

Research Paper

Cost Estimation Model Presentation for Cryogenic/Semi-Cryogenic Space Propulsion Systems

Mostafa Jafarpanah¹ and Hassan Naseh^{2*}

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

*hnaseh@ari.ac.ir

The purpose of this paper is to present the cost estimation model for Cryogenic/Semi-Cryogenic space propulsion systems. Therefore, the space propulsion system selection from fuel and oxidizer type aspect and achieving the maximum performance and minimum cost has been performed. Then, the fuel and oxidizer pair samples based on the mass-energy specifications (engine weight- specific impulse) and engine operation cycle type with respect to the mission possibility has been determined. To this end, the algorithm for implementing and using the proposed cost estimation model has been designed. In this algorithm, the proposed cost estimation model is developed based on the existing cost estimation relationship and verified by comparing the existing models. Finally, the outputs in the algorithm are cost-performance (specific impulse) graph for the seven fuels and oxidizer pairwise, engine selection based on achieving maximum specific impulse and providing the design space searches for the cost and time optimization in the space projects.

Keywords: Cost Estimation Model, Space Propulsion System, Fuel and Oxidizer Pairwise, Cryogenic, Semi-Cryogenic.

1. MSc.

2. Assistant Professor (Corresponding Author).

مقاله علمی - پژوهشی

ارائه مدل تخمین هزینه سامانه‌های پیش‌رانش فضایی سرمازا / نیمه‌سرمازا

مصطفی جعفرپناه^۱ و حسن ناصح^{۲*}

۱ و ۲- پژوهشگاه هوافضا، وزارت علوم، تحقیقات و فناوری

*Hnaseh@ari.ac.ir

هدف از این مقاله، ارائه مدل تخمین هزینه سامانه‌های پیش‌رانش فضایی سرمازا/ نیمه‌سرمازا است. در این راستا، انتخاب سامانه پیش‌رانش بهینه (از منظر نوع سوخت و اکسیدکننده) با هدف افزایش کارایی و کاهش هزینه صورت پذیرفته است. سپس، نمونه‌های زوج سوخت و اکسیدکننده سامانه پیش‌رانش بر مبنای مشخصات جرمی - انرژی (وزن موتور - ضربه ویژه) سامانه پیش‌رانش و همچنین نوع سیکل کاری موتور با نگاه به امکان‌پذیری مأموریت، تعیین می‌شود. برای این منظور، روندنمایی برای اجرا و استفاده از مدل تخمین هزینه پیشنهادی تدوین شده است. در این روندنما، از روابط ریاضی موجود مدل تخمین هزینه استخراج می‌شود و با استفاده از مدل‌های موجود مورد صحت‌گذاری قرار می‌گیرد. در نهایت خروجی این روندنما، نمودار هزینه - کارایی (ضربه ویژه) برای هفت زوج سوخت و اکسیدکننده، انتخاب موتور براساس بیشینه ضربه ویژه، ایجاد فضای جستجوی طراحی برای بهینه‌سازی هزینه - زمان در پروژه‌های فضایی است.

واژه‌های کلیدی: مدل تخمین هزینه، زوج سوخت و اکسیدکننده، سامانه پیش‌رانش فضایی، سرمازا، نیمه‌سرمازا

علائم و اختصارات

K_F	ضریب تصحیح
m	جرم زیرسامانه سازه
f_2	فاکتور تصحیح برای سازه‌های حامل
f_1	فاکتور پیچیدگی برای مواد مصرفی
Σ	مبین مجموع مراحل و پارامترها
K_W	ضریب تصحیح برای چند بار مصرف بودن،
m	جرم مونتازی یک موتور
f_{1e}	ضریب پیچیدگی توسعه فناوری

مقدمه

اولین تلاش‌ها در زمینه تخمین هزینه در ناسا توسط تئودور پائول رایت انجام شد. وی در سال ۱۹۳۶ در «مجله 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 کند. در همین راستا، نیروی هوایی شرکت رند^۳ را در سانتا مونیکا کالیفرنیا تأسیس کرد. 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 تأسیس شد [۲]. این شخص به دلیل تجربیاتش در تخمین هزینه به‌عنوان 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 است [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 [۳]. وقتی سرعت برنامه‌ریزی افزایش یافت، آزمایشگاه پیش‌رانش جت استفاده از بخشی از یک ابزار نیروی هوایی به نام «راهنمای برنامه‌ریز

۱. کارشناس ارشد

۲. استادیار (نویسنده مخاطب)

هزینه چرخه عمر حامل فضایی کلاس سنگین در ناوگان حمل و نقل فضایی» در دومین کنگره جهانی انجمن تحقیقات فضایی ارائه داد [۱۵]. در سال ۲۰۰۶ تاد هرمان پایان نامه کارشناسی ارشد خود را با عنوان «بهینه‌سازی یک پارامتر مهم هزینه‌های حامل فضایی» در دانشگاه مریلند ارائه کرد که هدف آن کمیته‌سازی 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 مأموریت‌های فضایی را پیشنهاد دادند [۱۸-۱۹]. این مدل در مأموریت‌های فضایی در فازهای مختلف توسعه، تولید و توقف تولید مورد بررسی و تحلیل قرار گرفته است [۱۸]. در سال ۲۰۱۵ فرانک و تیل^۷ در مقاله‌ای چارچوب جدیدی برای کارایی، وزن و تخمین هزینه چرخه عمر سامانه پیشران حامل فضایی ارائه دادند [۱۹]. براساس مدل‌های هزینه تبیین شده در مراجع فوق، در سال ۲۰۱۷، مدل توسعه فناوری خانواده حامل فضایی از منظر سامانه پیشران با رویکرد هزینه ارائه شد [۲۰-۲۱]. در این مدل، تحلیل و آنالیز هزینه و آنالیز حساسیت کارایی سامانه پیشران نسبت به هزینه برای دو نوع سامانه پیشران سرمازا و نیمه‌سرمازا تشریح شد. در این مقاله، علاوه بر توسعه مدل مربوط به مراجع قبلی، مدل تخمین هزینه توسعه فناوری برای هفت نوع زوج سوخت و اکسیدکننده سرمازا/ نیمه‌سرمازا توسعه و استخراج شده است. علاوه بر این دستاورد، سعی می‌شود مدل به دست آمده به عنوان ورودی روش‌های بهینه‌سازی طراحی توسعه یافته در مراجع [۲۲-۲۳] و روش آنالیز حساسیت توسعه یافته در مرجع [۲۴] قرار گیرد و بتوان در پژوهش‌های آتی بهینه‌سازی زمان- هزینه در پروژه‌های فضایی پیاده‌سازی کرد. بنابراین با توجه به اهداف مقاله، ساختار مقاله به صورت بخش‌های روندنمای پیشنهادی تخمین و مدل‌سازی هزینه، مدل ریاضی تحلیل و آنالیز هزینه توسعه فناوری و تولید، مدل پیشنهادی تخمین هزینه، ارزیابی دقت مدل‌سازی، اجرای مدل پیشنهادی، نتیجه‌گیری تدوین شده است.

روندنمای پیشنهادی تخمین و مدل‌سازی هزینه

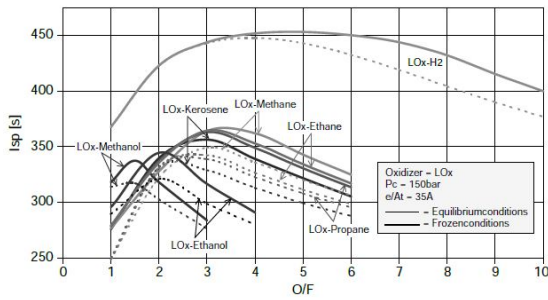
در این بخش روندنمای مدل پیشنهادی تخمین هزینه توسعه فناوری سامانه پیشران ارائه و دقت مدل‌سازی بررسی می‌شود. در این روندنما، تخمینی از وزن موتور براساس مشخصات جرمی- انرژی برآورد می‌شود و سپس مدل‌سازی تخمین هزینه بر اساس روابط ریاضی صورت می‌پذیرد. صحنه‌گذاری مدل‌سازی تخمین هزینه با

فضایی» را آغاز کرد [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 آی-سی» در آزمایشگاه پیشران 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 برنامه‌ریزی فضایی کار کرده بودند، شروع کرده بود)، تا روابط تخمین هزینه را بهبود بخشد [۶]. رولند تخمین هزینه را به صورت جدی ادامه داد و برترین تخمین‌گر هزینه ناسا برای فضایی‌های بین سیاره‌ای در طول دهه‌های ۱۹۷۰ و ۱۹۸۰ شد [۶]. هرمان کوله^۴، یک مهندس آلمانی بود که به ورنر فون براون در ناسا پیوست و بسیار شایسته و علاقه‌مند به مقوله هزینه بود. وی همراه با قائم‌مقامش، ویلیام هوبر اولین روش تخمین هزینه ناسا را در سال ۱۹۶۰ تدوین کرد و ابتدا به صورت یک گزارش داخلی و سپس در سال ۱۹۶۱ به عنوان یک دفترچه راهنما که برای مهندسين جوان ویرایش شده بود، منتشر شد [۷]. 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 پیشران سوخت مایع ارائه دادند [۹]. در سال ۱۹۹۱ جیمز ورتز و وایلی لارسون ویرایش اول کتاب تحلیل و طراحی مأموریت‌های فضایی منتشر کردند. در ویرایش‌های مختلف این کتاب، یک فصل به‌طور مشروح به تخمین هزینه مأموریت‌های فضایی براساس مدل جرمی اختصاص یافته است [۱۰]. در سال ۱۹۹۵ ناسا برای اولین بار «دفترچه راهنمای مهندسی سیستم» را منتشر کرد 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^۵ در مقاله‌ای، هزینه چرخه عمر نیروی انسانی را تحلیل کردند [۱۲].

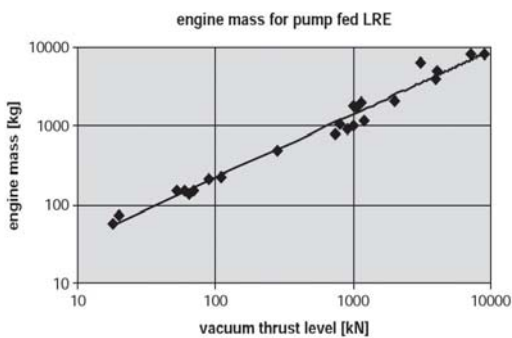
در سال ۱۹۹۷، کوله و جونینگ^۶ مدلی را برای شبیه‌سازی تخمین هزینه سامانه‌های حمل و نقل فضایی ارائه داد که در آن هزینه توسعه و تولید براساس وزن زیرسامانه‌ها محاسبه شده است. در این مدل تخمین هزینه، واحد هزینه نفر- سال می‌باشد [۱۳-۱۴]. در سال ۲۰۰۲، کوله مقاله‌ای را تحت عنوان تخمین هزینه فضایی NAL (مدل‌سازی چرخه عمر یک ناوگان وسیله پرنده) منتشر کردند. در همان سال کوله گزارشی را منتشر کرد که در آن تأثیر مفاهیم مالی بر هزینه سفرهای میان سیاره‌ای فضایی را مورد بررسی قرار داد. وی همچنین در همان سال مقاله‌ای را تحت عنوان «تحلیل

4 Koelle
5 Dahlen and Bolmsjö
6 Koelle and Jochenning

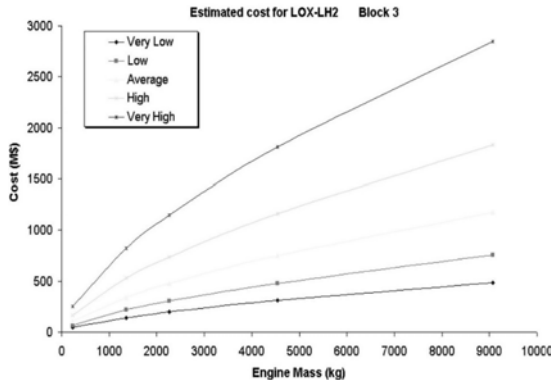
7 Frank, C.P., Tyl



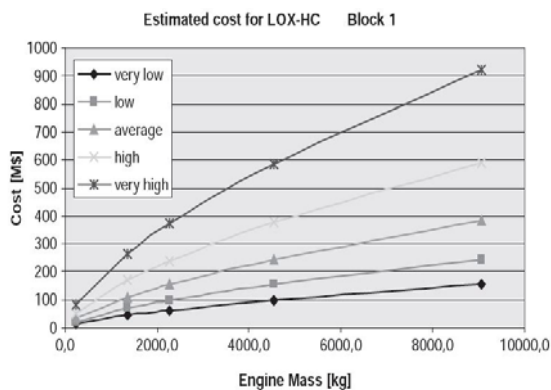
شکل ۲- تغییرات نسبت اکسیدکننده به سوخت به ضربه ویژه برای سوخت‌های مختلف با سوخت‌های مختلف و اکسیدکننده اکسیژن [۱۷]



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



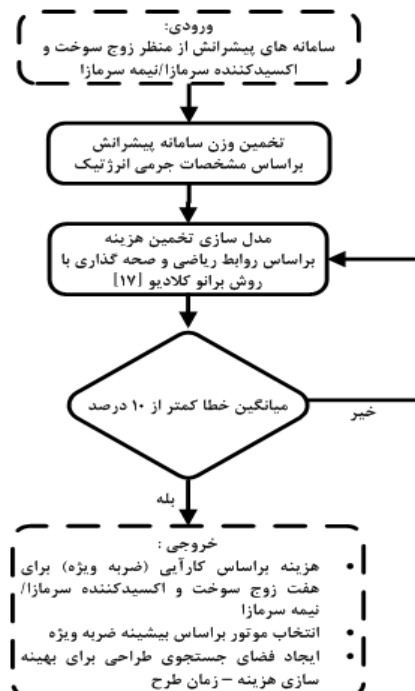
شکل ۴- آنالیز تخمین هزینه ترکیب پیشران اکسیژن مایع- هیدروژن مایع (بلوک اول) [۱۷]



شکل ۵- آنالیز هزینه ترکیب پیشران اکسیژن مایع- هیدروکربن (بلوک اول) [۱۷]

استفاده از نتایج مرجع [۱۷] انجام می‌گیرد. روندنمای پیشنهادی در شکل ۱ قابل مشاهده است. در این روندنما، ورودی‌های مسئله، سامانه‌های پیشران از منظر سوخت و اکسیدکننده هستند. براساس شکل‌های ۲ و ۳ و روابط تخمین هزینه^۸، مدل تخمین هزینه سامانه پیشران شکل می‌گیرد. در این روندنمای 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 پیشران براساس تراست برآورد می‌شود. در نهایت با استفاده از روابط ریاضی، مدل تخمین هزینه توسعه می‌یابد. در مرحله آخر با استفاده از اطلاعات شکل‌های ۴ تا ۹، مقدار هزینه توسعه هر سامانه پیشران صحنه‌گذاری می‌شود. با استفاده از این مدل، تغییرات هزینه با ضربه ویژه برای سامانه‌های پیشران ترسیم می‌شود که یک یا چند سامانه پیشران با معیار کم‌ترین هزینه توسعه فناوری انتخاب می‌شود. در نهایت خروجی این روندنما به صورت زیر است:

- هزینه براساس کارایی (ضربه ویژه) برای هفت زوج سوخت و اکسیدکننده سرمازا/ نیمه سرمازا،
- انتخاب موتور براساس بیشینه ضربه ویژه و
- ایجاد فضای جستجوی طراحی برای بهینه‌سازی هزینه- زمان در در پروژه‌های فضایی.



شکل ۱- روندنمای پیشنهادی تخمین هزینه

8 Cost Estimation Relationship (CER)

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

در رابطه (۱):

علامت Σ مبین مجموع مراحل و پارامترهای رابطه (۱) عبارتند از فاکتور یکپارچه‌سازی حامل برای n مرحله و $F_{M\&E}$ 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:

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

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) و f_1 فاکتور پیچیدگی برای مواد مصرفی که به صورت جدول ۱ پیشنهاد می‌شود.

جدول ۱ - فاکتور پیچیدگی برای مواد مختلف [۷]

Material	Skin/Stringer	Sandwich
Al	1.0	1.5
Ti	2.0	3.0
Steel	1.3	2.0
Al-Li	1.1	1.7
GFK	1.7	2.5
AFK	2.0	3.0
CFK	2.1	3.2

هزینه توسعه فناوری موتور سرمازا با توربوپمپ 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:

$$f_{1e} = 1.25 \text{ : موتور نسل اول،}$$

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

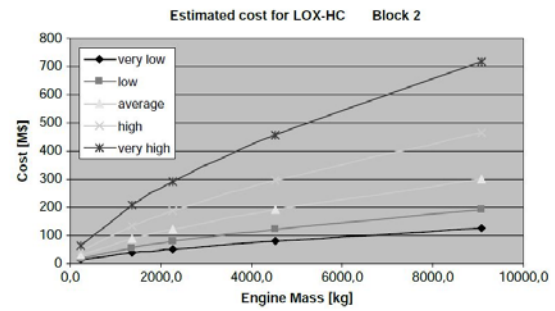
$$f_{1e} = 0.4 \sim 0.8 \text{ : اصلاح موتورهای موجود،}$$

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)،

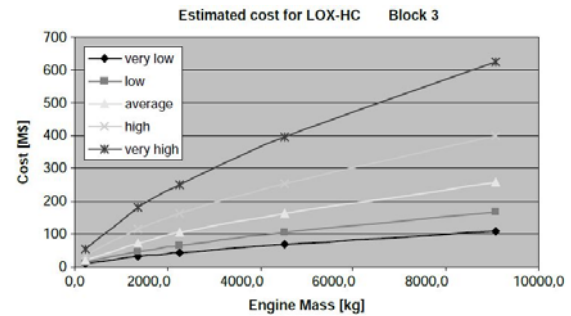
$$f_{3e} \text{ : ضریب مربوط به تخصص و تجربه تیم توسعه موتور،}$$

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

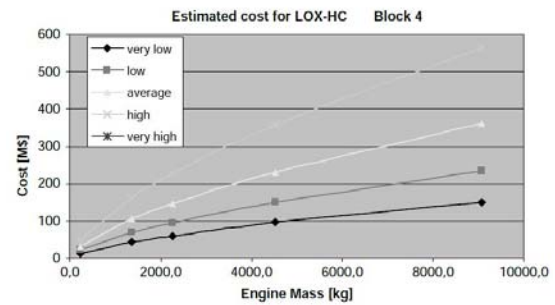
$$f_{3e} = 0.6 \sim 1.0 \text{ : برای تیم متخصص و کارآزموده.}$$



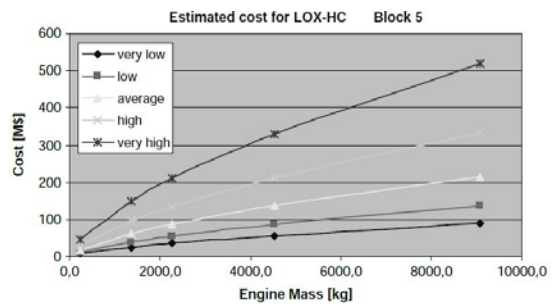
شکل ۶ - آنالیز هزینه ترکیب پیشران اکسیژن مایع - هیدروکربن (بلوک دوم) [۱۷]



شکل ۷ - آنالیز هزینه ترکیب پیشران اکسیژن مایع - هیدروکربن (بلوک سوم) [۱۷]



شکل ۸ - آنالیز هزینه ترکیب پیشران اکسیژن مایع - هیدروکربن (بلوک چهارم) [۱۷]



شکل ۹ - آنالیز هزینه ترکیب پیشران اکسیژن مایع - هیدروکربن (بلوک پنجم) [۱۷]

مدل ریاضی تحلیل و آنالیز هزینه توسعه فناوری

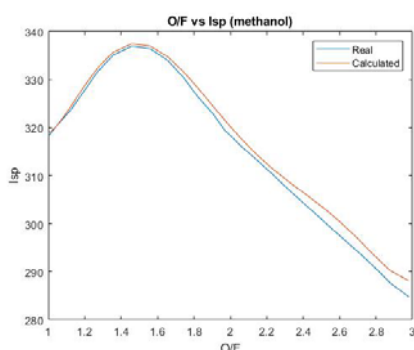
روابط تخمین هزینه، کل هزینه توسعه را برحسب نفر سال مورد نیاز پوشش می‌دهد که شامل هشت المان برای هر مرحله حامل و ساختار آن به صورت رابطه (۱) است [۷]:

ارزیابی دقت مدل پیشنهادی تخمین هزینه

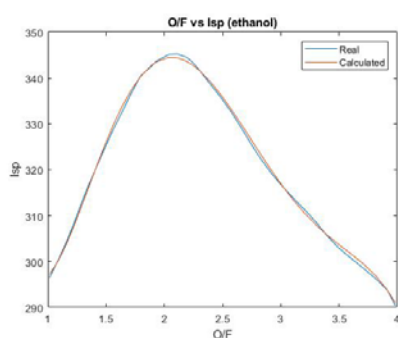
مدل پیشنهادی ارائه شده در این مقاله برای تخمین هزینه توسعه سامانه پیشرانش سرمازا/ نیمه‌سرمازا براساس روابط ریاضی (۱) تا (۳) تدوین و با استفاده از اطلاعات موجود در مرجع [۱۷] صحت‌گذاری شده است. بدین صورت که با استفاده از این مدل‌ها هزینه توسعه سامانه‌های پیشرانش سرمازا/ نیمه‌سرمازی قابل استفاده در حامل فضایی مورد نیاز جهت انجام مأموریت مشخص، به‌دست می‌آید. سپس، براساس ضربه ویژه مورد نیاز در هر مرحله، یک یا چند سامانه پیشرانش با پیکربندی‌ها و ویژگی‌های مختلف و همین‌طور هزینه تقریباً برابر پیشنهاد می‌شود. این مدل سبب می‌شود تا طراح با توجه به نیاز و شرایط طرح، سامانه بهینه را انتخاب کند.

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.

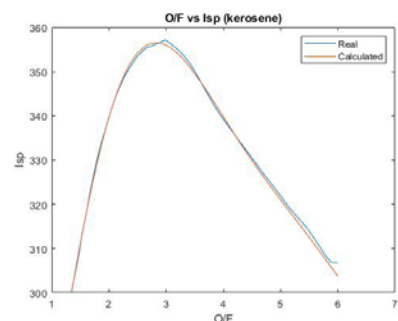
ابتدا خطای مدل‌سازی محاسبه هزینه ضربه ویژه از نسبت اکسیدکننده به سوخت محاسبه شده است. از آنجا که ضربه ویژه برای ۷ نوع ترکیب سوخت و اکسیدکننده (با اکسیدکننده اکسیژن مایع) محاسبه می‌شود، نمودار مقادیر واقعی و مقادیر مدل‌سازی ترسیم می‌شود. این مقادیر برای هفت نوع سوخت و اکسیدکننده هیدروژن مایع/اکسیژن مایع و کروسین/ اکسیژن مایع و غیره در شکل‌های ۱۰ و ۱۶ 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 ۱۷ و جدول ۲ بیان شده است.



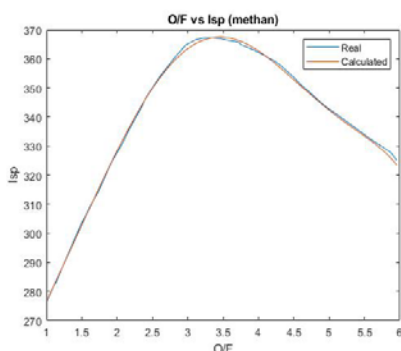
شکل ۱۱- تغییرات ضربه ویژه با نسبت دبی اکسیدکننده به سوخت برای مدل و مقادیر واقعی متانول/اکسیژن مایع



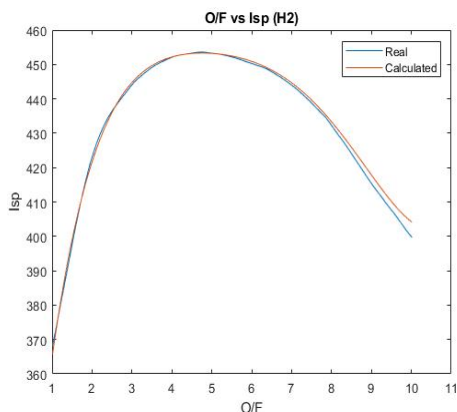
شکل ۱۲- تغییرات ضربه ویژه با نسبت دبی اکسیدکننده به سوخت برای مدل و مقادیر واقعی برای اتانول/اکسیژن مایع



شکل ۱۳- تغییرات ضربه ویژه با نسبت دبی اکسیدکننده به سوخت برای مدل و مقادیر واقعی کروسین/اکسیژن مایع

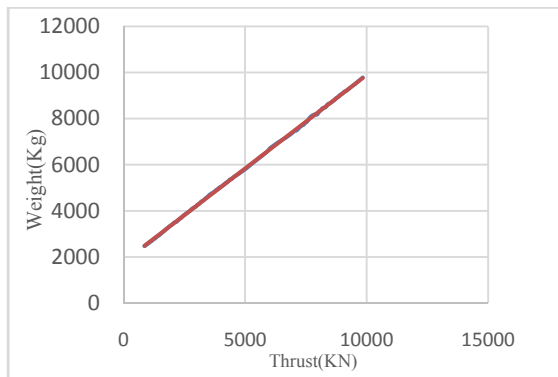


شکل ۱۴- تغییرات ضربه ویژه با نسبت دبی اکسیدکننده به سوخت برای مدل و مقادیر واقعی برای متان/اکسیژن مایع



شکل ۱۰- تغییرات ضربه ویژه با نسبت دبی اکسیدکننده به سوخت برای مدل و مقادیر واقعی هیدروژن مایع/ اکسیژن مایع

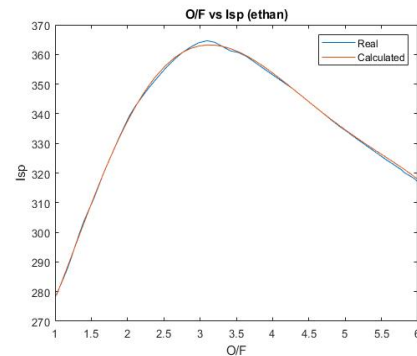
در مرحله بعد از بررسی مدل تخمین ضربه ویژه و دقت آن، بررسی مدل محاسبه وزن سامانه پیشرانش براساس نیروی تراست (پیشران موتور) و همچنین بررسی دقت آن است. شکل ۱۸ مقایسه نتایج واقعی با نتایج حاصل از مدل پیشنهادی برای تعیین وزن سامانه پیشران را نشان می‌دهد. همان‌طور که از نمودار مشخص شده است، نتایج به طور کامل و با اختلاف بسیار اندک 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.



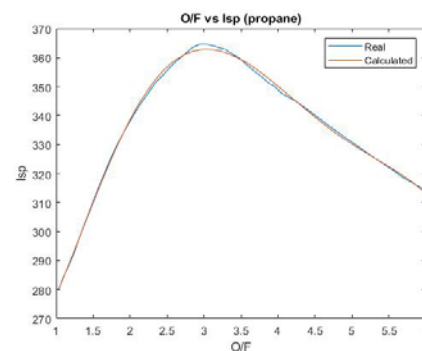
شکل ۱۸ - مقایسه تغییرات وزن سامانه با تراست برای مدل پیشنهادی و مقادیر واقعی

اجرای مدل پیشنهادی

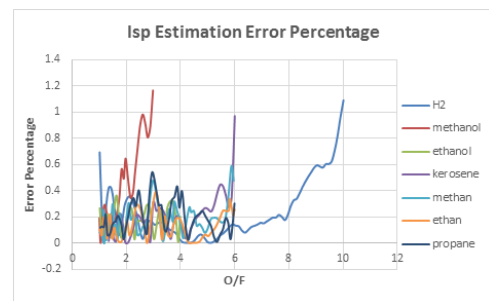
پس از بررسی ارزیابی و دقت مدل تخمین هزینه توسعه سامانه‌های پیشران سرمازا/ نیمه‌سرمازا و همچنین مدل وزن سامانه‌ها (وزن محاسبه شده براساس نیروی تراست)، نوبت به اجرای روند نما و مدل پیشنهادی می‌رسد. ابتدا با استفاده از اطلاعات این نمودارها، کدی در نرم‌افزار متلب برای هفت نوع سوخت هیدروژن مایع، متانول، اتانول، کروسین، متان، اتان و پروپان با اکسیدکننده اکسیژن مایع تدوین شده است. در این کد، بر اساس 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 می‌شود. سپس، براساس این دبی بدست آمده و ضربه ویژه منحصر بفرد سوخت‌ها و اکسیدکننده اکسیژن مایع، نیروی تراست سامانه پیشران محاسبه می‌شود. در ادامه کد تدوین شده، براساس تراست از شکل ۱۸ وزن سامانه پیشران بدست می‌آید. در پایان، براساس وزن سامانه پیشران بدست آمده و شکل‌های ۱۹ و ۲۰ هزینه موتور مورد نظر بدست می‌آید. با استفاده از این کد، مجموعه‌ای از مدل‌های مختلف سامانه‌های پیشران بدست می‌آید که از میان آنها براساس ضربه ویژه مورد نیاز (محاسبه شده از طراحی آماری) یک یا چند نمونه سامانه پیشران پیشنهادی (با هدف کمینه‌سازی هزینه سامانه پیشران) انتخاب می‌شود.



شکل ۱۵ - تغییرات ضربه ویژه با نسبت دبی اکسیدکننده به سوخت برای مدل و مقادیر واقعی سوخت اتان/اکسیژن



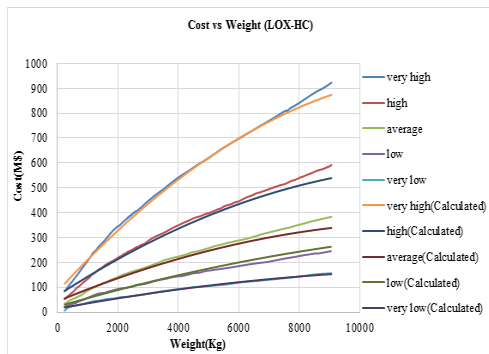
شکل ۱۶ - تغییرات ضربه ویژه با نسبت دبی اکسیدکننده به سوخت برای مدل و مقادیر واقعی سوخت اتان/اکسیژن



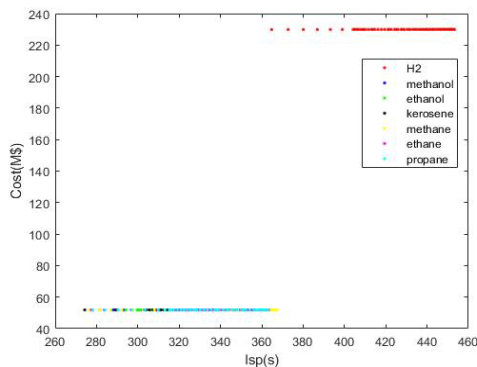
شکل ۱۷ - تغییرات درصد خطای تخمین ضربه ویژه با نسبت اکسیدکننده به سوخت

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

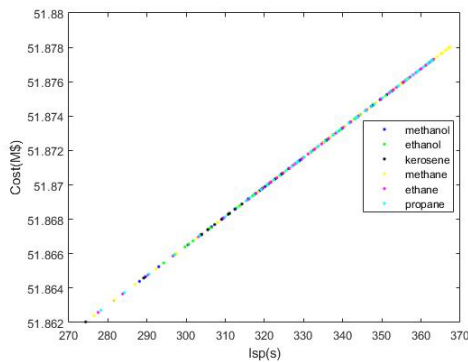
نوع سوخت	میانگین درصد خطا
هیدروژن	۰/۳۴۶
متانول	۰/۴۷۸
اتانول	۰/۱۷۹
کروسین	۰/۱۹۴
متان	۰/۱۸۲
اتان	۰/۱۳۶
پروپان	۰/۱۹۹



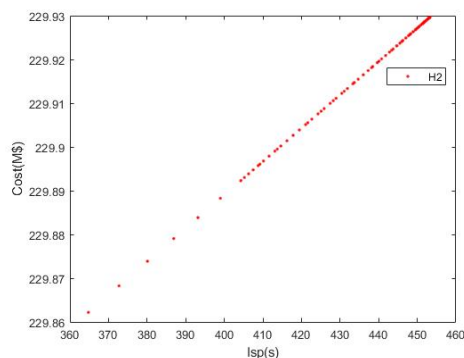
شکل ۲۰- تغییرات هزینه توسعه با وزن سامانه پیشرانش از مدل و واقعیت برای ترکیب سوخت‌های هیدروکربنی با اکسیدکننده اکسیژن مایع



شکل ۲۱- تغییرات هزینه با ضربه ویژه برای هفت نوع سوخت مختلف با اکسیژن مایع



شکل ۲۲- تغییرات هزینه با ضربه ویژه برای شش زوج سوخت هیدروکربنی مختلف با اکسیژن مایع

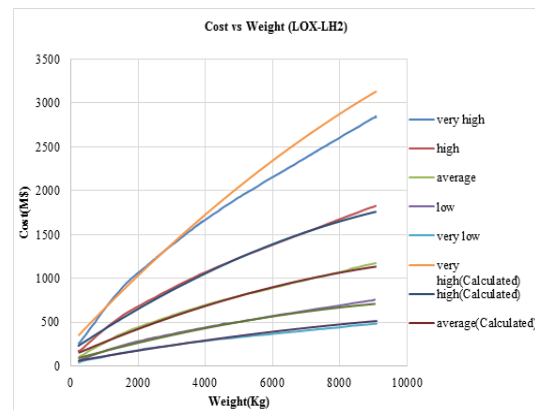


شکل ۲۳- تغییرات هزینه با ضربه ویژه برای سوخت هیدروژن (با اکسیدکننده اکسیژن)

خروجی کد به صورت شکل ۲۱ آورده شده است. در این شکل، هزینه 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 ۲۱، نتایج به دو شکل جداگانه ۲۲ و ۲۳ تفکیک شده است. علت این امر، اختلاف بسیار زیاد هزینه‌های سامانه پیشرانش سرمازا (هیدروژن مایع/ اکسیژن مایع) نسبت به سامانه‌های پیشرانش نیمه‌سرمازا (سوخت‌های هیدروکربنی/ اکسیژن مایع) می‌توان دانست. بنابراین، در شکل ۲۲ مدل‌های مختلف سامانه پیشرانش برای شش زوج سوخت دیگر (متانول، اتانول، کروسین، متان، اتان و پروپان) با اکسیدکننده اکسیژن مایع و شکل ۲۳ مدل‌های مختلف سامانه 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 ماموریت مشخص شده، انتخاب می‌شود. 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 ۲۲ دو مدل مختلف سامانه پیشرانش وجود دارد که مقادیر اطلاعات آن‌ها در جدول ۳ آمده است.

پس از اجرای مدل پیشنهادی تخمین هزینه، نوبت به تعیین فضای جستجو برای بهینه‌سازی هزینه-زمان می‌رسد. برای این منظور، کلیه نقاط امکان‌پذیر از نظر زمان و هزینه برای توسعه سامانه‌های پیشرانش سرمازا/ نیمه‌سرمازا در شکل ۲۴ ترسیم شده است. همانطور که در این شکل مشخص شده است، بازه تغییرات هزینه نیروی انسانی از ۴۰۰.۰۰۰ تا ۱۰۰۰.۰۰۰ میلیون ریال و همچنین بازه تغییرات زمان اجرای فاز توسعه فناوری از ۷/۶ تا حدوداً ۹/۲ سال است.



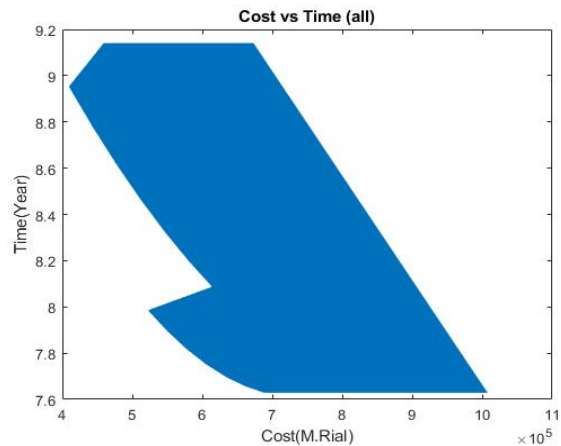
شکل ۱۹- تغییرات هزینه توسعه با وزن سامانه پیشرانش برای مدل پیشنهادی و مقادیر واقعی هیدروژن مایع و اکسیژن مایع

مراجع

- [1] T.P. Wright, "Factors affecting the cost of airplanes." *Journal of the aeronautical sciences*, vol. 3, no. 4, pp.122-128, 1936
- [2] D. Novick, "Beginning of military cost analysis 1950-1961", *National Estimating Society Journal*, vol. 9, no. 4, pp.1-14, 1979
- [3] H. Mandell, "Assessment of space shuttle program cost estimating methods," Thesis D.P.A, Institute: University of Colorado at Denver, 1984.
- [4] Novick D. "Weapon System Cost Analysis" RAND CORP Santa Monica CA, January 24, 1956.
- [5] "Space Planners Guide," U.S. Air Force, Air Force Systems Command, July 1965.
- [6] F.T. Hoban, ed., *Readings in program control* (Vol. 6103). National Aeronautics and Space Administration, Scientific and Technical Information office. 1994.
- [7] H.H. Koelle, *Handbook of astronautical engineering*, 1961.
- [8] D.E. Koelle, "The transcst-model for launch vehicle cost estimation and its application to future systems analysis," *Acta Astronautica*, vol. 11, no. 12, pp.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, pp.11-22, 1988
- [10] B. Jochenning, and H.H. Koelle, Space transportation simulation model TRASIM 2.0., Technische University Berlin, Germany: ILR Mitt, pp.319.
- [11] NASA, Version 4.0 Update Cost estimating handbook. Washington, DC, Available: <https://www.nasa.gov/content/cost-estimating-and-book>, 2008.
- [12] P. Dahlen, and G.S. Bolmsjö, "Life-cycle cost analysis of the labor factor," *International Journal of Production Economics*, vol. 46-47, pp.459-467, 1996.
- [13] H.H. Koelle, and B. Jochenning, *Space transportation simulation model (TRASIM 2.0)*, ILR, 1997.
- [14] P. Collins, R. Stockmans, and M. Maita., Demand for space tourism in America and Japan, and its implications for future space activities. *Advances in the astronautical sciences*, vol. 91, pp.601-610, 1996.
- [15] H.H. Koelle, *Influence of Financing Concepts on Lunar Space Travel Cost*, ILR, 2002.
- [16] D. Akin, and T. Herrmann, "A critical parameter optimization of launch vehicle costs," In *Space 2005* (pp. 6680) 2005
- [17] C. Bruno, and Accettura, A.G. 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. Şekercioglu, "Review of hardware cost estimation methods, models and tools applied to early phases of space mission planning," *Progress in Aerospace Sciences*, vol. 53, pp.1-17, 2012.
- [19] C.P. 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*, 2015.
- [20] H. Nasch, "Space Launch System Family Technology Development Model from Propulsion Aspect With Cost Approach," Vol. 9, No 4, pp. 1-12, 2017 (in Persian).

جدول ۱- نمونه‌های مختلف سامانه پیشرانس مرحله اول با لحاظ هزینه

نوع سوخت	ضربه ویژه (ثانیه)	هزینه توسعه (میلیون دلار)
کروسین	۲۸۱/۶	۵۱/۶۸
متان	۲۸۱/۷	۵۱/۶۸



شکل ۲۴- تغییرات هزینه و زمان برای اجرای طرح پیشنهادی

نتیجه‌گیری

در این مقاله مدلی جهت تخمین هزینه توسعه فناوری سامانه‌های پیشرانس فضایی سرمازا/ نیمه‌سرمازا ارائه شد. از مقایسه نتایج مدل و نتایج واقعی و با توجه به خطای کم مدل نتیجه می‌شود که مدل از دقت بالایی برخوردار است. همچنین، این مدل علاوه بر تخمین هزینه سامانه پیشرانس این امکان را نیز دارد که سامانه یا سامانه‌های پیشرانس با کمترین هزینه ممکن جهت انجام مأموریت‌های فضایی را پیشنهاد دهد. همانگونه که در نتایج اجرای مدل ملاحظه شد، برای انجام مأموریت مشخص دو مدل سامانه پیشرانس نیمه‌سرمازا با هزینه برابر و همچنین ضربه‌های ویژه تقریباً برابر انتخاب نمود. تفاوت اصلی ویژگی‌های این دو مدل سامانه انتخابی، نسبت دبی اکسیدکننده به سوخت، ترکیب سوخت و اکسیدکننده، وزن و غیره است. این موضوع به طراح آزادی عمل می‌دهد تا فارغ از دغدغه هزینه و عملکرد سامانه پیشرانس سامانه‌های پیشران مختلف را در طراحی مدنظر قرار دهد.

در نهایت با استفاده از هزینه نیروی انسانی به منظور فاز توسعه فناوری سامانه‌های پیشرانس و همچنین زمان توسعه فناوری، می‌توان فضای جستجوی زمان-هزینه را در اختیار طراح قرارداد. این نمودار (هزینه-زمان) این امکان را در اختیار طراح قرار می‌دهد تا بین هزینه نیروی انسانی و زمان اجرای پروژه مصالحه کند. به عبارت دیگر، هزینه پروژه با افزایش تعداد پرسنل افزایش و در نتیجه زمان را کاهش و یا بالعکس تصمیم‌گیری کند.

- [23] M.N.P. Meibody, H. Naseh, F. Ommi, "Progressive Latin Hypercube Sampling-based Robust Design Optimization (PLHS-RDO)," *Australian Journal of Mechanical Engineering*, 2020.
- [24] H. Naseh, Conceptual Design of Domestic Optimal Manned Space Launch System Modares Mechanical Engineering, vol. 18, no. 9, pp. 291-301, 2018 (in Persian).
- [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] M.N.P. Meibody, H. Naseh, F. Ommi, "Adaptive Surrogate Modeling Algorithm for Meta-model Based Design Optimization," *International Journal of Industrial and Systems Engineering*, Vol. 39, No. 3, 2019.