

Cost Estimation for Space Propulsion Systems and Human Resource Cost and the Project Implementation Time Optimization

Hassan Naseh^{1*}  and Mostafa Jafarpanah²

1. Assistant Professor, Aerospace Research Institute, Ministry of Science, Research and Technology, Tehran, Iran
2. M.Sc., Aerospace Research Institute, Ministry of Science, Research and Technology, Tehran, Iran

*Corresponding Author's E-mail: naseh@ari.ac.ir

Abstract

The purpose of this paper is to present the cost estimation and optimization of space propulsion systems. Thus, choosing optimal propulsion system (from fuel and oxidizer aspect) is done in order to increase the efficiency and decrease the cost. Also, human resource cost and technology development time based on the consideration of labor cost effect on the personals motivation have been optimized. To this end, cost estimation and optimization algorithm has been drawn and suggested. The suggested algorithm has two steps. The first step in the algorithm is concern to cost estimation for seven fuel and oxidizer components. In the second step, labor cost and project implementation time is estimated and optimized based on the optimal space propulsion system derived from the previous step. Here, the objective functions are propulsion system technology development cost and time. On the other hand, the purpose is to consider the salary enhancement and consequently efficiency enhancement, time decrease and cost decrease.

Keywords: Cost estimation, Cost and time optimization, Human resource, Motivation, Propulsion systems, Space



COPYRIGHTS

© 2022 by the authors. Published by Aerospace Research Institute. 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/).

How to cite this article:

H. Naseh and M. Jafarpanah, "Cost Estimation for Space Propulsion Systems and Human Resource Cost and The Project Implementation Time Optimization," *Journal of Space Science and Technology*, Vol. 15, No. 3, pp. 79-92, 2022 (in Persian), <https://doi.org/10.30699/jsst.2022.1302>.

تخمین هزینه سامانه‌های پیش‌رانش فضایی و بهینه‌سازی هزینه‌ی نیروی انسانی و زمان اجرای طرح

حسن ناصح^{۱*} و مصطفی جعفرپناه^۲

پژوهشگاه هوافضا، وزارت علوم، تحقیقات و فناوری، تهران، ایران

*ایمیل نویسنده مخاطب: naseh@ari.ac.ir

چکیده

هدف از این مقاله، ارائه روشی به منظور تخمین و بهینه‌سازی هزینه‌ی سامانه‌های پیش‌رانش فضایی است. در این راستا، انتخاب سامانه پیش‌رانش بهینه (از منظر نوع سوخت و اکسیدکننده) با هدف افزایش کارایی و کاهش هزینه صورت پذیرفته است. همچنین هزینه نیروی انسانی و زمان توسعه فناوری سامانه پیش‌رانش براساس میزان تاثیر حقوق در انگیزه‌ی نیروی انسانی بهینه‌سازی شده است. برای این منظور، در این مقاله، روندنمای تخمین هزینه سامانه پیش‌رانش و بهینه‌سازی هزینه نیروی انسانی با توابع هدف زمان و هزینه تدوین و پیشنهاد شده است. روندنمای پیشنهادی دارای دو گام اصلی می‌باشد. در گام نخست این روندنما، تخمین هزینه برای هفت نمونه از زوج‌های سوخت و اکسیدکننده صورت می‌پذیرد. در گام دوم نیز، با توجه به سامانه پیش‌رانش بهینه مستخرج از گام قبلی طراحی، هزینه نیروی انسانی و زمان انجام پروژه تخمین و بهینه‌سازی می‌شود. توابع هدف در این بهینه‌سازی زمان و هزینه توسعه فناوری سامانه پیش‌رانش می‌باشد. به عبارت دیگر، بررسی تاثیر افزایش دستمزد و در نتیجه افزایش بهره‌وری، کاهش زمان و هزینه می‌باشد. برای مدل‌سازی تاثیر افزایش دستمزد و بهره‌وری بر میزان کاهش زمان و هزینه پروژه از نتایج پرسش‌نامه‌ها استفاده شده است. در این گام، با استفاده از روش‌های بهینه‌سازی چندهدفی فراابتکاری ازدحام ذرات، الگوریتم ژنتیک و الگوریتم ژنتیک رتبه‌بندی نامغلوب بهینه‌سازی انجام و مقایسه شده است. همچنین، به منظور بررسی دقیق‌تر و واقع‌گرایانه‌تر هزینه از روش فازی بهره گرفته شده است. لذا، تاثیر افزایش حقوق در افزایش انگیزه و در نتیجه کاهش زمان و هزینه پروژه نیز با استفاده از این روش (فازی) شبیه‌سازی و بهینه شده است. در نهایت صحت‌گذاری در روش پیشنهادی، اولاً با مقایسه نتایج بهینه‌سازی روش‌های مختلف صورت پذیرفته است و ثانیاً کلیه‌ی روش‌ها با روش فازی مقایسه شده است. نتایج نشان می‌دهند که با افزایش حقوق نیروی انسانی زمان انجام پروژه و در نتیجه هزینه نیروی انسانی، به میزان قابل توجهی کاهش می‌یابد.

واژه‌های کلیدی: تخمین هزینه، بهینه‌سازی هزینه و زمان، نیروی انسانی، انگیزه، سامانه‌ی پیش‌رانش، فضایی

مقدمه

اولین تلاش‌ها در زمینه تخمین هزینه در ناسا توسط تئودور پائول رایت انجام شد. وی در سال ۱۹۳۶ در «نشریه علوم هوانوردی» روشی آماری برای تخمین هزینه پیشنهاد داد [۱]. رایت معادلاتی را پیشنهاد داد که می‌توانست هزینه هواپیماها را در طول چرخه عمر و تولیدات سری بسیار بالا پیش‌بینی نماید. در نهایت این معادلات در قالب

علائم و اختصارات

Multi-Objective Particle Swarm Optimization (MOPSO)	بهینه‌سازی چندهدفی فراابتکاری ازدحام ذرات
Multi-Objective Genetic Algorithm (MOGA)	الگوریتم ژنتیک
Non-Dominated Sorting Genetic Algorithm (NSGA-II)	الگوریتم ژنتیک رتبه‌بندی نامغلوب
Cost Estimation Relationship (CER)	روابط تخمین هزینه

۱. استادیار

۲. کارشناسی ارشد



نظریه‌ای که منحنی یادگیری نامیده شد، ارائه شد. در اواخر دهه ۱۹۴۰، همزمان وزارت دفاع و نیروی هوایی ایالات متحده آمریکا در حال مطالعه چندین سناریو برای ورود ایالات متحده به عصر جدیدی از هواپیماهای جت، موشک‌ها و راکت‌ها بودند. در همین راستا، نیروی هوایی، شرکت رند^۳ را در سانتا مونیکا کالیفرنیا تاسیس نمود. این شرکت برخی از اولین و سیستمی‌ترین مطالعات را در تخمین هزینه صنایع هواپیمایی منتشر کرد. در داخل شرکت رند یک دپارتمان تحلیل هزینه تحت نظر دیوید نوویچ تاسیس شد [۲]. این شخص به دلیل تجربیاتش در تخمین هزینه به عنوان سرپرست این بخش معرفی شد [۳]. نوویچ و دیگران در رند، بنیادی‌ترین ابزار (روابط تخمین هزینه) به منظور نظم بخشیدن و ادغام روابط تخمین هزینه با منحنی یادگیری و شکل‌دهی پایه تخمین در مهندسی هوافضا را توسعه و بهبود بخشیدند که امروزه نیز در دسترس می‌باشد [۴]. تا سال ۱۹۵۱ رند در حال ابداع روابط تخمین هزینه برای وسایل پرنده به‌صورت تابعی از متغیرهایی چون سرعت، برد، ارتفاع و غیره بود. شرکت رند، روش‌های تخمین هزینه را در طول دهه ۱۹۵۰ و اوایل ۱۹۶۰ گسترش داد و در نهایت تکنیک‌های مربوطه به طور قابل قبولی در تمام فازهای سیستم‌های هوافضایی اعمال شدند [۳]. وقتی سرعت برنامه‌ریزی افزایش یافت، آزمایشگاه پیش‌رانش جت شروع به استفاده از بخشی از یک ابزار نیروی هوایی به نام «راهنمای برنامه‌ریز فضایی» نمود [۵]. این ابزار به روابط تخمین هزینه مبتنی بر وزن برای تخمین هزینه پروژه‌های فضایی اختصاص داشت. در ۱۹۶۷ بیل رولند، یک مدیر سابق پروژه "کرایسلر ساترن آی‌سی" در آزمایشگاه پیش‌رانش جت مشغول به کار شد و با یک شرکت جدید به نام "شرکت تحقیقات برنامه‌ریزی" ارتباط پیدا کرد (که کار خود را با چند تحلیل‌گر سابق که بر روی راهنمای برنامه‌ریز فضایی کار کرده بودند، شروع نموده بود)، تا روابط تخمین هزینه را بهبود بخشد [۶]. رولند تخمین هزینه را به صورت جدی ادامه داد و برترین تخمین‌گر هزینه ناسا برای فضاییماهای بین سیاره‌ای در طول دهه‌های ۱۹۷۰ و ۱۹۸۰ شد.

شرکت تحقیقات برنامه‌ریزی روابط اولیه توسعه داده شده با همکاری آزمایشگاه پیش‌رانش جت و رولند را با انعقاد قراردادهایی با اکثر مراکز ناسا برای مدل‌سازی هزینه ارتقا و بهبود بخشید. مدل‌های تخمین هزینه ارتقا یافته مبنای مدل‌های ۲۵ سال آتی ناسا گردید. در مارس ۱۹۶۱ در حالیکه حامل‌های فضایی، کپسول‌های سرنشین‌دار و فضاییماهای بین سیاره‌ای مشغول به کار بودند، ناسا مرکز پرواز فضایی گودارد را به عنوان یک مرکز توسعه دیگر به تخمین هزینه اختصاص داد و مسئولیت ماهواره‌ی علمی زمین‌گرد و در مدت زمان کوتاهی تخمین هزینه تعدادی از فضاییماها که نیاز به تخمین هزینه

داشتند به این مرکز سپرده شد [۶]. پیشرفت‌هایی در طول اواخر دهه ۱۹۶۰ و اوایل ۱۹۷۰ در مرکز گودارد درخصوص تخمین هزینه به دست آمد [۶]. هرمان کوله، یک مهندس آلمانی بود که به ورنر فون براون در ناسا پیوست و بسیار شایسته و علاقه‌مند به مقوله هزینه بود. وی همراه با قائم مقامش، ویلیام هوپر اولین روش تخمین هزینه ناسا را در سال ۱۹۶۰ تدوین نمود و ابتدا به صورت یک گزارش داخلی و سپس در سال ۱۹۶۱ به عنوان یک دفترچه‌ی راهنما که برای مهندسين جوان ویرایش شده بود منتشر گردید [۷]. در سال ۱۹۶۴ مرکز پرواز فضایی مارشال با لاکهید مارتین و جنرال داینامیک در قالب پیمانکاری شروع به همکاری نمود. این همکاری به منظور توسعه مدل‌های تخمین هزینه و ایجاد قابلیت‌هایی به منظور افزایش دقت در تخمین هزینه چرخه عمر سامانه‌های پیچیده‌ای نظیر حامل‌های فضایی صورت پذیرفت [۶]. در سال ۱۹۸۴ دیتریچ کوله در مقاله‌ای، روشی را برای مدل تخمین هزینه حامل فضایی ارائه داد و کاربردهای آن در تحلیل‌های آینده سامانه‌ها را بیان نمود [۸]. در سال ۱۹۸۸ استمپل و میر مقاله‌ای را تحت عنوان «ارزیابی توسعه موتور سوخت مایع در حال حاضر و آینده» منتشر کردند و در آن روشی را برای ارزیابی هزینه سامانه‌های پیش‌رانش سوخت مایع ارائه دادند [۹]. در سال ۱۹۹۱ جیمز ورتز و وایلی لارسون ویرایش اول کتاب تحلیل و طراحی ماموریت‌های فضایی منتشر نمودند و در سال‌های ۱۹۹۲ و ۱۹۹۶ ویرایش‌های دوم و سوم آن را منتشر کردند. در ویرایش‌های مختلف این کتاب، یک فصل به طور مشروح به تخمین هزینه ماموریت‌های فضایی براساس مدل جرمی اختصاص یافته است [۱۰]. در سال ۱۹۹۵ ناسا برای اولین بار «دفترچه راهنمای مهندسی سیستم» را منتشر نمود که آخرین ویرایش آن نیز در سال ۲۰۱۶ ارائه شد [۱۱]. در این دفترچه به انواع روش‌های تخمین هزینه (آماری، پارامتری و ...) اشاره شده است. در سال ۱۹۹۶ دالین و بولمزوی در مقاله‌ای، هزینه چرخه عمر نیروی انسانی را تحلیل نمودند [۱۲].

در سال ۱۹۹۷ هرمان کوله و جونینگ مدلی را برای شبیه‌سازی تخمین هزینه سامانه‌های حمل و نقل فضایی ارائه داد که در آن هزینه توسعه و تولید براساس وزن زیرسامانه‌ها محاسبه شده است. در این مدل تخمین هزینه، واحد هزینه نفرسال می‌باشد [۱۳][۱۴]. در سال ۲۰۰۲ کوله و گولیچ مقاله‌ای را تحت عنوان تخمین هزینه فضاییماهای ان‌ای‌ل (مدل‌سازی چرخه عمر یک ناوگان وسیله پرنده) منتشر نمودند. در همان سال کوله گزارشی را منتشر کرد که در آن تاثیر مفاهیم مالی بر هزینه سفرهای میان سیاره‌ای فضایی را مورد بررسی قرار داد. وی همچنین در همان سال مقاله‌ای را تحت عنوان «تحلیل هزینه چرخه عمر حامل فضایی کلاس سنگین در ناوگان

روندنامای پیشنهادی تخمین هزینه و بهینه‌سازی نیروی انسانی با اهداف هزینه و زمان

در این بخش روندنامای مدل پیشنهادی تخمین هزینه توسعه‌ی فناوری سامانه پیشرانس و همچنین تخمین هزینه نیروی انسانی ارائه و دقت مدل‌سازی بررسی می‌شود. روندنامای پیشنهادی دارای دو گام اصلی است، گام اول، تخمینی از هزینه موتور مورد نظر برآورد می‌شود و بهترین موتور از نظر ضربه ویژه انتخاب می‌شود. سپس در گام دوم، تخمینی از نیروی انسانی و زمان مورد نیاز پروژه نیز محاسبه می‌شود و در نهایت هزینه و زمان نیروی انسانی پس از مدل‌سازی به دو روش تحلیلی و فازی بهینه می‌شوند. روندنامای پیشنهادی در شکل ۱ قابل مشاهده است. در این روندناما، ورودی‌های مسئله، سامانه‌های پیشرانس از منظر سوخت و اکسیدکننده می‌باشند. براساس اشکال ۲ و ۳ و روابط تخمین هزینه^۴ (CER)، تخمین هزینه سامانه پیشرانس صورت می‌گیرد. در این روندنامای پیشنهادی تخمین هزینه، چنانچه در شکل ۲ نشان داده شده است، ابتدا مقادیر ضربه ویژه براساس نسبت دبی جرمی اکسیدکننده به سوخت برای ۷ نوع ترکیب سوخت با ترکیب اکسیدکننده مشخص اکسیژن مایع محاسبه می‌شود. سپس نیروی تراست و مقادیر وزن سامانه‌های پیشرانس براساس تراست برآورد می‌گردد. در مرحله آخر با استفاده از اطلاعات اشکال ۴ تا ۹، مقدار هزینه‌ی توسعه‌ی هر سامانه پیشرانس محاسبه می‌شود. در این مرحله نمودار تغییرات هزینه با ضربه ویژه برای سامانه‌های پیشرانس ترسیم می‌شود که یک یا چند سامانه پیشرانس با معیار کم‌ترین هزینه توسعه فناوری انتخاب می‌شود.

گام دوم در این روندناما، تخمین و بهینه‌سازی هزینه نیروی انسانی و زمان مورد نیاز برای اجرای پروژه است. در این فاز ابتدا، برآوردی از هزینه نیروی انسانی و زمان پروژه صورت می‌پذیرد. سپس براساس روابط پیشنهادی حاکم بر هزینه‌ی نیروی انسانی و همچنین ارتباط افزایش انگیزه با افزایش دستمزد و زمان انجام پروژه، مدل‌سازی تخمین هزینه توسعه یافته‌است. در ادامه، براساس مدل پیشنهادی توسعه یافته و به کمک سه روش MOPSO، NSGAI و MOGA به منظور کمینه‌نمودن هزینه نیروی انسانی و زمان انجام طرح، صورت می‌گیرد [۲۲]، [۲۳]. همچنین برای صحت‌گذاری روش‌ها، با استفاده از روش فازی نیز مدل‌سازی و بهینه‌سازی انجام می‌شود [۲۴] و در نهایت با یکدیگر مقایسه می‌شوند.

خروجی این روندناما، نقاط بهینه‌ی هزینه و زمان برای اجرای پروژه است.

حمل و نقل فضایی» در دومین کنگره جهانی انجمن تحقیقات فضایی ارائه داد [۱۵]. در سال ۲۰۰۶ تاد هرمان پایان‌نامه کارشناسی ارشد خود را با عنوان «بهینه‌سازی یک پارامتر مهم هزینه‌های حامل فضایی» در دانشگاه مریلند ارائه کرد که هدف آن کمینه‌سازی هزینه‌های ارسال محموله به مدار پایین زمین بود [۱۶]. در سال ۲۰۰۸ کتابی تحت عنوان «سامانه‌های پیشران و فناوری‌های پیشرفته: از امروز تا ۲۰۲۰» منتشر شد که حاصل چندین سال کار و تلاش محققانی از چندین کشور اروپایی از جمله فرانسه، روسیه، آلمان، ایتالیا و چندین کشور دیگر بود [۱۷]. در سال ۲۰۱۰، کیوستر و همکاران مدل کسب و کار و بازگشت سرمایه ماموریت‌های فضایی را پیشنهاد دادند [۱۸][۱۹]. این مدل در ماموریت‌های فضایی در فازهای مختلف توسعه، تولید و توقف تولید مورد بررسی و تحلیل قرار گرفته است. در سال ۲۰۱۲ تریوپالو و همکارانش مقاله‌ای را تحت عنوان «مروری بر روش‌ها، مدل‌ها و ابزارهای تخمین هزینه‌ی مربوط به بخش ساخت‌افزایی در فازهای ابتدایی برنامه‌ریزی ماموریت فضایی» منتشر نمودند [۱۸]. در سال ۲۰۱۵ فرانک و تیل در مقاله‌ای چارچوب جدیدی برای کارایی، وزن و تخمین هزینه چرخه عمر سامانه پیشرانس حامل فضایی ارائه دادند [۱۹]. براساس مدل‌های هزینه تبیین شده در مراجع فوق، در سال ۲۰۱۷، مدل توسعه فناوری خانواده‌ی حامل فضایی از منظر سامانه‌ی پیشرانس با رویکرد هزینه ارائه گردید. در این مدل، تحلیل و آنالیز هزینه و آنالیز حساسیت کارایی سامانه پیشرانس نسبت به هزینه برای دو نوع سامانه پیشرانس سرمازا و نیمه‌سرمازا تشریح شد [۲۰]، [۲۱]. در این مقاله، علاوه بر توسعه مدل مربوط به مراجع [۲۰]، [۲۱]، یعنی، تخمین هزینه توسعه‌ی فناوری برای هفت زوج سوخت و اکسیدکننده، ارائه روش تخمین هزینه و بهینه‌سازی نیروی انسانی از منظر زمان و هزینه از مهم‌ترین دستاوردهای این مقاله محسوب می‌شود. به عبارت دیگر، تاثیر افزایش حقوق در افزایش انگیزه نیروی انسانی و در نتیجه افزایش ساعات کاری مفید و در نتیجه کاهش زمان انجام پروژه است که منجر به کاهش هزینه نیروی انسانی نیز می‌گردد. بنابراین با توجه به اهداف مقاله، ساختار مقاله به صورت زیر است:

در بخش دوم، روندنامای پیشنهادی، تخمین هزینه و بهینه‌سازی نیروی انسانی براساس میزان تاثیر حقوق در انگیزه‌ی نیروی انسانی با توابع هدف هزینه و زمان ارائه می‌شود. در بخش سوم، ارزیابی دقت مدل‌های توسعه یافته ارائه می‌شود. در بخش چهارم تخمین اولیه از زمان انجام پروژه و هزینه نیروی انسانی ارائه می‌شود. در این بخش، مطالعه‌ی آماری میزان تاثیر افزایش حقوق در انگیزه و فضای جستجو در بهینه‌سازی تشریح می‌شود. در بخش پنجم نیز، اجرای روش پیشنهادی و نتایج بهینه ارائه شده است و نهایتاً بهینه‌سازی با استفاده از منطق فازی و صحت‌گذاری سه روش بهینه‌سازی با روش فازی صورت می‌پذیرد. در پایان جمع‌بندی و نتیجه‌گیری مقاله تدوین شده است.

4. Cost Estimation Relationship (CER)

مدل ریاضی تحلیل و آنالیز هزینه توسعه فناوری و تولید

روابط تخمین هزینه، کل هزینه توسعه را برحسب نفر سال مورد نیاز پوشش می‌دهد که شامل هشت المان برای هر مرحله حامل و ساختار آن به صورت رابطه (۱) است [۷]:

$$C_E = (\sum C_{E-STR} + \sum C_{E-TPS} + \sum C_{E-EQU} + \sum C_{E-EN} + \sum C_{E-REC} + \sum C_{E-LOX} + \sum C_{E-LH_2} + \sum C_{E-SHR}) \cdot (F_{IT} + F_{M\&E}) \quad (MY) \quad (1)$$

علامت Σ مبین مجموع مراحل و پارامترهای رابطه (۱) عبارتند از:

- $\sum C_E$: کل هزینه توسعه‌ی موتور
- $\sum C_{E-STR}$: هزینه‌های سازه‌ای و سخت‌افزار موتور (شامل هزینه‌های سخت‌افزار پرواز نمی‌شود)
- $\sum C_{E-TPS}$: هزینه‌ی سامانه سپر حرارتی
- $\sum C_{E-EQU}$: هزینه‌ی تجهیزات هیدرولیک، الکترونیک و مکانیزم‌های هدایت و کنترل، و همچنین تامین توان و کابلاژ
- $\sum C_{E-EN}$: توسعه موتور سرمازا با توربوپمپ
- $\sum C_{E-REC}$: هزینه موتاژ و تجهیزات زمینی
- $\sum C_{E-LOX}$: هزینه مخازن سرمازای عایق اکسیدکننده
- $\sum C_{E-LH_2}$: هزینه مخازن سرمازای عایق هیدروژن
- $\sum C_{E-SHR}$: هزینه عایق‌ها
- $F_{IT} = 1.06n$: فاکتور یکپارچه‌سازی حامل برای n مرحله
- $F_{M\&E}$: بار اضافی برای مدیریت پروژه و مهندسی سیستم

روابط تخمین هزینه، تمامی تست‌های سخت‌افزار روی زمین (به استثنای سخت‌افزار پرواز) را شامل می‌شود. المان‌های مجزا به صورت رابطه (۲) تعریف می‌شوند:

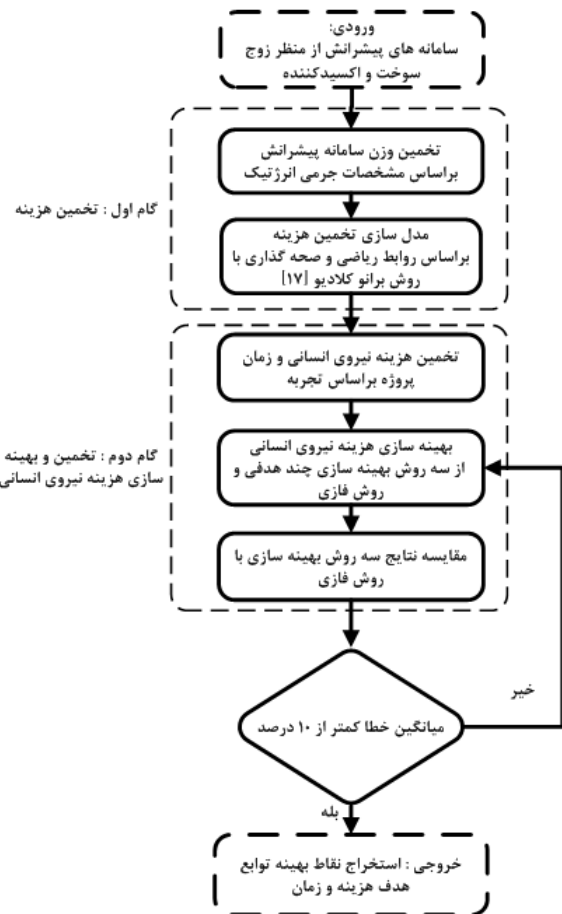
$$C_{E-STR} = K_F \cdot (0.061 \cdot m + 11.05 \cdot m^{0.33}) \cdot f_1 \cdot f_2 \quad (MY) \quad (2)$$

در رابطه (۲):

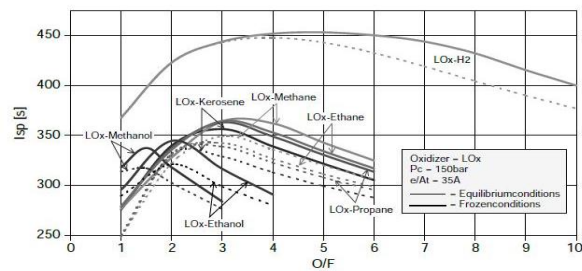
- K_F : ضریب تصحیح برای یکپارچه‌سازی مراحل (۱/۱ پیشنهاد می‌شود)؛
- m : جرم زیرسامانه سازه؛
- f_2 : فاکتور تصحیح برای سازه‌های حامل (برای سازه‌های پوسته/استرینگر ۰/۷ و برای سازه ساندویچی برابر ۰/۹ پیشنهاد می‌شود)؛
- f_1 : فاکتور پیچیدگی برای مواد مصرفی که به صورت جدول (۱) پیشنهاد می‌شود:

جدول ۱- فاکتور پیچیدگی برای مواد مختلف [۷]

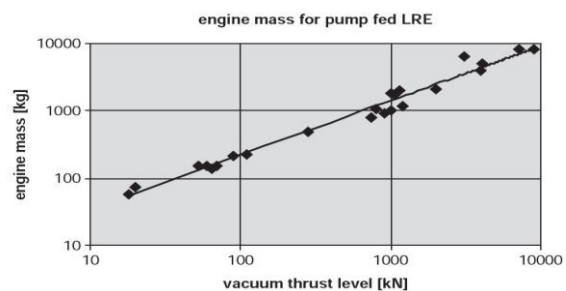
Sandwich	Skin/Stringer	Material
۱/۵	۱/۰	Al
۳/۰	۲/۰	Ti
۲/۰	۱/۳	Steel
۱/۷	۱/۱	Al-Li
۲/۵	۱/۷	GFK
۳/۰	۲/۰	AFK
۳/۲	۲/۱	CFK



شکل ۱- روندنمای پیشنهادی تخمین هزینه و بهینه‌سازی نیروی انسانی با اهداف زمان و هزینه

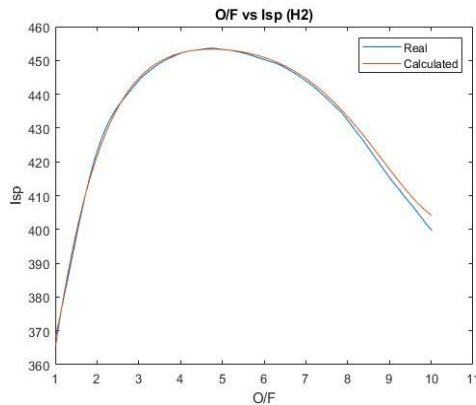


شکل ۲- تغییرات نسبت اکسیدکننده به سوخت به ضربه ویژه برای سوخت‌های مختلف با سوخت‌های مختلف و اکسیدکننده اکسیژن [۱۷]

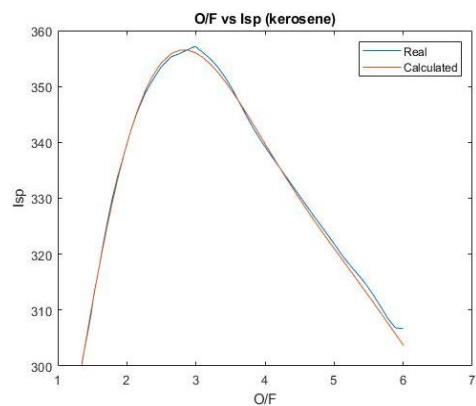


شکل ۳- تغییرات وزن موتور با تراست خلأ [۱۷]

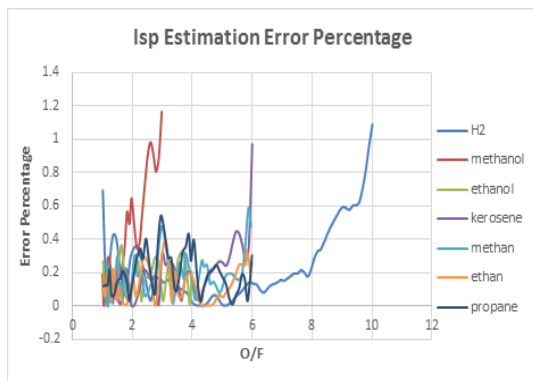
ترسیم می‌شود. این مقادیر برای دو نوع سوخت و اکسیدکننده‌ی هیدروژن مایع/اکسیژن مایع و کروسین/اکسیژن مایع در اشکال ۴ و ۵ قابل مشاهده است. همانطور که مشاهده می‌شود، نتایج حاصل از معادلات استخراج شده به میزان بسیار زیادی بر نتایج واقعی منطبق خواهد بود. همچنین میانگین درصد خطا برای سوخت‌های مختلف در شکل ۶ و جدول ۲ بیان شده است.



شکل ۴- تغییرات ضربه ویژه با نسبت دبی اکسیدکننده به سوخت برای مدل و مقادیر واقعی هیدروژن مایع/اکسیژن مایع



شکل ۵- تغییرات ضربه ویژه با نسبت دبی اکسیدکننده به سوخت برای مدل و مقادیر واقعی کروسین/اکسیژن مایع



شکل ۶- تغییرات درصد خطای تخمین ضربه ویژه با نسبت اکسیدکننده به سوخت

هزینه توسعه فناوری موتور سرمازا با توربومپ را می‌توان با استفاده از رابطه (۳) محاسبه کرد.

$$C_{E-EN} = 162 \cdot K_w \cdot f_{1e} \cdot f_{2e} \cdot f_{3e} \cdot m^{0.58} \quad (MY) \quad (3)$$

K_w : ضریب تصحیح برای چند بار مصرف بودن

m : جرم مونتاژی یک موتور

f_{1e} : ضریب پیچیدگی توسعه فناوری، مقادیر زیر پیشنهاد می‌شود:

$f_{1e} = 1.25$: موتور نسل اول

$f_{1e} = 0.8 \sim 1.0$: موتورهای مشابه در دسترس

$f_{1e} = 0.4 \sim 0.8$: اصلاح موتورهای موجود

f_{2e} : ضریب مربوط به سطح قابلیت اطمینان مورد نیاز (برای قابلیت اطمینان ۹۹/۵٪ مقدار ۱/۰ پیشنهاد و برای قابلیت اطمینان بالاتر، مقادیر بالاتر پیشنهاد می‌شود).

f_{3e} : ضریب مربوط به تخصص و تجربه تیم توسعه موتور

$f_{3e} = 1.0 \sim 1.3$: برای تیم جدید و تازه‌کار

$f_{3e} = 0.6 \sim 1.0$: برای تیم متخصص و کارآزموده

هزینه تولید سامانه پیشران را می‌توان با استفاده از رابطه (۴) محاسبه کرد.

$$C_{F-EN} = (1.42 \cdot m^{0.667} + 0.5) \cdot f_4 \quad (MY) \quad (4)$$

و هزینه مونتاژ و تجهیزات زمینی مورد نیاز به صورت رابطه (۵) خواهد بود:

$$C_{F-REC} = 4.45 \times 10^{-2} \cdot m \cdot f_3 \cdot f_4 \quad (MY) \quad (5)$$

f_3 : ضریب تصحیح که به پیچیدگی مونتاژ بستگی دارد.

f_4 : ضریب یادگیری، که به تعداد تولید سری بستگی دارد.

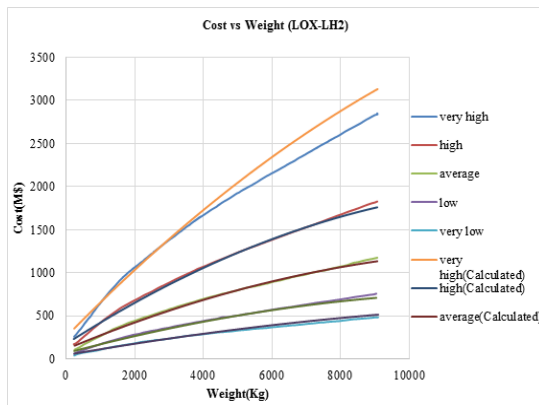
ارزیابی دقت مدل‌سازی

واضح و مبرهن است که هیچگاه فرآیند مدل‌سازی و تخمین بدون خطا نخواهد بود و همیشه درصدی از خطا در نتایج محاسبات و مدل‌سازی‌ها وجود دارد. در هر مرحله با توجه به استخراج معادلات اطلاعات نمودارهای موجود میزانی از خطا ایجاد می‌شود که در ادامه به بررسی این خطاها پرداخته شده است.

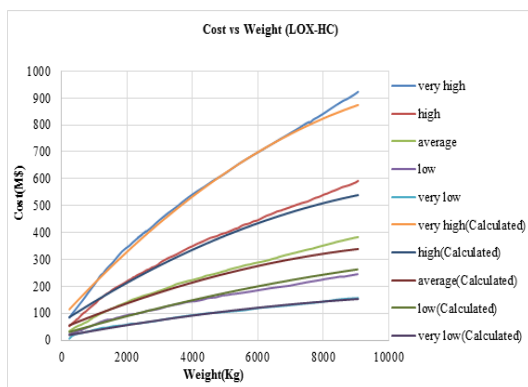
ابتدا خطای مدل‌سازی محاسبه هزینه ضربه ویژه از نسبت اکسیدکننده به سوخت محاسبه شده است. از آن جایی که ضربه ویژه برای ۷ نوع ترکیب سوخت و اکسیدکننده (با اکسیدکننده‌ی اکسیژن مایع) محاسبه می‌گردد، نمودار مقادیر واقعی و مقادیر مدل‌سازی

شکل ۹ نیز مقایسه نتایج واقعی با نتایج حاصل از مدل‌سازی را برای ترکیب سوخت‌های هیدروکربنی با اکسیدکننده‌ی اکسیژن مایع را نشان می‌دهد. این شکل نیز تطابق بالای نتایج حاصل از واقعیت با مدل را نشان می‌دهد که حکایت از دقت بالای مدل دارد؛ همچنین میانگین درصد خطا نیز حدوداً ۷ درصد است که خطای پایین و دقت بالای مدل‌سازی را نشان می‌دهد.

برای توضیح شکل‌های ۸ و ۹، ابتدا لازم است، تعریف فاکتور سختی بیان شود. فاکتور سختی مبین سختی فنی و نرم‌افزاری قابل پیش‌بینی برای یک سامانه جدید می‌باشد. فاکتور سختی به صورت نسبی نسبت به سامانه‌های مشابه دیگر که در گذشته توسعه یافته‌اند، ارزیابی می‌شوند. برای مثال، اگر سامانه جدید دارای پیچیدگی قابل توجه نسبت به سامانه مشابه قبلی است، فاکتور سختی بالا یا خیلی بالا انتخاب می‌شود. بنابراین فاکتور سختی از بین پنج سطح بسیار بالا، بالا، متوسط، پایین و خیلی پایین انتخاب می‌شود. به عبارت دیگر، می‌توان توسعه‌ی فناوری را به صورت کاملاً داخلی، خیلی بالا و انتقال فناوری بدون لحاظ آموزش و زیرساخت داخلی، خیلی پایین در نظر گرفته می‌شود.



شکل ۸- تغییرات هزینه توسعه با وزن سامانه پیشرانش برای مدل پیشنهادی و مقادیر واقعی هیدروژن مایع و اکسیژن مایع

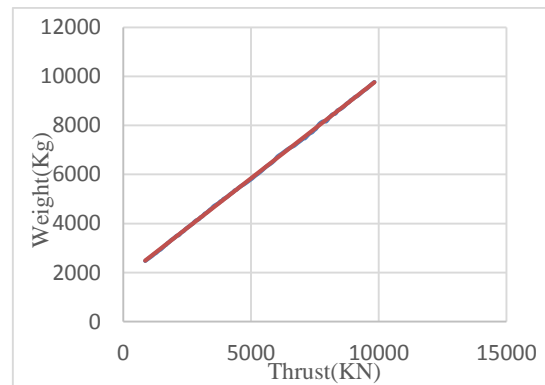


شکل ۹- تغییرات هزینه توسعه با وزن سامانه پیشرانش از مدل و واقعیت برای ترکیب سوخت‌های هیدروکربنی با اکسیدکننده‌ی اکسیژن مایع

جدول ۲- میانگین درصد خطای تخمین ضربه ویژه برای سوخت‌های مختلف

نوع سوخت	میانگین درصد خطا
هیدروژن	۰/۲۴۶
متانول	۰/۴۷۸
اتانول	۰/۱۷۹
کروسین	۰/۱۹۴
متان	۰/۱۸۲
اتان	۰/۱۳۶
پروپان	۰/۱۹۹

در مرحله بعد از بررسی مدل تخمین ضربه ویژه و دقت آن، بررسی مدل محاسبه وزن سامانه پیشرانش براساس نیروی تراست (پیشران موتور) و همچنین بررسی دقت آن است. شکل ۷ مقایسه‌ی نتایج واقعی با نتایج حاصل از مدل پیشنهادی برای تعیین وزن سامانه پیشرانش را نشان می‌دهد. همانطور که از نمودار مشخص شده است، نتایج به طور کامل با اختلاف اندکی بر یکدیگر منطبق هستند که مقدار $R^2 = 0.9999$ نیز همین موضوع را تأیید می‌کند و میانگین درصد خطای مدل‌سازی نیز ۰/۳۷۷۵ درصد است.



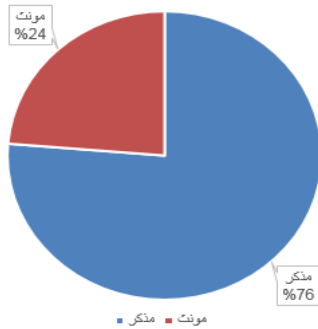
شکل ۷- مقایسه تغییرات وزن سامانه پیشرانش با تراست برای مدل پیشنهادی و مقادیر واقعی

در ادامه، بررسی مدل تخمین هزینه توسعه سامانه پیشرانش براساس وزن این سامانه (وزن محاسبه شده براساس نیروی تراست) و دقت آن است. محاسبه هزینه توسعه براساس وزن برای سامانه پیشرانش است. در این مرحله براساس وزن بدست آمده برای سامانه پیشرانش و با استفاده از اطلاعات شکل‌های ۸ و ۹ تخمین هزینه انجام می‌شود.

شکل ۸ مقایسه نتایج واقعی با نتایج حاصل از مدل‌سازی را برای ترکیب سوخت و اکسیدکننده‌ی هیدروژن مایع و اکسیژن مایع را نشان می‌دهد. همانطور که در شکل قابل مشاهده است، نتایج حاصل از مدل‌سازی با دقت زیادی بر نتایج واقعی منطبق است و این نشانگر دقت بالای مدل‌سازی است؛ همچنین میانگین درصد خطا نیز حدوداً ۷ درصد است.

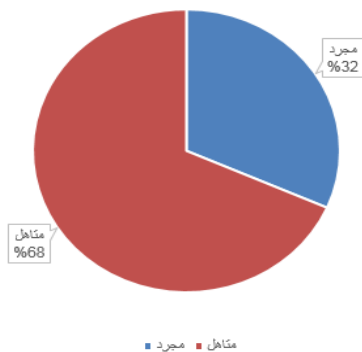
تأهل، شکل ۱۲ توزیع سنی، شکل ۱۳ توزیع سطح تحصیلات (کارشناسی، کارشناسی ارشد، دکتری) و شکل ۱۴ توزیع میزان سنوات سابقه همکاری پژوهشگران در پروژه‌های فضایی را نشان می‌دهد. در این آمار اکثریت پاسخ‌دهندگان را آقایان (با ۷۶٪)، اکثریت متاهلین (با ۶۸٪)، اکثریت در بازه‌ی سنی ۳۶ تا ۴۵ سال (با ۴۲٪) و اکثراً در مقطع دکتری (با ۶۳٪) بوده‌اند.

نمودار جنسیت پژوهشگران



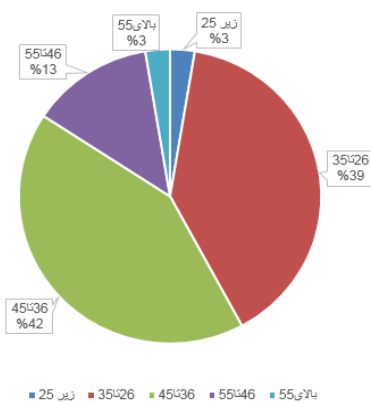
شکل ۱۰- توزیع جنسیتی در میان پژوهشگران بررسی شده

وضعیت تاهل پژوهشگران



شکل ۱۱- توزیع وضعیت تاهل در میان پژوهشگران بررسی شده

توزیع سنی پژوهشگران



شکل ۱۲- توزیع سنی در میان پژوهشگران بررسی شده

تخمین اولیه از زمان انجام پروژه و هزینه نیروی انسانی

زمان مورد نیاز برای فاز توسعه‌ی یک سامانه پیش‌رانش سوخت مایع سرمازا و نیمه‌سرمازا ۱۰ سال برآورد می‌شود [۲۲]. برآورد تعداد افراد مورد نیاز برای انجام طرح توسعه‌ی یک نمونه سامانه پیش‌رانش در جدول ۳ فرض شده است. این فرض براساس نظر کارشناسی متخصصان این حوزه است.

برآورد اولیه از هزینه نیروی انسانی براساس اطلاعات موجود در جدول ۳ و با اعمال میانگین تورم ۲۰ درصد سالیانه (از سال ۱۳۶۳ تا ۱۳۹۷)، مقدار ۸۰۴,۸۴۲,۰۰۰,۰۰۰ ریال (هشتاد میلیارد و چهارصد و هشتاد و چهار میلیون و دویست هزار تومان) است.

جدول ۳- تعداد افراد مورد نیاز و حقوق ماهانه براساس سطح تحصیلات

تحصیلات	دکتری	کارشناسی ارشد	کارشناسی	نیروی پشتیبانی و ستادی
تعداد افراد مورد نیاز	۱۰	۶	۳۴	۱۵
حقوق ماهانه (میلیون ریال)	۱۰۰	۵۰	۴۰	۲۵

مطالعه‌ی آماری میزان تأثیر افزایش حقوق در انگیزه

ابتدا لازم است، قلمرو زمانی و مکانی بررسی آماری پرسشنامه‌های مورد استفاده در تحلیل تأثیر افزایش دستمزد بر افزایش انگیزه، مشخص شود. قلمرو زمانی این مطالعه در سال ۱۳۹۸ و قلمرو مکانی پرسشنامه، پژوهشگاه هوافضای وزارت علوم، تحقیقات و فناوری (اعضای هیات علمی و پژوهشگران) است.

میزان تأثیر افزایش حقوق و دستمزد در افزایش انگیزه از پرسشنامه‌ی موجود در پیوست مقاله صورت پذیرفته است. لازم بذکر است که انگیزه می‌تواند یک فاکتور هیجانی در نظر گرفته شود و پس از مدتی تأثیر اولیه را در کارایی و راندمان کاری پرسنل نداشته باشد. در اینجا فرض بر این است که انگیزه ایجاد شده برای حفظ درآمد بالاتر باید در فرد ثابت بماند (شبیه مدیریت هزینه در بخش‌های خصوصی). همچنین انگیزه فقط تابعی از افزایش دستمزد نیست ولی در این مقاله، به دلیل تأثیر مستقیم دستمزد در هزینه‌ی طرح فقط تأثیر افزایش دستمزد در نظر گرفته شده است. نکته دیگر اینکه کاهش زمان نیز فقط تابعی از افزایش انگیزه و یا به بیانی تابعی از افزایش دستمزد نیست. به عنوان مثال در بخش‌هایی که لازم است کدهای طراحی و شبیه‌سازی اجرا شود، زمان اجرای کدهای شبیه‌سازی را نمی‌توان با افزایش انگیزه کاهش داد. لذا بهینه‌سازی زمان و هزینه نیروی انسانی با فرضیات فوق در این بخش صورت پذیرفته است.

تعداد افرادی که در این پژوهش شرکت نمودند، ۳۴ نفر بودند. که در اینجا، اطلاعات آماری پژوهشگران در شکل‌های ۱۰ تا ۱۴ قابل مشاهده است. شکل ۱۰ توزیع جنسیتی، شکل ۱۱ توزیع وضعیت

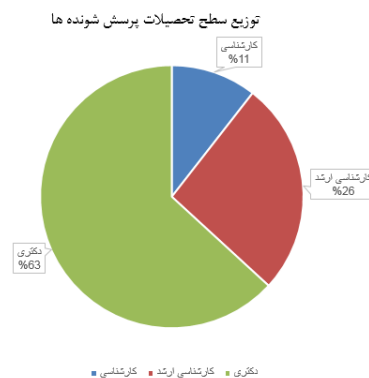
براساس این مطالعه آماری، رابطه‌ی میزان افزایش انگیزه بر حسب افزایش حقوق در شکل ۱۵ و رابطه‌ی میزان کاهش زمان بر حسب افزایش حقوق در شکل ۱۶ آورده شده است. در این اشکال افزایش حقوق به صورت ضریبی از ۱/۱ تا ۲/۵ در نظر گرفته شده است که معادل با ۱۰ تا ۱۵۰ درصد افزایش حقوق می‌باشد. همچنین افزایش انگیزه در بازه‌ای از طیف لیکرت قرار دارد که مقدار ۱ نشانگر افزایش انگیزه خیلی کم و ۷ نشانگر افزایش انگیزه خیلی زیاد است.

بنابراین با توجه به رابطه‌ی تغییرات میزان افزایش انگیزه با میزان افزایش حقوق و همچنین رابطه‌ی تغییرات میزان کاهش زمان با افزایش حقوق، بهینه‌سازی دوهدفی مسئله صورت پذیرفته است.

اجرای مدل پیشنهادی

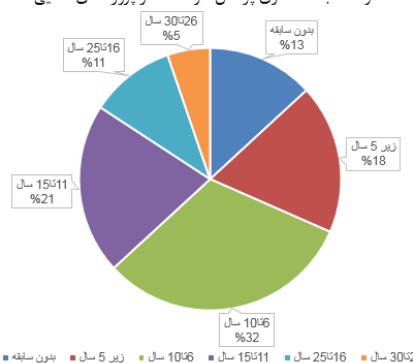
هدف در این بخش، اجرای روندنمای پیشنهادی ارائه شده در شکل ۱ است. این روندنما دو گام اصلی دارد که در گام اول، تخمین هزینه سامانه پیش‌رانش صورت می‌گیرد و در گام دوم، بهینه‌سازی هزینه نیروی انسانی مورد نیاز با دو هدف زمان و هزینه پروژه انجام می‌شود. در گام اول، تخمین هزینه توسعه سامانه پیش‌رانش، براساس روابط ریاضی حاکم بر تخمین هزینه (روابط ۱ تا ۵) و صحنه‌گذاری با نتایج مرجع [۱۷] مطابق با شکل‌های ۸ و ۹ صورت می‌گیرد. در اجرای گام اول، ابتدا با استفاده از اطلاعات این نمودارها، کدی در نرم‌افزار متلب برای هفت نوع سوخت هیدروژن مایع، متانول، اتانول، کروسین، متان، اتان و پروپان با اکسیدکننده اکسیژن مایع تدوین شده است. در این کد، براساس ضربه ویژه‌های مشخص به هر نوع سوخت و اکسیدکننده و همچنین نسبت دبی‌های جرمی این نوع سوخت و اکسیدکننده‌ها، دبی جرمی کل موتور به صورت آماری تعیین می‌گردد. سپس براساس این دبی به‌دست آمده و ضربه ویژه منحصره‌فرد سوخت‌ها و اکسیدکننده‌ی اکسیژن مایع، نیروی تراست سامانه پیش‌رانش محاسبه می‌شود. در ادامه‌ی کد تدوین شده، براساس تراست از شکل ۷ وزن سامانه پیش‌رانش به‌دست می‌آید. در پایان، براساس وزن سامانه پیش‌رانش به‌دست آمده و شکل‌های ۸ و ۹ هزینه موتور مورد نظر به‌دست می‌آید. با استفاده از این کد، مجموعه‌ای از مدل‌های مختلف سامانه‌های پیش‌رانش به‌دست می‌آید که از میان آنها براساس ضربه ویژه مورد نیاز (محاسبه شده از طراحی آماری) یک یا چند نمونه سامانه پیش‌رانش پیشنهادی (با هدف کمیینه‌سازی هزینه‌ی سامانه پیش‌رانش) انتخاب می‌شود.

خروجی کد در گام اول، به صورت شکل ۱۷ آورده شده است. در این شکل، هزینه‌ی مدل‌های مختلف سامانه پیش‌رانش بر اساس ضربه ویژه را به تفکیک ترکیب‌های مختلف سوخت و اکسیدکننده نشان داده شده است. برای وضوح بیشتر، نتایج شکل ۱۷، نتایج به دو



شکل ۱۳- توزیع سطح تحصیلات

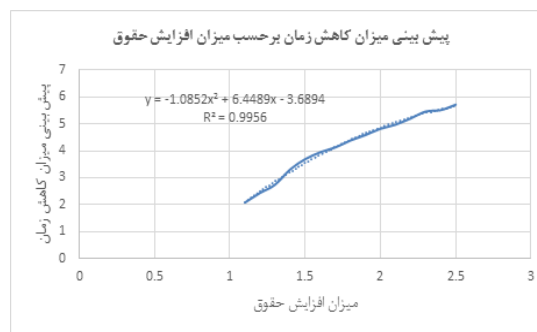
سنوات سابقه همکاری پرسش شونده‌ها در پروژه‌های فضایی



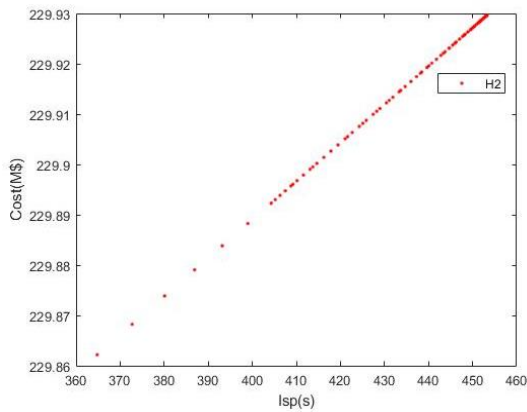
شکل ۱۴- توزیع سنوات سابقه همکاری در پروژه‌های فضایی



شکل ۱۵- تغییرات میزان افزایش انگیزه با میزان افزایش حقوق



شکل ۱۶- تغییرات میزان کاهش زمان با افزایش حقوق

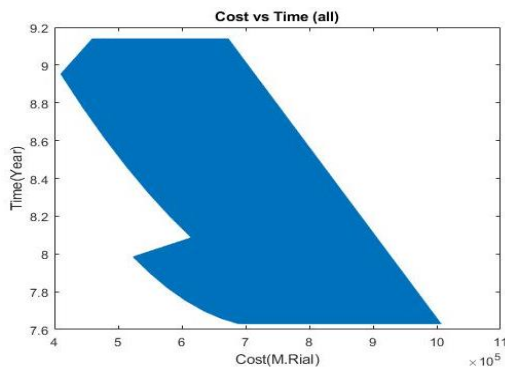


شکل ۱۹- تغییرات هزینه با ضربه ویژه برای سوخت هیدروژن (با اکسیدکننده اکسیژن)

جدول ۱- نمونه‌های مختلف سامانه‌ی پیشران‌ش مرحله‌ی اول با لحاظ هزینه

نوع سوخت	ضربه ویژه (ثانیه)	هزینه توسعه (میلیون دلار)
کروسین	۲۸۱/۶	۵۱/۸۶
متان	۲۸۱/۷	۵۱/۸۶

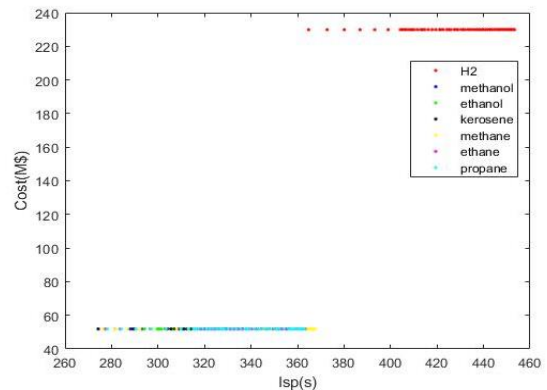
پس از اجرای گام اول، نوبت به اجرای گام دوم روندنمای پیشنهادی می‌رسد. در اجرای گام دوم روندنما، ابتدا، فضای جستجوی توابع هدف در بهینه‌سازی تعیین می‌شود. برای این منظور، کلیه نقاط امکان‌پذیر از نظر زمان و هزینه برای توسعه سامانه پیشران‌ش در شکل ۲۰ ترسیم شده است. همانطور که در این شکل مشخص شده است، بازه تغییرات هزینه‌ی نیروی انسانی از ۴۰۰,۰۰۰ تا ۱۰۰۰,۰۰۰ میلیون ریال و همچنین بازه تغییرات زمان از ۷,۶ تا حدوداً ۹,۲ سال می‌باشد. با مشخص شدن این فضا، مسئله‌ی مورد نظر توسط سه روش MOPSO، NSGAI و MOGA بهینه‌سازی می‌شود و نتایج بهینه‌سازی دو هدفی به ترتیب در شکل‌های ۲۱ تا ۲۲ آورده شده است و مقایسه نتایج روش‌ها در قالب یک نمودار در شکل ۲۳ ارائه شده است. چنانچه در شکل ۲۳ مشاهده می‌شود، کلیه روش‌های بهینه‌سازی رفتار یکسان دارند ولی نتایج دو روش MOGA و MOPSO کاملاً بر یکدیگر منطبق است.



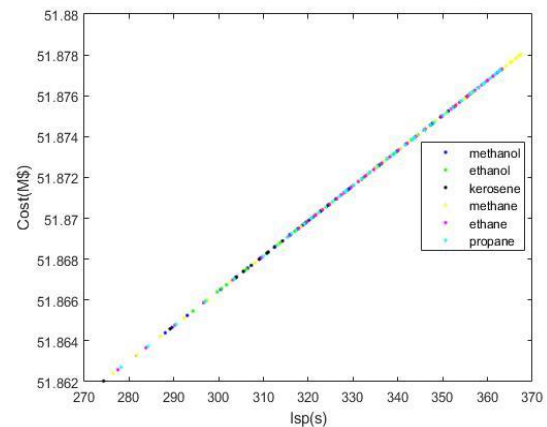
شکل ۱۹- تغییرات هزینه و زمان برای اجرای طرح پیشنهادی

شکل جداگانه‌ی ۱۸ و ۱۹ تفکیک شده‌است. علت این امر، اختلاف بسیار زیاد هزینه‌های سامانه‌ی پیشران‌ش سرمازا (هیدروژن مایع/ اکسیژن مایع) نسبت به سامانه‌های پیشران‌ش نیمه‌سرمازا (سوخت‌های هیدروکربنی/اکسیژن مایع) می‌توان دانست. بنابراین، در شکل ۱۸ مدل‌های مختلف سامانه پیشران‌ش برای شش زوج سوخت دیگر (متانول، اتانول، کروسین، متان، اتان و پروپان) با اکسیدکننده اکسیژن مایع و شکل ۱۹ مدل‌های مختلف سامانه‌ی پیشران‌ش برای زوج سوخت هیدروژن مایع با اکسیدکننده اکسیژن مایع آورده شده‌اند.

در ادامه، نمونه‌های مختلف سامانه پیشران‌ش قابل استفاده با هزینه و ضربه ویژه را در اختیار طراح قرار می‌گیرد، در مرحله بعد، سامانه پیشران‌ش براساس ضربه ویژه مورد نیاز با کمترین هزینه برای انجام مأموریت مشخص شده، انتخاب می‌گردد. ضربه ویژه تخمینی در طراحی آماری، مقدار ۲۶۶ ثانیه است که با اعمال ۵ درصد خطای احتمالی ناشی از مدل‌سازی اطلاعات به مقدار ۲۷۹,۳ ثانیه افزایش می‌یابد. برای این مقدار در شکل ۱۵ دو مدل مختلف سامانه پیشران‌ش وجود دارد که مقادیر اطلاعات آن‌ها در جدول ۳ آمده است.



شکل ۱۷- تغییرات هزینه با ضربه ویژه برای هفت نوع سوخت مختلف با اکسیژن مایع



شکل ۱۸- تغییرات هزینه با ضربه ویژه برای شش زوج سوخت هیدروکربنی با اکسیژن مایع

بهینه‌سازی با استفاده از منطق فازی

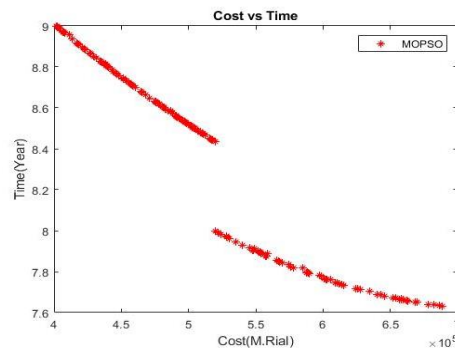
در این بخش از مقاله، تاثیر میزان افزایش حقوق در افزایش انگیزه و همچنین تعداد افراد با مدارک دکتری، کارشناسی‌ارشد و کارشناسی در زمان و هزینه پروژه با استفاده از روش فازی تحت بررسی قرار گرفته است. برای مدل سازی مسئله در روش فازی ۳۱۵ قانون فازی براساس توابع عضویت پارامترهای مسئله و توابع هدف تدوین شده است. در ادامه نمونه‌ای از قوانین استفاده شده در مدل سازی به روش فازی در جدول ۴ آورده شده است.

براساس قوانین این جدول، سطوح فازی تغییرات توابع هدف هزینه زمان برحسب متغیرهای مسئله (تعداد افراد با مدرک کارشناسی، کارشناسی‌ارشد و دکتری و ضریب افزایش دستمزد) ترسیم شده است که در شکل‌های ۲۴ و ۲۵، نمونه‌ای از سطوح فازی آورده شده است.

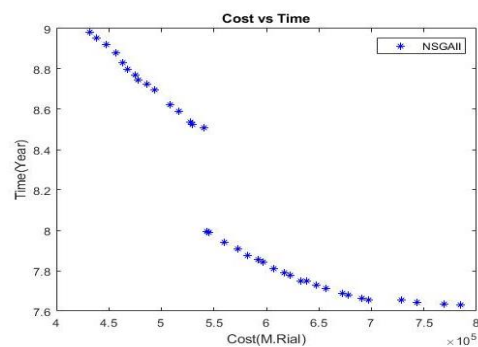
در ادامه، هزینه نیروی انسانی و زمان انجام پروژه با استفاده از کد تدوین شده بهینه شده است. به دلیل آنکه روش فازی از معیار توصیفی برای شبیه‌سازی استفاده می‌کند، از روش فازی برای نزدیکی شرایط شبیه‌سازی به واقعیت استفاده می‌شود و در نتیجه تاثیر تمامی عوامل را در رفتار مسئله در شرایط واقعی، مدنظر قرار می‌دهد. این نوع نگاه در روش فازی، منجر به دستیابی به نتایج نزدیک به واقع در مسئله بهینه‌سازی می‌گردد. نتایج حاصل از بهینه‌سازی با روش فازی در شکل ۲۶ نشان داده شده است. چنانچه در این شکل مشاهده می‌شود، نقاط پرش نیز وجود دارند که این نقاط همانطور که مشخص است در نقاط پرش تعداد افراد با مدرک کارشناسی، کارشناسی‌ارشد و دکتری، تقریباً با یکدیگر برابرند و تنها ضریب افزایش دستمزد در این نقاط متفاوت است. علیرغم اختلاف زیادی که در اینجا نیز میان ضرایب افزایش دستمزد این دو نقطه وجود دارد به دلیل کاهش زمان ناشی از افزایش دستمزد (افزایش انگیزه)، سبب جبران بار مالی آن می‌شود.

جدول ۴ - نمونه‌ای از قوانین فازی

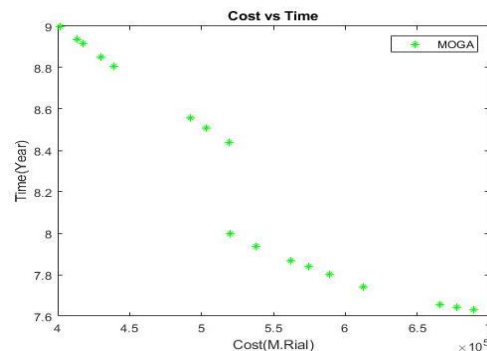
row	IF Antecedent	THEN Consequent
1	$(a(\text{Ph.d})=L) \& (b(\text{MSc})=L) \& (c(\text{BSc})=VVL) \& (n(\text{salary-increase-factor})=VL)$	$(L(\text{labor-cost})=VVL) (t(\text{time})=H)$
2	$(a(\text{Ph.d})=L) \& (b(\text{MSc})=L) \& (c(\text{BSc})=VVL) \& (n(\text{salary-increase-factor})=L)$	$(L(\text{labor-cost})=VVL) (t(\text{time})=M)$
3	$(a(\text{Ph.d})=L) \& (b(\text{MSc})=L) \& (c(\text{BSc})=VVL) \& (n(\text{salary-increase-factor})=M)$	$(L(\text{labor-cost})=VL) (t(\text{time})=M)$
4	$(a(\text{Ph.d})=L) \& (b(\text{MSc})=L) \& (c(\text{BSc})=VVL) \& (n(\text{salary-increase-factor})=H)$	$(L(\text{labor-cost})=L) (t(\text{time})=L)$
5	$(a(\text{Ph.d})=L) \& (b(\text{MSc})=L) \& (c(\text{BSc})=VVL) \& (n(\text{salary-increase-factor})=VH)$	$(L(\text{labor-cost})=VL) (t(\text{time})=L)$



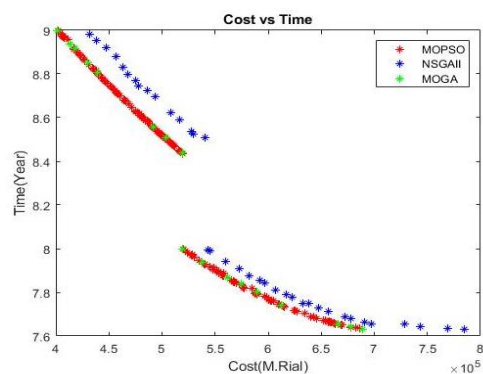
شکل ۲۰ - نتایج بهینه‌سازی هزینه نیروی انسانی با روش MOPSO



شکل ۲۱ - نتایج بهینه‌سازی هزینه نیروی انسانی با روش NSGAI



شکل ۲۲ - نتایج بهینه‌سازی هزینه نیروی انسانی با روش MOGA

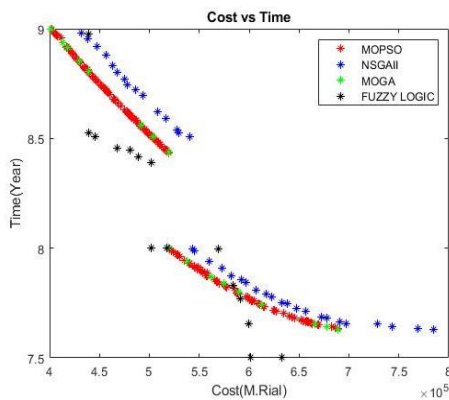


شکل ۲۳ - مقایسه نتایج بهینه‌سازی هزینه نیروی انسانی از سه روش

MOPSO و NSGAI و MOGA

صحه گذاری سه روش بهینه سازی با روش فازی

به منظور صحه گذاری بر نتایج بهینه سازی هزینه نیروی انسانی و زمان پروژه با استفاده از سه روش چند هدفی MOPSO، MOGA و NSGAIII، از روش مبتنی بر منطق فازی استفاده شده است. در شکل ۲۷ مقایسه نتایج حاصل از بهینه سازی این سه روش با روش فازی دیده می شود. همانطور که در این شکل مشخص است، نتایج حاصل از چهار روش ذکر شده، موید این نکته است که افزایش دستمزد منجر به کاهش زمان انجام پروژه می شود. این کاهش زمان، بار مالی ناشی از افزایش دستمزد را نیز جبران می کند و حتی تا حدی هزینه کاهش می یابد. تاثیر ضریب افزایش دستمزد در کاهش زمان در نقاط پرش واضح است که پیشتر به طور مفصل در تفسیر روش های بهینه سازی بیان شد.

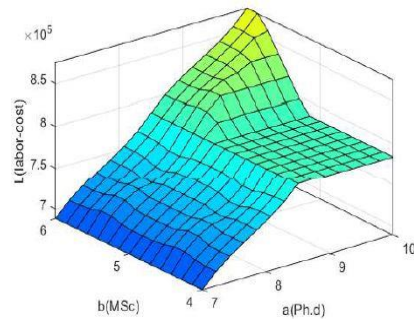


شکل ۲۷- مقایسه نتایج بهینه سازی روش فازی با سه روش MOPSO، MOGA و NSGAIII

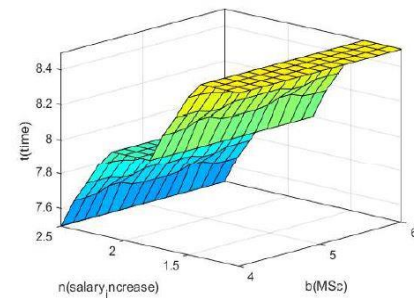
نتیجه گیری

در این مقاله، روندنمایی برای تخمین هزینهی توسعهی سامانهی پیشرانس فضایی و بهینه سازی هزینه نیروی انسانی با اهداف هزینه و زمان ارائه شد. این روندنما دارای دو گام اصلی بود که گام اول به تخمین هزینهی توسعهی سامانهی پیشرانس فضایی منحصر شد و گام دوم روندنما به بهینه سازی هزینه نیروی انسانی با پردازش آماری تاثیر افزایش حقوق در فاکتور انگیزه پرداخت. توابع بهینه سازی در گام دوم، هزینه و زمان بود. براساس بازه تغییرات توابع هدف، فضای جستجوی طراحی و بهینه سازی به صورت شکل ۱۹ ترسیم شد. در بهینه سازی از سه روش بهینه سازی دو هدفی MOPSO، NSGAIII و MOGA بهره برده شد و نتایج با دقت قابل قبولی به صورت شکل ۲۳ ارائه شدند. در نهایت با استفاده از منطق فازی، مسئله مدل سازی و شبیه سازی گردید و در نهایت نتایج روش فازی و سه روش بهینه سازی چندهدفی با یکدیگر در نمودار شکل ۲۷ ترسیم شدند.

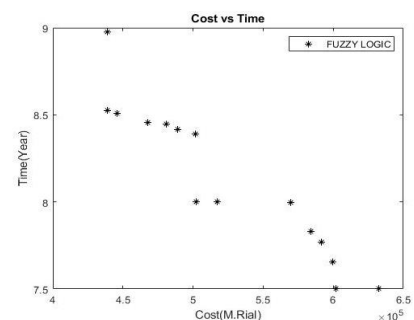
row	IF Antecedent	THEN Consequent
6	(a(Ph.d)==L)&(b(MSc)==L) & (c(BSc)==VL)&(n(salary-increase-factor)==VL)	(L(labor-cost)=L)(t(time)=VL)
7	(a(Ph.d)==L) & (b(MSc)==L) & (c(BSc)==VL)&(n(salary-increase-factor)==L)	(L(labor-cost)=M)(t(time)=VL)
8	(a(Ph.d)==L)&(b(MSc)==L) & (c(BSc)==VL)&(n(salary-increase-factor)==M)	(L(labor-cost)=VVL)(t(time)=H)
9	(a(Ph.d)==L)&(b(MSc)==L) & (c(BSc)==VL)&(n(salary-increase-factor)==H)	(L(labor-cost)=VL)(t(time)=M)
10	(a(Ph.d)=L)&(b(MSc)=L) & (c(BSc)=VL)&(n(salary-increase-factor)=VH)	(L(labor-cost)=L)(t(time)=M)



شکل ۲۴- تغییرات هزینه نیروی انسانی با تعداد پژوهشگران دکتری و کارشناسی ارشد



شکل ۲۵- تغییرات زمان انجام پروژه با تعداد پژوهشگران کارشناسی ارشد و ضریب افزایش حقوق



شکل ۲۶- نتایج بهینه سازی هزینه نیروی انسانی با روش فازی

- [6] NASA SP-6103, Edited by F.T. Hoban., M.Wi. Lawbaugh, and J.E. Hoffman., *Readings in Program Control*, National Aeronautics and Space Administration, Scientific and Technical Information Office, Inc, 1994.
- [7] Handbook of Astronautical Engineering, Edited by H. H. Koelle, McGraw-Hill, London, 1961.
- [8] D. E. Koelle., "The transcost-model for launch vehicle cost estimation and its application to future systems analysis." *Acta Astronautica*, vol. 11, no.12, p.p.803-817, 1984.
- [9] E. Stampfl, and L. Meyer, "assessment of existing and future launch vehicle liquid engine development." *Acta Astronautica*, vol.17, no.1, p.p.11-22, 1988.
- [10] H.H. Koelle, and B. Jochenning, *Space Transportation Simulation Model (TRASIM 2.0)*, ILR, 1997, p. 94
- [11] NASA, *Cost estimating handbook*. Version 4.0 Acknowledgements, 2008.
- [12] P. Dahlén, G. S. Bolmsjö, "Life-cycle cost analysis of the labor factor," *International Journal of Production Economics*, vol. 46-47, p.p. 459-467, 1996.
- [13] H.H. Koelle, and B. Jochenning, space transportation simulation model (TRASIM 2.0), Publisher: ILR, Berlin, 1997.
- [14] P. Collins, R. Stockmans, and M. Maita, "Demand for space tourism in america and japan, and its implications for future space activities." *Space Future*, AAS paper no AAS 95-605, AAS, vol. 91, pp 601-610.
- [15] H.H., Koelle, "Influence of Financing Concepts on Lunar Space Travel Cost," *Technical University Berlin*, Institute of Aeronautics and Astronautics, 2002.
- [16] T. Herrmann, and D. L. Akin, A critical parameter optimization of launch vehicle costs, [Thesis M.Sc.] University of Maryland, College Park, pp. 66-80. 2006.
- [17] C. Bruno, and A.G. Accettura, eds., *Advanced propulsion systems and technologies, today to 2020*, American Institute of Aeronautics and Astronautics (AIAA), 2008.
- [18] O. Trivailo, M. Sippel, and Y.A. Şekerçioğlu, "Review of hardware cost estimation methods, models and tools applied to early phases of space mission planning," *Progress in Aerospace Sciences*, vol. 53, p.p.1-17, 2012.
- [19] C. Frank, C.M. Tyl , O.J. Pinon-Fischer, and D.N. Mavris" New design framework for performance, weight, and life-cycle cost estimation of rocket engines." *In 6th European Conference for Aerospace Sciences*. Krakow, Poland. 2015.
- [20] H. Naseh, "Space launch system family technology development model from propulsion aspect with cost approach", *Journal of Space Science and Technology* Vol. 9, No 4, Winter, p.p. 1-12, 2017 (in Persian).

از مقایسه نتایج سه روش بهینه‌سازی ذکر شده با روش فازی (نتایج روش فازی به واقعیت نزدیک‌تر است)، این نتیجه حاصل می‌شود که نتایج سه روش مذکور با دقت خوبی با واقعیت تطابق دارند و همان‌طور که در شکل ۲۷ نیز قابل مشاهده است، از منظر پرش نتایج در روش فازی در بعضی نقاط نیز با روش‌های دیگر تطابق دارد. گذشته از تطابق رفتار نمودارها، اما اختلاف کمی نیز وجود دارد که براساس محاسبات انجام شده، میانگین این اختلاف برای سه روش NSGAI، MOGA و MOPSO نسبت به روش فازی به ترتیب ۷، ۴ و ۷ درصد است. این مقدار اختلاف در تخمین هزینه و زمان در فاز امکان‌سنجی پروژه یا طرح قابل قبول و قابل چشم‌پوشی است.

به‌عنوان جمع‌بندی نهایی مقاله، با افزایش حقوق و دستمزد، انگیزه و در نتیجه‌ی آن ساعات کاری مفید نیروی انسانی را می‌توان افزایش داد. این افزایش حقوق در کوتاه مدت ممکن است باعث افزایش هزینه‌ی نیروی انسانی پروژه شود، اما با توجه به اینکه پروژه‌های فضایی معمولاً بازه‌ی زمانی ۷ تا ۱۰ سال دارند، با کاهش زمان کل پروژه که به دلیل افزایش میزان ساعات کاری مفید اتفاق می‌افتد، عملاً هزینه‌ی کل نیروی انسانی به‌صورت قابل‌توجهی کاهش می‌یابد. شایان ذکر است، مقدار ضریب افزایش دستمزد بهینه برای بررسی تأثیر آن در زمان اجرای طرح، برای مقاطع تحصیلی کارشناسی، کارشناسی‌ارشد و دکتری کاملاً متفاوت است، که به‌صورت بررسی آماری می‌توان در تحقیقات آتی، افزایش این ضریب برای مقاطع تحصیلی مختلف را بررسی کرد. در پایان، براساس ماهیت طرح‌های فضایی بیشتر از ۳۰ درصد، کاهش زمان اجرای طرح به‌دلیل محدودیت‌های زمان اجرای کدهای نرم‌افزاری و همچنین محدودیت‌های زمانی ساخت و تولید، متوسط میزان افزایش ضریب دستمزد نمی‌تواند بیشتر از ۲۵ درصد افزایش یابد.

تعارض منافع

هیچ‌گونه تعارض منافع توسط نویسندگان بیان نشده است.

مراجع

- [1] T. P. Wright, "Factors affecting the cost of airplanes." *Journal of the aeronautical sciences*, vol.3, no.4, p.p.122-128. 1936.
- [2] D Novick., "Beginning of Military Cost Analysis 1950-1961," *National Estimating Society Journal*, vol 9, no. 4, p.p.1-14, 1979.
- [3] Mandell, H., *Assessment of Space Shuttle Program Cost Estimating Methods*, 1984.
- [4] David. Novick, "Weapon System Cost Analysis." *Rand Corporation, Santa Monica, CA*, January 24, 1956.
- [5] United States, *Space Planners Guide*, Air Force, Air Force Systems Command, Publisher:U.S. G.P.O., [Washington, D.C.], July 1965.

- [23] M. Mirshams, H. Naseh, and H. R. Fazeley, "Multi-objective multidisciplinary design of space launch system using holistic concurrent design." *Journal of Aerospace, Science and Technology*, Vol 33, No 1, p.p 40–54, 2014.
- [24] M. Mirshams, H. Naseh, H. Taei, and H. R. Fazeley, "Liquid propellant engine conceptual design by using a fuzzy-multi-objective genetic algorithm (MOGA) optimization method." *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G Journal of Aerospace Engineering*, vol. 228 No. 14, p.p 2587-2603, 2014.
- [21] H. Naseh, "Space systems (space launch system) modernization model from propulsion systems approaches, " Technical Reports, Aerospace Research Institute (ARI), ARI-94-30-ASG-MMM-1-1, 1394. (in Persian)
- [22] H. R. Fazeli, H. Taei, H. Naseh, and M. Mirshams "A multi-objective, multidisciplinary design optimization methodology for the conceptual design of a spacecraft bi-propellant propulsion system." *Journal of structural and Multidisciplinary Optimization*, Vol. 53, p.p 145–160, 2016.