



Available in:
Journal.isrc.ac.ir

Journal of
Space Science, Technology
& Applications (Persian)

Vol. 3, No. 1, pp.: 35-47
2023

DOI:
10.22034/jस्ता.2023.375570.1103

Article Info

Received: 2022-12-5
Accepted: 2023-05-20

Keywords

Earth observation, Agile satellite, Scheduling, Discrete event supervisory control

How to Cite this article

Arda Afzali, Bahman Ghorbani Vaghei, "Scheduling an Agile Earth Observation Satellite with a Defined Mission Using Discrete Event Supervisory Control", Journal of Space Science, Technology and Applications, vol 3(1), p.:35-47, 2023

Scheduling an Agile Earth Observation Satellite with a Defined Mission Using Discrete Event Supervisory Control

Arda Afzali¹, Bahman Ghorbani Vaghei^{2*}

1. New Technologies Department, Iran University of Science and Technology, Tehran, Iran, Ardaafzali@gmail.com
2. Railway Engineering Department, Iran University of Science and Technology Tehran, Iran, Bahman_gh@iust.ac.ir,
*Corresponding author

Abstract

Finding the best possible scheduling to maximize observations and transfer them to the ground station as a function of satellite characteristics, orbital mechanics, attitude control system, field of view and observational objectives, is very important. The combination of the agility of the satellite with regard to the ability to quick maneuver along the three axes of roll, pitch and yaw, with a suitable software can significantly improve the response rate, revisit time and satellite coverage and respond to users' needs. In this regard, the design of a comprehensive scheduling that automatically creates an optimal operational sequence for the maximum utilization of agile Earth observation satellites during a certain period of time in order to respond to the needs and priorities of the users and to satisfy the operational limitations of the satellites. Therefore, in this article, the design of an automatic software for scheduling Earth observation satellites is presented, which after receiving observational targets from the user and assigning observation priority to each task, the ability to implement and execute observation tasks is checked by the attitude control subsystem to satisfy the attitude maneuver limit around the roll and pitch axes and orbital mechanics subsystem to satisfy the target access time window limit. Then, by using discrete event supervisory control, constraints are applied to the transfer system to add specific features and requirements to the mission. With the help of an optimal search algorithm based on the Bellman-Ford method, the optimal program sequence for the maximum use of the satellite while meeting the operational limitations of the mission is obtained automatically. Finally, a remote sensing mission is simulated to demonstrate the planned verification.



برنامه‌ریزی یک ماهواره چابک سنجش از دور مبتنی بر یک ماموریت با استفاده از کنترل نظارتی گسسته پیشامد

اردا افزلی^۱، بهمن قربانی واقعی^{۲*}

۱. دانشگاه علم و صنعت ایران، تهران، ایران، Ardaafzali@gmail.com

۲.* دانشگاه علم و صنعت ایران، تهران، ایران، (نویسنده مسئول) Bahman_g_h@iust.ac.ir

دسترس پذیر در نشانی:
Journal.isrc.ac.ir

دو فصلنامه
علوم، فناوری و
کاربردهای فضایی

سال سوم، شماره ۱، صفحه ۳۵-۴۷
بهار و تابستان ۱۴۰۲

DOI:
10.22034/jsssta.2023.375570.1103

تاریخچه داوری

دریافت: ۱۴۰۱/۰۹/۱۴

پذیرش: ۱۴۰۲/۰۲/۰۳

واژه‌های کلیدی

سنجش از دور، ماهواره چابک،
برنامه‌ریزی، کنترل نظارتی گسسته
پیشامد

نحوه استناد به این مقاله

اردا افزلی، بهمن قربانی واقعی.
"برنامه‌ریزی یک ماهواره چابک
سنجش از دور مبتنی بر یک ماموریت
با استفاده از کنترل نظارتی گسسته
پیشامد". دو فصلنامه علوم، فناوری و
کاربردهای فضایی، جلد سوم، شماره
اول، صفحات ۳۵-۴۷، ۱۴۰۲.

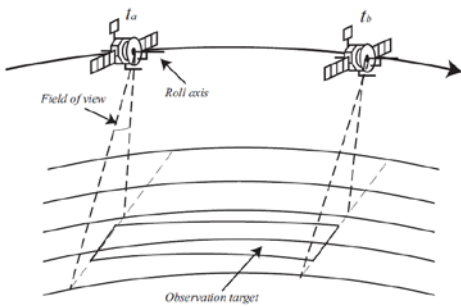
چکیده

یافتن بهترین برنامه‌ریزی ممکن به منظور حداکثر نمودن مشاهدات تصویری یک ماهواره سنجشی و انتقال آن‌ها به ایستگاه زمینی، به عنوان تابعی از مشخصات ماهواره، مدار حرکتی ماهواره، سیستم کنترل وضعیت، میدان دید و اهداف رصدی اهمیت فراوانی دارد. ترکیب خاصیت چابکی ماهواره با توجه به قابلیت انتقال وضعیت سریع آن در راستای سه محور رول، پیچ و یاو که امکان جهت‌گیری افزون بر ندیر را به ماهواره می‌بخشد، با استفاده از یک نرم‌افزار مناسب می‌تواند به شکل قابل توجهی نرخ پاسخ‌دهی، زمان بازدید و سطح پوشش ماهواره را بهبود داده و نیازهای کاربران را پاسخ دهد. بنابراین، در این مقاله برنامه‌ریزی یک ماهواره چابک سنجش از دور ابتدا مدل می‌شود، به طوری که پس از دریافت اهداف رصدی از کاربر و اختصاص اولویت رصد به هر هدف، قابلیت پیاده‌سازی و اجرای وظایف رصدی توسط زیرسیستم مکانیک مداری به منظور برآورده‌سازی محدودیت پنجره زمان دسترسی به اهداف و توسط زیرسیستم کنترل وضعیت در راستای برآورده‌سازی محدودیت اجرای مانور وضعیت حول محورهای رول و پیچ بررسی شده و تایید می‌شود. سپس، با استفاده از کنترل نظارتی گسسته پیشامد، از اجرای صحیح رفتار منطقی برنامه‌ریزی با توجه به ویژگی‌ها و الزامات خاصی که به ماموریت افزوده شده است، اطمینان حاصل می‌شود. به کمک یک الگوریتم جستجوگر بهینه مبتنی بر روش بلمن فورد^۱، توالی برنامه بهینه برای بهره‌برداری حداکثری از ماهواره ضمن برآورده شدن محدودیت‌های عملیاتی ماموریت به صورت خودکار به دست می‌آید. در نهایت برای نشان دادن صحت برنامه‌ریزی انجام شده، یک ماموریت سنجش از دور شبیه‌سازی می‌شود.

1 Bellman-Ford

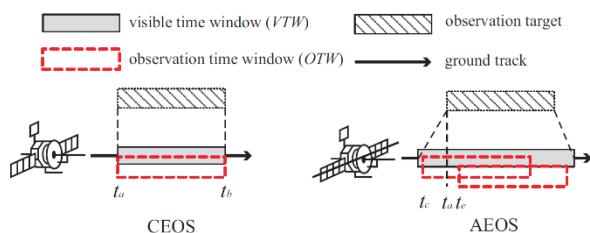
۱-مقدمه

کند، باعث بازتر شدن محدودیت‌های عملیاتی نیز می‌شود و به صورت بالقوه ظرفیت بهره‌وری و برنامه‌ریزی وظایف رصدی را افزایش می‌دهد [۱].



شکل ۱. تصویر بازه ثابت رصدی برای یک ماهواره سنتی سنجش از دور [۶].

تفاوت بارز بین توانایی رصد ماهواره سنجش از دور سنتی و ماهواره سنجش از دور چابک در شکل ۲ نشان داده شده است. همان طور که در سمت چپ نشان داده شده است، یک ماهواره سنجش از دور سنتی دارای یک پنجره زمان مشاهده مشخص است $[t_a, t_b]$ که برای اجرای وظیفه همان پنجره زمان قابل رصد خواهد بود. در حالی که هیچ تفاوتی بین پنجره زمانی قابل رصد و پنجره زمان مشاهده برای ماهواره سنجش از دور سنتی وجود ندارد، پنجره زمانی قابل رصد برای ماهواره سنجش از دور چابک به دلیل توانایی ماهواره در نگاه به جلو و نگاه به عقب در امتداد محور پیچ، همان طور که در قسمت سمت راست شکل ۲ نشان داده شده است، معمولاً طولانی‌تر از پنجره زمان مشاهده مربوطه است. در نتیجه ماهواره سنجش از دور چابک می‌تواند یک وظیفه رصدی را برای یک هدف در t_c شروع کند یا می‌تواند رصد را به اندازه t_e بعد از t_a شروع کند.



شکل ۲. مقایسه قابلیت رصد یک ماهواره سنتی سنجش از دور و یک ماهواره سنتی سنجش از دور [۱].

امروزه با گسترش صنعت فضایی، توسعه کاربردهای فضاپایه از جمله کاربردهای سنجش از دور در حوزه‌های نظارت بر حوادث، نظارت بر محیط زیست و اکتشاف منابع مورد توجه قرار گرفته است. در این راستا، ماهواره‌های سنجش از دور برای جمع‌آوری تصاویر اهداف رصدی از طریق سنسورهای خود طراحی شده و با توجه به مزایای متعدد آن‌ها از جمله سطح پوشش رصدی بزرگ، به عنوان منابع رصد به کار گرفته می‌شوند. تعداد ماهواره‌های سنجش از دور فعال در مدار به طور مداوم در حال افزایش است و در مارس ۲۰۱۹ به ۷۶۹ عدد رسیده است [۱، ۲]. به منظور دستیابی به یک مصالحه حداکثری بین استفاده از منابع ارزشمند ماهواره‌ای و انجام رسالت ماموریت، مسئله برنامه‌ریزی و زمان‌بندی ماموریت ماهواره‌های سنجش از دور با هدف تولید دنباله اقدامات و مشاهدات بهینه، به گونه‌ای که بتوان به اهداف ماموریت دست یافت و در عین حال محدودیت‌های فیزیکی مربوط به مدیریت و کنترل ماهواره‌های سنجش از دور را برآورده نمود به عنوان موضوعی نوظهور مورد توجه بسیاری قرار گرفته است [۳، ۴]. نرخ پاسخ‌دهی، زمان بازدید مجدد، دسترس‌پذیری و سطح پوشش ماهواره در کاربردهای تصویربرداری پارامترهای اثرگذاری هستند. استفاده از ماهواره‌های چابک به همراه یک برنامه‌ریزی بهینه با بهبود این پارامترها در راستای نیاز کاربران، بهره‌وری ماموریت را افزایش می‌دهد [۱].

ماهواره‌های سنجش از دور سنتی^۱ و متداول دارای قابلیت جهت‌گیری به ندیر بوده یا تنها حول محور رول قابل کنترل هستند. ماهواره‌های سنجش از دور چابک^۲ با قابلیت مانور وضعیت سریع در راستای سه محور، نسل جدید ماهواره‌های سنجش از دور هستند که زمان مانور وضعیت آن‌ها می‌تواند تا یک پنجم ماهواره‌های سنتی کاهش پیدا کند [۵]. همان طور که در شکل ۱ مشاهده می‌شود، ماهواره سنجش از دور سنتی فقط می‌تواند در یک پنجره زمانی قابل رصد ثابت $[t_a, t_b]$ که به وسیله ماهواره و هدف رصدی تعیین می‌شود، از هدف تصویربرداری کند، اما ماهواره سنجش از دور چابک همان طور که دو یا چند وظیفه رصدی را در یک پنجره زمانی قابل رصد طولانی‌تر می‌تواند اجرا

برنامه‌ریزی کاربردی ماهواره‌ها شامل محدودیت‌های عملیاتی پیچیده‌ای است [18]–[22]. از آنجایی که مدت زمان مشخصی برای جهت‌گیری میدان دید ماهواره به هدف رصدی، نسبت به وضعیت قبلی مورد نیاز است، محدودیت زمان انتقال کافی بین وظایف رصدی به عنوان یک محدودیت زمانی مهم باید در هنگام برنامه‌ریزی در نظر گرفته شود [۱].

مسئله برنامه‌ریزی ماموریت ماهواره‌های رصدی به همراه محدودیت‌های عملیاتی را می‌توان به وسیله الگوریتم‌های بهینه‌سازی هوشمند مانند الگوریتم ژنتیک [23]، [24]، الگوریتم جستجوی تابو [25]، [26] و الگوریتم اکتشافی بازگشتی [27]، [28] حل کرد. در پژوهش انجام شده توسط لی و وانگ [29]، ابتدا یک روش برای ساخت سیستم انتقال حالت به وسیله انتزاع اهداف و ویژگی‌های ماموریت ارائه شد و سپس یک راه‌حل مبتنی بر منطق زمانی خطی^۳ برای زمان‌بندی خودکار ماموریت یک ماهواره سنجنش از دور چابک پیشنهاد شده که به ماهواره اجازه می‌دهد، از اهداف قبل یا بعد از عبور عمودی ماهواره تصویربرداری کند.

نظریه کنترل نظارتی سیستم‌های گسسته پیشامد که اولین بار در سال ۱۹۸۹ توسط وونهام و رامج^۴ ارائه شد، یک ابزار مناسب برای برنامه‌ریزی سیستم‌های گسسته پیشامد ارائه می‌کند [30]. اهداف کنترلی مختلفی در این روش دنبال می‌شود که مهم‌ترین آن‌ها ایمنی، رسیدن به رفتار مورد نظر و عدم انسداد در رفتار ناظر است [31]. با استفاده از این روش می‌توان ویژگی‌های مورد نظر را به یک سیستم گسسته پیشامد اضافه نمود.

در این مقاله، مسئله برنامه‌ریزی ماهواره سنجنش از دور چابک با توجه به ماموریت هدف، مدل‌سازی شده است. طرح یک نرم‌افزار خودکار برنامه‌ریزی ماهواره‌های سنجنش از دور با قابلیت پشتیبانی از ماهواره‌های سنجنش از دور چابک ارائه می‌شود که پس از دریافت اهداف رصدی از کاربر و اختصاص اولویت رصدی به هر هدف، آن‌ها را بر اساس پنجره زمانی قابل رصد مرتب می‌کند. سپس، به کمک یک الگوریتم برنامه‌ریزی، سیستم انتقال حالت مطابق [29] برای ماموریت ایجاد می‌شود. سپس به منظور رسیدن به رفتار مطلوب و افزودن ویژگی‌های مورد نظر به ماموریت، از یک سیستم کنترل نظارتی تعریف استفاده می‌شود. در نهایت، به کمک

روش‌های دقیق محاسبه پنجره زمانی قابل رصد در منابع [7]–[9] مورد بررسی قرار گرفته است. در عین حال، ماهواره سنجنش از دور چابک مجبور است داده‌ها را در یک ایستگاه زمینی بارگیری کند، یا از ماهواره‌های رله برای دستیابی به این منظور استفاده کند [10]، [11]. پنجره‌های مورد نیاز دانلود داده‌ها باید از قبل به دست بیایند و این موضوع پیچیدگی برنامه‌ریزی ماهواره را تا حد زیادی افزایش می‌دهد. در این مقاله فرض می‌شود، به تعداد کافی ماهواره رله یا ایستگاه زمین برای انتقال داده وجود دارد و این موضوع به عنوان یک محدودیت در نظر گرفته نمی‌شود.

به طور کلی منظور از مسئله برنامه‌ریزی ماهواره سنجنش از دور چابک انتخاب و برنامه‌ریزی وظایف رصدی ماهواره با هدف به حداکثر رساندن سود کل رصد و برآورده شدن همه محدودیت‌های عملیاتی پیچیده است. سود هر رصد با توجه به کاربرد و نیاز کاربر تعریف می‌شود. برنامه‌ریزی ماهواره سنجنش از دور سنتی به عنوان انتخاب یک پنجره زمانی قابل رصد در نظر گرفته می‌شود [۶]، در واقع، هر پنجره زمانی قابل رصد شامل چندین پنجره زمان مشاهده بالقوه برای ماهواره سنجنش از دور چابک است. اگر چه ویژگی چابکی قابلیت رصد ماهواره سنجنش از دور را تا حد زیادی بهبود می‌بخشد، اما پیچیدگی مسئله برنامه‌ریزی ماهواره سنجنش از دور چابک در مقایسه با مسئله برنامه‌ریزی ماهواره سنجنش از دور سنتی به طرز چشم‌گیری افزایش می‌یابد [12]، [13]. در ماهواره‌های چابک، ترتیب مشاهده بین وظایف ثابت نیست و تضاد بین وظایف آشکار می‌شود و نه تنها باید تصاویر هدف مشخص شوند، بلکه ترتیب تصاویر نیز باید تعیین شود و حتی زمان شروع رصد هر تصویر نیز باید تحت محدودیت‌های عملیاتی تعیین شود [14]–[16]. گبریل^۱ و همکاران [17] برای اولین بار در سال ۱۹۹۷ به مسئله برنامه‌ریزی ماهواره سنجنش از دور چابک پرداخته‌اند. مسئله برنامه‌ریزی منظومه ماهواره‌ای چابک رصد زمین، از نظر تئوری به عنوان یک مسئله مدل‌سازی و بهینه‌سازی ترکیبی و تابعی از مشخصات ماهواره، مدار، سیستم کنترل وضعیت، میدان دید، اهداف رصدی، مشخصات سنسور، کاربرد سنجنش از دور و ... در نظر گرفته می‌شود و این موضوع می‌تواند علت پیچیدگی بالای حل این مسئله را نشان می‌دهد [1].

3 linear temporal logic
4 W.M.Wonham & P.J.Ramadge

1 V. Gabrel
2 Li & Wang

برنامه‌ریزی ماموریت پیچیده ماهواره‌های سنجش از دور چابک، تعیین دنباله مشاهدات متوالی و زمان اجرای آن‌ها است. در این راستا، علاوه بر قابلیت مشاهده اهداف رصدی باید با توجه به کاربرد، دیگر الزامات خاص مشاهده نیز برآورده شود، مانند "مشاهده یکی از چندین وظیفه"، "برخی وظایف باید حتماً مشاهده شوند" و "بعضی از وظایف را نمی‌توان مشاهده کرد مگر اینکه وظایف خاص دیگری قبل از آن مشاهده شوند". مدل‌سازی این الزامات مشاهداتی خاص در الگوریتم‌های برنامه‌ریزی ماموریت سنتی دشوار است. بنابراین، چگونگی فرمول‌بندی این الزامات خاص و حل یک دنباله دلخواه، در ادامه ارائه می‌شود.

۲-۲- مدل‌سازی مسئله برنامه‌ریزی ماموریت

برنامه‌ریزی ماموریت سنجشی به منظور تعیین دنباله وظایف، تعارض‌های بین وظایف و محدودیت‌های پیچیده عملیاتی را شامل می‌شود. محدودیت‌های اصلی برنامه‌ریزی ماموریت ماهواره سنجش از دور چابک به شرح زیر است [۲۹]:

(۱) الزام زاویه تصویربرداری: زاویه تصویربرداری، زاویه نسبی بین خط دید وظیفه رصدی و نقطه ندیر ماهواره است. کیفیت تصویر وظایف رصدی مختلف به زاویه رصد ماهواره نسبت به آن‌ها وابسته است. برای به دست آوردن بهترین نتایج تصویر، زاویه تصویربرداری ماهواره‌ها (α_i) باید در محدوده مشخص شده (α_i^{max}) برآورده شود:

$$|\alpha_i| \leq \alpha_i^{max} \quad (1)$$

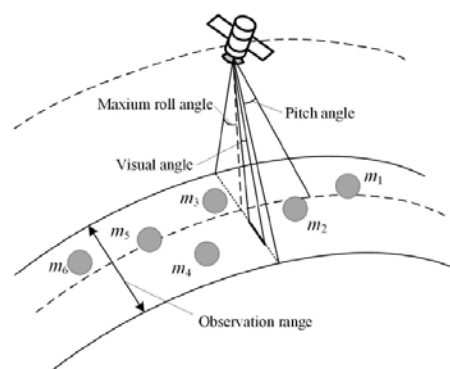
α_i^{max} حداکثر زاویه تصویربرداری برای وظیفه i است، سپس، پنجره زمان تصویربرداری هر وظیفه $[t_{s_i}, t_{e_i}]$ با توجه به محدودیت (۱) و موقعیت ماهواره و هدف رصدی مشخص می‌شود. (۲) محدودیت پنجره زمانی قابل مشاهده: ماهواره تنها زمانی می‌تواند رصد را اجرا کند که بر فراز هدف زمینی پرواز کند. این محدودیت دوره مشاهده هر هدف را محدود می‌کند. اما ماهواره سنجش از دور چابک به دلیل قابلیت مانور وضعیت چابک، برای پنجره زمانی قابل مشاهده وظیفه i که به صورت $[t_{vs_i}, t_{ve_i}]$ نشان داده می‌شود، امکان انتخاب گسترده‌تری ارائه می‌دهد. پنجره زمانی رصد باید در پنجره زمانی قابل مشاهده مربوطه گنجانده شود:

یک الگوریتم جستجوگر بهینه مبتنی بر روش بلمن فورد، توالی برنامه بهینه به منظور بهره‌برداری حداکثری از ماهواره ضمن برآورده شدن محدودیت‌های عملیاتی ماموریت به دست می‌آید. قابل توجه است که برای انجام برنامه‌ریزی بهینه با هدف کسب بازده حداکثری از ماهواره، قابلیت پیاده‌سازی و اجرای وظایف توسط بلوک‌های کنترل وضعیت و مداری مورد تایید قرار می‌گیرد. در این مقاله، ابتدا توصیف مسئله برنامه‌ریزی ماهواره سنجش از دور چابک و مدل‌سازی آن ارائه می‌شود و در ادامه، نحوه ساخت سیستم انتقال حالت ماموریت و سیستم کنترل نظارتی بیان می‌شود. سپس، طرح برنامه‌ریزی به یک ماموریت ویژه اعمال شده و نتایج آن تحلیل می‌شود. در پایان، نتیجه‌گیری و پیشنهادات ادامه کار ارائه می‌شود.

۲- فرموله کردن مسئله

۲-۱- توصیف مسئله

ماهواره‌های سنجش از دور چابک می‌توانند به کمک مانور وضعیت، اهداف اطراف رد پای ماهواره را نیز مشاهده کنند. همان طور که در شکل ۳ نشان داده شده است، اهداف زمینی در محدوده میدان وسعت دید ماهواره که توسط مسیر رد ندیر ماهواره و حداکثر زاویه چرخش (رول و پیچ) ماهواره‌ها تعیین می‌شود، قابل مشاهده هستند. پنجره زمانی قابل رصد برای یک هدف زمینی برای یک ماهواره سنتی فقط یک دوره کوتاه مشاهده (چند ثانیه) است، اما پنجره زمانی قابل رصد برای یک ماهواره سنجش از دور چابک می‌تواند دوره طولانی‌تری (چند دقیقه) باشد.



شکل ۳. نمایش یک ماهواره سنجش از دور چابک به همراه اهداف رصدی [۱].

در نهایت، مسئله برنامه‌ریزی ماموریت ماهواره سنجش از دور چابک به این صورت توصیف می‌شود: تابع هدف (۶) با توجه به الزامات خاص سناریو ماموریت و محدودیت‌های (۲)-(۵) به حداکثر برسد.

$$\begin{cases} t_{s_i} \geq t_{v_{s_i}} \\ t_{e_i} \leq t_{v_{e_i}} \end{cases} \quad (2)$$

(۳) محدودیت مانور وضعیت ماهواره: انتقال بین دو ماموریت مشاهده مستلزم زمان مانور وضعیت کافی است. یعنی زمان انتقال زاویه دید ماهواره باید کمتر از فاصله زمانی دو ماموریت باشد. با توجه به زمان تصویربرداری و قابلیت مانور وضعیت، محدودیت مانور ماهواره به صورت زیر تعریف می‌شود:

$$T_s \leq t_{s_{i+1}} - t_{e_i} \quad (3)$$

در اینجا T_s مدت زمان مانور وضعیت ماهواره است. محدودیت (۳)، فاصله بین زمان شروع کار بعدی و زمان پایان کار قبلی را توصیف می‌کند که نباید کمتر از زمان لازم برای مانور وضعیت باشد.

(۴) الزام زوایای مانور وضعیت: زاویه رول Φ و زاویه پیچ Θ ، به ترتیب محدوده مشاهده جانبی و پیش‌رو/پس‌رو را مشخص می‌کنند که باید محدودیت‌های زیر را برآورده نمایند:

$$|\varphi_i| \leq \varphi_i^{max} \quad (4)$$

$$|\theta_i| \leq \theta_i^{max} \quad (5)$$

بر اساس محدودیت‌های بالا، هدف آن است که برنامه‌ریزی به گونه‌ای باشد تا مجموع سود رصد کل وظایف مشاهده شده حداکثر شود. P_i سود رصد یا همان اولویت وظیفه رصدی i است. x_i به عنوان یک متغیر منطقی تعریف می‌شود که اگر وظیفه رصدی i قابل اجرا باشد برابر با ۱ است و در غیر این صورت برابر با ۰ خواهد بود. بنابراین، تابع مجموع سود به صورت تعریف می‌شود:

$$\max \left(\sum_{i=1}^N P_i x_i \right) \quad (6)$$

۳- برنامه‌ریزی با استفاده از کنترل نظارتی گسسته پیشامد

در این مقاله، ما بر روی انتزاع و مشخصات مسئله برنامه‌ریزی ماموریت یک ماهواره چابک سنجش از دور با استفاده از کنترل نظارتی گسسته پیشامد تمرکز می‌کنیم. اولین گام، مدل‌سازی ماموریت به همراه محدودیت‌ها توسط یک سیستم انتقال حالت است. سپس، الزامات و ویژگی‌های خاص ماموریت به کمک کنترل نظارتی گسسته پیشامد تعریف می‌شوند. سرانجام، تئوری اتوماتا^۱ مدل نهایی را برای تولید دنباله مشاهده می‌سازد.

۳-۱- سیستم انتقال حالت و اتوماتا

یک سیستم انتقال حالت برای مدل‌سازی برنامه‌ریزی ماموریت به صورت زیر ساخته می‌شود:

یک سیستم انتقال وزن‌دار معین با چندتایی $T = (Q, q_0, \delta, \Pi, h, \omega)$ تعریف می‌شود که در آن:

Q مجموعه‌ی متناهی حالت‌ها،

$q_0 \in Q$ حالت اولیه،

$\delta \subseteq Q \times Q$ نشان دهنده رابطه انتقال،

Π مجموعه متناهی از گزاره‌های اتمی،

ω وزن نامنفی هر انتقال،

$h: Q \rightarrow 2^\Pi$ تابع برچسب‌گذاری است که مجموعه‌ای از گزاره‌های اتمی را که برای آن حالت فعال هستند، بر می‌گرداند.

هر مسیر T شامل دنباله‌ای از q_0, q_1, \dots است که $q_i \in Q$ و برای تمام $i \geq 0$ رابطه $(q_i, q_{i+1}) \in \delta$ برقرار خواهد بود. در نهایت، پاسخ به صورت یک دنباله $h(q_0), h(q_1), \dots$ خواهد بود که در آن $h(q_i)$ مجموعه گزاره‌های اتمی است که حالت q_i را برآورده می‌کنند.

برای محاسبه وزن ω_T ، به ازای هر وظیفه یک متغیر تصمیم‌گیری λ_i و برای هر انتقال بین دو وظیفه l_{ij} تعریف می‌شود. سپس، با توجه به محدودیت‌های تعریف شده، متغیرهای تصمیم‌گیری به صورت زیر مشخص می‌شوند:

گام اول: برای هر حالت $q_i \in Q_T$ ، وظیفه m_i بررسی می‌شود که آیا محدودیت زاویه رول (۴) را برآورده می‌کند یا خیر. در صورت برآورده شدن، λ_i برابر یک و در غیر این صورت برابر صفر خواهد بود.

گام دوم: برای هر حالتی که محدودیت زاویه رول را برآورده کند، وظیفه m_i بررسی می‌شود که آیا محدودیت زاویه پیچ (۵) را برآورده می‌کند یا خیر. در صورت برآورده شدن، λ_i برابر یک و در غیر این صورت برابر صفر خواهد بود.

گام سوم: برای هر حالتی که محدودیت قبلی را برآورده کند، وظیفه m_i بررسی می‌شود که آیا محدودیت پنجره زمانی قابل مشاهده (۲) را برآورده می‌کند یا خیر. در صورت برآورده شدن، λ_i برابر یک و در غیر این صورت برابر صفر خواهد بود.

گام چهارم: با توجه به محدودیت زاویه تصویربرداری (۱) هر وظیفه، زمان مانور وضعیت ماهواره بین هر دو وظیفه متوالی محاسبه می‌شود. اگر زمان مانور محدودیت (۳) را برآورده کند، l_{ij} برابر یک و در غیر این صورت برابر صفر خواهد بود.

گام پنجم: با توجه به اولویت داده شده توسط کاربران، اولویت حالت q_i مشخص می‌شود.

در نهایت، بر اساس مراحل فوق، وزن انتقال بین q_i و q_j با استفاده از فرمول زیر مشخص می‌شود:

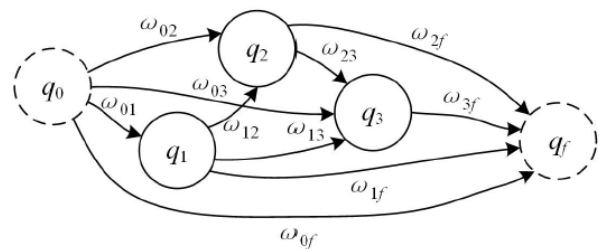
$$\omega_T(q_i, q_j) = -\lambda_i \lambda_j l_{ij} (p_i + p_j) - \varepsilon \quad (9)$$

ε یک عدد مثبت بین صفر و یک است تا از صفر شدن وزن گذرها جلوگیری کند و انتقال حالت‌ها مسدود نشود. توجه داشته باشید که وزن انتقال شامل پارامتر اولویت و متغیرهای تصمیم‌گیری هر وظیفه است و هدف یافتن طولانی‌ترین مسیر از q_0 تا q_f است. در ادامه، شبه کد الگوریتم ساخت سیستم انتقال حالت آمده است [۲۹]:

مسیر گسسته ساخته شده به وسیله این دنباله، حالت مورد نظر به همراه اقدامات مربوطه که ماهواره باید اجرا کند را نشان می‌دهد [۳۰].

۳-۲- مدل‌سازی ماموریت و منطق برنامه‌ریزی

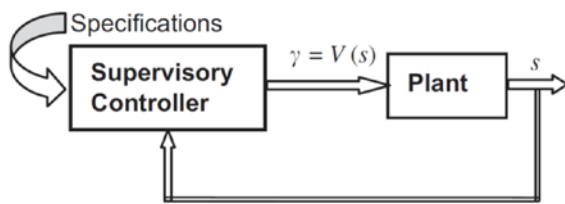
یک سیستم انتقال حالت برای انتزاع مدل برنامه‌ریزی ماموریت با در نظر گرفتن محدودیت‌های (۲)-(۵) بر اساس نظریه اتوماتا ساخته می‌شود. ابتدا، وظیفه اولیه m_0 و وظیفه نهایی m_f به مجموعه وظایف M اضافه می‌شود تا یک سیستم انتقال ساخته شود $T = (Q_T; q_{0,T}; \delta_T; \Pi_T; h_T; \omega_T)$ که در آن مجموعه حالت‌های T برابر است با $Q_T = \{m_1, m_2, \dots\} \cup \{m_0, m_f\}$. با توجه به این‌که الزام تصویربرداری در هر حالت وجود دارد، گزاره $h_T = \pi$ و $\Pi_T = \{image\}$ برای همه حالت‌ها تعریف می‌شود. در مرحله بعد، رابطه انتقال بین حالت‌ها به گونه‌ای تعریف می‌شود که وزن ω_T ، لبه بین وظایف مربوطه باشد. در سیستم انتقال، رابطه گذار نقش مهمی برای جستجوی یک مسیر امکان‌پذیر ایفا می‌کند. به منظور ایجاد آسان رابطه بین هر دو حالت، سیستم انتقال را می‌توان به عنوان یک نمودار جهت‌دار در نظر گرفت که در شکل ۴ نشان داده شده است. حالت‌ها بر اساس ترتیب زمانی لحظه شروع پنجره زمانی قابل مشاهده، مرتب می‌شوند. برای توضیح واضح‌تر مسئله، q_0 و q_f حالت‌های مجازی را نشان می‌دهند که راس اولیه و راس نهایی در نمودار هستند. لازم به ذکر است که محاسبات این فرایند مدل‌سازی، تنها شامل عملیات جبری و قضاوت منطقی می‌شود و افزایش حالت‌های مجازی، باعث افزایش محاسباتی فرایند مدل‌سازی سیستم انتقال نمی‌شود.



شکل ۴. نمایش سیستم انتقال حالت [۲۹].

بدین معنی است که هیچ پیشامدی از مجموعه Σ رخ نداده است. یک اتوماتون^۱ ابزاری برای معرفی یک زبان مطابق با قواعد تعریف شده است. ساده‌ترین راه برای معرفی مفهوم اتوماتون، استفاده از گراف جهت‌دار یا دیاگرام گذر حالت است. اتوماتا، جمع اتوماتون‌هاست. یک مولد G همان اتوماتون A است که حالت‌های بن‌بست آن حذف شده است. حالت‌هایی بن‌بست هستند که از آن‌ها گذری برای رسیدن به سایر حالت‌ها وجود ندارد.

منظور از کنترل نظارتی یک سیستم گسسته پیشامد، غیرفعال کردن برخی از پیشامدهای کنترل‌پذیر است. به همین دلیل، مجموعه کل پیشامدها به دو زیرمجموعه پیشامدهای کنترل‌پذیر Σ_c و پیشامدهای کنترل‌ناپذیر Σ_u افراز می‌شوند. پیشامدهایی که امکان غیرفعال کردن آن‌ها توسط ناظر وجود دارد، کنترل‌پذیر و پیشامدهایی که امکان غیرفعال کردن آن‌ها برای ناظر وجود ندارد، کنترل‌ناپذیر هستند [30]. زیرمجموعه خاصی از پیشامدها که باید فعال شوند، با مشخص نمودن زیر مجموعه‌ای از پیشامدهای کنترل‌پذیر انتخاب می‌شوند. چنان‌چه این مجموعه به مجموعه پیشامدهای کنترل‌ناپذیر که به طور خودکار فعال هستند ملحق شود، چنین زیرمجموعه‌ای از پیشامدها، الگوی کنترلی نامیده می‌شود و مجموعه تمامی الگوهای کنترلی به صورت $\Gamma = \{\gamma \in Pwr(\Sigma) | \gamma \supseteq \Sigma_u\}$ معرفی می‌شود. کنترل نظارتی سیستم گسسته پیشامد G ، با نگاشت V به صورت $V: L(G) \rightarrow \Gamma$ تعریف شده و به صورت V/G نوشته می‌شود. بدین ترتیب G تحت نظارت V است [30].



شکل ۵. نمایش سیستم کنترل نظارتی گسسته پیشامد [۳۳].

Input: The set of observation task, m_n ; The constraint conditions;

Output: Transition system ;

1: $Q_T = \{M, m_0, m_f\}$

2: $q_0 \mathcal{T} = m_0$

3: for each $i \in [1, N]$ do

4: Execute Step.1-Step.5 to compute the choice variable;

5: end for

6: for each $i \in [1, N]$ do

7: for each $j \in [1, N]$ do

8: if $i \neq j$ then

9: $\omega_T(q_i, q_j) = \text{Weight_fun}(q_i, q_j, \lambda_i, \lambda_j, l_{ij})$;

10: else

11: $\omega_T(q_i, q_j) = 0$

12: end if

13: end for

14: end for

15: Π_T is the set of propositions satisfied at the states of \mathcal{T} ; **return** $\mathcal{T} = (Q_T, m_{0,T}, \delta_T, \Pi, h_T, \omega_T)$;

در سیستم انتقال ساخته شده به کمک یک الگوریتم جستجوی مسیر بلمن فورد، بهترین مسیر انتقال از وظیفه m_0 به وظیفه m_f انتخاب می‌شود.

با توجه به شرح مسئله برنامه‌ریزی ماموریت، مشخص است که الزامات خاص ماموریت باید به گونه‌ای فرموله شوند که مدل برنامه‌ریزی را بتوان با ریاضیات حل کرد. بدین منظور، با استفاده از مفهوم کنترل نظارتی سیستم‌های گسسته پیشامد به عنوان روش منطقی برای توصیف اهداف ماموریت ارائه می‌شود.

۳-۲- کنترل نظارتی سیستم‌های گسسته پیشامد

سیستم گسسته پیشامد یک سیستم گسسته حالت و پیشامد تحریک است که تغییر و تحول در حالت‌های آن به طور کامل به وقوع پیشامدهای گسسته غیرهم‌زمان در طول زمان بستگی دارد [۳۲]. پیشامد، متغیری است که بیانگر تغییر از یک حالت گسسته به حالت گسسته دیگر است که در یک لحظه زمانی اتفاق می‌افتد. یک زبان L روی مجموعه پیشامد Σ ، مجموعه‌ای از رشته‌های با طول متناهی (سلسله پیشامدهای متناهی) است که از پیشامدهای مجموعه Σ ساخته شده باشد. به عبارت دیگر $L \subseteq \Sigma^*$ است. Σ^* اجتماعی از مجموعه تمامی سلسله پیشامدهای متناهی و مجموعه متشکل از پیشامد تهی است. پیشامد تهی،

جدول ۲. اهداف رصدی درخواست شده توسط کاربر

| نام | موقعیت | اولویت |
|----------|------------------------|--------|
| ارومیه | 37.5498° N, 45.0786° E | 50 |
| تبریز | 38.0792° N, 46.2887° E | 70 |
| شیراز | 29.5926° N, 52.5836° E | 70 |
| تهران | 35.7219° N, 51.3347° E | 90 |
| کرج | 35.8439° N, 50.9715° E | 50 |
| اصفهان | 32.6539° N, 51.6660° E | 60 |
| رشت | 37.2713° N, 49.5921° E | 80 |
| یزد | 31.8974° N, 54.3569° E | 50 |
| کرمان | 30.2839° N, 57.0834° E | 70 |
| قشم | 26.8119° N, 55.8913° E | 90 |
| قم | 34.6416° N, 50.8746° E | 70 |
| مشهد | 36.2972° N, 59.6067° E | 90 |
| کرمانشاه | 34.3277° N, 47.0778° E | 50 |

هم‌چنین، مطابق درخواست کاربر، تصویر شهر رشت تنها در صورتی مورد نیاز است که از شهر کرج نیز تصویربرداری شود. اهداف رصدی درخواست شده در جدول ۳، به ترتیب پنجره زمانی قابل مشاهده توسط ماهواره فهرست شده‌اند. سپس، سیستم انتقال حالت مربوط به ماموریت ساخته می‌شود.

جدول ۳. اهداف رصدی به ترتیب پنجره زمانی قابل رصد

| نام | پنجره زمانی قابل رصد | وظیفه |
|--------|----------------------------------------------|----------|
| شیراز | 08-Aug-2022 09:00:00 08-Aug-2022 09:00:48 | m_1 |
| اصفهان | 08-Aug-2022 09:00:05 08-Aug-2022 09:01:16 | m_2 |
| یزد | 08-Aug-2022 09:00:13 08-Aug-2022 09:01:35 | m_3 |
| مشهد | 08-Aug-2022 09:01:57 08-Aug-2022 09:03:14 | m_4 |
| تبریز | 08-Aug-2022 17:16:45 08-Aug-2022 17:17:48 | m_5 |
| کرج | 08-Aug-2022 17:17:44 08-Aug-2022 17:19:12 | m_6 |
| تهران | 08-Aug-2022 17:17:48 08-Aug-2022 17:19:07 | m_7 |
| رشت | 08-Aug-2022 17:17:14 08-Aug-2022 17:18:38 | m_8 |
| کرمان | 08-Aug-2022 17:19:47 08-Aug-2022 17:21:11 | m_9 |
| قم | 08-Aug-2022 17:18:04 08-Aug-2022 17:19:14 | m_{10} |

۴- پیاده سازی برنامه‌ریزی برای یک ماموریت معین

در این بخش، یک ماموریت مشاهده برای شبیه‌سازی در نظر گرفته می‌شود و الگوریتم برنامه‌ریزی ماموریت بر روی آن اعمال می‌شود. فرضیات و محدودیت‌های ماهواره که در شبیه‌سازی در نظر گرفته شده است، در ادامه بیان می‌شود:

(۱) حداکثر زاویه مانور در راستای محور رول و پیچ $\pm 30^\circ$ درجه است.

$$|\varphi_i| \leq 30^\circ$$

$$|\theta_i| \leq 30^\circ$$

(۲) حداکثر زاویه تصویر برداری $\pm 15^\circ$ درجه است.

$$|\alpha_i| \leq 15^\circ$$

(۳) مدت زمان لازم برای ثبت هر تصویر ۱ ثانیه است.

$$t_{e_i} - t_{s_i} = 1$$

(۴) میانگین سرعت مانور وضعیت 1.5 درجه بر ثانیه و

مدت پایدارسازی 3 ثانیه در نظر گرفته می‌شود.

(۵) میدان دید سنسور تصویربرداری، 6 درجه است.

(۶) افق زمانی هر برنامه‌ریزی ماهواره، 24 ساعت است.

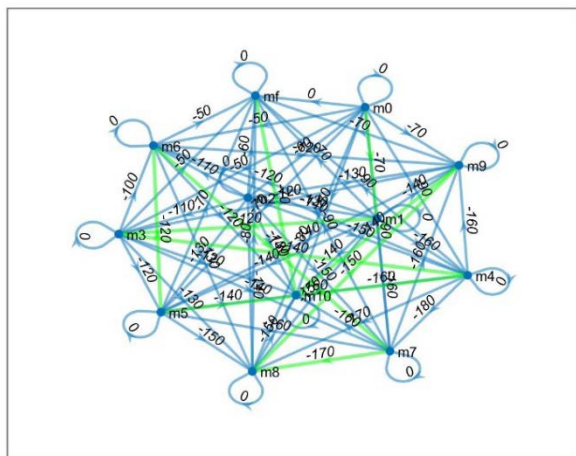
(۷) هر هدف در هر بار برنامه‌ریزی حداکثر یک بار رصد می‌شود.

جدول ۱. پارامترهای مداری مورد استفاده در شبیه‌سازی مدار حرکتی ماهواره

| محور نیمه اصلی | خروج از مرکز | زاویه میل | RAAN | انحراف واقعی | آرگومان حضیض |
|----------------|--------------|-----------|------|--------------|--------------|
| 6.8761e6 | 0 | 45.5 | 36.8 | 65.5 | 0 |

سیستم تعیین و کنترل وضعیت و هم‌چنین سیستم تعیین موقعیت در نظر گرفته شده و به کمک نرم‌افزار متلب^۱ برای محاسبه موقعیت ماهواره در هر لحظه، دسترسی به اهداف و مانور وضعیت مورد نیاز به منظور نشانه‌روی به اهداف، شبیه‌سازی می‌شود. اهداف رصدی درخواست شده توسط کاربر در جدول ۲ آمده است:

زمانی قابل رصد وظیفه را برآورده نمی‌کند. الگوریتم برنامه‌ریزی وظیفه m_2 را به دلیل اولویت بالاتر آن انتخاب می‌کند. سیستم انتقال حالت ماموریت در شکل ۷ نمایش داده شده است که در آن انتقال از هر وظیفه به تمام وظایف بعد از آن امکان‌پذیر است. الگوریتم برنامه‌ریزی اعمال شده، طولانی‌ترین مسیر (بیش‌ترین راس عبوری) با بیش‌ترین سود ممکن را انتخاب می‌کند.



شکل ۷. سیستم انتقال حالت ماموریت

۵- نتیجه‌گیری

در این مقاله، با توجه به ماموریت هدف، مسئله برنامه‌ریزی ماهواره سنجش از دور چابک مورد تشریح و بررسی قرار گرفت و طرح یک نرم‌افزار خودکار برنامه‌ریزی ماهواره‌های سنجش از دور با قابلیت پشتیبانی از ماهواره‌های سنجش از دور چابک ارائه شد. پس از معرفی اهداف رصدی و اولویت‌بندی درخواست‌های ارائه شده از طرف کاربر، توالی برنامه بهینه با هدف بهره‌برداری حداکثری از ماهواره، ضمن برآورده شدن محدودیت‌های عملیاتی ماموریت و محدودیت‌های ویژه‌ای که به وسیله کنترل نظارتی مطابق با سناریو و الزامات کاربر تعریف شده‌اند، توسط الگوریتم برنامه‌ریزی استخراج شد. قابل توجه است که قابلیت پیاده‌سازی و اجرای وظایف توسط زیرسیستم‌های کنترل وضعیت و مکانیک مداری در هنگام انتخاب برنامه‌ریزی بهینه ماهواره مورد تأیید قرار گرفت. کارایی طرح برنامه‌ریزی معرفی شده، با اعمال آن به یک ماموریت ویژه نشان داده شد.

همان‌طور که در جدول ۳ دیده می‌شود، برخی از اهداف رصدی درخواست شده توسط کاربران (شهرهای کرمانشاه، قشم و ارومیه) به دلیل آن‌که طبق محاسبات زیرسیستم تعیین موقعیت در طول افق برنامه‌ریزی در محدوده پوشش ماهواره قرار ندارند، از فهرست وظایف رصدی تحت برنامه‌ریزی حذف شده‌اند. کنترل نظارتی به منظور برآورده‌سازی الزام درخواست شده از طرف کاربر (تصویر شهر رشت تنها در صورتی مورد نیاز است که از شهر کرج نیز تصویربرداری شود)، گذرهای کنترل‌پذیر زیر را غیرفعال خواهد کرد:

$$\{\omega_{07}, \omega_{08}, \omega_{17}, \omega_{18}, \omega_{27}, \omega_{28}, \omega_{37}, \omega_{38}, \omega_{47}, \omega_{48}, \omega_{57}, \omega_{58}\}$$

گذرهای غیرفعال شده با رنگ قرمز در پیوست یک نمایش داده شده‌اند.

شکل ۶، یک لحظه نمونه از شبیه‌سازی زیرسیستم تعیین موقعیت و محاسبه قابلیت دسترسی ماهواره به اهداف را نشان می‌دهد.



شکل ۶. شبیه‌سازی مدار حرکتی ماهواره و محاسبه قابلیت دسترسی ماهواره به اهداف رصدی

همان‌طور که در شکل ۷ با رنگ سبز نمایش داده شده است، مسیر $m_0 m_1 m_2 m_4 m_5 m_6 m_7 m_8 m_9 m_{10} m_f$ با سود مجموع 1300، به عنوان بهترین مسیر انتخاب شده است. بین وظیفه رصدی m_2 و m_3 به دلیل اینکه طبق محاسبات زیرسیستم کنترل وضعیت مدت زمان لازم برای مانور وضعیت، محدودیت پنجره

مراجع

- [1] Wang, G. Wu, L. Xing, and W. Pedrycz, "Agile Earth Observation Satellite Scheduling Over 20 Years: Formulations, Methods, and Future Directions," *IEEE Syst J*, vol. 15, no. 3, pp. 3881–3892, 2021, doi: 10.1109/JSYST.2020.2997050.
- [2] S. Nag, J. LeMoigne, and O. de Weck, "Cost and risk analysis of small satellite constellations for earth observation," in *2014 IEEE Aerospace Conference*, 2014, pp. 1–16. doi: 10.1109/AERO.2014.6836396.
- [3] M. Lemaître, G. Verfaillie, F. Jouhaud, J.-M. Lachiver, and N. Bataille, "Selecting and scheduling observations of agile satellites," *Aerosp Sci Technol*, vol. 6, no. 5, pp. 367–381, 2002.
- [4] A. Globus, J. Crawford, J. Lohn, and A. Pryor, "A Comparison of Techniques for Scheduling Earth Observing Satellites." [Online]. Available: www.stk.com
- [5] G. Verfaillie and M. Lemaître, "Selecting and scheduling observations for agile satellites: some lessons from the constraint reasoning community point of view," in *International Conference on Principles and Practice of Constraint Programming*, 2001, pp. 670–684.
- [6] X. Wang, G. Song, R. Leus, and C. Han, "Robust Earth Observation Satellite Scheduling With Uncertainty of Cloud Coverage," *IEEE Trans Aerosp Electron Syst*, vol. 56, no. 3, pp. 2450–2461, 2020, doi: 10.1109/TAES.2019.2947978.
- [7] Y. Gu, C. Han, and X. Wang, "A Kriging Based Framework for Rapid Satellite-to-Site Visibility Determination," in *2019 IEEE 10th International Conference on Mechanical and Aerospace Engineering (ICMAE)*, 2019, pp. 262–267. doi: 10.1109/ICMAE.2019.8880987.
- [8] C. Han, S. Bai, S. Zhang, X. Wang, and X. Wang, "Visibility optimization of satellite constellations using a hybrid method," *Acta Astronaut*, vol. 163, pp. 250–263, 2019, doi: <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2019.01.025>.
- [9] X. Wang, C. Han, P. Yang, and X. Sun, "Onboard satellite visibility prediction using metamodeling based framework," *Aerosp Sci Technol*, vol. 94, p. 105377, 2019, doi: <https://doi.org/10.1016/j.ast.2019.105377>.

برای توسعه بیشتر کار انجام شده و افزایش دقت برنامه‌ریزی، می‌توان محدودیت‌های منابع مانند حجم حافظه قابل دسترس برای ذخیره تصاویر، محدودیت‌های ذخیره انرژی و توان قابل دسترس، محدودیت‌های انتقال داده به ایستگاه‌های زمینی و کاربران یا سایر محدودیت‌های عملیاتی مانند تعداد دفعات رصد یک هدف در هر افق برنامه‌ریزی، مدت زمان رصد مداوم یک هدف به منظور افزایش نوردی به سنسور تصویربرداری، احتمال وجود پوشش ابر و... را به مدل ساخته شده افزود.

هم‌چنین، توسعه الگوریتم طرح برنامه‌ریزی برای پشتیبانی، از منظومه‌های سنجش از دور چابک که در آن‌ها عملکرد هر ماهواره بر روی برنامه سایر ماهواره‌های همکار اثرگذار خواهد بود، یکی از زمینه‌های قابل توجه است.

تعارض منافع

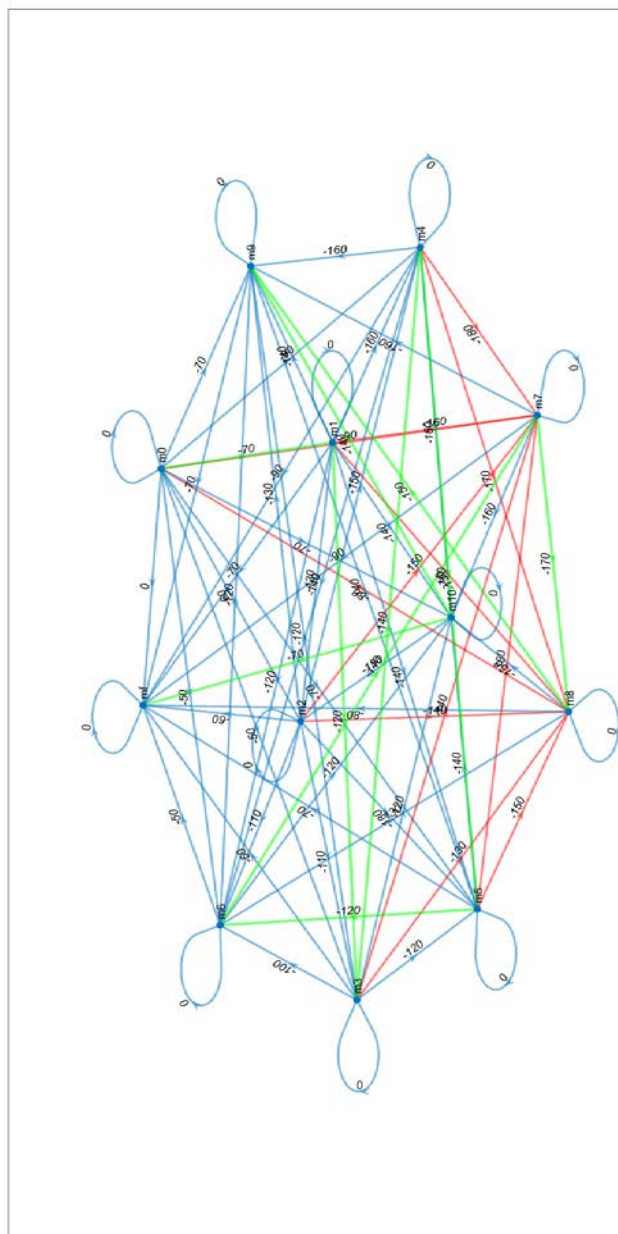
"هیچ‌گونه تعارض منافع توسط نویسندگان بیان نشده است."

جدول ۴- فهرست علائم اختصاری

| علائم | تعریف |
|-------------|-------------------------------------------------------------------------------------------|
| α | زاویه تصویربرداری، زاویه نسبی بین خط دید وظیفه رصدی و نقطه ندیر ماهواره است (بر حسب درجه) |
| t_{s_i} | زمان شروع تصویربرداری وظیفه i (بر حسب ثانیه) |
| t_{e_i} | زمان پایان تصویربرداری وظیفه i (بر حسب ثانیه) |
| t_{vs_i} | زمان شروع قابل مشاهده بودن وظیفه i (بر حسب ثانیه) |
| t_{ve_i} | زمان پایان قابل مشاهده بودن وظیفه i (بر حسب ثانیه) |
| T_s | مدت زمان مانور وضعیت ماهواره (بر حسب ثانیه) |
| φ | زاویه رول (بر حسب درجه) |
| Θ | زاویه پیچ (بر حسب درجه) |
| P_i | سود رصد یا همان اولویت وظیفه رصدی i |
| x_i | متغیر منطقی تصمیم‌گیری انتخاب وظیفه رصدی i |
| m_i | وظیفه رصدی i |
| λ_i | متغیر منطقی تصمیم‌گیری به ازای هر وظیفه رصدی i |

- [19] S. de Florio, "Performances optimization of remote sensing satellite constellations: a heuristic method," in Proc. of 5th Intern. Workshop on Planning and Scheduling for Space (IWSS 2006), 2006.
- [20] P. Wang, G. Reinelt, P. Gao, and Y. Tan, "A model, a heuristic and a decision support system to solve the scheduling problem of an earth observing satellite constellation," *Comput Ind Eng*, vol. 61, no. 2, pp. 322–335, 2011, doi: <https://doi.org/10.1016/j.cie.2011.02.015>.
- [21] Z. Li and X. Li, "A multi-objective binary-encoding differential evolution algorithm for proactive scheduling of agile earth observation satellites," *Advances in Space Research*, vol. 63, no. 10, pp. 3258–3269, 2019, doi: <https://doi.org/10.1016/j.asr.2019.01.043>.
- [22] J. Wang, E. Demeulemeester, and D. Qiu, "A pure proactive scheduling algorithm for multiple earth observation satellites under uncertainties of clouds," *Comput Oper Res*, vol. 74, pp. 1–13, 2016, doi: <https://doi.org/10.1016/j.cor.2016.04.014>.
- [23] W. J. Wolfe and S. E. Sorensen, "Three scheduling algorithms applied to the earth observing systems domain," *Manage Sci*, vol. 46, no. 1, pp. 148–166, 2000.
- [24] T. P. Bagchi, "Near Optimal Ground Support in Multi-Spacecraft Missions: A GA Model and its Results," *IEEE Trans Aerosp Electron Syst*, vol. 45, no. 3, pp. 950–964, 2009, doi: [10.1109/TAES.2009.5259176](https://doi.org/10.1109/TAES.2009.5259176).
- [25] A. Sarkheyli, A. Bagheri, B. Ghorbani-Vaghei, and R. Askari-Moghadam, "Using an effective tabu search in interactive resources scheduling problem for LEO satellites missions," *Aerosp Sci Technol*, vol. 29, no. 1, pp. 287–295, 2013.
- [26] C. Li, S. Chen, J. Li, and F. Wang, "Distributed multi-step subgradient optimization for multi-agent system," *Syst Control Lett*, vol. 128, pp. 26–33, 2019.
- [27] Y. She and S. Li, "Optimal slew path planning for the Sino-French Space-based multiband astronomical Variable Objects Monitor mission," *J Astron Telesc Instrum Syst*, vol. 4, no. 1, p. 017001, 2018.
- [28] F. Perea, R. Vazquez, and J. Galan-Viogue, "Swath-acquisition planning in multiple-satellite missions: an exact and heuristic approach," *IEEE Trans Aerosp*
- [10] D. L. Brandel, W. A. Watson, and A. Weinberg, "NASA's advanced tracking and data relay satellite system for the years 2000 and beyond," *Proceedings of the IEEE*, vol. 78, no. 7, pp. 1141–1151, 1990, doi: [10.1109/5.56928](https://doi.org/10.1109/5.56928).
- [11] S. Rojanasoonthon, J. F. Bard, and S. D. Reddy, "Algorithms for parallel machine scheduling: a case study of the tracking and data relay satellite system," *Journal of the Operational Research Society*, vol. 54, no. 8, pp. 806–821, Aug. 2003, doi: [10.1057/palgrave.jors.2601575](https://doi.org/10.1057/palgrave.jors.2601575).
- [12] X. Wang, R. Leus, and C. Han, "Fixed Interval Scheduling of Multiple Earth Observation Satellites with Multiple Observations," in 2018 9th International Conference on Mechanical and Aerospace Engineering (ICMAE), 2018, pp. 28–33. doi: [10.1109/ICMAE.2018.8467667](https://doi.org/10.1109/ICMAE.2018.8467667).
- [13] X. Liu, G. Laporte, Y. Chen, and R. He, "An adaptive large neighborhood search metaheuristic for agile satellite scheduling with time-dependent transition time," *Comput Oper Res*, vol. 86, pp. 41–53, 2017, doi: <https://doi.org/10.1016/j.cor.2017.04.006>.
- [14] Y. She, S. Li, and Y. Zhao, "Onboard mission planning for agile satellite using modified mixed-integer linear programming," *Aerosp Sci Technol*, vol. 72, pp. 204–216, 2018.
- [15] B. Du, S. Li, Y. She, W. Li, H. Liao, and H. Wang, "Area targets observation mission planning of agile satellite considering the drift angle constraint," *J Astron Telesc Instrum Syst*, vol. 4, no. 4, p. 047002, 2018.
- [16] J. Li, C. Gao, C. Li, and W. Jing, "A survey on moving mass control technology," *Aerosp Sci Technol*, vol. 82, pp. 594–606, 2018.
- [17] V. Gabrel, A. Moulet, C. Murat, and V. Th. Paschos, "A new single model and derived algorithms for the satellite shot planning problem using graph theory concepts," *Ann Oper Res*, vol. 69, no. 0, pp. 115–134, 1997, doi: [10.1023/A:1018920709696](https://doi.org/10.1023/A:1018920709696).
- [18] X. Wang, C. Han, R. Zhang, and Y. Gu, "Scheduling Multiple Agile Earth Observation Satellites for Oversubscribed Targets Using Complex Networks Theory," *IEEE Access*, vol. 7, pp. 110605–110615, 2019, doi: [10.1109/ACCESS.2019.2925704](https://doi.org/10.1109/ACCESS.2019.2925704).

پیوست ۱: نمایش تمامی مسیرهای امکان‌پذیر با رنگ آبی، مسیرهای حذف شده توسط کنترل نظارتی با رنگ قرمز و مسیر بهینه انتخاب شده با رنگ سبز



Electron Syst, vol. 51, no. 3, pp. 1717–1725, 2015, doi: 10.1109/TAES.2015.130751.

- [29] J. Li, C. Li, and F. Wang, “Automatic Scheduling for Earth Observation Satellite With Temporal Specifications,” IEEE Trans Aerosp Electron Syst, vol. 56, no. 4, pp. 3162–3169, 2020, doi: 10.1109/TAES.2020.2966902.
- [30] W. M. Wonham and K. Cai, “Supervisory control of discrete-event systems.” Springer, 2019.
- [31] V. Saeidi, A. A. Afzalian, and D. Gharavian, “Localization of DES Supervisory Control with Respect to Each Controllable Event,” Journal of Control, vol. 12, no. 3, pp. 29–41, 2018.
- [32] C. G. Cassandras and S. Lafortune, Introduction to discrete event systems. Springer, 2008.
- [33] A. Afzalian, A. Saadatpoor, and W. M. Wonham, “Systematic supervisory control solutions for under-load tap-changing transformers,” Control Eng Pract, vol. 16, no. 9, pp. 1035–1054, 2008.



COPYRIGHTS

© 2023 by the authors. Licensee Iranian Space Research Center of Iran. This article is an open access article distributed under the terms and conditions of the Creative Commons Attribution 4.0 International (CC BY 4.0) (<https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/>)