه‌ای از الزامات مهندسی قابل‌بررسی و قابل‌اعتبارسنجی تبدیل می‌شوند. در این چارچوب، هر الزام به‌صورت یک گزاره قطعی با استفاده از ساختار «باید»[1] بیان می‌شود تا از ابهام جلوگیری شده و امکان ارزیابی آن در مراحل بعدی طراحی فراهم گردد. بر این اساس، هدف کلی مأموریت به مجموعه‌ای از الزامات سطح بالا تجزیه شده است که رفتار مورد انتظار سیستم را مشخص می‌کنند.

در حوزه سیستم:

- مأموریت **باید** قادر به ارائه داده‌های رصد زمین باشد که به‌صورت هم‌زمان دو کاربرد اصلی را پشتیبانی کند: پایش دوره‌ای اراضی کشاورزی و واکنش سریع به بلایا.
- سیستم **باید** تعادل مناسبی میان تفکیک‌پذیری مکانی، عرض نوار پوشش (Swath Width) و حجم داده تولیدی برقرار کند تا بتواند نیازهای هر دو حوزه مأموریتی را به‌صورت هم‌زمان پاسخ دهد.
- تمامی الزامات تعریف‌شده **باید** دارای قابلیت ردیابی[2] (Traceability) به نیازهای ذینفعان باشند تا اطمینان حاصل شود که هیچ الزام بدون توجیه در سیستم وارد نشده است.

---

[1] Shall

[2] Traceability

- هر الزام **باید** به‌گونه‌ای تعریف شـود که قابلیت اعتبارسـنجی (Verifiability) از طریق تحلیل، آزمون یا نمایش عملکرد را داشته باشد.

در حوزه کشاورزی:

- سـامانه **باید** امکان تصـویربرداری چندزمانه از مناطق هدف را با تکرارپذیری مناسـب فراهم کند، به‌گونه‌ای که داده‌ها برای تحلیل‌های سری زمانی قابل استفاده باشند.
- محموله تصـویربرداری **باید** از قابلیت چندطیفی برخوردار باشـد تا اسـتخراج شـاخص‌هایی مانند شاخص پوشش گیاهی (NDVI) امکان‌پذیر شود.
- سامانه **باید** پایداری رادیومتری مناسبی را حفظ کند تا مقایسه داده‌ها در بازه‌های زمانی مختلف با دقت کافی انجام گیرد.
- از نظر مکانی نیز، تفکیک پذیری تصـاویر **باید** در حدی باشـد که تغییرات در مقیاس مزرعه قابل تشخیص باشد.

در حوزه مدیریت بلایا:

- سـامانه **باید** از قابلیت واکنش سـریع به رویدادهای غیرمنتظره برخوردار باشـد. این شـامل توانایی بازبرنامه‌ریزی مأموریت (Retasking)، اولویت‌بندی اهداف جدید و تصـــویربرداری از مناطق آسیب‌دیده در کوتاه‌ترین زمان ممکن است.
- سیستم **باید** داده‌های جمع‌آوری‌شده را با حداقل تأخیر در اختیار کاربران قرار دهد تا در تصمیم‌گیری‌های اضطراری مورد استفاده قرار گیرد. در این راستا، قابلیت پوشش مناطق گسترده نیز به‌عنوان یک الزام کلیدی در نظر گرفته می‌شود.

در حوزه اهداف ثانویه:

- سامانه **بهتر است**[1] با پایش بلند مدت محیط زیست امکان تحلیل روندهای اقلیمی، تغییرات کاربری زمین و نوسانات فصلی فراهم کند.
- سیستم **بهتر است** توانایی ارزیابی خسارات وارده توسط بلایای طبیعی را داشته باشد.
- سامانه **بهتر است** کسب اطلاعات و جاسوسی را نیز در خود جای دهد.
- 4. سیستم **بهتر است** بستری برای تحقیق و توسعه فناوری‌های نو ظهور باشد.

---

[1] Should

در شرایط بحرانی:

- سامانه **باید** در شرایط کاهش عملکرد نیز قابلیت ادامه مأموریت را حفظ کند.
- فضاپیما **باید** بتواند در حالت عملکرد تخریب‌شده[1] به فعالیت خود ادامه دهد و حداقل سطحی از خروجی مأموریت را ارائه دهد.
- در شرایط محدودیت در ارسال داده، سیستم **باید** امکان اولویت‌بندی داده‌های حیاتی را داشته باشد.

از منظر شرایط محیطی:

- ماهواره **باید** قادر به تحمل شرایط حرارتی، تابشی، خلا و... محیط مدار باشد.

2.2 تعریف stakeholderها

در ادامه تعریف مأموریت و با توجه به ماهیت دوگانه آن، شناسایی و تحلیل ذینفعان[2] از اهمیت ویژه‌ای برخوردار است؛ چرا که هر یک از این گروه‌ها انتظارات، نیازها و معیارهای موفقیت متفاوتی را برای سامانه تعریف می‌کنند. در مجموع، درک صحیح از نیازها و اولویت‌های ذینفعان، نقش کلیدی در تعریف الزامات مأموریت و هدایت تصمیمات طراحی ایفا می‌کند.

1. نخستین گروه از ذینفعان، کاربران نهایی داده هستند که شامل فعالان حوزه کشاورزی، سازمان‌های مدیریت منابع طبیعی و سازمان‌های مدیریت بحران می‌شوند. این گروه‌ها بیشترین وابستگی را به خروجی‌های مأموریت دارند و کیفیت، دقت و به‌موقع بودن داده‌ها برای آن‌ها حیاتی است.
2. گروه دوم، ذینفعان عملیاتی و فنی هستند که شامل تیم‌های طراحی، بهره‌برداری و کنترل مأموریت می‌شوند. این گروه مسئول پیاده‌سازی، راهبری و تعمیر و نگهداری سامانه بوده و تمرکز آن‌ها بر قابلیت اطمینان، پایداری عملکرد و مدیریت بهینه منابع است. از دید این ذینفعان، مأموریت باید به‌گونه‌ای طراحی شود که در شرایط مختلف عملیاتی، از جمله سناریوهای غیرایده‌آل، همچنان قابل کنترل و مدیریت باشد. نیازهایی مانند سادگی در

---

[1] Degraded Mode

[2] Stakeholder

فرماندهی و کنترل، خودکارسازی مناسب، مدیریت توان و حرارت، و قابلیت بازیابی در شرایط خطا، از جمله مواردی هستند که مستقیماً از سوی این گروه به سیستم تحمیل می‌شوند.

3. ، گروه سوم شامل ذینفعان راهبردی و توسعه‌ای است که می‌تواند شامل نهادهای سیاست‌گذار، سرمایه‌گذاران و همچنین مجموعه‌های تحقیقاتی باشد. این گروه‌ها معمولاً به دنبال بیشینه‌سازی ارزش بلندمدت مأموریت هستند و موضوعاتی مانند توسعه فناوری، مقیاس‌پذیری سامانه و امکان استفاده از داده‌ها در کاربردهای گسترده‌تر برای آن‌ها اهمیت دارد. برای این دسته، مأموریت تنها به عملکرد کوتاه‌مدت محدود نمی‌شود، بلکه به‌عنوان بستری برای توسعه قابلیت‌های آینده نیز در نظر گرفته می‌شود. به همین دلیل، الزامات مرتبط با انعطاف‌پذیری طراحی، قابلیت ارتقاء و امکان استفاده مجدد از تجربیات به‌دست‌آمده، از دید این ذینفعان اهمیت ویژه‌ای پیدا می‌کند.

2.3 اهداف اولیه

هدف اصلی این مأموریت، فراهم‌سازی داده‌های رصد زمین به‌صورت قابل اعتماد، به‌موقع و قابل استفاده در تصمیم‌گیری است؛ به‌گونه‌ای که بتواند به‌طور هم‌زمان از کاربردهای کشاورزی دقیق و مدیریت بلایا پشتیبانی کند. این هدف به‌صورت یک چارچوب ترکیبی تعریف شده است تا بتواند ماهیت دوگانه مأموریت را پوشش دهد و در عین حال با محدودیت‌های ذاتی یک پلتفرم کیوبست U3 سازگار باقی بماند.

در حوزه کشاورزی، تمرکز مأموریت بر ارائه داده‌های پایدار و تکرارپذیر در بازه‌های زمانی مشخص است. این داده‌ها امکان پایش روند تغییرات را فراهم کرده و به کاربران اجازه می‌دهند شاخص‌هایی مانند وضعیت پوشش گیاهی، سلامت محصولات و تنش‌های محیطی را تحلیل کنند. تحقق این هدف مستلزم برخورداری از تفکیک‌پذیری مکانی مناسب در مقیاس مزرعه، حساسیت طیفی کافی برای استخراج شاخص‌های پوشش گیاهی و همچنین ثبات در شرایط تصویربرداری است. علاوه بر این، حفظ یکنواختی در کالیبراسیون داده‌ها اهمیت بالایی دارد تا تحلیل‌های زمانی بلندمدت با دقت مناسب انجام شوند.

در حوزه مدیریت بلایا، اولویت اصلی بر سرعت واکنش و انعطاف‌پذیری عملیاتی قرار دارد. سامانه باید قادر باشد در صورت وقوع یک رویداد، به‌سرعت اهداف جدید را در اولویت قرار داده، تصویربرداری از مناطق آسیب‌دیده را انجام دهد و داده‌ها را با حداقل تأخیر در اختیار کاربران قرار دهد. در این سناریو،

ارزش عملیاتی مأموریت تنها به کیفیت تصاویر محدود نمی‌شود، بلکه به سرعت دسترسی به اطلاعات و قابلیت استفاده از آن در تصمیم‌گیری‌های اضطراری نیز وابسته است.

یکی از چالش‌های تعریف ماموریت، ایجاد هماهنگی در 2 رویکرد است. در حالی که پایش مزارع کشاورزی نیازمند به تکرارپذیری است، مدیریت بلایا به انعطاف پذیری وابسته است. به همین دلیل، هدف مأموریت به‌گونه‌ای تعریف شده که تمرکز آن بر ارائه «داده‌های قابل استفاده» باشد، نه صرفاً تولید تصاویر خام. این رویکرد باعث می‌شود معیارهایی مانند به‌موقع بودن، قابلیت پردازش و کاربردپذیری داده‌ها در کنار کیفیت تصویری مورد توجه قرار گیرند.

برای عملیاتی‌سازی این هدف، مجموعه‌ای از شاخص‌های عملکردی کمی نیز تعریف شده‌اند. این شاخص‌ها شامل پارامترهایی مانند زمان بازدید مجدد از مناطق هدف، تفکیک‌پذیری مکانی، عرض نوار پوشش و تأخیر در دسترسی به داده‌ها هستند. تعریف این شاخص‌ها به‌صورت کمی، امکان تبدیل اهداف مأموریت به الزامات مهندسی مشخص را فراهم کرده و مبنایی برای ارزیابی عملکرد سامانه در مراحل بعدی طراحی ایجاد می‌کند.

2.4 اهداف ثانویه

در کنار اهداف اصلی، مجموعه‌ای از اهداف ثانویه نیز در نظر گرفته شده‌اند که با هدف افزایش ارزش افزوده مأموریت تعریف شده‌اند. این اهداف، اگرچه محرک‌های اصلی طراحی نیستند، اما نقش مهمی در گسترش دامنه کاربرد و افزایش کارایی کلی سامانه ایفا می‌کنند.

1. **پایش بلندمدت محیط‌زیست**؛ با جمع‌آوری داده‌ها در بازه‌های زمانی طولانی، امکان تحلیل روندهای اقلیمی، تغییرات کاربری زمین و نوسانات فصلی فراهم می‌شود. این داده‌ها می‌توانند برای کاربردهای تحقیقاتی و همچنین تصمیم‌گیری در سطوح کلان مدیریتی مورد استفاده قرار گیرند.
2. **ارزیابی ریسک و خسارت**؛ داده‌های به‌دست‌آمده از ماهواره می‌توانند در برآورد خسارات واردشده به محصولات کشاورزی، تحلیل اثرات بلایا و حتی پشتیبانی از فرآیندهای مرتبط با بیمه مورد استفاده قرار گیرند. این موضوع علاوه بر افزایش کاربردپذیری سامانه، ارزش اقتصادی قابل توجهی نیز ایجاد می‌کند. به عنوان مثال بعد از استقرار ماهواره نور سیلی در شهرهای شمالی اتفاق افتاد و به بسیاری از مزارع کشاورزی آسیب زد. بعد از اعلام دولت مبنی بر پرداخت غرامت به کشاورزان آسیب دیده مبلغی بسیار بالا به دولت اعلام شد. سپس به منظور

صحه‌گذاری این گزارش‌ها به کاربر ماهواره نور اعلام گردید که گزارش‌ها را بررسی کرده و نتیجه را به دولت اعلام کند. مشخص گردید که حدود 30 درصد کشاورزان گزارش اشتباه داده و باعث صرفه جویی ارزی شد.

3. **جاسوسی و کسب اطلاعات**، داده‌ها و تصویرهای به دست از ماهواره می‌تواند برای جمع‌آوری اطلاعات و جاسوسی مورد استفاده قرار بگیرد. مسئله‌ای که در جنگ رمضان ایران و آمریکا اهمیت آن بسیار آشکار گردید.
4. **تحقیق و توسعه**؛ این مأموریت می‌تواند به‌عنوان بستری برای آزمون و ارزیابی فناوری‌های جدید مورد استفاده قرار گیرد. به‌کارگیری حسگرهای نوین، الگوریتم‌های پردازش داده درون‌ماهواره‌ای و یا راهکارهای ارتباطی پیشرفته، امکان بررسی عملکرد آن‌ها را در شرایط واقعی فراهم می‌کند و می‌تواند به کاهش ریسک در مأموریت‌های آینده کمک کند.

با این حال، افزودن اهداف ثانویه باید با دقت مدیریت شود. هر هدف اضافی، مجموعه‌ای از الزامات جدید را به سیستم تحمیل می‌کند و می‌تواند منجر به افزایش پیچیدگی طراحی شود.

از دیدگاه مهندسی سیستم، اهداف ثانویه باید به‌صورت شفاف تعریف، اولویت‌بندی و توجیه شوند. تأثیر آن‌ها بر طراحی کلی سامانه باید از طریق آنالیز مورد بررسی قرار گیرد تا اطمینان حاصل شود که منافع حاصل از آن‌ها از هزینه‌ها و پیچیدگی‌های تحمیل‌شده بیشتر است. در صورتی که این اهداف به‌درستی در طراحی ادغام شوند، می‌توانند انعطاف‌پذیری و کارایی مأموریت را افزایش داده و امکان ایجاد ارزش در حوزه‌های مختلف را فراهم کنند.

2.5 بررسی مدار

در مرحله طراحی مفهومی، انتخاب مدار به‌عنوان یکی از تصمیمات کلیدی در سطح سیستم، بر اساس یک تحلیل مقایسه‌ای میان گزینه‌های قابل‌اجرا انجام شده است. در این راستا، دو گزینه اصلی شامل مدار با شیب[1] متوسط و مدار خورشید-آهنگ[2] مورد بررسی قرار گرفتند. هدف از این مقایسه، ارزیابی عملکرد هر گزینه در پاسخ به نیازهای مأموریت، به‌ویژه در زمینه پوشش زمینی، تکرارپذیری مشاهدات و شرایط تأمین توان بود.

[1] Inclination

[2] Sun-synchronous orbit

از منظر پوشش زمینی، مدارهای با شیب متوسط می‌توانند در برخی مناطق جغرافیایی خاص زمان دسترسی بیشتری فراهم کنند، به‌ویژه زمانی که ناحیه هدف در عرض‌های میانی قرار داشته باشد. با این حال، این نوع مدارها معمولاً فاقد یکنواختی در شرایط نورپردازی هستند و الگوی بازدید آن‌ها می‌تواند وابستگی بیشتری به زمان و فصل داشته باشد. در مقابل، مدارهای خورشید-آهنگ با حفظ زاویه ثابت نسبت به خورشید، امکان تصویربرداری در شرایط نوری تقریباً یکنواخت را فراهم می‌کنند که این ویژگی برای کاربردهای سنجش از دور، به‌ویژه در تحلیل‌های چندزمانه، از اهمیت بالایی برخوردار است.

از دیدگاه تأمین توان، این تفاوت اهمیت بیشتری پیدا می‌کند. در مدار خورشید-آهنگ، شرایط تابش خورشیدی نسبتاً پایدارتر بوده و آرایه‌های خورشیدی می‌توانند با راندمان قابل پیش‌بینی‌تری عمل کنند. این موضوع به‌ویژه برای یک کیوبست با محدودیت سطح پنل‌های خورشیدی، یک مزیت تعیین‌کننده محسوب می‌شود. در مقابل، در مدارهای با شیب غیرخورشید-آهنگ، تغییرات هندسی بین ماهواره و خورشید در طول سال می‌تواند منجر به نوسانات قابل‌توجه در تولید توان شود، که این امر طراحی زیرسیستم توان و مدیریت انرژی را پیچیده‌تر می‌کند.

سیستم طراحی‌شده بر پایه یک مدار خورشید-آهنگ (SSO) برای یک کیوبست 3U است که برای مأموریت مشاهده زمین بر فراز ایران در نظر گرفته شده است. مدار خورشید-آهنگ نوعی خاص از مدارهای نزدیک به قطبی در مدار پایین زمین است که در آن صفحه مداری با نرخی پیش‌روی می‌کند که با حرکت انتقالی زمین به دور خورشید هماهنگ است. این ویژگی باعث می‌شود که ماهواره از هر نقطه مشخص روی زمین تقریباً در یک زمان محلی خورشیدی ثابت عبور کند و در نتیجه شرایط نورپردازی یکنواختی برای کاربردهای تصویربرداری فراهم شود. مدار با استفاده از عناصر کلاسیک کپلری تعریف می‌شود، به‌طوری که نیم‌محور بزرگ از رابطه $a = R_e + h_a$ محاسبه شده و دوره تناوب مداری نیز از قانون سوم کپلر به‌صورت $T = 2\pi\sqrt{\frac{a^3}{\mu}}$ به‌دست می‌آید. این روابط، حرکت ماهواره را تعیین کرده و برای محاسبه زمان بازدید مجدد و ویژگی‌های پوشش زمینی ضروری هستند.

برای حفظ شرط خورشید-آهنگ، مدار باید شرط پیشروی گره‌ای ناشی از اثر تخت بودن زمین، که به‌عنوان J2 perturbation شناخته می‌شود، را برآورده کند. نرخ تغییرات بعد راست گره صعودی (RAAN)از رابطه زیر به‌دست می‌آید:

$$\dot{\Omega} = -\frac{3}{2}J_2\left(\frac{R_e^2}{p^2}\right)ncosi$$

که در آن $p = a(1 - e^2)$ پارامتر نیم‌لترال و $n = \sqrt{\frac{\mu}{a^3}}$ سرعت میانگین مداری است. با انتخاب شیب مداری در حدود $97.8°$، نرخ پس‌روی گره صعودی با حرکت مداری زمین به دور خورشید (حدود ۳۶۰ درجه در سال) منطبق می‌شود و در نتیجه شرایط نورپردازی ثابت حفظ می‌گردد. علاوه بر این، زمان محلی عبور از گره صعودی (LTAN) برای تثبیت موقعیت صفحه مداری نسبت به خورشید استفاده می‌شود که معمولاً مقدار ۱۰:۳۰ صبح برای دستیابی به شرایط مناسب سایه در مأموریت‌های تصویربرداری انتخاب می‌شود.

توضیح پارامترهای طراحی

پارامترهای مداری انتخاب‌شده نشان‌دهنده یک موازنه میان عملکرد مأموریت، پایداری مداری و محدودیت‌های سیستم هستند. بازه ارتفاعی ۵۰۰ تا ۷۰۰ کیلومتر معمولاً برای کیوبست‌های مشاهده زمین انتخاب می‌شود، زیرا یک مصالحه مناسب بین قدرت تفکیک مکانی و اثرات درگ اتمسفری فراهم می‌کند. ارتفاع‌های پایین‌تر باعث بهبود وضوح تصویر می‌شوند اما عمر مداری را به دلیل درگ کاهش می‌دهند، در حالی که ارتفاع‌های بالاتر زمان بازدید مجدد را افزایش داده و کیفیت تصویربرداری را کاهش می‌دهند. مدار تقریباً دایروی ($e \approx 0$) تحلیل مأموریت را ساده کرده و فاصله یکنواختی بین مسیرهای زمینی ایجاد می‌کند که برای پایش مستمر نواحی هدف مانند ایران اهمیت ویژه‌ای دارد.

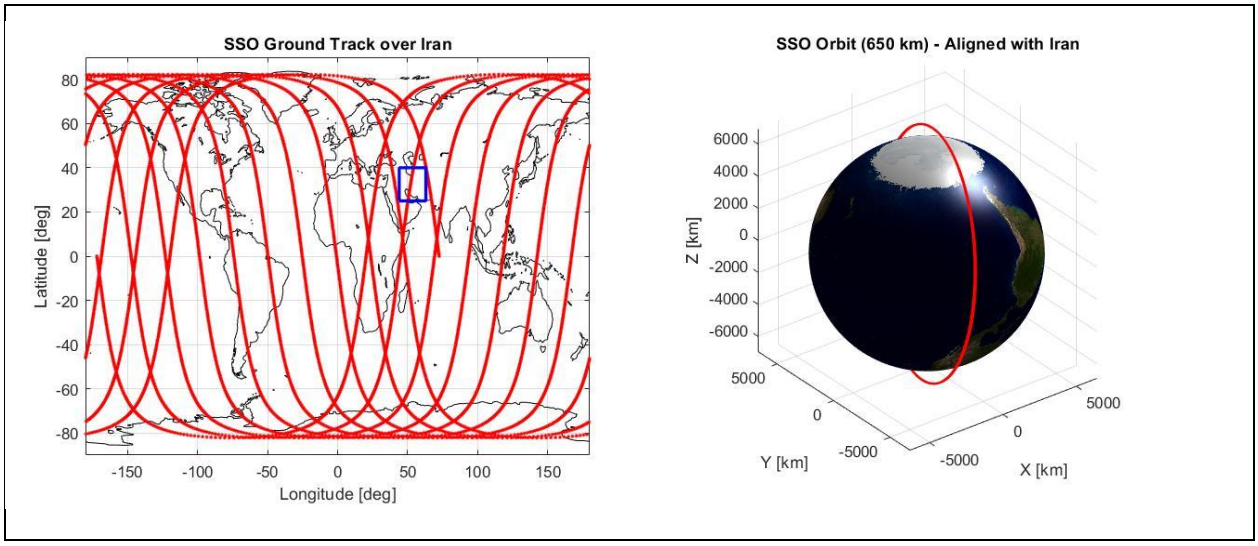
شیب مداری در حدود 97.8 درجه به‌صورت تصادفی انتخاب نشده است؛ بلکه این مقدار به‌طور خاص برای برآورده‌سازی شرط خورشید-آهنگ از طریق اثر J2 انتخاب شده است. همچنین، مقدار RAAN بر اساس LTAN مورد نظر تعیین می‌شود که مستقیماً بر زاویه تابش نور در زمان تصویربرداری تأثیر می‌گذارد. در مأموریت‌های مشاهده زمین، مقدار LTAN برابر با ۱۰:۳۰ صبح به‌طور گسترده استفاده می‌شود، زیرا ضمن کاهش سایه‌ها، کنتراست مناسبی نیز فراهم می‌کند. سایر عناصر مداری مانند آرگومان حضیض و آنومالی حقیقی در مدارهای تقریباً دایروی مدار پایین زمین تأثیر کمتری دارند و معمولاً برای سادگی محاسباتی انتخاب می‌شوند. به‌طور کلی، این مشخصات با استانداردهای رایج مأموریت‌های کیوبست همخوانی داشته و پوشش قابل اطمینان و تکرارپذیری از ناحیه هدف را تضمین می‌کنند. در جدول 2.1 جمع‌بندی المان‌های مداری قابل مشاهده است.

جدول 2.1 المان مداری برای کیوبست 3U در مدار خورشید-آهنگ

عنصر مداری	مقدار معمول(SSO)	توضیح
نوع مدار	خورشید-آهنگ) نزدیک قطبی در LEO)	تضمین نورپردازی یکنواخت برای تصویربرداری
ارتفاع(h)	650	مصالحه بین وضوح و طول عمر
نیم‌محور بزرگ(a)	7028	---
شیب مداری(i)	۹۷.۵° تا ۹۹° (حدود ۹۸°)	لازم برای خورشید-آهنگ بودن
خروج از مرکز(e)	نزدیک صفر (۰ تا ۰.۰۱)	مدار تقریباً دایروی
RAAN (Ω)	تابع LTAN مثلاً ۱۰:۳۰	تعیین‌کننده شرایط نور
آرگومان حضیض (ω)	حدود ۰°	در مدار دایروی اهمیت کمی دارد
True anomaly (ν)	وابسته به زمان	موقعیت اولیه ماهواره
دوره مداری(T)	۹۵ تا ۱۰۰ دقیقه	---
LTAN	۱۰:۳۰، ۱۳:۳۰	تعیین زمان تصویربرداری

با در نظر گرفتن این ملاحظات و در چارچوب الزامات مأموریت، به‌ویژه نیاز به تصویربرداری پایدار، قابلیت مقایسه داده‌ها در طول زمان و اطمینان از دسترسی مناسب به توان، مدار خورشید-آهنگ به‌عنوان گزینه مرجع در طراحی انتخاب شده است.

در شکل 2.3 نتیجه شبیه‌سازی مدار به نمایش درآمده است.



شکل 2.3 شبیه‌سازی اثر زمینی مدار

2.6 بررسی ماهواره‌بر

در انتخاب ماهواره‌بر برای یک مأموریت مبتنی بر کیوبست 3U، این تصمیم به‌عنوان یکی از نقاط کلیدی در طراحی مفهومی شناخته می‌شود، زیرا به‌طور مستقیم بر قابلیت تحقق مأموریت، هزینه کل پروژه و حتی ریسک‌های عملیاتی اثرگذار است. با توجه به اینکه مأموریت تعریف‌شده در این پروژه در مدار خورشیدآهنگ (SSO) و در بازه ارتفاعی حدود 500 تا 700 کیلومتر قرار دارد ، ماهواره‌بر باید توانایی تزریق محموله به مدار LEO با شیب نزدیک به 98 درجه را داشته باشد. از سوی دیگر، برای کیوبست‌ها معمولاً استفاده از پرتاب‌های اشتراکی (Rideshare) یاdeployer های استاندارد مانند P-POD رایج است که این موضوع انتخاب گزینه‌های خاصی از ماهواره‌برها را منطقی‌تر می‌کند. گزینه‌های محتمل شامل ماهواره‌برهای سبک و متوسط مانند: Falcon 9 در حالتrideshare ، Soyuz، PSLVهند و Vega اروپا هستند که هرکدام مزایا و محدودیت‌های خاص خود را دارند. در این میان، عواملی مانند دسترسی سیاسی و تکنولوژیک، امکان همکاری بین‌المللی، هزینه پرتاب، و سابقه موفقیت پرتاب‌ها باید به‌صورت همزمان در نظر گرفته شوند، چرا که صرفاً توان حمل به مدار معیار کافی برای انتخاب نیست.

برای انتخاب سیستماتیک بهترین ماهواره‌بر، یک ماتریس تصمیم‌گیری چندمعیاره تعریف می‌شود که در آن گزینه‌ها بر اساس معیارهای کلیدی امتیازدهی می‌شوند. این معیارها شامل: (1) دسترسی و امکان استفاده (یا توسعه مشابه داخلی)، (2) هزینه پرتاب، (3) سازگاری با مأموریت (مدار SSO و ارتفاع موردنظر)، (4) قابلیت اطمینان (سابقه پرتاب موفق)، (5) انعطاف‌پذیری در پرتاب اشتراکی، و (6)

محدودیت‌های سیاسی و تحریمی هستند. به هر معیار وزنی اختصاص داده شده و هر ماهواره‌بر در بازه 1 تا 5 امتیازدهی می‌شود:

جدول 2.2 ماتریس امتیازدهی برای انتخاب ماهواره‌بر

ماهواره‌بر	دسترسی	هزینه	سازگاری مأموریت	اطمینان	انعطاف‌پذیری	محدودیت سیاسی	امتیاز کل
Falcon 9 (Rideshare)	2	5	5	5	5	1	**23**
Soyuz	3	4	5	5	4	1	**22**
PSLV	4	4	5	4	4	3	**24**
Vega	3	3	5	4	3	3	**21**

بر اساس این تحلیل، ماهواره‌بر PSLV به‌عنوان گزینه بهینه انتخاب می‌شود، زیرا تعادل مناسبی بین هزینه، دسترسی، قابلیت اطمینان و محدودیت‌های سیاسی ایجاد می‌کند. این ماهواره‌بر به‌طور گسترده برای پرتاب کیوبست‌ها به مدار SSO استفاده شده و تجربه عملیاتی موفقی در این حوزه دارد. همچنین امکان استفاده ازdeployer های استاندارد و پرتاب اشتراکی باعث کاهش هزینه‌ها و افزایش دسترسی‌پذیری آن می‌شود.

پس از انتخابPSLV ، بررسی مشخصات فنی و محدودیت‌های آن اهمیت پیدا می‌کند. این ماهواره‌بر توانایی حمل محموله‌ای در حدود 1600 تا 1750 کیلوگرم به مدار SSO در ارتفاع حدود 600 تا 800 کیلومتر را دارد که به‌مراتب بیشتر از جرم یک کیوبست 3 U(حدود 4 کیلوگرم) است و بنابراین محدودیت جرمی برای مأموریت وجود ندارد. از نظر حجم، قطر fairing این ماهواره‌بر در حدود 2.8 متر و ارتفاع آن حدود 44 متر است که فضای کافی برای استقرارdeployer های چندگانه کیوبست را فراهم می‌کند. با این حال، محدودیت اصلی در اینجا نه حجم یا جرم، بلکه وابستگی به برنامه پرتاب اشتراکی و زمان‌بندی آن است؛ به این معنا که ماهواره باید با شرایط مداری از پیش تعیین‌شده سازگار شود. علاوه بر این، شرایط محیطی پرتاب مانند بارهای ارتعاشی و شوک جدایش نیز باید در طراحی سازه‌ای کیوبست لحاظ شوند. در مجموع، PSLVبا فراهم کردن ظرفیت مناسب، سابقه عملیاتی قوی و سازگاری بالا با مأموریت‌های SSO، گزینه‌ای مناسب و قابل اتکا برای این پروژه محسوب می‌شود.[3]

2.7 سناریوهای عملیاتی

سناریوهای عملیاتی، چارچوبی برای توصیف رفتار فضاپیما در شرایط مختلف مأموریتی فراهم می‌کنند و مشخص می‌سازند که سامانه در مواجهه با وضعیت‌های اسمی، غیرایده‌آل و بحرانی چگونه عمل خواهد کرد. تعریف این سناریوها در مرحله طراحی مفهومی اهمیت زیادی دارد، زیرا به طراح اجازه می‌دهد تعامل بین زیرسیستم‌ها، نیازهای کنترلی و الزامات عملیاتی را به‌صورت یکپارچه در نظر بگیرد.

در حالت عملیات اسمی

ماهواره مطابق با برنامه از پیش تعیین‌شده عمل می‌کند. در این سناریو، فضاپیما پس از قرارگیری در مدار و تکمیل مراحل راه‌اندازی اولیه، وارد چرخه‌های تکرارشونده عملیاتی می‌شود. این چرخه‌ها شامل تصویربرداری از مناطق هدف، ذخیره‌سازی داده‌ها در حافظه داخلی و سپس ارسال آن‌ها به ایستگاه زمینی در زمان برقراری لینک ارتباطی است. در این حالت، زیرسیستم کنترل وضعیت وظیفه دارد دقت اشاره‌گر مورد نیاز برای تصویربرداری را تأمین کند، در حالی که زیرسیستم توان، انرژی لازم برای عملکرد هم‌زمان محموله و سایر اجزا را مدیریت می‌کند. برنامه‌ریزی این عملیات می‌تواند به‌صورت زمان‌بندی‌شده (برای پایش کشاورزی) یا مبتنی بر اولویت (در شرایط وقوع بلایا) انجام شود.

در حالت افت عملکرد

فضاپیما وارد حالت عملیات تخریب‌شده می‌شود. در این وضعیت، برخی قابلیت‌ها ممکن است غیرفعال یا محدود شوند تا از ادامه عملکرد سایر بخش‌های حیاتی اطمینان حاصل شود. به‌عنوان مثال، در صورت کاهش توان در دسترس، ممکن است تصویربرداری با نرخ کمتر انجام شده یا برخی پردازش‌های درون‌ماهواره‌ای حذف شوند. هدف در این حالت، حفظ حداقل سطحی از کارایی مأموریت و جلوگیری از از دست رفتن کامل عملکرد است.

در حالت ناهنجاری جدی

فضاپیما به‌صورت خودکار یا با فرمان از زمین وارد حالت ایمن[1] می‌شود. در این حالت، تمامی فعالیت‌های غیرضروری متوقف شده و تمرکز سیستم بر حفظ سلامت اجزای حیاتی قرار می‌گیرد. معمولاً در این وضعیت، ماهواره به‌گونه‌ای جهت‌گیری می‌کند که حداکثر توان خورشیدی دریافت شود و ارتباط پایدار با

---

[1] Safe Mode

ایستگاه زمینی برقرار بماند. این حالت به تیم کنترل مأموریت اجازه می‌دهد تا بدون ریسک بیشتر، وضعیت سیستم را تحلیل کرده و اقدامات اصلاحی لازم را برنامه‌ریزی کنند.

تعریف این مجموعه سناریوها باعث می‌شود که مأموریت بتواند در طیف وسیعی از شرایط پیش‌بینی‌شده و پیش‌بینی‌نشده، عملکرد قابل قبولی داشته باشد و از منظر قابلیت اطمینان، به سطح مطلوبی دست یابد.

2.8 هزینه و زمان

برای بخش هزینه و زمان به شکل آماری به تحلیل می‌پردازیم. زمان‌بندی مأموریت برای یک کیوبست U3 در مدار خورشیدآهنگ به‌گونه‌ای تنظیم شده است که با ماهیت چابک این نوع سامانه‌ها و در عین حال محدودیت‌های عملیاتی آن‌ها سازگار باشد. در فاز نخست، مرحله Concept Exploration در بازه‌ای حدود 4 تا 6 ماه تعریف می‌شود که شامل تعریف دقیق مأموریت، تحلیل نیازمندی‌ها، شناسایی ذی‌نفعان و امکان‌سنجی اولیه است. به دلیل استفاده گسترده از فناوری‌های آماده (COTS) در کیوبست‌ها، این مرحله نسبت به ماهواره‌های بزرگ‌تر کوتاه‌تر در نظر گرفته می‌شود. پس از آن، فاز Detailed Design & Development که طولانی‌ترین و بحرانی‌ترین بخش پروژه است، در حدود 12 تا 15 ماه زمان می‌برد. در این مرحله طراحی زیرسیستم‌ها از جمله کنترل وضعیت، توان، مخابرات و به‌ویژه محموله تصویربرداری انجام شده و فعالیت‌های تحلیل، شبیه‌سازی و آزمون‌های مهندسی به‌صورت کامل دنبال می‌شود تا اطمینان لازم از برآورده شدن الزامات مأموریت حاصل گردد.

در ادامه، فاز Production & Deployment شامل ساخت، یکپارچه‌سازی و آماده‌سازی برای پرتاب است که برای یک کیوبست U3 معمولاً بین 4 تا 6 ماه به طول می‌انجامد، زیرا پیچیدگی ساخت نسبت به ماهواره‌های بزرگ کمتر بوده و تمرکز اصلی بر روی مونتاژ و یکپارچه‌سازی زیرسیستم‌ها است. زیرمرحله Launch که شامل ادغام با ماهواره‌بر و انتظار برای زمان‌بندی پرتاب اشتراکی است، معمولاً بین 3 تا 9 ماه زمان نیاز دارد. این بازه زمانی به دلیل وابستگی به برنامه پرتاب و عدم کنترل کامل بر زمان پرتاب افزایش می‌یابد و یکی از محدودیت‌های اصلی مأموریت‌های کیوبستی محسوب می‌شود. پس از استقرار در مدار، مرحله Orbital Insertion to Operational Readiness یا Commissioning در حدود 1 تا 2 ماه به طول می‌انجامد که در آن عملکرد زیرسیستم‌ها بررسی، کالیبراسیون‌ها انجام و سامانه به سطح آمادگی عملیاتی می‌رسد.

در نهایت، فاز Operations & Support آغاز می‌شود که شامل بهره‌برداری از ماهواره و ارائه داده‌های مأموریتی است و معمولاً بین 1 تا 2 سال در نظر گرفته می‌شود. طول این فاز به کیفیت طراحی، مدیریت منابع و شرایط محیطی مدار بستگی دارد. پس از پایان عمر عملیاتی، ماهواره وارد مرحله دفع (Disposal) می‌شود که در کیوبست‌ها عمدتاً به‌صورت غیرفعال و از طریق کاهش ارتفاع مداری ناشی از درگ اتمسفری انجام می‌گیرد. برای ارتفاع‌های معمول مدار خورشیدآهنگ در بازه 500 تا 700 کیلومتر، این فرآیند ممکن است بین 5 تا 10 سال به طول انجامد. این رویکرد با الزامات کاهش زباله‌های فضایی سازگار بوده و نیاز به سامانه‌های فعال پیچیده برای خروج از مدار را برطرف می‌کند. بطور خلاصه داریم:

جدول 2.3 تخمین زمان

Duration	Sub-phase	Phase
4–6 months	–	**Concept Exploration**
12–15 months	–	**Detailed Design & Development / Technology Development**
4–6 months	Manufacturing	**Production & Deployment**
3–9 months	Launch (Integration + rideshare)	
1–2 months	Orbital Insertion to Operational Readiness (Commissioning)	
1–2 years	Satellite Operations	**Operations & Support**
5–10 years (passive)	Satellite Disposal (Passive deorbit in LEO)	

در فاز اولیه طراحی، شامل Concept Exploration ، هزینه‌ها عمدتاً مربوط به فعالیت‌های مهندسی سیستم، تحلیل مأموریت و تعریف الزامات است که معمولاً سهم کوچکی از کل هزینه پروژه را تشکیل می‌دهد و در حدود 10,000 تا 30,000 دلار برآورد می‌شود. با ورود به فاز Detailed Design & Development، بیشترین سهم هزینه به طراحی و توسعه زیرسیستم‌ها و به‌ویژه محموله اختصاص می‌یابد. بر اساس داده‌های صنعتی، هزینه زیرسیستم‌های استاندارد یک کیوبست 3 Uبین 70,000 تا 180,000 دلار و هزینه محموله (مانند دوربین چندطیفی) بین 20,000 تا 120,000 دلار متغیر است، که نشان می‌دهد محموله به‌عنوان عنصر اصلی مأموریت، یکی از تعیین‌کننده‌ترین عوامل در هزینه نهایی محسوب می‌شود .علاوه بر این، آزمون‌های محیطی مانند تست ارتعاش و خلأ حرارتی نیز برای

اطمینان از بقای ماهواره در شـرایط پرتاب و مدار ضـروری بوده و هزینه‌ای در حدود چند هزار تا چند ده هزار دلار به پروژه اضافه می‌کنند .[4]

در فازProduction & Deployment ، هزینه‌ها شامل ساخت، یکپارچه‌سازی، و آماده‌سازی برای پرتاب است که معمولاً در بازه 20,000 تا 60,000 دلار قرار می‌گیرد. با این حال، مهم‌ترین جزء هزینه در این فاز مربوط به پرتاب اسـت. برای یک کیوبسـت U3، هزینه پرتاب به‌صـورت rideshare معمولاً در بازه 150,000 تا 300,000 دلار قرار دارد و می‌تواند بسته به ارائه‌دهنده، مدار هدف و شـرایط قرارداد تغییر کند .علاوه بر هزینه پرتاب، هزینه‌های جانبی شـامل اخذ مجوزهای قانونی، بیمه پرتاب و لجسـتیک انتقال ماهواره به محل پرتاب نیز وجود دارد که معمولاً بین 10,000 تا 50,000 دلار برآورد می‌شـود. این بخش از هزینه‌ها اغلب در برآوردهای اولیه نادیده گرفته می‌شـوند، در حالی که می‌توانند تأثیر قابل توجهی بر بودجه کل پروژه داشته باشند.[5]

در نهایت، فاز Operations & Support شـامل بهره‌برداری از ماهواره و مدیریت مأموریت اسـت که هزینه آن وابسته به مدت مأموریت و سطح پیچیدگی عملیات می‌باشد. هزینه استفاده از ایستگاه زمینی، پردازش داده و نگهداری ارتباط معمولاً بین 15,000 تا 60,000 دلار در سـال برآورد می‌شـود و هزینه نیروی انسـانی نیز می‌تواند سـالانه بین 20,000 تا 80,000 دلار باشـد .با جمع‌بندی تمامی بخش‌ها، هزینه کل یک مأموریت کیوبسـت U 3معمولاً در بازه 320,000 تا 700,000 دلار قرار می‌گیرد که این مقدار به شـدت به پیچیدگی مأموریت، نوع محموله و انتخاب ماهواره‌بر وابسـته اسـت .این بازه نشـان می‌دهد که کیوبسـت‌ها به‌عنوان یک راهکار کم‌هزینه برای دسـترسـی به فضـا، امکان انجام مأموریت‌های کاربردی مانند سـنجش از دور را با هزینه‌ای به‌مراتب کمتر از ماهواره‌های سـنتی فراهم می‌کنند. در جدول 2.4 جمع‌بندی هزینه را مشاهده می‌کنیم.

جدول 2.4 تخمین هزینه

Estimated Cost (USD)	Sub-phase	Phase
$10,000 – $30,000	Mission definition, feasibility, system analysis	**Concept Exploration**
$70,000 – $180,000	Subsystems design (ADCS, EPS, OBC, Comm)	**Detailed Design & Development**
$20,000 – $120,000	Payload (multispectral imager)	

$5,000 – $20,000	Testing & validation (TVAC, vibration)	
$20,000 – $60,000	Manufacturing & Integration	**Production & Deployment**
$150,000 – $300,000	Launch (rideshare – 3U CubeSat)	
$10,000 – $50,000	Licensing, insurance & logistics	
$15,000 – $60,000	Ground station & operations (1–2 years)	**Operations & Support**
$20,000 – $80,000	Personnel & mission control	
$320,000 – $700,000	–	**Total Estimated Cost**

2.9 مفهوم عملیات (Concept of Operations - ConOps)

مفهوم عملیات، نمایی کلان از نحوه اجرای مأموریت در طول چرخه عمر آن ارائه می‌دهد و مشخص می‌کند که اجزای مختلف سامانه، شامل فضاپیما، ایستگاه زمینی و کاربران نهایی، چگونه با یکدیگر تعامل دارند. در این پروژه، ConOps به‌عنوان یک ابزار کلیدی برای بررسی امکان‌پذیری عملیاتی مأموریت و هم‌راستاسازی طراحی فنی با نیازهای کاربردی مورد استفاده قرار گرفته است.

در گام نخست، ذینفعان اصلی مأموریت شناسایی شده‌اند. این ذینفعان شامل کاربران داده (در حوزه کشاورزی و مدیریت بلایا)، تیم بهره‌برداری زمینی و توسعه‌دهندگان سامانه هستند. هر یک از این گروه‌ها دارای نیازها و انتظارات مشخصی هستند که باید در طراحی عملیات مأموریت لحاظ شود. به‌عنوان مثال، کاربران نهایی به داده‌های به‌موقع و قابل تفسیر نیاز دارند، در حالی که تیم عملیاتی به پایداری ارتباط و قابلیت کنترل مطمئن فضاپیما وابسته است.

چرخه عملیاتی مأموریت از مرحله پرتاب آغاز می‌شود. پس از قرارگیری در مدار، فضاپیما وارد فاز راه‌اندازی اولیه[1] می‌شود که در آن عملکرد زیرسیستم‌ها بررسی شده و کالیبراسیون‌های لازم انجام

[1] Commissioning

می‌گیرد. پس از اطمینان از صحت عملکرد، ماهواره وارد فاز بهره‌برداری اسمی می‌شود که شامل اجرای برنامه‌های تصویربرداری و ارسال داده‌ها است.

عملیات روزمره ماهواره به‌صورت چرخه‌ای و هماهنگ با گذرهای مداری انجام می‌شود. در هر چرخه، بسته به موقعیت مداری و برنامه مأموریت، فضاپیما ممکن است در حالت تصویربرداری، آماده‌باش یا ارسال داده قرار گیرد. جدول‌های زمانی عملیاتی، ترتیب این فعالیت‌ها و مدت زمان هر یک را مشخص می‌کنند و به‌گونه‌ای طراحی می‌شوند که استفاده بهینه از منابع محدود مانند توان و حافظه تضمین شود.

بخش زمینی نیز نقش کلیدی در اجرای مأموریت ایفا می‌کند. این بخش شامل ایستگاه‌های دریافت داده، زیرساخت‌های پردازش و سیستم‌های مدیریت مأموریت است. داده‌های دریافتی از ماهواره پس از پردازش، به محصولات قابل استفاده تبدیل شده و در اختیار کاربران قرار می‌گیرند. همچنین، ایستگاه زمینی وظیفه ارسال فرمان‌ها و به‌روزرسانی برنامه‌های عملیاتی را بر عهده دارد.

در حوزه فرماندهی و کنترل، رویه‌های مشخصی برای ارسال دستورات، دریافت تله‌متری و پایش وضعیت فضاپیما تعریف شده است. این رویه‌ها به‌گونه‌ای طراحی شده‌اند که علاوه بر پشتیبانی از عملیات اسمی، امکان واکنش سریع به شرایط غیرعادی را نیز فراهم کنند. سطحی از خودکارسازی نیز در نظر گرفته شده است تا فضاپیما بتواند در برخی شرایط بدون نیاز به مداخله فوری از زمین، تصمیمات حفاظتی اتخاذ کند.

در مجموع، مفهوم عملیات ارائه‌شده نشان می‌دهد که مأموریت از نظر اجرایی قابل تحقق بوده و تمامی اجزای آن، از طراحی فضاپیما تا زیرساخت‌های زمینی، در یک چارچوب منسجم با یکدیگر تعامل دارند. این دیدگاه کلان، پایه‌ای برای توسعه جزئیات بیشتر در مراحل بعدی طراحی فراهم می‌کند.

منابع و مراجع

METUCUBE: A 3U CUBESAT FOR DISASTER MONITORING AND EARLY WARNING SYSTEMS [1]

CubeSat constellations for disaster management in remote areas [2]

https://en.wikipedia.org/wiki/Polar_Satellite_Launch_Vehicle [3]

https://electronics.alibaba.com/buyingguides/nano-satellites-a-practical-guide-for-builders-educators?utm [4]

https://greenlaunch.space/feeds/blog/cheapest-cubesat-launch-cost?utm [5]

پیوست‌ها

کد شبیه‌ساز مدار در پیوست قرار دارد.

جدول پ-1: کد شبیه‌ساز مدار.

```
clc; clear; close all;

%% ========================
%  CONSTANTS
% ========================
mu  = 398600.4418;
Re  = 6378.137;
J2  = 1.08263e-3;
omega_earth = 7.2921159e-5;

%% ========================
%  ORBIT DESIGN (SSO FOR IRAN)
% ========================
altitude = 650;
a = Re + altitude;
e = 0.01;

%True Sun-Synchronous inclination
i = deg2rad(97.8);

%  LTAN selection (typical imaging orbit)
LTAN = 10.5; % 10:30 AM

%  Align orbit with Iran (~50°E)
RAAN0 = deg2rad(50 + 15*(12 - LTAN));

omega = 0;
M0 = 0;

%% ========================
%  DERIVED PARAMETERS
% ========================
n = sqrt(mu/a^3);
p = a*(1 - e^2);

%  J2 nodal precession (SSO condition)
RAAN_dot = - (3/2)*J2*(Re^2/p^2)*n*cos(i);

%% ========================
%  TIME
% ========================
T = 2*pi/n;
tspan = linspace(0, 10*T, 8000); % more orbits for dense ground
track
```

```
%% ========================
%  STORAGE
% ========================
r_eci = zeros(3, length(tspan));
lat = zeros(1, length(tspan));
lon = zeros(1, length(tspan));

%% ========================
%  PROPAGATION
% ========================
for k = 1:length(tspan)

    t = tspan(k);

    % Mean anomaly
    M = M0 + n*t;

    % Solve Kepler
    E = M;
    for iter = 1:6
        E = E - (E - e*sin(E) - M)/(1 - e*cos(E));
    end

    % True anomaly
    nu = 2*atan2(sqrt(1+e)*sin(E/2), sqrt(1-e)*cos(E/2));

    % Radius
    r = a*(1 - e*cos(E));

    % Orbital plane position
    r_pf = [r*cos(nu); r*sin(nu); 0];

    %  Time-varying RAAN (SSO physics)
    RAAN = RAAN0 + RAAN_dot * t;

    % Rotation matrices
    R3_W = [cos(RAAN) -sin(RAAN) 0;
            sin(RAAN)  cos(RAAN) 0;
            0          0         1];

    R1_i = [1 0 0;
            0 cos(i) -sin(i);
            0 sin(i)  cos(i)];

    R3_w = [cos(omega) -sin(omega) 0;
            sin(omega)  cos(omega) 0;
            0           0          1];

    Q = R3_W * R1_i * R3_w;

    % ECI position
    r_eci(:,k) = Q * r_pf;

    %% ========================
    %  ECI → ECEF
    % ========================
```

```
    theta = omega_earth * t;

    R3_theta = [ cos(theta) sin(theta) 0;
                -sin(theta) cos(theta) 0;
                 0          0          1];

    r_ecef = R3_theta * r_eci(:,k);

    %% ========================
    %  LAT / LON
    % ========================
    x = r_ecef(1); y = r_ecef(2); z = r_ecef(3);

    lon(k) = atan2(y, x);
    lat(k) = atan2(z, sqrt(x^2 + y^2));
end

lat = rad2deg(lat);
lon = rad2deg(lon);

%% ========================
%  FIX LONGITUDE JUMPS
% ========================
lon = mod(lon + 180, 360) - 180;

%% ========================
%  REALISTIC EARTH (TEXTURE)
% ========================
figure;
[X,Y,Z] = sphere(200);

% Download this file from NASA:
% https://visibleearth.nasa.gov/images/57752/blue-marble-land-
surface-shallow-water-and-shaded-topography
cdata = imread('land_ocean_ice_2048.jpg');

surf(Re*X, Re*Y, Re*Z, ...
    'FaceColor','texturemap', ...
    'CData',cdata, ...
    'EdgeColor','none');

hold on;
plot3(r_eci(1,:), r_eci(2,:), r_eci(3,:), 'r', 'LineWidth',1.5);

axis equal;
xlabel('X [km]'); ylabel('Y [km]'); zlabel('Z [km]');
title('SSO Orbit (650 km) - Aligned with Iran');
grid on;
light; lighting phong;

%% ========================
%  GROUND TRACK (WITH IRAN)
% ========================
figure;
load coastlines;

plot(coastlon, coastlat, 'k'); hold on;
```

```
plot(lon, lat, '.r');

% Highlight Iran region (approx box)
lon_iran = [44 63 63 44 44];
lat_iran = [25 25 40 40 25];
plot(lon_iran, lat_iran, 'b', 'LineWidth',2);

xlabel('Longitude [deg]');
ylabel('Latitude [deg]');
title('SSO Ground Track over Iran');
grid on;
xlim([-180 180]);
ylim([-90 90]);
```