



**Original Article**

**Presenting an Exact Solution Method to Optimize the Bi-Objective Problem of Reliability and Cost of Redundancy Allocation in the Satellite Attitude Determination and Control System**

Akbar Mansouri\*, Akbar Alem-Tabriz\*\*

**Abstract**

The redundancy allocation problem is to find an optimal allocation of redundant components by considering a set of different constraints. Solving these problems is of great interest to various researchers due to its high mathematical complexity. In this research, the satellite attitude determination and control system are studied, and its components are introduced. Then, the reliability and cost of this system are modeled and optimized using a mathematical approach based on redundancy allocation. The model studied in this research pertains to the configuration of a series-parallel system operating within the precise context of a satellite attitude determination and control system. This paper introduces a novel approach to modeling a bi-objective problem and optimizing it using an exact solution method. The mathematical model presented in this paper is a mixed integer non-linear programming (MINLP). In this research, an heuristic method executed in 7 steps has been employed to achieve an exact solution to the problem. Based on this approach, the optimal values for system reliability and cost are determined under various objective weighting schemes.

**Keywords:** Redundancy Allocation; Reliability; Satellite Attitude Determination and Control System; Mixed-integer nonlinear programming; Bi-Objective Optimization.

**How to Cite:** Mansouri, Akbar; Alem-Tabriz, Akbar (2023). Presenting an Exact Solution Method to Optimize the Bi-Objective Problem of Reliability and Cost of Redundancy Allocation in the Satellite Attitude Determination and Control System, *Ind. Manag. Persp.*, 13(2), 266-241 (In Persian).

Received: May. 10, 2021; Revised: Apr. 15, 2022; Accepted: Jul. 5, 2022; Published Online: Jun. 24, 2022.

\* Ph.D. Student, Department of Industrial Engineering, Faculty of Industrial and Mechanical Engineering, Islamic Azad University, Qazvin Branch, Qazvin Iran.

\*\* Professor, Department of Industrial Management and Information Technology, Faculty of Management and Accounting, Shahid Beheshti University, Tehran, Iran.

Corresponding author. Email: [A-tabriz@sbu.ac.ir](mailto:A-tabriz@sbu.ac.ir)



**Copyright:** © 2023 by the authors. Submitted for possible open access publication under the terms and conditions of the Creative Commons Attribution (CC BY) license (<https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/>).



## ارائه یک روش حل دقیق برای بهینه‌سازی مسئله دوهدفه قابلیت اطمینان و هزینه تخصیص افزونگی در سیستم تعیین و کنترل وضعیت ماهواره

اکبر منصوری\*، اکبر عالم تبریز\*\*<sup>ID</sup>

### چکیده

مسئله تخصیص افزونگی به دنبال یافتن یک تخصیص بهینه اجزای افزونه با توجه به مجموعه‌ای از محدودیت‌های مختلف است. حل این دسته از مسائل به دلیل پیچیدگی ریاضی زیاد، بسیار مورد توجه پژوهشگران مختلف است. در این پژوهش سامانه تعیین و کنترل وضعیت ماهواره مورد مطالعه و اجزای آن معرفی شده، سپس قابلیت اطمینان و هزینه این سیستم بر اساس یک رویکرد ریاضی مبتنی بر تخصیص افزونگی مدل‌سازی و بهینه‌سازی می‌شود. مدل مطالعه‌شده در این پژوهش بر روی ساختار یک سیستم سری - موازی که در مدل دقیق سیستم تعیین و کنترل وضعیت یک ماهواره قرار دارد، اجرا می‌شود. در پژوهش حاضر یک رویکرد جدید برای مدل‌سازی مسئله دو هدفه و بهینه‌سازی آن بر اساس یک روش حل دقیق ارائه شده است. مدل ریاضی ارائه‌شده جزو مسائل مربوط به برنامه‌ریزی غیرخطی عدد صحیح مختلط (MINLP) قرار می‌گیرد. در این پژوهش از یک روش ابتکاری که در ۷ گام اجرا می‌شود، برای حل دقیق مسئله استفاده شده و بر این اساس مقادیر بهینه قابلیت اطمینان و هزینه طراحی سیستم تحت وزن‌های مختلف اهداف به دست آمده است.

**کلیدواژه‌ها:** تخصیص افزونگی؛ قابلیت اطمینان؛ سیستم تعیین و کنترل وضعیت ماهواره؛ برنامه‌ریزی غیرخطی عدد صحیح مختلط؛ بهینه‌سازی دوهدفه.

**استناددهی:** منصوری، اکبر؛ عالم تبریز، اکبر (۱۴۰۲). ارائه یک روش حل دقیق برای بهینه‌سازی مسئله دوهدفه قابلیت اطمینان و هزینه تخصیص افزونگی در سیستم تعیین و کنترل وضعیت ماهواره. *چشم‌انداز مدیریت صنعتی*، ۱۳(۲)، ۲۴۱ – ۲۶۶.

تاریخ دریافت: ۱۴۰۰/۰۲/۲۰، تاریخ بازنگری: ۱۴۰۱/۰۱/۲، تاریخ پذیرش: ۱۴۰۱/۰۴/۰۳، تاریخ اولین انتشار: ۱۴۰۱/۰۴/۲۴.

\* دانشجوی دکتری، گروه مهندسی صنایع، دانشکده مهندسی صنایع و مکانیک، دانشگاه آزاد اسلامی، واحد قزوین، قزوین ایران.

\*\* استاد، گروه مدیریت صنعتی و فناوری اطلاعات، دانشکده مدیریت و حسابداری، دانشگاه شهید بهشتی، تهران، ایران.

نویسنده مسئول Email: [A-tabriz@sbu.ac.ir](mailto:A-tabriz@sbu.ac.ir)



## ۱. مقدمه

قابلیت اطمینان در سال‌های اخیر با افزایش پیچیدگی و ظهور صنایع با فناوری بالا در کانون توجه قرار گرفته است و مطالعات فراوانی توسط پژوهشگران مختلف درباره کاربردهای آن از قبیل قابلیت اطمینان در زنجیره تأمین، قابلیت اطمینان در سیستم‌های سری - موازی صورت گرفته است [3، 23، 2523]. امروزه با توجه به پیچیدگی و گسترش ساختار تجهیزات و سیستم‌ها و نیاز فزاینده به عملکرد منطقی از آن‌ها، بهبود قابلیت اطمینان سیستم‌ها امری بسیار مهم و ضروری است. اهمیت این موضوع در تجهیزات مکانیکی، ارتباطی و الکتریکی بیشتر به چشم می‌خورد. مسائل موجود در این صنایع می‌تواند به‌عنوان یک سیستم مشکل از چندین زیرسیستم در قالب «مسئله تخصیص افزونگی» مطرح شود. اجزای موردنیاز با هدف بهبود سطح قابلیت اطمینان کل سیستم به‌صورت مازاد، در حالت موازی با اجزای در حال کار سیستم قرار می‌گیرند. افزونگی یکی از تکنیک‌های طراحی ساختار است که برای بالابردن و ارتقای قابلیت اطمینان و طول عمر سیستم به‌کار می‌رود و در سیستم‌های تولیدی و ارتباطی، نیروگاه‌های هسته‌ای، کنترل هواپیما، اکتشافات فضایی و سیستم‌های ماهواره‌ای پرکاربرد است؛ همچنین بسیاری از سیستم‌های واقعی با قطعات موازی غیریکسان، در عین حال با عملکرد مشابه طراحی شده‌اند. برای مثال، هواپیماها اغلب شامل ژيروسکوپ الکترونیکی اولیه و ژيروسکوپ مکانیکی ثانویه هستند [10]. منبع تغذیه برق ابتدایی در سیستم برق اضطراری بیمارستان‌ها، آزمایشگاه‌های علمی، مراکز داده‌ها، تجهیزات مخابراتی و کشتی‌ها، متفاوت با سیستم‌های برق ذخیره مانند مولدها و باتری‌ها است. در شبکه‌های حسگر بی‌سیم، حسگرها قادرند هستند به‌منظور کاربردهای مختلف از جمله خدمات درمانی، عملیات میدان جنگ، پاسخ به بحران، جبران حوادث و نظارت بر محیط‌زیست، به جاده‌ها، وسایل نقلیه، بیمارستان‌ها، ساختمان‌ها و مردم تخصیص یابد [26]؛ از این‌رو حتی حسگرهای مشابه بسته به شرایط عملیاتی متفاوت دارای توزیع زمان تا خرابی<sup>۱</sup> متفاوتی هستند. در کلیه این سیستم‌ها هزینه‌های ناشی از عدم تخصیص اجزا مازاد، بسیار بالا بوده و ممکن است به تلفات جانی منجر شود. به همین علت تخصیص قطعات مازاد برای رسیدن به سطح قابلیت اطمینان مشخص امری بسیار ضروری و حائز اهمیت است؛ اما افزودن اجزای مازاد خود باعث اضافه‌شدن هزینه، وزن و حجم سیستم می‌شود؛ بنابراین بهبود نحوه استفاده از قطعات یا همان استراتژی‌های تخصیص قطعات مازاد بسیار مهم خواهد بود.

در این پژوهش با تجزیه و تحلیل قابلیت اطمینان در سامانه تعیین و کنترل وضعیت ماهواره در فضا، روش‌هایی برای بهبود قابلیت اطمینان با کمینه‌کردن هزینه‌ها و نیز در نظر گرفتن محدودیت‌های سامانه‌ای آن بررسی می‌شود. بدین منظور ابتدا باید نوع مسئله پیش رو در سامانه

1. Time-to-failure distribution

تعیین و کنترل وضعیت ماهواره در فضا با توجه به الزامات موجود و امکانات در دسترس مشخص شود؛ همچنین محدودیت‌هایی که در عمل برای طراحی و به‌کارگیری این سامانه‌ها وجود دارد باید به‌درستی مشخص شده و تحلیل شود. برای این منظور با واکاوی اطلاعات مرتبط با سامانه مورد مطالعه فرضیات حاکم بر مدل‌سازی و بهینه‌سازی ریاضی قابلیت اطمینان سیستم با در نظر گرفتن محدودیت‌های کاربردی و سیستمی مشخص شده و نتایج گزارش می‌شود. مدل ریاضی ارائه شده در این پژوهش مبتنی بر مفروضات ارائه شده و مشخصات سامانه تعیین و کنترل وضعیت ماهواره تاکنون در مبانی نظری موضوع بهینه‌سازی تخصیص افزونگی ارائه نشده است. در ادامه بخش‌های مختلف مقاله به این صورت سازمان‌دهی شده است که در بخش دوم مبانی نظری و پیشینه پژوهش ارائه خواهد شد. در بخش سوم، روش‌شناسی پژوهش ارائه شده که بر این اساس مشخصات و ویژگی‌های سیستم تعیین و کنترل وضعیت ماهواره توضیح داده می‌شود. همچنین مفروضات مسئله برشمرده شده و مدل بهینه‌سازی ریاضی پیشنهادی ارائه خواهد شد. در این بخش حل مسئله در چارچوب یک روش هفت‌مرحله‌ای نیز تشریح می‌شود. در بخش چهارم یک مطالعه موردی معرفی شده و نتایج بررسی و تحلیل می‌شوند. بخش پنجم نیز به نتیجه‌گیری و ارائه پیشنهادها اختصاص دارد.

## ۲. مبانی نظری و پیشینه پژوهش

فیف<sup>۱</sup> و همکاران (۱۹۶۸)، نخستین افرادی بودند که مدل ریاضی مسئله عمومی تخصیص افزونگی را ارائه دادند. هدف مدل پیشنهادی آن‌ها حداکثر نمودن پایائی سیستم تحت محدودیت‌های وزن و هزینه بود. آن‌ها به کمک برنامه‌ریزی پویا اقدام به حل این مسئله کردند [12]. ناکاگوا و میازاکی<sup>۲</sup> (۱۹۸۱) یک مسئله برنامه‌ریزی غیرخطی همراه با روش حل برای بهینه‌سازی قابلیت اطمینان ارائه دادند. در واقع آن‌ها با تغییراتی در مثال فیف و همکاران (۱۹۶۸)، مسئله‌ای را با استفاده از روش دقیق جانشین محدودیت حل کردند و نشان دادند که در مسئله چندمحدودیت، این رویکرد بهتر از روش برنامه‌ریزی پویا است [20]. بولفن و لیو<sup>۳</sup> (۱۹۸۵)، سه روش برای حل مسئله تخصیص افزونگی ارائه دادند. دو روش از این سه روش در زمره روش‌های دقیق قرار دارند که بر اساس روش شاخه و کران بنا نهاده شده‌اند. آن‌ها این دو روش را BELE1 و BELE2 نامیدند. روش سومی که توسط آن‌ها ارائه شد، یک روش ابتکاری به نام BLH بود [4]. هسیه<sup>۴</sup> (۲۰۱۶)، یک روش ساده برنامه‌ریزی خطی دوفازی را برای حل مسئله تخصیص افزونگی پیشنهاد داد. در فاز نخست این روش، با تخمین تابع هدف به تابع هدف

1. Fyffe

2. Nakagawa & Miyazaki

3. Bulfin & Liu

4. Hsieh

خطی و آزادسازی متغیرهای تصمیم‌گیری از قید صحیح‌بودن، مسئله با استفاده از برنامه‌ریزی خطی حل می‌شود. در فاز دوم این روش، جواب حاصل از فاز یک، با استفاده از مسئله صفر و یک فروشنده دوره‌گرد بهبود می‌یابد. در واقع در فاز دوم، ضمن بهبود جواب، مقادیر غیرصحیح که در فاز نخست به متغیرهای تصمیم تخصیص یافته است، به مقادیر صحیح تبدیل می‌شود [16].

ها و کتو<sup>۱</sup> (۲۰۰۶)، مسئله تخصیص افزونگی را برای زیرسیستم‌های با ساختار همسان به صورت یک مدل غیرمحدب برنامه‌ریزی غیرخطی عدد صحیح فرموله کردند. آن‌ها برای حل این مسئله یک روش شاخه و کران ارائه دادند [14]. تیلمن<sup>۲</sup> و همکاران (۱۹۷۷)، ۱۴۴ منبع در مورد بهینه‌سازی قابلیت اطمینان با انواع مختلف افزونگی را مرور کرده و روش‌های بهینه‌سازی مشترک قابلیت اطمینان - افزونگی را برای تعیین هم‌زمان پایایی بهینه اجزا و سطح افزونگی بهینه برای هر زیرسیستم بررسی کردند [29]. از نظر پیچیدگی زمان محاسباتی، چرن<sup>۳</sup> ثابت کرد که مسئله ساده تخصیص افزونگی در سیستم سری همراه با محدودیت‌های خطی از نوع سخت است؛ بنابراین استفاده از روش‌های دقیق به منظور حل آن مناسب نخواهد بود. برای حل این‌گونه مسائل بهتر است از الگوریتم‌های ابتکاری و فراابتکاری استفاده شود تا حلی خوب در یک زمان مناسب حاصل شود [8].

روش‌های ابتکاری بسیاری در چهار دهه اخیر برای حل مسائل تخصیص افزونگی ارائه شده است. بیشتر این روش‌ها از یک جواب ممکن شروع می‌کنند و به صورت بازگشتی آن را بهبود می‌دهند. روش‌های ابتکاری حل مسائل عمومی تخصیص افزونگی که توسط شارما و نکاتسوران<sup>۴</sup> (۱۹۷۱)، اگروال<sup>۵</sup> (۱۹۷۶)، اگروال و همکاران (۱۹۷۵)، گوپال<sup>۶</sup> و همکاران (۱۹۷۸)، ناکاگاوا و ناکاشیما<sup>۷</sup> (۱۹۷۷) ارائه شده‌اند، شباهت‌های زیادی به یکدیگر دارند [1, 2, 13, 21]. شارما و نکاتسوران (۱۹۷۷)، یک روش ابتکاری ساده و کارابه نام MSV را برای حل مسائل عمومی تخصیص افزونگی در سیستم‌های سری - موازی ارائه کردند [24]. در ادامه، میسرا<sup>۸</sup> (۱۹۷۲)، با تغییراتی در این روش آن را توسعه داد [18]. اگروال و همکاران (۱۹۷۵)، یک روش ابتکاری ساده به نام روش GAG1 برای حل مسائل عمومی تخصیص افزونگی در سیستم‌های سری - موازی ارائه دادند [1]. گوپال و همکاران (۱۹۷۸)، با یکسری تغییرات جزئی در عامل حساسیت این روش، آن را توسعه دادند. قدم‌های این روش کاملاً شبیه روش MSV است و تنها تفاوت آن در نحوه محاسبه عامل حساسیت است [13]. ناکاگاوا و ناکاشیما (۱۹۷۷)،

- 
1. Ha & Kuo
  2. Tillman
  3. Chern
  4. Sharma & Venkateswaran
  5. Aggarwal
  6. Gopal
  7. Nakagawa & Nakashima
  8. Misra

یک روش ابتکاری به نام NN برای حل مسائل عمومی تخصیص افزونگی در سیستم‌های سری- موازی با عامل حساسیت پیچیده‌ای پیشنهاد کردند. این روش به جهت نحوه طراحی عامل حساسیت، زمان محاسباتی بالای را نیاز دارد؛ بنابراین در مسائل با مقیاس بزرگ استفاده از این روش کمی مشکل است. قدم‌های این الگوریتم نیز شبیه روش ابتکاری MSV است [21]. یو و چن<sup>۱</sup> (۲۰۰۵)، روش ابتکاری کارایی را برای حل مسائل تخصیص افزونگی در سیستم‌های سری- موازی با امکان تخصیص اجزای غیرهمسان به هر زیرسیستم ارائه دادند [30]. ناکاگاو و ناکاشیما (۱۹۷۷)، کارایی سه روش ابتکاری NN، GAG1 و MSV را برای حل مسائل عمومی تخصیص افزونگی با یکدیگر مقایسه کردند [21]. از منظر زمان محاسباتی، الگوریتم NN دارای بیشترین زمان محاسباتی و در رتبه‌های بعدی الگوریتم‌های GAG1 و MSV قرار دارند؛ ولی از منظر تولید جواب بهترین رتبه‌بندی برعکس است؛ در نتیجه انتخاب این روش‌ها بسته به دقت موردنیاز و توان رایانه در دسترس است. در کل روش یو و چن، به مراتب بهترین روش ابتکاری است که تاکنون برای مسائل تخصیص افزونگی ارائه شده است [30].

از جمله پژوهش‌هایی که در سال‌های اخیر در زمینه مسئله تخصیص افزونگی انجام شده است، می‌توان به پژوهش دوبانی<sup>۲</sup> و همکاران (۲۰۱۹)، اشاره کرد. آن‌ها یک مدل MINLP<sup>۳</sup> جدید را برای مسئله تخصیص افزونگی - قابلیت اطمینان ارائه دادند و برای حل آن از یک الگوریتم فراابتکاری به نام SFS<sup>۴</sup> بهره گرفتند [11]. اویانگ<sup>۵</sup> و همکاران (۲۰۱۹)، از یک الگوریتم PSO<sup>۶</sup> بهبودیافته برای حل مسئله تخصیص افزونگی - قابلیت اطمینان با در نظر گرفتن اجزای ناهمگن استفاده کردند [22]. موسوی و همکاران (۲۰۱۹)، استفاده از PSO بهبودیافته را برای تخصیص افزونگی سیستم‌هایی با اجزای همگن ارزیابی کردند [19]. زارع‌طلب و همکاران (۲۰۲۰)، یک مدل بهینه‌سازی ریاضی برای مسئله تخصیص افزونگی با اجزای چندحالتی و در نظر گرفتن انتخاب تأمین‌کننده ارائه دادند [33]. سان<sup>۷</sup> و همکاران (۲۰۱۹)، اخیراً پژوهشی درباره تخصیص افزونگی سیستم‌های چندحالتی انجام دادند [28]. کائو<sup>۸</sup> و همکاران (۲۰۲۰)، از رویکرد انتخاب جواب بر اساس نظریه بازی‌ها برای مسئله تخصیص افزونگی چندهدفه استفاده کردند [6]. دیگر پژوهش انجام‌شده در این زمینه، پژوهش زارع‌طلب و همکاران (۲۰۱۵)، است. آن‌ها با ارائه KBAMOSA<sup>۹</sup> یک روش حل کارا برای بهبود پاسخ‌های یک مسئله دوهدفه

- 
1. You & Chen
  2. Dobani
  3. Mixed-integer linear programming
  4. Stochastic fractal search
  - 5 Ouyang
  6. Particle swarm optimization
  7. Sun
  8. Cao
  9. Knowledge based archived multi objective simulated annealing

RAP<sup>1</sup> که تحت عنوان MORAP<sup>2</sup> مورد مطالعه قرار می‌گیرد، مطرح کردند؛ به گونه‌ای که با ایجاد حافظه برای تولید همسایگی‌های هر پاسخ تغییرات مثبت را از تغییرات منفی جدا کردند و با اعمال این تغییرات مثبت بر روی تولید همسایگی‌ها به پاسخ‌های بهتری دست یافتند. برای اثبات این مسئله نتایج به دست آمده از KBAMOSA با سایر روش‌های به کاررفته نظیر NSGA-II<sup>3</sup> و AMOSA<sup>4</sup> مقایسه شد [32].

در مسائل بهینه‌سازی پایایی تک‌هدفه، مدل مسئله بسته به نظر طراح، طراحی می‌شود. طراحان سیستم معمولاً علاقه‌مند هستند که پایایی سیستم را حداکثر و هزینه، وزن و حجم مصرفی را حداقل کنند. تعریف حدود برای هر یک از موارد برای قراردادن آن‌ها در محدودیت‌ها کمی مشکل است. زمانی که محدودیت‌ها انعطاف‌پذیر نباشد یا آن‌ها را نتوان به دقت تخمین زد، استفاده از رویکرد بهینه‌سازی چندهدفه می‌تواند مفید واقع شود. رویکردهای مورداستفاده در روش‌های حل این گونه از مسائل را به صورت زیر می‌توان تقسیم‌بندی کرد:

الف) تبدیل مسئله چندهدفه با استفاده از ارزش وزنی هدف‌ها به برنامه‌ریزی تک‌هدفه و حل آن [5]. کویت و کوناک<sup>5</sup> (۲۰۰۶)، از این روش برای حل مسئله تخصیص افزونگی چندمعیاره استفاده کردند. در مدل آن‌ها تعداد توابع هدف برابر تعداد زیرسیستم‌ها است و هدف حداکثر کردن پایایی زیرسیستم‌ها تحت یکسری از محدودیت‌های فیزیکی است. آن‌ها پس از تبدیل مسئله چندمعیاره به تک‌هدفه آن را با استفاده از تغییر متغیر به مسئله برنامه‌ریزی عدد صحیح تبدیل کردند و در ادامه روش‌های دقیقی را برای محاسبه جواب بهینه به کار بردند.

ب) در رویکردهای بهینه‌سازی چندهدفه جواب‌های نامغلوب تعیین و تصمیم‌گیری‌هایی به عهده کاربر گذاشته می‌شود.

خلیلی دامغانی و امیری (۲۰۱۲)، یک مسئله تخصیص افزونگی چندهدفه را با استفاده از روش محدودیت جزئی مؤثر مدل‌سازی و با استفاده از الگوریتم چند شروعی کران جزئی بهینه‌سازی کردند [31].

چمبری و همکاران (۲۰۱۲)، یک مدل دوهدفه برای مسئله تخصیص افزونگی در سیستم‌های سری - موازی را تحت مفروضاتی نظیر عدم تعمیرپذیری، با در نظر گرفتن دو استراتژی آماده‌به‌کار سرد و فعال برای اجزا و همچنین در نظر گرفتن تابع نرخ خرابی برای اجزا آماده‌به‌کار سرد در لحظه تغییر حالت به فعال، ارائه کردند. آن‌ها مدل خود را با استفاده از

---

1. Redundancy allocation problem  
 2. Multi objective redundancy allocation problem  
 3. Non-dominated sorting genetic algorithm II  
 4. Archived multi objective simulated annealing  
 5 Coit & Konak

الگوریتم‌های NSG-II و MOPSO<sup>1</sup> حل و جواب‌های این دو الگوریتم را با هم مقایسه کردند [17].

در هیچ‌یک از مطالعات بالا، تخصیص افزونگی در یک سیستم تعیین و کنترل وضعیت ماهواره بررسی نشده است. این سیستم به دلیل مشخصات و شرایط خاص باید تحت مفروضات خاصی تجزیه و تحلیل شود؛ بنابراین به‌طور کلی بهینه‌سازی تخصیص افزونگی زیرسیستم تعیین و کنترل وضعیت ماهواره به‌صورت توأم با در نظر گرفتن مودهای عملیاتی مختلف بر مبنای مشخصات فنی و سیستمی آن با استفاده از یک مدل ریاضی، خلأ پژوهشی موضوع است.

### ۳. روش‌شناسی پژوهش

**سیستم تعیین و کنترل وضعیت ماهواره.** هر ماهواره مانند هر جسم پرنده دیگری دارای ۶ درجه آزادی است. ۳ درجه آزادی مربوط به دوران پیرامون مرکز جرم را در اصطلاح «وضعیت» می‌گویند. تعیین وضعیت عبارت است از: به‌دست آوردن جهت ماهواره در آینده با استفاده از مدل‌های دینامیکی و اطلاعات موجود وضعیت در گذشته. کنترل وضعیت به مفهوم جهت‌دهی ماهواره به یک جهت مشخص و از پیش تعیین شده است. کنترل وضعیت خود شامل دو قسمت است: نخست پایدارسازی وضعیت یا کنترل وضعیت موجود و دوم کنترل مانور وضعیت یا کنترل تغییر جهت ماهواره از یک حالت به حالت دیگر. سامانه تعیین و کنترل وضعیت از بخش‌های مختلفی تشکیل شده است که شامل موارد زیر است:

- واحد کنترل الکتریکی (ECU)؛

- اینترفیس (INT)؛

- حسگرهای خورشیدی (SS)؛

- حسگر مغناطیسی (MM)؛

- حسگر ژایرو (Gyro)؛

- حسگر ستاره (ST)؛

- گشتاوردهنده مغناطیسی (MT)؛

- چرخ عکس‌العملی (RW).

یکی از پرکاربردترین حسگرها، حسگرهای خورشیدی است که یک یا چندین عدد از انواع آن، تقریباً در هر فضاییابی یافت می‌شود. یک حسگر خورشیدی در ساده‌ترین شکل خود، یک دیود نوری است که به هر یک از وجوه ماهواره نصب می‌شود. این حسگر نشان خواهد داد کدام یک از وجوه ماهواره بیشتر در جهت خورشید قرار دارد؛ چون خورشید به‌شدت روشن است و می‌توان آن را به‌عنوان یک نقطه مرجع برای تمامی مدارها در نظر گرفت و از آن در ناوبری

1. Multi objective particle swarm optimization



دستگاه بدنه استفاده کرد. خورشید برخلاف زمین به اندازه کافی درخشان است؛ بنابراین می‌توان با استفاده از تجهیزات ساده و قابل اطمینان و با حداقل مصرف توان، حسگر پرکاربردی بر این اساس در اختیار داشت. اگر برداری نسبت به جهت خورشید مشخص شود، می‌تواند به محاسبه وضعیت ماهواره کمک کند. بیشتر مأموریت‌ها، آزمایش‌های خورشیدی و قیود گرمایی مرتبط با خورشید دارند و تقریباً همه آن‌ها به خورشید برای تولید توان احتیاج دارند؛ در نتیجه در بیشتر مأموریت‌ها نیاز به جهت‌گیری به سمت خورشید الزامی است؛ همچنین حسگرهای خورشیدی برای حفاظت از تجهیزات حساس مانند ریب‌های ستاره‌ای، فراهم کردن مرجعی برای کنترل وضعیت و جهت‌گیری آرایه‌های توان خورشیدی به کار می‌روند [7].

حسگرهای مغناطیسی به‌طور گسترده‌ای به‌عنوان حسگرهای وضعیت فضاپیماها و به دلایل گوناگونی به کار می‌روند. آن‌ها حسگرهای برداری هستند که هم جهت و هم اندازه میدان مغناطیسی را در اختیار قرار می‌دهند. قابل اطمینان و کم‌وزن هستند و به توان کمی نیاز دارند. در گستره دمایی وسیعی عمل می‌کنند و هیچ بخش متحرکی ندارند [7].

حسگرهای ستاره مختصات ستاره را در چارچوب بدنی فضاپیما اندازه می‌گیرند و اطلاعات وضعیت را وقتی که این مختصات مشاهده شده با جهات معلوم ستاره، حاصل شده از کاتالوگ ستاره‌ای مقایسه می‌کنند و آن را در اختیار قرار می‌دهند. به‌طور کلی حسگرهای ستاره‌ای، دقیق‌ترین حسگرهای وضعیت هستند. اگرچه این قابلیت مؤثر بدون هزینه قابل توجه فراهم نمی‌شود. حسگرهای ستاره‌ای سنگین و گران هستند و نسبت به سایر حسگرهای وضعیت به توان بیشتری نیاز دارند. علاوه بر این، دارای الزامات نرم‌افزاری زیادی هستند، زیرا اندازه‌گیری‌ها باید از قبل پردازش شوند و قبل از اینکه وضعیت‌ها بتوانند محاسبه شوند، باید شناخته شوند.

چرخ‌های عکس‌العملی با اعمال گشتاور در خلاف جهت گشتاور تولیدی فرمان کنترلی را اجر می‌کنند. موتورهای الکتریکی، چرخ‌های کنترلی را به گردش درمی‌آورند. هرگونه تغییر در سرعت آن‌ها سبب تغییر مومنتم زاویه‌های آن‌ها شده و از آنجاکه مجموع مومنتم زاویه‌ها باید ثابت بماند، ماهواره به واکنش در جهت عکس وادار خواهد شد. بدین ترتیب کنترل مطلوب روی ماهواره اعمال می‌شود.

گشتاورسازهای مغناطیسی در واقع سیم‌پیچ‌هایی هستند که با عبور جریان از آن‌ها در حوزه مغناطیسی زمین، نیرو و گشتاور تولید می‌کنند. به‌طور ساده یک گشتاوردهنده مغناطیسی از یک نوع سیم‌پیچ مغناطیسی و یا الکترومغناطیسی تشکیل شده است که از آن برای تولید میدان مغناطیسی استفاده می‌کنند.

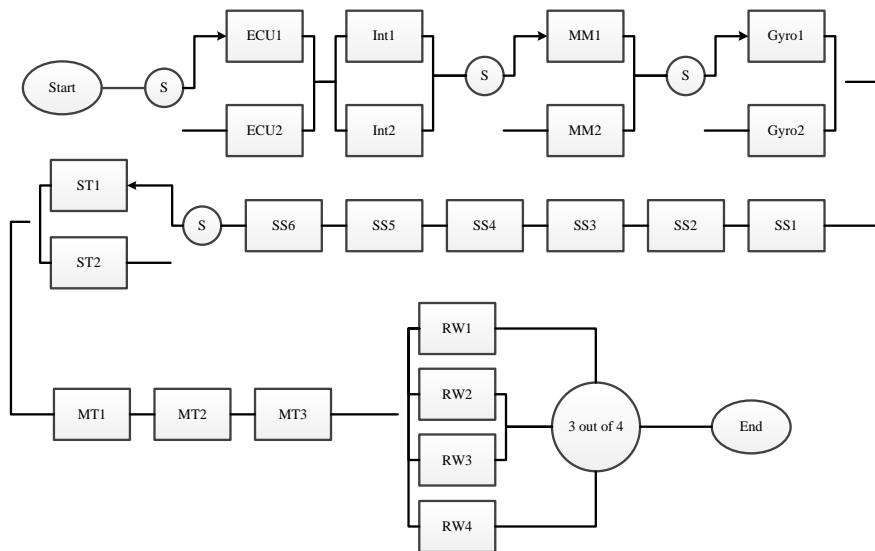
وظایف سیستم تعیین و کنترل وضعیت شامل موارد زیر است [15]:

- تنظیم ماهواره در جهت مطلوب با وجود گشتاورهای اختلالی خارجی؛
- تعیین وضعیت ماهواره‌ها با استفاده از حسگرها؛

- تغییر وضعیت به کمک عملگرها؛

- جهت‌دهی ماهواره برای انجام مأموریت.

به‌طور کلی سامانه تعیین و کنترل وضعیت ماهواره دارای مودهای عملکردی مختلف است. در این پژوهش مود دقیق<sup>۱</sup>، بررسی و مطالعه می‌شود. بلوک نمودار سامانه تعیین و کنترل وضعیت تحت مود دقیق در شکل ۱، نشان داده شده است. در بلوک نمودار شکل ۱، اجزای واحد کنترل الکتریکی (ECU)، حسگر مغناطیسی (MM)، ژایرو و سنسور ستاره (ST) به‌صورت آماده‌به‌کار سرد افزونه شده‌اند، اجزای اینترفیس (INT) به‌صورت فعال افزونه شده‌اند، افزونگی چرخ‌های عکس‌العملی به‌صورت k-out-of-n است و اجزای حسگرهای خورشیدی (SS) و گشتاوردهنده‌های مغناطیسی (MT) به‌صورت سری در سیستم قرار گرفته‌اند. اجزای زیرسیستم‌های سری ثابت فرض شده و تعداد افزونگی سایر زیرسیستم‌ها متغیرهای تصمیم مسئله هستند.



شکل ۱. بلوک نمودار سامانه تعیین و کنترل وضعیت تحت مود دقیق

**بیان مسئله.** در مسائل تخصیص افزونگی اجزا به‌صورت گسسته با پارامترهای معینی از وزن، هزینه و حجم انتخاب می‌شود؛ بنابراین هدف، انتخاب اجزا در هر زیرسیستم به گونه‌ای است که توابع هدف تحت یکسری از محدودیت‌ها بهینه شود. در خصوص نحوه استفاده از اجزای مازاد روش‌های متفاوتی وجود دارد که از آن به نام سیاست افزونگی یاد می‌شود. سیاست‌های افزونگی به‌طور کلی به دو دسته فعال و آماده به‌کار تقسیم می‌شود: ۱. سیاست‌های افزونگی فعال<sup>۲</sup>؛ این

1. Fine pointing
2. Active Redundancy Strategy

سیاست نوعی از سیاست افزونگی است که همه اجزا با هم کار می‌کنند؛ بنابراین همه آن‌ها در معرض خرابی قرار می‌گیرند. ۲. سیاست‌های افزونگی آماده بکار<sup>۱</sup> است. در این سیاست یک جزء یا تعدادی از اجزا در حال کار (برای سیستم‌های k-out-of-n) و مابقی اجزا به صورت آماده به کار هستند. به محض اینکه جزء در حال کار یا یکی از حداقل اجزای مورد نیاز برای کارکرد سیستم در سیستم‌های k-out-of-n خراب شود، مکانیزم سویچ خرابی را آشکار و یکی از اجزای آماده به کار فعال می‌شود.

افزونگی آماده به کار خود به سه دسته تقسیم می‌شود: ۱) آماده به کار سرد<sup>۲</sup>؛ در این نوع افزونگی به اجزاء آماده به کار خرابی تعلق نمی‌گیرد و نرخ خرابی اجزای آماده به کار صفر است؛ ۲) آماده به کار گرم<sup>۳</sup>؛ در این نوع افزونگی به اجزای آماده به کار خرابی تعلق می‌گیرد؛ ولی نرخ خرابی اجزای آماده به کار نسبت به نرخ خرابی اجزای در حال کار کمتر است؛ ۳) آماده به کار داغ<sup>۴</sup>؛ در این نوع افزونگی اجزای آماده به کار با نرخ خرابی برابر با اجزای در حال کار خراب می‌شوند.

در این پژوهش با تجزیه و تحلیل قابلیت اطمینان در سامانه تعیین و کنترل وضعیت، به بررسی بهبود قابلیت اطمینان با کمینه کردن هزینه‌ها و نیز در نظر گرفتن محدودیت‌های سامانه‌ای آن پرداخته می‌شود. برای این منظور به کارگیری روش‌های کارا برای تجزیه و تحلیل زیرمجموعه‌های مختلف سامانه با توجه به ساختار کلی آن و نحوه چیدمان اجزا در کنار یکدیگر برای افزایش قابلیت اطمینان و کاهش هزینه‌ها به صورت توأم در سامانه مطالعه می‌شود. برای این کار نخست باید نوع مسئله پیش رو در سامانه تعیین و کنترل وضعیت با توجه به الزامات موجود و امکانات در دسترس مشخص شود؛ همچنین محدودیت‌هایی که در عمل برای طراحی و به کارگیری این سامانه‌ها وجود دارد، باید به درستی تحلیل شود. فرضیه‌های در نظر گرفته شده برای مدل‌سازی و بهینه‌سازی ریاضی در این پژوهش شامل موارد زیر است:

- کارکرد اجزای به کاررفته در سیستم مستقل از یکدیگر است؛
- خرابی اجزای به کاررفته در سیستم مستقل از یکدیگر است؛
- اجزای سیستم مورد مطالعه باینری یا دو حالت هستند؛
- اجزا قابلیت تعمیر و برگشت به سیستم پس از خرابی را ندارند؛
- پارامترهای مربوط به هزینه و وزن اجزا در سیستم مشخص و قطعی هستند؛
- سیستم دارای حداکثر وزن مجاز برای اجزای به کاررفته در آن است؛
- زیرسیستم‌های مختلف سامانه مورد مطالعه دارای چیدمان فعال، آماده به کار سرد یا k-out-of-n هستند؛

---

1. Standby Redundancy Strategy  
 2. Cold-Standby Redundancy  
 3. Warm-Standby Redundancy  
 4. Hot-Standby Redundancy

- نرخ خرابی اجزای به کاررفته در سیستم ثابت است؛
- عمر اجزای به کاررفته در سیستم نمایی است؛
- در زیرسیستم‌هایی که چیدمان اجزا به صورت آماده به کار سرد است، احتمال خرابی سوئیچ وجود دارد.
- پارامترها و متغیرهای مسئله بهینه‌سازی قابلیت اطمینان تعیین و کنترل وضعیت ماهواره در جدول‌های ۱ و ۲، معرفی شده است.

جدول ۱. پارامترهای مسئله بهینه‌سازی قابلیت اطمینان سامانه تعیین و کنترل وضعیت

پارامتر	تعریف
$t$	مدت زمان کارکرد سیستم
$\rho_{ECU}$	احتمال کارکرد سالم سویچ برای واحد کنترل الکتریکی
$\rho_{MM}$	احتمال کارکرد سالم سویچ برای حسگر مغناطیسی
$\rho_{Gyro}$	احتمال کارکرد سالم سویچ برای حسگر ژایرو
$\rho_{ST}$	احتمال کارکرد سالم سویچ برای سنسور ستاره
$U_{ECU}$	حداکثر تعداد واحد کنترل الکتریکی قابل افزونه در سیستم
$L_{ECU}$	حداقل تعداد واحد کنترل الکتریکی قابل افزونه در سیستم
$U_{Int}$	حداکثر تعداد اینترفیس قابل افزونه در سیستم
$L_{Int}$	حداقل تعداد اینترفیس قابل افزونه در سیستم
$U_{MM}$	حداکثر تعداد حسگر مغناطیسی قابل افزونه در سیستم
$L_{MM}$	حداقل تعداد حسگر مغناطیسی قابل افزونه در سیستم
$U_{Gyro}$	حداکثر تعداد حسگر ژایرو قابل افزونه در سیستم
$L_{Gyro}$	حداقل تعداد حسگر ژایرو قابل افزونه در سیستم
$U_{ST}$	حداکثر تعداد سنسور ستاره قابل افزونه در سیستم
$L_{ST}$	حداقل تعداد سنسور ستاره قابل افزونه در سیستم
$U_{RW}$	حداکثر تعداد چرخ عکس‌العملی قابل افزونه در سیستم
$L_{RW}$	حداقل تعداد چرخ عکس‌العملی قابل افزونه در سیستم
$C_{ECU}$	هزینه هر واحد کنترل الکتریکی
$W_{ECU}$	وزن هر واحد کنترل الکتریکی
$C_{Int}$	هزینه هر اینترفیس
$W_{Int}$	وزن هر اینترفیس
$C_{MM}$	هزینه هر حسگر مغناطیسی
$W_{MM}$	وزن هر حسگر مغناطیسی
$C_{Gyro}$	هزینه هر حسگر ژایرو
$W_{Gyro}$	وزن هر حسگر ژایرو
$C_{ST}$	هزینه هر سنسور ستاره

پارامتر	تعریف
$W_{ST}$	وزن هر سنسور ستاره
$C_{RW}$	هزینه هر چرخ عکس‌عملی
$W_{RW}$	وزن هر چرخ عکس‌عملی
$C_{max}$	حداکثر هزینه مجاز
$W_{max}$	حداکثر وزن مجاز
$N_{SS}$	تعداد حسگر خورشیدی قرار گرفته در سیستم
$N_{MT}$	تعداد گشتاوردهنده مغناطیسی قرار گرفته در سیستم
$\lambda_{ECU}$	نرخ خرابی هر واحد کنترل الکتریکی قرار گرفته در سیستم
$\lambda_{Int}$	نرخ خرابی هر اینترفیس قرار گرفته در سیستم
$\lambda_{MM}$	نرخ خرابی هر حسگر مغناطیسی قرار گرفته در سیستم
$\lambda_{Gyro}$	نرخ خرابی هر حسگر ژایرو قرار گرفته در سیستم
$\lambda_{SS}$	نرخ خرابی هر حسگر خورشیدی قرار گرفته در سیستم
$\lambda_{ST}$	نرخ خرابی هر حسگر ستاره قرار گرفته در سیستم
$\lambda_{MT}$	نرخ خرابی هر گشتاوردهنده مغناطیسی قرار گرفته در سیستم
$\lambda_{RW}$	نرخ خرابی هر چرخ عکس‌عملی قرار گرفته در سیستم

جدول ۲. متغیرهای مسئله بهینه‌سازی قابلیت اطمینان سامانه تعیین و کنترل وضعیت

متغیر	تعریف
$R_F(t)$	قابلیت اطمینان سامانه تعیین و کنترل وضعیت تحت مود عملکردی دقیق
$N_{ECU}$	تعداد واحد کنترل الکتریکی قرار گرفته در سیستم
$N_{Int}$	تعداد اینترفیس قرار گرفته در سیستم
$N_{MM}$	تعداد حسگر مغناطیسی قرار گرفته در سیستم
$N_{Gyro}$	تعداد حسگر ژایرو قرار گرفته در سیستم
$N_{ST}$	تعداد حسگر ستاره قرار گرفته در سیستم
$N_{RW}$	تعداد چرخ عکس‌عملی قرار گرفته در سیستم

بر اساس ساختار سامانه تعیین و کنترل وضعیت و نیز بر اساس چیدمان اجزا مطابق با بلوک نمودار ارائه‌شده در شکل ۱، در این بخش قابلیت اطمینان سامانه مورد مطالعه محاسبه می‌شود. همان‌طور که از بلوک نمودار ارائه‌شده مشخص است، ساختار سیستم تعیین و کنترل وضعیت در مود عملکردی دقیق، ساختاری ترکیبی مشتمل بر چیدمان فعال، آماده‌به‌کار سرد و k-out-of-n است. در این بخش سطح قابلیت اطمینان سیستم تعیین و کنترل وضعیت را تحت شرایطی که اجزای به‌کاررفته در سیستم از توزیع نمایی پیروی کنند، مدل‌سازی می‌شود. با در نظر گرفتن فرضیه‌های ارائه‌شده در این بخش و نیز با توجه به اطلاعات ارائه‌شده پیرامون سامانه تعیین و

کنترل وضعیت ماهواره و همچنین محاسبات صورت گرفته برای قابلیت اطمینان سیستم تحت مود دقیق، مدل بهینه‌سازی ریاضی تخصیص قابلیت اطمینان برای سیستم مورد مطالعه به صورت معادلات ۱ تا ۱۰، ارائه می‌شود. در این مدل قابلیت اطمینان سیستم مبتنی بر چیدمان اجزا و ساختار سیستم در بلوک نمودار ارائه شده محاسبه شده است؛ همچنین نرخ خرابی اجزای به کاررفته در سیستم ثابت فرض شده و بر این اساس عمر اجزای به کاررفته در سیستم نمایی است.

$$\begin{aligned} \max R_F(t) = & \left[ \exp(-\lambda_{ECU} t) + \rho_{ECU}(t) \cdot \exp(-\lambda_{ECU} t) \cdot \sum_{j=1}^{N_{ECU}-1} \frac{(\lambda_{ECU} t)^j}{j!} \right] \\ & \times \left[ 1 - (1 - \exp(-\lambda_{Int} t))^{N_{Int}} \right] \times \left[ \exp(-\lambda_{MM} t) + \rho_{MM}(t) \cdot \exp(-\lambda_{MM} t) \cdot \sum_{j=1}^{N_{MM}-1} \frac{(\lambda_{MM} t)^j}{j!} \right] \\ & \times \left[ \exp(-\lambda_{Gyro} t) + \rho_{Gyro}(t) \cdot \exp(-\lambda_{Gyro} t) \cdot \sum_{j=1}^{N_{Gyro}-1} \frac{(\lambda_{Gyro} t)^j}{j!} \right] \times \left[ \exp(-\lambda_{SS} t) \right]^{N_{SS}} \\ & \times \left[ \exp(-\lambda_{ST} t) + \rho_{ST}(t) \cdot \exp(-\lambda_{ST} t) \cdot \sum_{j=1}^{N_{ST}-1} \frac{(\lambda_{ST} t)^j}{j!} \right] \times \left[ \exp(-\lambda_{MT} t) \right]^{N_{MT}} \\ & \times \left[ \sum_{k=3}^{N_{RW}} \binom{N_{RW}}{k} \exp(-\lambda_{RW} t)^k (1 - \exp(-\lambda_{RW} t))^{N_{RW}-k} \right] \end{aligned} \quad (1)$$

$$\begin{aligned} Min C = & C_{ECU} \cdot N_{ECU} + C_{Int} \cdot N_{Int} + C_{MM} \cdot N_{MM} + C_{Gyro} \cdot N_{Gyro} \\ & + C_{ST} \cdot N_{ST} + C_{RW} \cdot N_{RW} \end{aligned} \quad (2)$$

S.t

$$\begin{aligned} W_{ECU} \cdot N_{ECU} + W_{Int} \cdot N_{Int} + W_{MM} \cdot N_{MM} + W_{Gyro} \cdot N_{Gyro} \\ + W_{ST} \cdot N_{ST} + W_{RW} \cdot N_{RW} \leq W_{max} \end{aligned} \quad (3)$$

$$L_{ECU} \leq N_{ECU} \leq U_{ECU} \quad (4)$$

$$L_{Int} \leq N_{Int} \leq U_{Int} \quad (5)$$

$$L_{MM} \leq N_{MM} \leq U_{MM} \quad (6)$$

$$L_{Gyro} \leq N_{Gyro} \leq U_{Gyro} \quad (7)$$

$$L_{ST} \leq N_{ST} \leq U_{ST} \quad (8)$$

$$L_{RW} \leq N_{RW} \leq U_{RW} \quad (9)$$

$$N_{ECU}, N_{Int}, N_{MM}, N_{Gyro}, N_{ST}, N_{RW} \in Integer \quad (10)$$

تابع هدف اول مدل ریاضی بالا (۱)، بیشینه‌سازی قابلیت اطمینان سیستم تعیین و کنترل وضعیت، تحت مود دقیق است. تابع هدف دوم مدل ریاضی بالا (۲)، کمینه‌سازی مجموعه هزینه‌های وارد شده به سیستم شامل هزینه‌های تخصیص افزونگی اجزا است. محدودیت ۳، تضمین می‌کند مجموعه وزن اجزای تخصیص یافته به سیستم از حداکثر وزن مجاز تعیین شده برای آن تجاوز نکند. محدودیت‌های ۴ تا ۹، تضمین می‌کنند که اجزای افزون شده به سیستم از حداقل و حداکثر مقدار مجاز تعیین شده برای هر یک از آن‌ها تجاوز نکنند.

**یک روش ابتکاری برای حل دقیق مسئله.** مدل بهینه‌سازی ریاضی ارائه شده در این پژوهش در دسته مسائل بهینه‌سازی مرتبط با برنامه‌ریزی غیرخطی مختل<sup>۱</sup> (MINLP) قرار می‌گیرد. حل این دسته از مسائل همواره با پیچیدگی‌های بسیار زیاد ریاضی مواجه است. از طرفی مسئله تخصیص افزونگی از نظر زمان محاسباتی جزو مسائل NP-Hard قرار می‌گیرد؛ بنابراین معمولاً برای حل این نوع مسائل از الگوریتم‌های فراابتکاری استفاده می‌شود. در این پژوهش از یک روش ابتکاری برای حل دقیق مدل ارائه شده و دستیابی به جبهه پارتو دقیق استفاده شده است. گام‌های این روش ابتکاری در ادامه توضیح داده می‌شود. بدیهی است به دلیل قرار گرفتن مسئله حاضر در دسته مسائل NP-Hard، با افزایش ابعاد مسئله زمان حل مسئله به صورت نمایی افزایش خواهد یافت. ویژگی بارز روش حل ارائه شده در پژوهش حاضر این است که تحت یک روش ریاضی چندمرحله‌ای، مدل ریاضی غیرخطی ابتدایی را به یک مسئله در کلاس مسائل خطی عدد صحیح نگاشت می‌دهد و امکان حل دقیق آن را فراهم می‌آورد. ارائه روش گام‌به‌گام ریاضی به منظور خطی سازی مسائل غیرخطی تخصیص افزونگی، با هدف ایجاد شرایطی برای حل دقیق مسئله برای نخستین بار توسط کویت برای سیستم‌هایی با مفروضات متفاوت با این مقاله ارائه شد [9, 27].

**گام ۱:** ابتدا از طرفین معادله ۱ (تابع هدف)،  $L_n$  گرفته می‌شود و رابطه ۱۱، به دست می‌آید.

1. Mixed-integer non linear programming

$$\begin{aligned}
L_n(R_F(t)) &= L_n \left\{ \exp(-\lambda_{ECU} t) + \rho_{ECU}(t) \cdot \exp(-\lambda_{ECU} t) \cdot \sum_{j=1}^{N_{ECU}-1} \frac{(\lambda_{ECU} t)^j}{j!} \right\} \\
&\times \left[ 1 - (1 - \exp(-\lambda_{Int} t))^{N_{Int}} \right] \times \left[ \exp(-\lambda_{MM} t) + \rho_{MM}(t) \cdot \exp(-\lambda_{MM} t) \cdot \sum_{j=1}^{N_{MM}-1} \frac{(\lambda_{MM} t)^j}{j!} \right] \\
&\times \left[ \exp(-\lambda_{Gyro} t) + \rho_{Gyro}(t) \cdot \exp(-\lambda_{Gyro} t) \cdot \sum_{j=1}^{N_{Gyro}-1} \frac{(\lambda_{Gyro} t)^j}{j!} \right] \times \left[ \exp(-\lambda_{SS} t) \right]^{N_{SS}} \\
&\times \left[ \exp(-\lambda_{ST} t) + \rho_{ST}(t) \cdot \exp(-\lambda_{ST} t) \cdot \sum_{j=1}^{N_{ST}-1} \frac{(\lambda_{ST} t)^j}{j!} \right] \times \left[ \exp(-\lambda_{MT} t) \right]^{N_{MT}} \\
&\times \left[ \sum_{k=3}^{N_{RW}} \binom{N_{RW}}{k} \exp(-\lambda_{RW} t)^k (1 - \exp(-\lambda_{RW} t))^{N_{RW}-k} \right] \} \quad (11)
\end{aligned}$$

با استفاده از خواص تابع  $L_n$  می‌توان معادله ۱۱ را به صورت معادله ۱۲، نوشت:

$$\begin{aligned}
L_n(R_F(t)) &= L_n \left( \exp(-\lambda_{ECU} t) + \rho_{ECU}(t) \cdot \exp(-\lambda_{ECU} t) \cdot \sum_{j=1}^{N_{ECU}-1} \frac{(\lambda_{ECU} t)^j}{j!} \right) \\
&+ L_n \left( 1 - (1 - \exp(-\lambda_{Int} t))^{N_{Int}} \right) \\
&+ L_n \left( \exp(-\lambda_{MM} t) + \rho_{MM}(t) \cdot \exp(-\lambda_{MM} t) \cdot \sum_{j=1}^{N_{MM}-1} \frac{(\lambda_{MM} t)^j}{j!} \right) \\
&+ L_n \left( \exp(-\lambda_{Gyro} t) + \rho_{Gyro}(t) \cdot \exp(-\lambda_{Gyro} t) \cdot \sum_{j=1}^{N_{Gyro}-1} \frac{(\lambda_{Gyro} t)^j}{j!} \right) + L_n \left( \exp(-\lambda_{SS} t) \right)^{N_{SS}} \\
&+ L_n \left( R_{ST}(t) + \sum_{j=1}^{N_{ST}-1} \rho_{ST}(t) \int_0^t f_{ST}(u)^{(j)} R_{ST}(t-u) du \right) + L_n \left( \exp(-\lambda_{MT} t) \right)^{N_{MT}} \\
&+ L_n \left( \sum_{k=3}^{N_{RW}} \binom{N_{RW}}{k} \exp(-\lambda_{RW} t)^k (1 - \exp(-\lambda_{RW} t))^{N_{RW}-k} \right) \quad (12)
\end{aligned}$$

**گام ۲:** پارامترهای  $H_i^{ECU}$ ،  $H_i^{Int}$ ،  $H_i^{MM}$ ،  $H_i^{Gyro}$ ،  $H_i^{ST}$  و  $H_i^{RW}$  بر اساس سطوح افزونگی هر زیرسیستم به صورت معادلات ۱۳ تا ۱۸، محاسبه می‌شود.



$$H_i^{ECU} = L_n \left( \exp(-\lambda_{ECU} t) + \rho_{ECU}(t) \cdot \exp(-\lambda_{ECU} t) \cdot \sum_{j=1}^{i-1} \frac{(\lambda_{ECU} t)^j}{j!} \right) \quad \forall i = L_{ECU}, \dots, U_{ECU} \quad (13)$$

$$H_i^{Int} = L_n \left( 1 - (1 - \exp(-\lambda_{Int} t))^i \right) \quad \forall i = L_{Int}, \dots, U_{Int} \quad (14)$$

$$H_i^{MM} = L_n \left( \exp(-\lambda_{MM} t) + \rho_{MM}(t) \cdot \exp(-\lambda_{MM} t) \cdot \sum_{j=1}^{i-1} \frac{(\lambda_{MM} t)^j}{j!} \right) \quad \forall i = L_{MM}, \dots, U_{MM} \quad (15)$$

$$H_i^{Gyro} = L_n \left( \exp(-\lambda_{Gyro} t) + \rho_{Gyro}(t) \cdot \exp(-\lambda_{Gyro} t) \cdot \sum_{j=1}^{i-1} \frac{(\lambda_{Gyro} t)^j}{j!} \right) \quad \forall i = L_{Gyro}, \dots, U_{Gyro} \quad (16)$$

$$H_i^{ST} = L_n \left( R_{ST}(t) + \sum_{j=1}^{i-1} \rho_{ST}(t) \int_0^t f_{ST}(u)^{(j)} R_{ST}(t-u) du \right) \quad \forall i = L_{ST}, \dots, U_{ST} \quad (17)$$

$$H_i^{RW} = L_n \left( \sum_{k=3}^i \binom{i}{k} \exp(-\lambda_{RW} t)^k (1 - \exp(-\lambda_{RW} t))^{i-k} \right) \quad \forall i = L_{RW}, \dots, U_{RW} \quad (18)$$

**گام ۳:** پارامترهای  $\alpha_i^{RW}$  و  $\alpha_i^{ST}$ ،  $\alpha_i^{Gyro}$ ،  $\alpha_i^{MM}$ ،  $\alpha_i^{Int}$ ،  $\alpha_i^{ECU}$  برای تعیین هزینه افزونگی ایجادشده و همچنین پارامترهای  $\beta_i^{RW}$  و  $\beta_i^{ST}$ ،  $\beta_i^{Gyro}$ ،  $\beta_i^{MM}$ ،  $\beta_i^{Int}$ ،  $\beta_i^{ECU}$  برای تعیین وزن افزونگی ایجادشده در سیستم به صورت روابط ۱۹ تا ۳۰، تعریف می‌شود.

$$\alpha_i^{ECU} = C_{ECU} \times i \quad \forall i = L_{ECU}, \dots, U_{ECU} \quad (19)$$

$$\alpha_i^{Int} = C_{Int} \times i \quad \forall i = L_{Int}, \dots, U_{Int} \quad (20)$$

$$\alpha_i^{MM} = C_{MM} \times i \quad \forall i = L_{MM}, \dots, U_{MM} \quad (21)$$

$$\alpha_i^{Gyro} = C_{Gyro} \times i \quad \forall i = L_{Gyro}, \dots, U_{Gyro} \quad (22)$$

$$\alpha_i^{ST} = C_{ST} \times i \quad \forall i = L_{ST}, \dots, U_{ST} \quad (23)$$

$$\alpha_i^{RW} = C_{RW} \times i \quad \forall i = L_{RW}, \dots, U_{RW} \quad (24)$$

$$\beta_i^{ECU} = W_{ECU} \times i \quad \forall i = L_{ECU}, \dots, U_{ECU} \quad (25)$$

$$\beta_i^{Int} = W_{Int} \times i \quad \forall i = L_{Int}, \dots, U_{Int} \quad (26)$$

$$\beta_i^{MM} = W_{MM} \times i \quad \forall i = L_{MM}, \dots, U_{MM} \quad (27)$$

$$\beta_i^{Gyro} = W_{Gyro} \times i \quad \forall i = L_{Gyro}, \dots, U_{Gyro} \quad (28)$$

$$B_i^{ST} = W_{ST} \times i \quad \forall i = L_{ST}, \dots, U_{ST} \quad (29)$$

$$\beta_i^{RW} = W_{RW} \times i \quad \forall i = L_{RW}, \dots, U_{RW} \quad (30)$$

**گام ۴:** متغیرهای  $y_i^{ECU}$ ،  $y_i^{Int}$ ،  $y_i^{MM}$ ،  $y_i^{Gyro}$ ،  $y_i^{ST}$  و  $y_i^{RW}$  به صورت زیر تعریف می‌شوند:

- $y_i^{ECU}$  متغیر باینری است؛ به طوری که اگر تعداد جز افزونه شده ECU برابر  $i$  واحد باشد، ۱ و در غیر این صورت صفر است.
- $y_i^{Int}$  متغیر باینری است؛ به طوری که اگر تعداد جز افزونه شده Int برابر  $i$  واحد باشد، ۱ و در غیر این صورت صفر است.
- $y_i^{MM}$  متغیر باینری است؛ به طوری که اگر تعداد جز افزونه شده MM برابر  $i$  واحد باشد، ۱ و در غیر این صورت صفر است.
- $y_i^{Gyro}$  متغیر باینری است؛ به طوری که اگر تعداد جز افزونه شده Gyro برابر  $i$  واحد باشد، ۱ و در غیر این صورت صفر است.
- $y_i^{ST}$  متغیر باینری است؛ به طوری که اگر تعداد جز افزونه شده ST برابر  $i$  واحد باشد، ۱ و در غیر این صورت صفر است.
- $y_i^{RW}$  متغیر باینری است؛ به طوری که اگر تعداد جز افزونه شده RW برابر  $i$  واحد باشد، یک و در غیر این صورت صفر است.

**گام ۵:** بازنویسی مدل ریاضی ارائه شده در روابط ۱ تا ۱۰ به صورت مدل ریاضی ارائه شده در روابط ۳۱ تا ۴۰، بر اساس پارامترهای تعریف شده  $H_i^{ECU}$ ،  $H_i^{Int}$ ،  $H_i^{MM}$ ،  $H_i^{Gyro}$ ،  $H_i^{ST}$  و  $H_i^{RW}$  در گام ۲ و متغیرهای تعریف شده  $y_i^{ECU}$ ،  $y_i^{Int}$ ،  $y_i^{MM}$ ،  $y_i^{Gyro}$ ،  $y_i^{ST}$  و  $y_i^{RW}$  در گام ۴.

$$\begin{aligned} Max Z_1 = L_n(R_F(t)) = & \sum_{i=L_{ECU}}^{U_{ECU}} y_i^{ECU} . H_i^{ECU} + \sum_{i=L_{Int}}^{U_{Int}} y_i^{Int} . H_i^{Int} \\ & + \sum_{i=L_{MM}}^{U_{MM}} y_i^{MM} . H_i^{MM} + \sum_{i=L_{Gyro}}^{U_{Gyro}} y_i^{Gyro} . H_i^{Gyro} + \sum_{i=L_{ST}}^{U_{ST}} y_i^{ST} . H_i^{ST} + \sum_{i=L_{RW}}^{U_{RW}} y_i^{RW} . H_i^{RW} \quad (31) \\ & + L_n \left( \exp(-\lambda_{SS} t)^{N_{SS}} \right) + L_n \left( \exp(-\lambda_{MT} t)^{N_{MT}} \right) \end{aligned}$$

$$\text{Min} Z_2 \sum_{i=L_{ECU}}^{U_{ECU}} \alpha_i^{ECU} \times y_i^{ECU} + \sum_{i=L_{Int}}^{U_{Int}} \alpha_i^{Int} \times y_i^{Int} + \sum_{i=L_{MM}}^{U_{MM}} \alpha_i^{MM} \times y_i^{MM} \quad (32)$$

$$+ \sum_{i=L_{Gyro}}^{U_{Gyro}} \alpha_i^{Gyro} \times y_i^{Gyro} + \sum_{i=L_{ST}}^{U_{ST}} \alpha_i^{ST} \times y_i^{ST} + \sum_{i=L_{RW}}^{U_{RW}} \alpha_i^{RW} \times y_i^{RW}$$

$$\sum_{i=L_{ECU}}^{U_{ECU}} y_i^{ECU} = 1 \quad (33)$$

$$\sum_{i=L_{Int}}^{U_{Int}} y_i^{Int} = 1 \quad (34)$$

$$\sum_{i=L_{MM}}^{U_{MM}} y_i^{MM} = 1 \quad (35)$$

$$\sum_{i=L_{Gyro}}^{U_{Gyro}} y_i^{Gyro} = 1 \quad (36)$$

$$\sum_{i=L_{ST}}^{U_{ST}} y_i^{ST} = 1 \quad (37)$$

$$\sum_{i=L_{RW}}^{U_{RW}} y_i^{RW} = 1 \quad (38)$$

$$\sum_{i=L_{ECU}}^{U_{ECU}} \beta_i^{ECU} \times y_i^{ECU} + \sum_{i=L_{Int}}^{U_{Int}} \beta_i^{Int} \times y_i^{Int} + \sum_{i=L_{MM}}^{U_{MM}} \beta_i^{MM} \times y_i^{MM} \quad (39)$$

$$+ \sum_{i=L_{Gyro}}^{U_{Gyro}} \beta_i^{Gyro} \times y_i^{Gyro} + \sum_{i=L_{ST}}^{U_{ST}} \beta_i^{ST} \times y_i^{ST} + \sum_{i=L_{RW}}^{U_{RW}} \beta_i^{RW} \times y_i^{RW} \leq W_{\max}$$

$$y_i^{ECU}, y_i^{Int}, y_i^{ST}, y_i^{Gyro}, y_i^{MM}, y_i^{RW} \in \{0,1\} \quad (40)$$

**گام ۶:** مسئله ارائه شده در روابط ۳۱ تا ۴۰، یک مسئله خطی عدد صحیح دوهدفه است. یک مدل تصمیم‌گیری چندهدفه، برداری از متغیرهای تصمیم، توابع هدف و محدودیت‌ها را شامل می‌شود و هدف تصمیم‌گیرنده، حداکثر کردن یا حداقل کردن توابع هدف است. از آنجاکه این مسائل به ندرت حل منحصر به فردی دارند، تصمیم‌گیرنده جوابی را از میان مجموعه جواب‌های کارا انتخاب می‌کند. به‌طور کلی روش‌های مختلفی برای حل مسائل چندهدفه وجود دارد. در این روش از روش Lp-metrics برای حل مسئله دوهدفه ارائه شده استفاده می‌شود. روش Lp-metrics در گستره وسیعی از مسائل چندهدفه مورد استفاده قرار گرفته و به‌منظور سنجش نزدیکی یک راه‌حل از مقادیر ایده‌آل مورد استفاده قرار می‌گیرد. این سنجش از انحراف به‌صورت رابطه ۴۱ خواهد بود (در صورتی که تمام اهداف از نوع کمینه‌سازی باشند).

$$\text{Min } \theta = \sum_{i=1}^m \omega_i \left( \frac{Z_i - Z_i^*}{Z_i^*} \right)^P \quad (41)$$

در رابطه بالا  $\omega_i$  وزن هدف نام است. برای از بین بردن مشکل تفاوت مقیاس‌های اهداف، میزان انحراف جواب ایده‌آل هدف نام بر  $Z_i^*$  تقسیم می‌شود. این موضوع مشخص‌کننده درجه تأکید بر انحرافات است؛ به‌گونه‌ای که هر چه این ارزش بزرگ‌تر باشد، تأکید بیشتری بر بزرگ‌ترین انحراف خواهد بود. تابع هدف کلی روش Lp-metrics نیز به‌منظور حداقل کردن انحرافات از ایده‌آل باید کمینه شود. اکنون در صورتی که در رابطه بالا P به سمت بی‌نهایت میل کند. اعمال روش Lp-metrics بر روی مسئله ارائه‌شده در روابط ۳۱ تا ۴۰، به‌صورت زیر صورت می‌گیرد.

$$\text{Min } \theta \quad (42)$$

St

$$\theta \geq \omega_1 \left( \frac{Z_1^* - Z_1}{Z_1^*} \right) \quad (43)$$

$$\theta \geq \omega_2 \left( \frac{Z_2 - Z_2^*}{Z_2^*} \right) \quad (44)$$

$$(33) - (40)$$

در روابط بالا،  $Z_1$  از رابطه ۳۱ و  $Z_2$  از رابطه ۳۲ به‌دست می‌آیند. به‌طور کلی روال طی شده برای بهینه‌سازی مسئله چندهدفه ارائه‌شده با استفاده از روش Lp-metrics به‌صورت زیر قابل اجرا است:

- مقداردهی به پارامترهای  $\omega_1$  و  $\omega_2$ ؛

- حل یک مسئله تک‌هدفه با تابع هدف ارائه‌شده در رابطه ۳۱، تحت محدودیت‌های ۳۳ تا ۴۰ و به‌دست آوردن مقدار بهینه انفرادی قابلیت اطمینان سیستم  $(Z_1^*)$ ؛

- حل یک مسئله تک‌هدفه با تابع هدف ارائه‌شده در رابطه ۳۲ تحت محدودیت‌های ۳۳ تا ۴۰ و به‌دست آوردن مقدار بهینه انفرادی هزینه سیستم  $(Z_2^*)$ ؛

- حل مسئله Lp-metrics ارائه‌شده با تابع هدف ارائه‌شده در رابطه ۴۲، تحت محدودیت‌های ۳۳ تا ۴۰ و ۴۳ و ۴۴ که در نتیجه آن مقدار بهینه  $\theta$  و مقادیر تعادلی توابع هدف قابلیت اطمینان و هزینه سیستم به‌دست می‌آید.

**گام ۷:** با توجه به ثابت بودن مقادیر  $N_{MT}$  و  $N_{SS}$  مدل به‌دست‌آمده در گام ۶ یک مدل خطی عدد صحیح (ILP) است که می‌توان برای حل دقیق آن از الگوریتم Branch & Bound

استفاده کرد. مدل ارائه‌شده در گام ۶ یک مدل ریاضی هم‌عرض از مدل ارائه‌شده در روابط ۱ تا ۱۰ است. پس از حل مدل به‌دست‌آمده در گام ۶ مقدار بهینه هر یک از متغیرهای مدل ۱ تا ۱۰، به‌صورت روابط ۴۵ تا ۵۰، محاسبه می‌شود.

$$N_{ECU} = \sum_{i=L_{ECU}}^{U_{ECU}} y_i^{ECU} \times i \quad (45)$$

$$N_{Int} = \sum_{i=L_{Int}}^{U_{Int}} y_i^{Int} \times i \quad (46)$$

$$N_{MM} = \sum_{i=L_{MM}}^{U_{MM}} y_i^{MM} \times i \quad (47)$$

$$N_{Gyro} = \sum_{i=L_{Gyro}}^{U_{Gyro}} y_i^{Gyro} \times i \quad (48)$$

$$N_{ST} = \sum_{i=L_{ST}}^{U_{ST}} y_i^{ST} \times i \quad (49)$$

$$N_{RW} = \sum_{i=L_{RW}}^{U_{RW}} y_i^{RW} \times i \quad (50)$$

#### ۴. تحلیل داده‌ها و یافته‌های پژوهش

در این قسمت مدل ریاضی ارائه‌شده با استفاده از روش حل پیشنهادی حل می‌شود. برای این منظور، نخست یک مثال عددی درباره مورد مطالعاتی معرفی شده، مطرح می‌شود. جدول ۳، پارامترها و اطلاعات موردنیاز برای حل مسئله را برای یک مثال عددی نمونه نشان می‌دهد.

پس از مشخص شدن پارامترهای مسئله، مثال ارائه‌شده در جدول ۳، با استفاده از روش حل توسعه‌داده‌شده در این پژوهش حل شده و نتایج آن گزارش می‌شود. اطلاعات مربوط به جبهه پارتو به‌دست‌آمده از مجموعه جواب‌های نامغلوب نهایی و متغیرهای مدل بهینه‌سازی ریاضی ارائه‌شده در هر جواب به‌صورت کامل در جدول ۴، ارائه شده است.

مجموعه جواب نامغلوب حاصل از اجرای روش حل دقیق ارائه‌شده بر روی مدل پیشنهادی در این پژوهش در شکل ۲، ارائه شده است. در این پژوهش برای اجرای روش حل پیشنهادی از نرم‌افزار متلب استفاده شد.

به‌طور کلی حد بالای کل جواب‌های موجود برای مدل ریاضی ارائه‌شده ( $NOS$ ) در این پژوهش می‌تواند از رابطه ۵۱، محاسبه شود؛ زیرا تعدادی از جواب‌ها ممکن است در محدودیت‌های حداکثر وزن در اختیار صدق نکنند و بر این اساس جواب‌های غیرموجه باشند.

$$NOS = (U_{ECU} - L_{ECU} + 1) \times (U_{Int} - L_{Int} + 1) \times (U_{MM} - L_{MM} + 1) \times (U_{Gyro} - L_{Gyro} + 1) \times (U_{ST} - L_{ST} + 1) \times (U_{RW} - L_{RW} + 1) \quad (51)$$

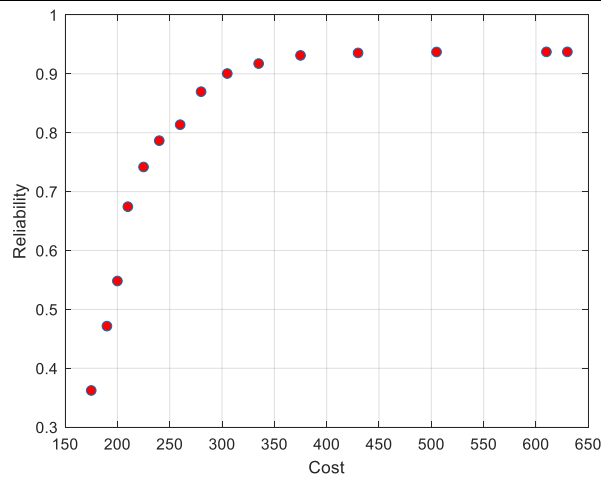
با توجه به رابطه ۵۱ و مثال عددی معرفی‌شده در جدول ۳، حد بالای تعداد کل جواب‌های قابل بررسی برابر با ۴۰۳۲۰۰ است. این تعداد جواب با افزایش اندازه مسئله به صورت نمایی قابل افزایش است.

جدول ۳. پارامترهای موردنیاز در یک مثال عددی

$t$	۱۰۰	$U_{ECU}$	۹	$C_{ECU}$	۱۰
$\rho_{ECU}$	۰/۹۹	$L_{ECU}$	۱	$W_{ECU}$	۲۰
$\rho_{MM}$	۰/۹۹	$U_{Int}$	۸	$C_{Int}$	۲۰
$\rho_{Gyro}$	۰/۹۹	$L_{Int}$	۱	$W_{Int}$	۱۵
$\rho_{ST}$	۰/۹۹	$U_{MM}$	۱۰	$C_{MM}$	۱۵
$\lambda_{ECU}$	۰/۰۰۰۹۵	$L_{MM}$	۱	$W_{MM}$	۴۰
$\lambda_{Int}$	۰/۰۰۰۲۵	$U_{Gyro}$	۱۰	$C_{Gyro}$	۳۰
$\lambda_{MM}$	۰/۰۰۰۵۶	$L_{Gyro}$	۱	$W_{Gyro}$	۳۰
$\lambda_{Gyro}$	۰/۰۰۰۵۲	$U_{ST}$	۸	$C_{ST}$	۵
$\lambda_{SS}$	۰/۰۰۰۰۴۳	$L_{ST}$	۲	$W_{ST}$	۲۰
$\lambda_{ST}$	۰/۰۰۰۰۴۶	$U_{RW}$	۱۱	$C_{RW}$	۱۵
$\lambda_{MT}$	۰/۰۰۰۰۰۸	$L_{RW}$	۴	$W_{RW}$	۲۵
$\lambda_{RW}$	۰/۰۰۰۰۲۷			$W_{max}$	۱۰۰۰
				$N_{SS}$	۶
				$N_{MT}$	۳

جدول ۴. متغیرهای مدل ریاضی توسعه‌داده‌شده با الگوریتم ابتکاری برای مثال عددی تحت مقادیر مختلفی از وزن اهداف

اوزان اهداف		مقادیر اهداف		Weight	متغیرهای طراحی						
$\omega_1$	$\omega_2$	$\theta$	$R_F(t)$		Cost	$N_{ECU}$	$N_{Im}$	$N_{MM}$	$N_{Gyro}$	$N_{ST}$	$N_{RW}$
۰/۱۰	۰/۹۰	۰/۲۰۸۳	۰/۳۶۲۳	۱۷۵	۳۲۵	۲	۱	۲	۱	۳	۴
۰/۱۵	۰/۸۵	۰/۲۷۰۳	۰/۴۷۱۶	۱۹۰	۳۴۵	۴	۱	۲	۱	۲	۴
۰/۲۰	۰/۸۰	۰/۳۲۸۳	۰/۵۴۸۲	۲۰۰	۳۳۵	۲	۱	۲	۲	۲	۴
۰/۲۵	۰/۷۵	۰/۳۵۵۱	۰/۶۷۴۴	۲۱۰	۳۵۵	۳	۱	۲	۲	۲	۴
۰/۳۰	۰/۷۰	۰/۳۹۵۶	۰/۷۴۱۸	۲۲۵	۳۹۵	۳	۱	۳	۲	۲	۴
۰/۳۵	۰/۶۵	۰/۴۳۹۷	۰/۷۸۶۵	۲۴۰	۴۳۵	۴	۱	۳	۲	۳	۴
۰/۴۰	۰/۶۰	۰/۴۸۸۰	۰/۸۱۳۶	۲۶۰	۴۵۰	۴	۲	۳	۲	۳	۴
۰/۴۵	۰/۵۵	۰/۵۱۷۰	۰/۸۶۹۷	۲۸۰	۴۸۵	۴	۱	۴	۳	۲	۴
۰/۵۰	۰/۵۰	۰/۵۵۵۹	۰/۹۰۰۵	۳۰۵	۵۲۰	۴	۲	۴	۳	۳	۴
۰/۵۵	۰/۴۵	۰/۶۰۰۶	۰/۹۱۷۴	۳۳۵	۵۶۵	۶	۲	۴	۳	۲	۵
۰/۶۰	۰/۴۰	۰/۶۴۵۶	۰/۹۳۱۳	۳۷۵	۶۳۵	۶	۲	۴	۴	۴	۵
۰/۶۵	۰/۳۵	۰/۶۹۶۲	۰/۹۳۵۵	۴۳۰	۷۲۵	۷	۲	۵	۵	۴	۵
۰/۷۰	۰/۳۰	۰/۷۴۸۵	۰/۹۳۷۱	۵۰۵	۸۱۵	۷	۳	۶	۶	۳	۶
۰/۷۵	۰/۲۵	۰/۸۰۱۸	۰/۹۳۷۳	۶۱۰	۹۸۵	۹	۴	۷	۷	۴	۷
۰/۸۰	۰/۲۰	۰/۸۵۵۳	۰/۹۳۷۳	۶۳۰	۱۰۰۰	۹	۵	۷	۷	۴	۷



شکل ۲. جبهه پارتو به دست آمده بر اساس روش حل ابتکاری معرفی شده

### ۵. نتیجه‌گیری و پیشنهادها

تخصیص افزونگی یکی از رویکردهای مهم و پذیرفته‌شده برای ارتقای عملکرد و پایایی سیستم‌ها است که توسط طراحان سیستم‌ها به کار گرفته می‌شود. در طراحی هر سیستمی معمولاً محدودیت‌های تعیین‌شده نیز وجود دارد که پژوهشگران و طراحان در طراحی سیستم‌ها باید بهترین ترکیب از اجزا را با رعایت محدودیت‌های موجود شناسایی کنند. از این جهت تخصیص بهینه افزونگی یکی از مسائل مهم و موردعلاقه در مطالعات قابلیت اطمینان است. در این پژوهش سامانه تعیین و کنترل وضعیت ماهواره، ساختار سیستم مورد مطالعه و اجزای آن معرفی و

سپس قابلیت اطمینان و هزینه تخصیص افزونگی در این سیستم بر اساس یک مدل ریاضی دوهدفه فرموله و بهینه‌سازی شده است. در این راستا تبادل اهداف در جواب‌های به‌دست‌آمده در یک مجموعه جواب بهینه نامغلوب ارائه شد. در این سیستم کارکرد اجزای به‌کاررفته در سیستم و خرابی اجزای به‌کاررفته در سیستم مستقل از یکدیگر است. اجزای خراب به‌صورت واحد به سیستم آسیب نمی‌زنند؛ همچنین اجزای سیستم مورد مطالعه باینری یا دوحالت هستند. در سامانه تعیین و کنترل وضعیت اجزا قابلیت تعمیر و برگشت به سیستم پس از خرابی را ندارند. در مدل بهینه‌سازی ریاضی ارائه‌شده در این پژوهش پارامترهای مربوط به هزینه و وزن اجزا در سیستم مشخص و قطعی هستند و سیستم دارای حداکثر وزن مجاز برای اجزای به‌کاررفته در آن است. زیرسیستم‌های مختلف سامانه مورد مطالعه دارای چیدمان فعال، آماده‌به‌کار سرد یا k-out-of-n هستند که در بلوک نمودارهای ارائه‌شده مشخص می‌شوند؛ همچنین در زیرسیستم‌هایی که چیدمان اجزا به‌صورت آماده‌به‌کار سرد است، احتمال خرابی سوئیچ وجود دارد. در این مطالعه نرخ خرابی اجزای به‌کاررفته در سیستم ثابت است؛ بنابراین عمر اجزای به‌کاررفته در سیستم نمایشی است. مدل بهینه‌سازی ریاضی ارائه‌شده در این پژوهش در دسته مسائل بهینه‌سازی مرتبط با برنامه‌ریزی غیرخطی مختلط قرار می‌گیرد. حل این دسته از مسائل همواره با پیچیدگی‌های بسیار زیاد ریاضی مواجه است.

به‌منظور توسعه مطالعات آتی پیشنهاد می‌شود، انواع خرابی ممکن بر روی سیستم‌های ماهواره‌ای و تأثیرات آن‌ها بر روی قابلیت اطمینان سیستم بررسی شود. در این راستا می‌دانیم یک سیستم به‌طور طبیعی در حالت مطلوب کار می‌کند؛ اما ممکن است در صورت رخداد عواملی از کار بیفتد. از دلایل خرابی سیستم، خرابی باز (قطع سیستم)، خرابی اتصال کوتاه و علت مشترک خرابی‌های به‌وجود آمده است. تخصیص افزونگی می‌تواند به‌طور کلی برای افزایش قابلیت اطمینان سیستم مورد استفاده قرار گیرد؛ بدون اینکه تغییری در شاخص‌های عملکردی اجزای مستقل تشکیل‌دهنده سیستم ایجاد کند. در رابطه با حالت‌های ممکن برای از کارافتادگی سیستم‌ها ممکن است احتمال از کارافتادگی به علت خرابی باز یا خرابی اتصال کوتاه باشد؛ زیرا یک دستگاه نمی‌تواند به‌طور هم‌زمان در حالت‌های خرابی باز و خرابی اتصال کوتاه از کار بیفتد. در این شرایط خرابی هر یک از اجزای سیستم برای تمام اجزای دیگر مستقل در نظر گرفته می‌شود. باید توجه داشت که سیستم‌ها قادر هستند با پیکربندی متفاوتی مانند سری، موازی، سری - موازی، موازی - سری و یا ترکیبی از آن‌ها تنظیم شوند. هرچه این پیکربندی‌ها پیچیده‌تر شود، تحلیل آن‌ها مشکل‌تر می‌شود.



**تعارض منافع.** برای ارائه مطالب و نگارش این مقاله هیچ‌گونه کمک مالی از هیچ فرد، نهاد و سازمانی دریافت نشده است و نتایج و دستاوردهای این مقاله به نفع یا ضرر سازمان یا فردی خاص نخواهد بود. حضور نویسندگان در این پژوهش به عنوان شاهدی بی‌طرف ولی متخصص بوده است و نویسندگان هیچ‌گونه تعارض منافی ندارند.

### منابع

1. Aggarwal, K. K. (1976). Redundancy optimization in general systems. *IEEE Transactions on Reliability*, 25(5), 330-332.
2. Aggarwal, K. K., Gupta, J. S., & Misra, K. B. (1975). A new heuristic criterion for solving a redundancy optimization problem. *IEEE Transactions on Reliability*, 24(1), 86-87.
3. Amiri, M., Azizi-Broujerdi, S., Poorbakhsh, H. (2014). Presenting a mathematical model to solve the multi-objective problem of selecting redundancy allocation strategy with the aim of maximizing reliability for K-out-of-N systems. *The Journal of Industrial Management Perspective*, 4(4), 117-134. (In Persian)
4. Bulfin, R. L., & Liu, C. Y. (1985). Optimal allocation of redundant components for large systems. *IEEE Transactions on Reliability*, 34(3), 241-247.
5. Busacca, P. G., Marseguerra, M., & Zio, E. (2001). Multiobjective optimization by genetic algorithms: application to safety systems. *Reliability Engineering & System Safety*, 72(1), 59-74.
6. Cao, R., Coit, D. W., Hou, W., & Yang, Y. (2020). Game theory-based solution selection for multi-objective redundancy allocation in interval-valued problem parameters. *Reliability Engineering & System Safety*, 106932.
7. Chambari, A., Rahmati, S. H. A., & Najafi, A. A. (2012). A bi-objective model to optimize reliability and cost of system with a choice of redundancy strategies. *Computers & Industrial Engineering*, 63(1), 109-119.
8. Chern, M. S. (1992). On the computational complexity of reliability redundancy allocation in a series system. *Operations research letters*, 11(5), 309-315.
9. Coit, D. W. (2001). Cold-standby redundancy optimization for nonrepairable systems. *Iie Transactions*, 33(6), 471-478.
10. Coit, D. W., & Smith, A. E. (1996). Reliability optimization of series-parallel systems using a genetic algorithm. *IEEE Transactions on reliability*, 45(2), 254-260
11. Dobani, E. R., Ardakan, M. A., Davari-Ardakani, H., & Juybari, M. N. (2019). RRAP-CM: A new reliability-redundancy allocation problem with heterogeneous components. *Reliability Engineering & System Safety*, 191, 106563.
12. Fyffe, D. E., Hines, W. W., & Lee, N. K. (1968). System reliability allocation and a computational algorithm. *IEEE Transactions on Reliability*, 17(2), 64-69.
13. Gopal, K., Aggarwal, K. K., & Gupta, J. S. (1978). An improved algorithm for reliability optimization. *IEEE Transactions on Reliability*, 27(5), 325-328.
14. Ha, C., & Kuo, W. (2006). Reliability redundancy allocation: An improved realization for nonconvex nonlinear programming problems. *European Journal of Operational Research*, 171(1), 24-38.
15. Hajiyev, C., & Bahar, M. (2003). Attitude determination and control system design of the ITU-UUBF LEO1 satellite. *Acta Astronautica*, 52(2-6), 493-499.
16. Hsieh, Y. C. (2016). A two-phase linear programming approach for redundancy allocation problems. *Yugoslav journal of operations research*, 12(2).

17. Khalili-Damghani, K., & Amiri, M. (2012). Solving binary-state multi-objective reliability redundancy allocation series-parallel problem using efficient epsilon-constraint, multi-start partial bound enumeration algorithm, and DEA. *Reliability Engineering & System Safety*, 103, 35-44.
18. Misra, K. B. (1972). Reliability optimization of a series-parallel system. *IEEE Transactions on Reliability*, 21(4), 230-238.
19. Mousavi, S. M., Alikar, N., Tavana, M., & Di Caprio, D. (2019). An improved particle swarm optimization model for solving homogeneous discounted series-parallel redundancy allocation problems. *Journal of Intelligent Manufacturing*, 30(3), 1175-1194.
20. Nakagawa, Y., & Miyazaki, S. (1981). Surrogate constraints algorithm for reliability optimization problems with two constraints. *IEEE Transactions on Reliability*, 30(2), 175-180.
21. Nakagawa, Y., & Nakashima, K. (1977). A heuristic method for determining optimal reliability allocation. *IEEE Transactions on Reliability*, 26(3), 156-161.
22. Ouyang, Z., Liu, Y., Ruan, S. J., & Jiang, T. (2019). An improved particle swarm optimization algorithm for reliability-redundancy allocation problem with mixed redundancy strategy and heterogeneous components. *Reliability Engineering & System Safety*, 181, 62-74.
23. Radfar, A., Mohammaditabar, D. (2019). Bi-Objective Optimization of Vendor Managed Inventory Problem in a Multi Echelon Green Supply Chain. *The Journal of Industrial Management Perspective*, 9(3), 109-134. (In Persian)
24. Sharma, J., & Venkateswaran, K. V. (1971). A direct method for maximizing the system reliability. *IEEE Transactions on Reliability*, 20(4), 256-259.
25. Shoul, A., Amiri, M., Olfat, L., Khalili-Damghani, K. (2014). designing multi-period and multi-product supply chain network using a hybrid multi-objective mathematical programming approach and data envelopment analysis. *The Journal of Industrial Management Perspective*, 4(2), 117-137. (In Persian)
26. Shrestha, A., Xing, L., & Liu, H. (2007, January). Modeling and evaluating the reliability of wireless sensor networks. In *2007 Annual Reliability and Maintainability Symposium* (pp. 186-191). IEEE.
27. Steyn, W. H. (1995). *A multi-mode attitude determination and control system for small satellites* (Doctoral dissertation, Stellenbosch: Stellenbosch University).
28. Sun, M. X., Li, Y. F., & Zio, E. (2019). On the optimal redundancy allocation for multi-state series-parallel systems under epistemic uncertainty. *Reliability Engineering & System Safety*, 192, 106019.
29. Tillman, F. A., Hwang, C. L., & Kuo, W. (1977). Determining component reliability and redundancy for optimum system reliability. *IEEE Transactions on Reliability*, 26(3), 162-165.
30. You, P. S., & Chen, T. C. (2005). An efficient heuristic for series-parallel redundant reliability problems. *Computers & operations research*, 32(8), 2117-2127.
31. Yun, W.-Y. & Kim, J.-W. (2004). Multi-Level Redundancy Optimization in Series Systems. *Computers & Industrial Engineering*; 46, 337-346.
32. Zaretalab A, Hajipour V, Sharifi M, Shahriari, M.R (2015). A knowledge-based archive multi-objective simulated annealing algorithm to optimize series-parallel system with choice of redundancy strategies. *Computer and Industrial Engineering*, 80, 33-44.
33. Zaretalab, A., Hajipour, V., & Tavana, M. (2020). Redundancy allocation problem with multi-state component systems and reliable supplier selection. *Reliability Engineering & System Safety*, 193, 106629.