

## طراحی مفهومی بهینه حامل فضایی سرنشین دار بومی

حسن ناصح

 استادیار، مهندسی هوافضا، پژوهشگاه هوافضا، تهران  
 \*تهران، صندوق پستی 14665-834، hnaseh@ari.ac.ir

### چکیده

هدف از این مقاله، ارائه مدل طراحی بهینه حامل فضایی سرنشین دار با رویکرد ترکیبی طراحی ماژولار (با استفاده از خوشه بندی موتورهای موجود برای تولید نیروی تراست) و آنالیز حساسیت (در صورت عدم توانمندی موتورهای موجود، اکتساب توانمندی لازم با تغییر پارامتر یا پارامترهایی)، می باشد. این روش طراحی با توجه به نیاز موجود در کشور برای طرح ملی اعزام انسان به فضا (مدار پایین زمین) طبق سند بالادستی (سند جامع توسعه هوافضای کشور) صورت پذیرفته است. برای این منظور در این روش، ضمن بهره گیری توامان از روش های آماری و پارامتریک (بهینه سازی پارامترهای اصلی حامل)، مشخصات سطح تراست بهینه با توجه به سه الزام اساسی (الزام تعداد مراحل، الزام تعداد موتور در خوشه بندی و الزام حداکثر شتاب محوری) حاکم بر ریسک و شتاب محوری حامل های فضایی سرنشین دار تعیین می شود. در این مقاله، آنالیز حساسیت با هدف بررسی میزان تاثیر پارامترهای اصلی طراحی بر قابلیت های انرژی های فضایی سرنشین دار صورت پذیرفته است. برای بهینه سازی و جستجوی فضای طراحی از الگوریتم ژنتیک استفاده شده است. در نهایت برای ارزیابی روش طراحی پیشنهادی و قابلیت های جرمی - انرژی های حامل فضایی، نتایج دو روش آماری و بهینه برای انجام ماموریت مشخص، مقایسه و صحت گذاری شده است.

### اطلاعات مقاله

مقاله پژوهشی کامل  
 دریافت: 26 بهمن 1396  
 پذیرش: 02 اردیبهشت 1397  
 ارائه در سایت: 27 اردیبهشت 1397  
 کلید واژگان:  
 طراحی مفهومی  
 بهینه  
 حامل فضایی  
 سرنشین دار  
 رویکرد ترکیبی ماژولار و آنالیز حساسیت

## Conceptual Design of Domestic Optimal Manned Space Launch System

Hassan Naseh

 Aerospace Research Institute, Ministry of Science, Research and Technology, Tehran, Iran  
 \* P.O.B. 14665-834, Tehran, Iran, hnaseh@ari.ac.ir

### ARTICLE INFORMATION

Original Research Paper  
 Received 15 February 2018  
 Accepted 22 April 2018  
 Available Online 17 May 2018

#### Keywords:

Conceptual Design  
 Optimal  
 Space Launch System  
 Manned  
 Modular and Sensitivity Analysis Approach

### ABSTRACT

The purpose of this article is to optimal manned space launch system conceptual design methodology with combination of modular design (by using clustering the existing motors to provide the thrust force) and sensitivity analysis (by varying the affected parameters to achieve the capability) approach. This methodology is implemented according to the human departure to space program and higher strategy document (country's aerospace development comprehensive document). To this end, in the methodology is utilized both of the statistical and parametric (the space launch system optimized main parameters) methodologies, is determined the optimum thrust level based on the three fundamental requirements (number of stages, number of engines in clustering and maximum axial acceleration). These fundamental requirements are affected on risk and manned space launch system axial acceleration. In the paper, the purpose of sensitivity analysis is to determine of value of effective of main design parameters on space launch system capabilities. The method for optimizing and design space searching is utilized from Genetic Algorithm (GA). Finally, the suggested methodology and mass - energy capabilities will be verified by comparing the results of two methodology (statistical and optimal) to achieve the specific mission.

### 1- مقدمه

توسعه حامل های فضایی در قالب فعالیت های فضایی (نه بالستیک) از سال 1957 با پرتاب نخستین ماهواره شوروی سابق (ماهواره اسپوتنیک)، به طور جدی شروع شد. بنابراین نسل های مختلفی می توان برای توسعه حامل های فضایی متصور شد [2]. نسل اول، حامل های فضایی یکبار مصرف<sup>1</sup> که برای شروع ماموریت های فضایی مورد استفاده قرار گرفت. برای نمونه می توان از حامل های فضایی ایالات متحده آمریکا نظیر رستون، اطلس و ... نام برد. این رویکرد در طراحی، به رویکرد طراحی نو (جدید) موسوم می باشد. نسل دوم، حامل های فضایی چندبار مصرف<sup>2</sup> با هدف کاهش هزینه های پرتاب

یکی از گلوگاه های اجرای ماموریت های فضایی کشور (علی الخصوص برنامه اعزام انسان به فضا)، داشتن حامل فضایی مناسب برای حمل فضاپیما (کیسول زیستی) به مدارهای مطلوب و ارتفاع پایین زمین می باشد. داشتن برنامه اعزام انسان به فضا در اسناد بالادستی (سند جامع توسعه هوافضای کشور) بدون در نظر گرفتن مساله پرتاب و امکان سنجی مناسب برای پرتاب آن، امری غیرموجه می باشد [1]. همچنین با توجه به تحریم های موجود و عدم امکان استفاده از حامل های فضایی کشورهای دیگر، سبب شد تا بدون نظر به امکانات حامل های فضایی کشورهای دیگر، به طراحی حامل فضایی با استفاده از فناوری های داخل (رویکرد ماژولار) پرداخته شود.

<sup>1</sup> Expendable Launch Vehicle (ELV)

<sup>2</sup> Reusable Launch Vehicle (RLV)

محموله در مدارهای پایین زمین<sup>6</sup> با هزینه پایین را دنبال نماید [12]. این طرح، اساساً یک طرح مردود محسوب می‌شد تا این‌که ناسا تضمین آن را به کمک دیگر آژانس‌های فضایی ایالات متحده همچون وزارت دفاع، نیروی هوایی و غیره تامین کرد که سرانجام شاتل فضایی در دهه 1980 توسعه داده شد. نخستین پرتاب شاتل در 2 آپریل 1981 انجام گرفت [13]. طرح اولیه شاتل، به‌صورتی بود که کاملاً دارای قابلیت مصرف مجدد بود. در طول اوایل دهه 1970، توسعه شاتل با محدودیت بودجه روبرو شد. هزینه سیکل عمر سیستم بسیار کمتر از طرح انتخاب شده مطلوب پیش‌بینی شده بود. به همین دلیل ناسا مجبور شد از طرح مطلوب فاصله بگیرد و از سیستم کاملاً چند بار مصرف به طرحی با بوسترهای جداشونده تبدیل شد [14]. بنابراین بوسترهای جامد جدا شونده در شاتل سبب بالا بردن هزینه عملیات در شاتل شد. به هر حال صرف‌نظر از مصالحه‌های انجام شده، این طرح در ناوگان حمل و نقل فضایی ایالات متحده عملیاتی شد [15]. با توجه به هزینه‌های مرتبط با ایجاد زیرساخت‌های تکنولوژیک تولید شاتل فضایی، با اتمام ماموریت این حامل، چنانچه در "شکل 3" نشان داده شده است، نقشه راه نسل جدید حامل‌های فضایی بلوک غرب با استفاده از المان‌های موجود شاتل فضایی تدوین شده است. به‌عبارت دیگر طراحی نسل جدید حامل‌های فضایی، براساس طراحی مدولار می‌باشند [16]. لازم به ذکر است، این نحوه طراحی را نیز می‌توان به صورت "شکل 4" در بلوک شرق در طراحی و توسعه حامل‌های فضایی خانواده آنگارا دید [17]. در این حامل از زیرسامانه‌های حامل‌های موجود نظیر پروتن، سایوز، زیت و برخی بلوک‌های انتقال مداری استفاده شده است. دلایل به‌کارگیری و رواج این روش طراحی در طراحی نسل جدید حامل‌های فضایی را می‌توان در سه نکته اساسی بیان نمود: 1- افزایش قابلیت اطمینان حامل‌های فضایی؛ 2- کاهش هزینه طراحی، ساخت، تولید و تست و همچنین هزینه شکست‌های طرح‌های نو؛ 3- کاهش زمان سیکل طراحی، ساخت و تست حامل‌های فضایی. با این استدلال، چنانچه در "شکل 5" نشان داده شده است، روسیه مدعی است که هزینه حامل‌های فضایی را تا بیش از چهل درصد کاهش خواهد داد.

با توجه به مشخص شدن اهمیت رویکرد طراحی ماژولار در طراحی حامل‌های فضایی جدید دنیا در مراجع بررسی شده در بالا [1-18]، در ادامه به روش‌های طراحی مورد استفاده در حامل‌های فضایی پرداخته خواهد شد. در مرجع [19]، روش طراحی حامل‌های فضایی با بهینه‌سازی ترکیبی پارامترهای طراحی مورد استفاده قرار گرفت. در این مقاله نیز از نتایج این تحقیق استفاده و با اضافه نمودن آنالیز حساسیت و رویکرد طراحی ماژولار، طراحی مفهومی بهینه صورت پذیرفته است. در مرجع [20]، نرم‌افزار طراحی مفهومی حامل فضایی ارائه شده است. در این مقاله با همان رویکردی که در مورد مرجع [19] بیان شد، استفاده شده است.

در مراجع [21]، [22] و [23]، چهارچوب‌های نوین در طراحی بهینه چند موضوعی چند هدفی در طراحی حامل‌های فضایی و تحلیل همزمان جامع (که بر مبنای استنتاج‌های فازی است) توسعه یافته است. لذا در مرجع [24]، توانمندی و کارایی‌های روش‌ها و چهارچوب‌های فوق توسعه یافته در مراجع [21] تا [23] با هم مقایسه شده است.

در مرجع [25]، مدل توسعه فناوری سامانه پیش‌رانش سرمازا و نیمه‌سرمازا با رویکرد هزینه در طراحی حامل‌های فضایی ارائه شده است. در

و افزایش قابلیت اطمینان (دستیابی به اهداف موفقیت‌آمیز نبود) در ناوگان حمل و نقل فضایی مورد استفاده قرار گرفتند [3]. برای نمونه می‌توان از حامل‌های فضایی نظیر شاتل فضایی و بوران به ترتیب از کشورهای ایالات متحده آمریکا و شوروی سابق نام برد. این رویکرد طراحی در نسل دوم حامل‌های فضایی نیز رویکرد طراحی نو محسوب می‌شد. با توجه به عدم موفقیت‌های توسعه نسل دوم حامل‌های فضایی (حامل‌های فضایی چند بار مصرف)، نسل سوم حامل‌های فضایی توسعه یافته‌اند. این رویکرد جدید در توسعه حامل‌های فضایی، رویکرد ماژولار می‌باشد. فلسفه به‌کارگیری این رویکرد در طراحی حامل‌های فضایی استفاده از فناوری‌ها و المان‌های موجود و توسعه یافته در حامل‌های فضایی نسل‌های قبلی بود [4]. این رویکرد به شدت سبب کاهش هزینه‌های پرتاب بدلیل حذف هزینه‌های تحقیق و توسعه در حامل‌های فضایی و همچنین افزایش قابلیت اطمینان به‌دلیل مرتفع شدن موده‌های خرابی در حامل‌های فضایی قبلی می‌شود. در ادامه به پیشینه پژوهش در حوزه رویکردهای طراحی و طراحی ماژولار و بحث آنالیز حساسیت در حامل‌های فضایی پرداخته خواهد شد [5].

### 1-1- پیشینه تحقیقات

چنانچه در مقدمه بیان شد، هر سه نسل توسعه حامل‌های فضایی براساس دو روش متفاوت طراحی قابل توجه است که عبارتند از: طراحی طراحی نو (جدید) حامل فضایی به‌صورت "شکل 1" و طراحی نوع دوم، طراحی حامل فضایی به صورت ماژولار (براساس سیستم‌ها و بلوک‌های حامل‌های فضایی موجود) به‌صورت "شکل 2" می‌باشند [6].

دلایل رویکردهای اتخاذی فوق را در روند طراحی حامل‌های فضایی در دو نسل اول (نسل اول و دوم)، می‌توان در فقدان تجربه قبلی چه به لحاظ ماموریتی و چه به لحاظ ساختار و الگوی استفاده حامل فضایی (چندبار مصرف) جستجو نمود. برنامه آپولو به‌دنبال پرتاب اولین ماهواره مرکوری<sup>1</sup> و اولین آمریکایی (جان گلن<sup>2</sup>) به فضا شروع شد. بنابراین مهندسان ناسا با تجربه بسیار اندک بر روی ارضای کارایی برای اطمینان از انجام ماموریت تمرکز نمودند. از این‌رو با مطالعات، ابهامات موجود در ارزیابی ساترن 5 مختلف برطرف شد. یکی از ابهامات برطرف شده تصمیم‌گیری در خصوص بکارگیری چهار موتور یا پنج موتور در مرحله اول ساترن بود. در نهایت، پنج موتور به‌دلیل بالا رفتن حاشیه طراحی<sup>3</sup> به سبب وجود عدم قطعیت‌ها<sup>4</sup> انتخاب شد [7].

قابلیت اطمینان ساترن 5 بر مبنای حامل‌های فضایی به‌کار گرفته در پروژه مرکوری و سیستم‌های موشکی مختلف محاسبه شد [8]. مدل‌های مختلف برای ارزیابی قابلیت اطمینان طرح‌های مختلف نظیر تعداد موتور در هر مرحله و استفاده از خاموشی موتور در مرحله دوم ایجاد شد. بنابراین مدل‌های قابلیت اطمینان، احتمال موفقیت ماموریت را تضمین نمود چنانچه در ادامه ناسا به سمت به‌کارگیری روش‌های محاسبه کمی قابلیت اطمینان گام برداشت [9] و [10]. پروژه سیستم حمل و نقل فضایی در ادامه پروژه آپولو تعریف شد. در ادامه پروژه آپولو تلاش‌های رئیس جمهور ایالات متحده (ریچارد نیکسون<sup>5</sup>) منجر به تعیین سمت و سوی آینده برنامه‌های فضایی ایالات متحده شد [11]. او تصمیم گرفت یک استراتژی برای قرار دادن

<sup>1</sup> Mercury

<sup>2</sup> J. Glen

<sup>3</sup> Design Margin

<sup>4</sup> Uncertainties

<sup>5</sup> Richard Nixon

<sup>6</sup> Low Earth Orbit (LEO)



تغییر پارامترهای سیستمی موتور و یا بهبود عملکرد زیرسامانه‌ها و مولفه‌های موتور می‌توان به مأموریت از پیش تعریف شده، دست یافت. برای این منظور، ساختار مقاله به صورت زیر خواهد بود.

در بخش دوم، روش طراحی مفهومی بهینه حامل فضایی معرفی می‌شود. در بخش سوم، به آنالیز حساسیت در حامل‌های فضایی پرداخته می‌شود. در بخش چهارم، تاثیر تغییر پارامترها بر مشخصه‌های جرمی - انرژیکی حامل فضایی (آنالیز حساسیت) مورد بررسی قرار می‌گیرد و در بخش پنجم و ششم، به ترتیب ارزیابی نتایج و نهایتاً جمع‌بندی مقاله صورت می‌پذیرد.

2- روش طراحی مفهومی بهینه حامل فضایی سرنشین‌دار

طراحی مفهومی حامل فضایی از مطالعات آماری شروع و پارامترهای

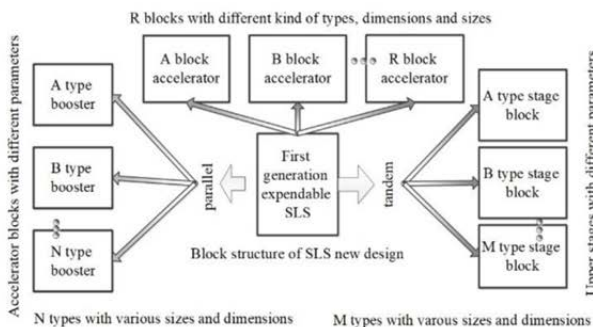


Fig. 1 Space launch system design approach based on new design methodology

شکل 1 رویکرد طراحی حامل فضایی به روش طراحی جدید [6]

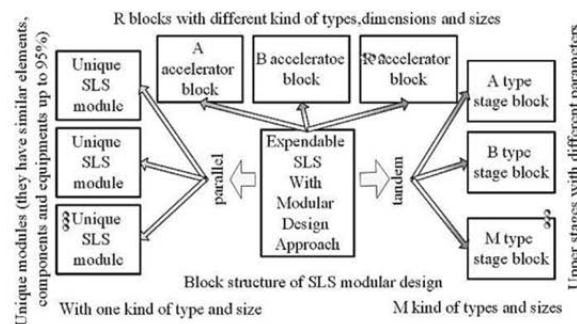


Fig. 2 Space launch system design approach based on modular design methodology

شکل 2 رویکرد طراحی حامل فضایی به روش طراحی ماژولار [6]

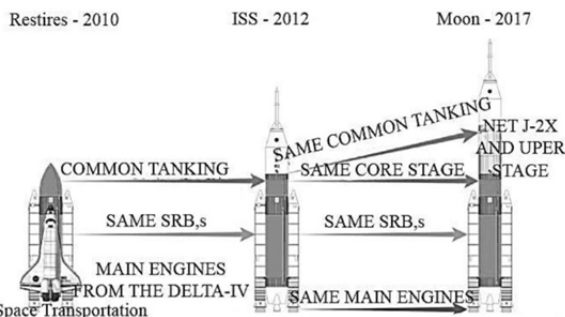


Figure 1 - DIRECT Evolution of STS into the new Jupiter Launch Vehicles  
Fig. 3 New generation of space launch system by developing space shuttle element (modular design)

شکل 3 طراحی حامل فضایی نسل جدید با توسعه المان‌های شاتل فضایی (طراحی

ماژولار) [16]

این مرجع هزینه‌های تحقیق و توسعه نسبت به تغییر فناوری مورد مقایسه قرار گرفته‌اند.

در مرجع [26] آنالیز حساسیت پارامترهای اصلی طراحی بر مشخصه‌های جرمی - انرژیکی حامل انجام گرفته است. در این مرجع، میزان تاثیر به ازای تغییر واحد در پارامترهای اصلی طراحی بر مشخصه‌های جرمی (میزان افزایش یا کاهش جرم محموله قابل حمل) و همین‌طور همین تاثیرات بر مشخصه‌های انرژیکی (سرعت نهایی حامل) محاسبه شده است. در مرجع [27]، آنالیز حساسیت پارامترهای سیستمی موتور سوخت مایع بر مشخصه‌های بالستیکی حامل فضایی مورد بررسی قرار گرفته است. در این مرجع نیز میزان تاثیر تغییر پارامترهای سیستمی (پارامترهای جرمی - انرژیکی) بر قابلیت‌های دستیابی به سرعت و ارتفاع مدار را بررسی نمود و در نتیجه تغییرات قابلیت حمل محموله به مدار زمین، تعیین نمود.

در مرجع [28]، مشخصات جرمی - انرژیکی ماهواره‌بر سفیر امید انتشار یافته است.

در مرجع [29]، مدل سطح پاسخ پارامترهای اصلی طراحی بر اساس اطلاعات موجود از 43 حامل فضایی جهان، گردآوری و تدوین شده است. همچنین در این مرجع، آنالیز حساسیت پارامترهای تغییرات جرم محموله قابل پرتاب نسبت به ارتفاع و شیب مداری برای این حامل‌های فضایی محاسبه شده است. در مقاله حاضر از متوسط ضرایب بدست آمده از آمار مندرج در این مرجع در طراحی بهره‌برداری شده است.

در مرجع [30]، تحلیل‌های لازم برای معرفی حامل فضایی آرس<sup>1</sup> به عنوان سامانه پرتاب آینده نیروی هوایی ایالات متحده آمریکا با بوسترهای جانبی چندبارمصرف و بلوک انتقال مداری یکبار مصرف معرفی شده است. در همین راستا در مرجع [31]، قابلیت‌های حامل فضایی کلاس سنگین آرس 5 برای مأموریت‌های فضایی معرفی شده است. در مرجع [32]، ناسا خانواده حامل‌های فضایی ژوپیترا را به عنوان حامل‌های فضایی کلاس سنگین برای سفر به سیارات دیگر معرفی نمود. در این سه مرجع رویکردهای توسعه در حامل‌های فضایی خانواده آرس و همچنین در حامل‌های فضایی خانواده ژوپیترا رویکرد طراحی ماژولار مدنظر بوده است.

در مرجع [33]، روش آنالیز حساسیت در طراحی بهینه چندموضوعی یک میز چرخان هیدروستاتیکی مورد استفاده قرار گرفت. در مرجع [34]، روش آنالیز حساسیت در طراحی بهینه چندموضوعی یک حامل فضایی مورد استفاده قرار گرفته است. در این مرجع، بردار آنالیز حساسیت و مشتقات جزئی توابع هدف نسبت به پارامترهای اصلی طراحی تعریف و در چهارچوب طراحی بهینه چندموضوعی مورد استفاده قرار گرفته است.

بنابراین با استفاده از روش‌ها و دستاوردهای تحقیقاتی مراجع [19] تا [34]، طراحی مفهومی بهینه حامل فضایی سرنشین‌دار با رویکرد ترکیبی ماژولار و آنالیز حساسیت و نگاهی عملیاتی به موضوع، صورت پذیرفته است.

رویکرد ماژولار، به منظور استفاده از زیرسامانه‌های پیشران و زیرساخت‌های مربوط به حامل‌های فضایی موجود در کشور مد نظر قرار گرفته است (نگاه عملیاتی به موضوع). بنابراین در صورتی که سامانه‌های پیشران موجود امکان انجام مأموریتی را نداشته باشند و یا به عبارت دیگر، توانمندی لازم برای دستیابی به مأموریت مطلوب، امکان‌پذیر نباشد، با اتخاذ روش آنالیز حساسیت بتوان با لحاظ کمترین تغییرات در پارامترهای اصلی طراحی، به توانمندی لازم برای انجام مأموریت رسید. بنابراین، به‌کارگیری روش آنالیز حساسیت، این امکان را برای طراحی ایجاد می‌کند، که با چه میزان

<sup>1</sup> Ares Space Launch System

پروفایل شتاب محوری حامل فضایی سرنشین دار آریان 5 در "شکل 7" نشان داده شده است.

با توجه به هدف مقاله یعنی طراحی مفهومی بهینه حامل فضایی سرنشین دار بومی برای حمل فضاپیما سرنشین دار (فضاپیمای سرنشین دار به جرم تقریباً 2 تن)، لازم است تا پارامترها و ضرایب جرمی انرژی حامل‌های فضایی مشابه مورد ارزیابی و بررسی قرار گیرند. لذا پارامترها و ضرایب جرمی انرژی که از مطالعات آماری استخراج می‌شوند، مطابق با "جدول 1"، به عنوان ارزیابی اولیه برای امکان‌پذیری دو ابهام زیر مورد استفاده قرار می‌گیرد.

ابهام اول: آیا به کمک موتورهای عملیاتی موجود کشور، می‌توان فضاپیما حامل انسان به جرم تقریباً 2 تن را با لحاظ نمودن سه الزام اساسی (دو مرحله‌ای بودن، حداکثر تعداد خوشه‌بندی و حداکثر شتاب محوری) در مدار زمین قرار داد؟

ابهام دوم: در صورتی که با موتورهای موجود توانمندی تامین قابلیت‌های جرمی - انرژی وجود ندارد، تغییر چه پارامتر یا پارامترهایی در دستیابی به مدار مشخص در این مأموریت راهگشا خواهد بود؟

پاسخ صحیح به این دو ابهام، در ادامه در بخش روند نمای طراحی مفهومی تشریح خواهد شد.

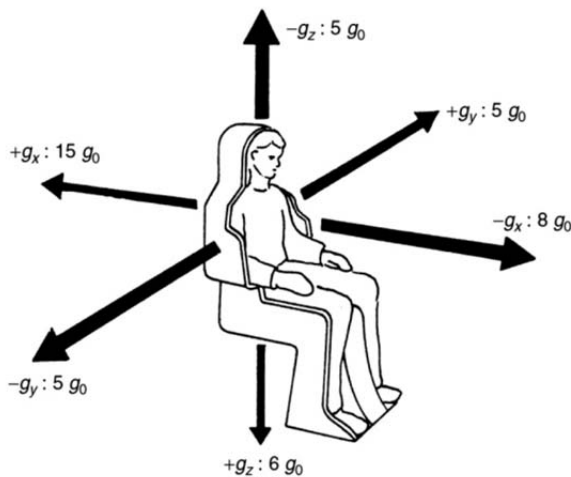


Fig. 6 Typical tolerance to sustained linear acceleration as a function of the direction of the acceleration

شکل 6 تیرانس نمونه شتاب خطی قابل تحمل براساس جهت شتاب وارده [35]

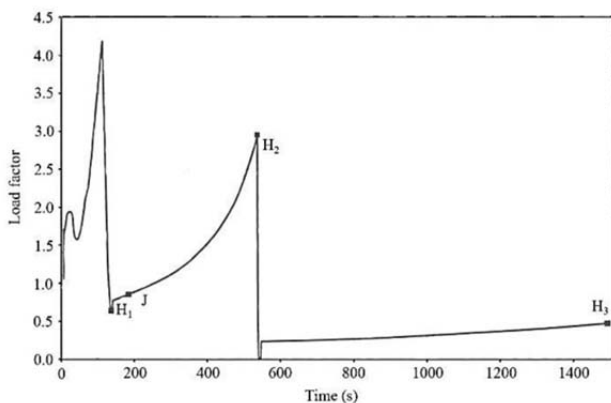


Fig. 7 Ariane 5 axial acceleration profile

شکل 7 پروفایل شتاب محوری آریان 5 [35]

Angara LV Commonality Design Philosophy  
Use of Existing Scientific/Technological Backlog and Processes



Fig. 4 Angara space launch systems development with modular design approach

شکل 4 توسعه خانواده حامل‌های فضایی آنگارا با طراحی ماژولار [17]

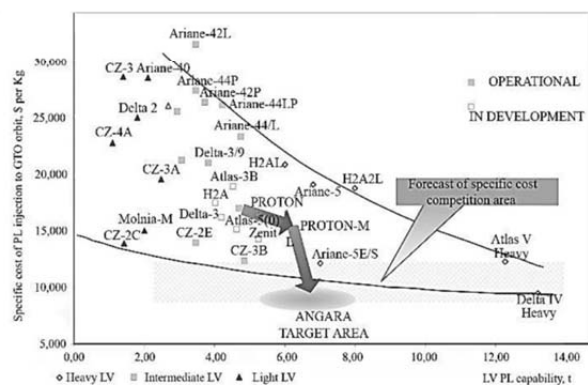


Fig. 5 Angara launch cost comparing with well-known space launches

شکل 5 مقایسه هزینه پرتاب حامل آنگارا و حامل‌های مطرح دنیا [18]

جرمی - انرژی اولیه در حلقه بهینه‌سازی قرار می‌گیرند. لذا پارامترهای جرمی - انرژی چند حامل فضایی با مأموریت مشابه در نظر گرفته می‌شود. در "جدول 1"، اطلاعات حامل‌های فضایی مشابه برای تحلیل آماری ارائه شده است.

یکی از الزاماتی که بایستی در طراحی حامل‌های فضایی سرنشین‌دار رعایت شود، موضوع قابلیت اطمینان و ایمنی در این‌گونه حامل‌های فضایی است. با توجه به این‌که، از عوامل تاثیرگذار بر قابلیت اطمینان حامل فضایی، تعداد مراحل حامل می‌باشد، در این طراحی، تعداد مراحل بیش از دو مرحله نمی‌تواند انتخاب شود (الزام اساسی اول). همچنین الزام دیگر که بسیار بر قابلیت اطمینان موثر خواهد بود، تعداد کلاسترینگ (خوشه‌بندی) موتورها در هر مرحله است. از این‌رو در این طراحی، بیشینه تعداد موتورها برای خوشه‌بندی در موتورهای اصلی برابر پنج موتور و در موتورهای کنترلی برابر دو موتور در نظر گرفته شده است (الزام اساسی دوم).

سومین الزامی که در حامل‌های فضایی سرنشین‌دار بایستی رعایت شود، الزام حداکثر شتاب محوری می‌باشد. براساس مراجع موجود، حداکثر شتاب محوری وارد به فضاورد نباید بیشتر از 4.5 g باشد (الزام اساسی سوم) [35]. این الزام، با توجه به قابلیت تحمل شتاب محوری توسط سرنشین فضاپیما تعیین می‌شود. چنان‌چه در "شکل 6" نشان داده شده است، قابلیت تحمل سرنشین فضاپیما، در جهات مختلف، متفاوت است. برای این منظور با یک حاشیه اطمینان، حداکثر شتاب نهایی قابل دستیابی توسط حامل‌های فضایی سرنشین دار جهان، کمتر از 4.5 g در نظر گرفته شده است [35]. برای نمونه



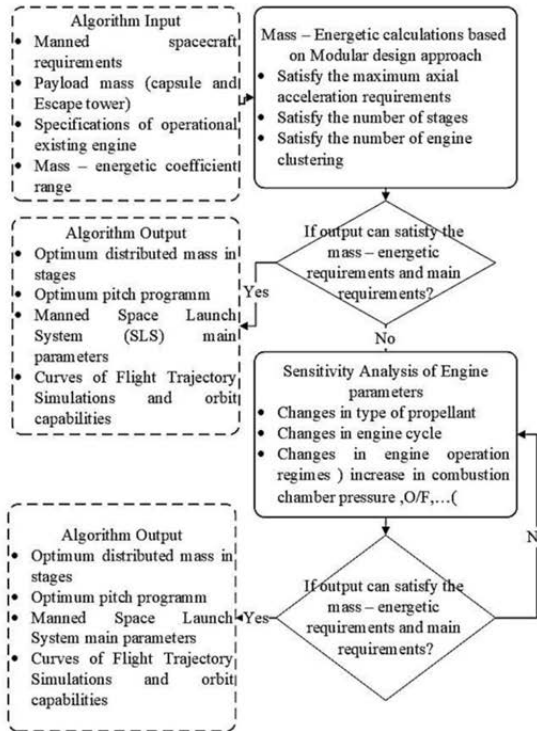


Fig. 8 Design flowchart with combined approach (modular and sensitivity analysis)

شکل 8 روندنمای طراحی با رویکرد ترکیبی ماژولار و آنالیز حساسیت

کمیینه سازی افت سرعت ناشی از جاذبه با ارضا قید شتاب محوری؛ 3- برنامه زاویه پیچ بهینه برای دستیابی به بیشینه سرعت نهایی حامل فضایی.

### 3- آنالیز حساسیت

با توجه به این که مهمترین پارامتر سیستمی موثر بر مشخصه بالستیکی و الزامات اساسی اول تا سوم (الزام تعداد مراحل، الزام تعداد موتور در خوشه بندی و الزام شتاب محوری) حامل فضایی، تراست موتور یا به طور خاص نسبت تراست به وزن اولیه در هر مرحله می باشد. بنابراین پارامتری که اهمیت آن را بیان می نماید و مستقیماً در رابطه سرعت مشخصه نهایی ظاهر می شود، ضربه ویژه است. مفهوم فیزیکی ضربه ویژه یعنی میزان تولید نیروی تراست به ازای مصرف واحد وزن. نحوه اثرگذاری ضربه ویژه و دیگر پارامترهای موتور بر سرعت نهایی با استفاده از رابطه (1)، براحتی قابل اثبات می باشد.

$$V_* = -g_0 \sum_{i=1}^N I_{SPi} \ln \frac{M_{Fi}}{M_{0i}} \quad (1)$$

پارامترها در رابطه فوق عبارتند از  $V_*$ : سرعت مشخصه نهایی قابل دستیابی حامل فضایی،  $g_0$ : شتاب جاذبه زمین،  $N$ : تعداد مراحل،  $I_{SPi}$ : ضربه ویژه هر مرحله،  $M_{Fi}$ : جرم نهایی هر مرحله،  $M_{0i}$ : جرم اولیه هر مرحله حامل فضایی. بنابراین با استفاده از رابطه فوق افزایش ضربه ویژه سبب افزایش کارایی بالستیکی حامل فضایی و افزایش فشار محفظه احتراق سبب افزایش ضربه ویژه و وزن سازه خشک حامل فضایی خواهد شد که میزان افزایش و یا کاهش کارایی بالستیکی به کمک مشتقات جزئی تعیین خواهد گردید. همین طور پارامتر نسبت دبی مصرفی اکسیدکننده به سوخت ( $O/F$ ) را مطابق با روابط آنالیز حساسیت که در بخش بعدی به آن ها خواهیم پرداخت، محاسبه نمود.

بنابراین چنانچه بیان شد، روش طراحی مفهومی پهنه حامل فضایی سرنشین دار به گونه ای است که با توجه به الزامات (بانک اطلاعات موتورهای سوخت مایع) موجود در کشور یا با تغییراتی جزئی در جنس پیشران (سوخت و اکسیدکننده)، فشار محفظه احتراق و ... بتوان الزامات طراحی و همچنین الزامات جرمی - انرژی حامل را ارضا نمود. جزئیات این روندنما در "شکل 8" نشان داده شده است.

پارامترهای اصلی طراحی حامل فضایی که در این روندنما، پهنه می شوند [19] و [20] عبارتند از: 1- توزیع جرم بهینه بین مراحل برای دستیابی به بیشینه سرعت نهایی؛ 2- نسبت تراست به وزن مراحل برای

Table 1 Space launch systems system statistical data for similar mission

جدول 1 اطلاعات آماری حامل های فضایی با مأموریت مشابه

مشخصات	آنگارا	کاسموس	سی زد
جرم محموله (kg)	2000	1500	2300
ارتفاع حضيض (km)	200	250	200
ارتفاع اوج (km)	200	250	200
زاویه شیب مدار (deg)	63	51.6	41
طول کل (m)	34.9	32.4	35.15
جرم ناخالص (ton)	149	109.0	191
تراست برخاست (kn)	1920	1486	2786
تراست موتور مرحله دوم (kn)	19.62	157+5.6	720
تراست موتور مرحله سوم (kn)	-	-	44.1
جرم بلوک اول (ton)	142.6	87.2	153
جرم بلوک دوم (ton)	6.3	20.135	39
جرم بلوک سوم (ton)	-	-	10.5
جرم سوخت مرحله اول (ton)	132.6	81.9	144
جرم سوخت مرحله دوم (ton)	5.2	18.7	35
جرم سوخت مرحله سوم (ton)	-	-	8.5
جنس پیشران مرحله اول	اکسیژن/کروسیلین	دی متیل / هیدرازین/ تتراکسید	دی متیل / هیدرازین/ تتراکسیدی
جنس پیشران مرحله دوم	دی متیل / تتراکسیدی	دی متیل / تتراکسید دی نیتروژن	دی متیل / تتراکسیدی
جنس پیشران مرحله سوم	-	-	اکسیژن/ هیدروژن
ضربه ویژه مرحله اول	310.7	292	259 sec
ضربه ویژه مرحله دوم	325.5	303	296 sec
ضربه ویژه مرحله سوم	-	-	425 sec
نسبت جرم نهایی به جرم اولیه مرحله اول	0.121	0.247	0.299
نسبت جرم نهایی به جرم اولیه مرحله دوم	0.373	0.135	0.335
نسبت جرم نهایی به جرم اولیه مرحله سوم	-	-	0.379
نسبت تراست به وزن مرحله اول	1.272	1.365	1.486
نسبت تراست به وزن مرحله دوم	0.236	0.75	1.392
نسبت تراست به وزن مرحله سوم	-	-	0.328

قابل محاسبه می‌باشد.

$$\rho_E = \frac{\frac{O}{F} + 1}{\frac{O}{F} + \frac{1}{\rho_{oxidizer} + \rho_{fuel}}} \quad (4)$$

در رابطه فوق،  $\rho_E$  دانسیته معادل و  $\rho_{oxidizer}$  و  $\rho_{fuel}$  به ترتیب دانسیته سوخت و اکسیدکننده می‌باشند. لازم به ذکر است برای برخی از پارامترهایی که تغییر آن‌ها مستقیماً در در تغییر مقدار محموله قابل حمل موثرند، بهتر است از رابطه (5) برای آنالیز حساسیت آن پارامتر استفاده گردد.

$$F = V_F(\pi, m_{PL}) = 0 \quad (5)$$

$$\frac{\partial V_F}{\partial \pi} = -\left(\frac{\partial m_{PL}}{\partial \pi}\right)\left(\frac{\partial V_F}{\partial m_{PL}}\right) \quad (6)$$

پارامترها در روابط (5) و (6) به صورت  $\pi$ : پارامتر اصلی طراحی،  $m_{PL}$ : جرم محموله می‌باشند.

به عبارت دیگر، تعیین تغییر سرعت نهایی نسبت به تغییر آن پارامتر، به کمک رابطه (6) و بهره‌گیری از مشتق زنجیری (با مشخص بودن تغییرات سرعت نهایی نسبت به تغییر جرم محموله و همچنین تغییر جرم محموله نسبت به پارامتر)، امکان‌پذیر است.

با استفاده از رابطه (7)، مشتق جزئی سرعت نهایی نسبت به دانسیته معادل سوخت و اکسیدکننده به دست می‌آید.

$$\frac{\partial V_F}{\partial \rho_E} = \left(\frac{\partial V_F}{\partial m_{st}}\right)\left(\frac{\partial m_{st}}{\partial \rho_E}\right) \quad (7)$$

تأثیر دانسیته معادل بر جرم سازه خشک می‌باشد که از طریق رابطه (7) و محاسبات مشتق زنجیری، میزان تأثیر تغییر سرعت نهایی به تغییر دانسیته معادل محاسبه می‌گردد. شایان ذکر است که ترم اول سمت راست این رابطه، با مشتق‌گیری از رابطه (1) (مشابه روابط (2) و (3) که نسبت به ضربه ویژه محاسبه شده است)، محاسبه می‌شود. بدیهی است ترم دوم سمت راست رابطه (7) نیز با توجه به ارتباط تغییر حجم مخزن و جرم آن قابل تعیین می‌باشد.

با استفاده از رابطه (8) مشتق جزئی سرعت نهایی نسبت به فشار محفظه احتراق به دست می‌آید.

$$\frac{\partial V_F}{\partial P_{CC}} = \left(\frac{\partial V_F}{\partial m_{st}}\right)\left(\frac{\partial m_{st}}{\partial P_{CC}}\right) \quad (8)$$

پارامتر  $P_{CC}$  در رابطه (8)، معرف فشار محفظه احتراق می‌باشد. تأثیر تغییر فشار محفظه احتراق بر جرم موتور می‌باشد. ولی با توجه به این‌که جرم موتور در مدل‌سازی جرمی به‌عنوان بخشی از جرم سازه خشک حامل می‌باشد و این دو پارامتر رفتار خطی نسبت به یکدیگر دارند. بنابراین نحوه محاسبات مطابق با مطالبی است که در خصوص رابطه (7) بیان شد.

در رابطه (9) مشتق جزئی سرعت نهایی نسبت به نسبت اختلاط سوخت و اکسیدکننده آورده شده است:

$$\frac{\partial V_F}{\partial O/F} = \left(\frac{\partial V_F}{\partial \rho_E}\right)\left(\frac{\partial \rho_E}{\partial O/F}\right) \quad (9)$$

ترم اول سمت راست رابطه (9) به راحتی با استفاده از رابطه (7) و ترم دوم سمت راست رابطه (9) با استفاده از رابطه (4) قابل محاسبه است.

در رابطه (10) مشتق جزئی سرعت نهایی نسبت به نوع سیکل (باز و بسته بودن) آورده شده است، تأثیر مثبت این سیکل در محاسبات مبین این موضوع است که نوع سیکل از باز به بسته ارتقا یافته است و برای تأثیر منفی نیز برعکس.

$$\frac{\partial V_F}{\partial Cycle} = \left(\frac{\partial V_F}{\partial I_{SP}}\right)\left(\frac{\partial I_{SP}}{\partial Cycle}\right) \quad (10)$$

یکی از اصول مهم طراحی بر مبنای رویکرد محاسباتی، آنالیز حساسیت می‌باشد. آنالیز حساسیت معمولاً برای مشاهده اثر تغییرات پارامترها بر روی نتیجه طراحی می‌باشد. برای این منظور هر یک از پارامترها را در محدوده مورد نظر تغییر داده و اثر آن بر روی پاسخ مدل مشاهده خواهد شد، به این عمل تحلیل حساسیت به روش یک متغیره گفته می‌شود [29]. ساده‌ترین روش برای تحلیل حساسیت روش تفاضل محدود است. اگرچه این روش در بسیاری از کاربردها مناسب است ولی دارای نواقصی نیز می‌باشد. به عنوان مثال دقت این روش‌ها با افزایش طول قدم در مسائل غیرخطی کم می‌شود و با کوتاه کردن بیش از حد طول قدم نیز ممکن است خطاهای زیادی به‌وجود آید. عیب دیگر روش‌های تفاضل محدود این است که هزینه محاسباتی آن به صورت خطی با تعداد متغیرهای طراحی رشد می‌کند.

نتایج تحلیل حساسیت می‌توانند با استفاده از دید مهندس طراح نسبت به مساله برای بهبود طراحی و یا در داخل یک الگوریتم بهینه‌سازی بکار برده شوند. یک کاربرد دیگر تحلیل حساسیت مطالعه تأثیر تغییر مقادیر پارامترهای بهینه‌سازی بر روی تابع هدف و متغیرهای طراحی و قیود در نقطه بهینه می‌باشد. در این‌گونه مواقع به جای تکرار بهینه‌سازی با مقادیر اغتشاشی پارامتر بهینه‌سازی، این امکان وجود دارد که جواب را از طریق مشتقات تابع هدف و مشتقات متغیرهای طراحی نسبت به پارامتر بهینه‌سازی با بکارگیری الگوریتم‌های بیان شده بدست آورد.

مقوله آنالیز حساسیت به‌دلیل بررسی تأثیر پارامترهای سیستمی زیرسیستم‌ها بر مشخصه‌های سیستم حامل فضایی و در نظر داشتن این موضوع که مشخصه‌های سیستم حامل فضایی تابعی از اکثر پارامترهای زیرسیستم‌ها می‌باشد، از مشتقات جزئی استفاده می‌گردد. در بحث بدست آوردن مشتقات جزئی هدف رسیدن به فرمول‌های لازم به منظور تعیین اثر پارامترهای مختلف بر سرعت نهایی حامل فضایی می‌باشد. با استفاده از این روش مسئله را می‌توان مورد بررسی و یا تحلیل حساسیت قرار داد. در رابطه (2) مشتق جزئی سرعت نهایی نسبت به ضربه ویژه برای مرحله اول و در رابطه (3) مشتق جزئی سرعت نهایی نسبت به ضربه ویژه برای مراحل بالا (به غیر از مرحله اول) ارائه شده است.

$$\frac{\partial V_F}{\partial I_{SP1}} = g_0 \ln \frac{m_{o1}}{m_{f1}} - \frac{1}{I_{SP1}} (\Delta V_{Eng1} + \Delta V_{Aero1} + \Delta V_{G1}) \quad (2)$$

$$\frac{\partial V_F}{\partial I_{SPj}} = -g_0 \ln \mu_{Fj} - \frac{1}{I_{SPj}} (\Delta V_{Controlj}) - (g_0 \sin \theta) \text{No minal} \frac{\partial t_{Fj}}{\partial I_{SPj}} \quad (3)$$

اندیس‌ها و پارامترها در روابط (2) و (3) به صورت زیر تعریف می‌شوند. اندیس  $i$ : مبین مرحله اول،  $z$  مبین شماره مرحله‌ای که پارامترهای آن مرحله تغییر یافته است،  $\Delta V_{Eng}$ : افت سرعت ناشی از موتور،  $\Delta V_{Aero}$ : افت سرعت ناشی از آیرودینامیک،  $\Delta V_G$ : افت سرعت ناشی از جاذبه،  $\Delta V_{Control}$ : افت سرعت ناشی از کنترل،  $\theta$ : زاویه پیچ حامل فضایی،  $t_F$ : زمان سوزش یا عملکرد موتور.

تفاوت مشتقات جزئی در دو رابطه (2) و (3) به‌دلیل حذف افت سرعت ناشی از آیرودینامیک و موتور در مراحل بالا و اضافه شدن افت سرعت ناشی از هدایت در این مراحل می‌باشد.

آنالیز حساسیت پارامترهایی که در رابطه (1) مستقیماً وارد نشده‌اند، عبارتند از: دانسیته معادل سوخت و اکسیدکننده  $O/F$  که با اعمال قاعده زنجیری در مشتقات جزئی قابل حصول می‌باشد. دانسیته معادل از رابطه (4)

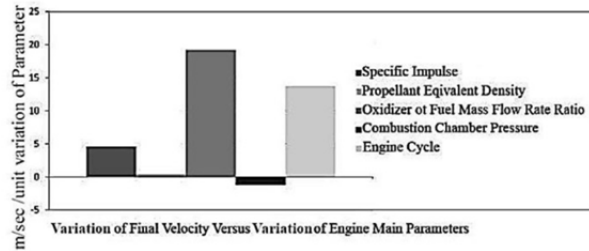


Fig. 9 Partial differential variations respect to final velocity for 1<sup>st</sup> stage  
شکل 9 نمودار تغییرات مشتقات جزئی نسبت به سرعت نهایی برای مرحله اول

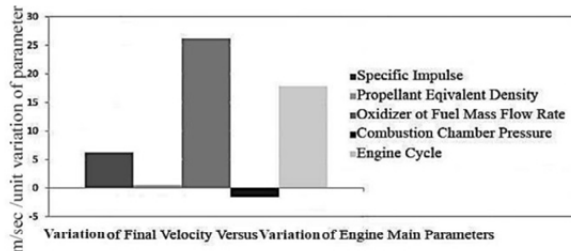


Fig. 10 Partial differential variations respect to final velocity for 2<sup>nd</sup> stage  
شکل 10 نمودار تغییرات مشتقات جزئی نسبت به سرعت نهایی برای مرحله دوم

ارتفاع و شیب مداری) مربوط به 43 حامل فضایی موجود در دنیا در در جدولی تنظیم شده است. از میانگین ضرایب سطوح پاسخ حامل های فضایی موجود در "جدول 1" و روابط (5) و (6) می توان نسبت به تغییرات جرم محموله به تغییر سرعت نهایی برای مراحل اول و دوم به ترتیب به صورت رابطه (11) محاسبه می شود.

$$\left(\frac{\partial m_{pay}}{\partial V_F}\right)_1 = -\frac{\partial m_{pay}}{\partial h} \times \frac{\partial h}{\partial V_F} = -0.02 \text{ Kg/m/sec}$$

$$\left(\frac{\partial m_{pay}}{\partial V_F}\right)_2 = -\frac{\partial m_{pay}}{\partial h} \times \frac{\partial h}{\partial V_F} = -0.043 \text{ Kg/m/sec} \quad (11)$$

اهمیت رابطه (11) از این منظر است که تاثیر سرعت نهایی مرحله در تغییر جرم محموله در مرحله دوم تقریباً دو برابر مرحله اول است. به عبارت دیگر به ازای هر 1 متر بر ثانیه تغییر در سرعت مرحله اول، جرم محموله (ماهواره) قابل حمل به اندازه 2% با نسبت معکوس تغییر خواهد یافت. بنابراین جداول 4 و 5 و همچنین "اشکال 11 و 12" برای پارامترهای سیستمی موتور سوخت مایع براساس رابطه (11) محاسبه شده اند. با توجه به آنچه در "اشکال 9 و 10" و همچنین جداول 4 و 5 به اثبات

Table 4 System parameters sensitivity analysis for 1<sup>st</sup> stage respect to payload mass

جدول 4 آنالیز حساسیت پارامترهای اصلی نسبت به جرم محموله (مرحله اول)

مشتق جزئی	مقدار	واحد
$\frac{\partial m_{pay}}{\partial I_{SP}}$	0.092	kg/sec
$\frac{\partial m_{pay}}{\partial \rho_E}$	0.008	kg/m <sup>3</sup>
$\frac{\partial m_{pay}}{\partial \left(\frac{O}{F}\right)}$	0.38	kg
$\frac{\partial m_{pay}}{\partial P_{CC}}$	-0.023	kg/bar
$\frac{\partial m_{pay}}{\partial Cycle}$	0.01-0.1M <sub>p</sub>	kg
$\frac{\partial m_{pay}}{\partial m_{str}}$	0.1	kg

با توجه به این که نوع سیکل، یک پارامتر گسسته محسوب می شود، تاثیر نوع سیکل (فشاری، مولدگاری، احتراق ترتیبی و انبساطی) بر تغییر ضربه ویژه در مراجع [25] و [26] بیان شده است.

#### 4- تاثیر تغییر پارامترها بر مشخصه های جرمی - انرژی تک حامل فضایی (آنالیز حساسیت)

محاسبات آنالیز حساسیت پارامترهای سیستمی موتور براساس حامل های فضایی کلاس سبک (با قابلیت حمل محموله کمتر از 2 تن به مدار پایین زمین) با استفاده از روابط (1) تا (10) صورت پذیرفته است.

در فاز طراحی مفهومی، موضوع آنالیز حساسیت یا به عبارتی بررسی تاثیر پارامترهای سیستمی موتور سوخت مایع بر مشخصه های بالستیکی حامل فضایی، بسیار حائز اهمیت می باشد. برای این منظور، آنالیز حساسیت برای بلوک مراحل اول و دوم یک حامل فضایی دو مرحله ای به ترتیب در جداول 2 و 3 ارائه و نمودار آن ها نیز به ترتیب در "اشکال 9 و 10" آورده شده است. اعداد ارائه شده در این جداول و نمودارها درک خوبی از تاثیر پارامترهای سیستمی در اختیار طراحان قرار خواهد داد. لازم به ذکر است آنالیز حساسیت انجام شده در بازه که نقطه اکسترمم وجود ندارد انجام شده است یعنی به عبارت دیگر در این بازه مشتق جزئی یا مثبت است یا منفی. بدیهی است، با توجه به این که، مبنای محاسبات و نتایج، محاسبات تحلیلی و داده های تجربی می باشد [29]، نتایج قابل اعتماد می باشند.

در نهایت مطابق با آنچه در پیشینه پژوهش بیان شد (مراجع [29])، سطوح پاسخ مربوط به مشتقات جزئی (جرم محموله نسبت به پارامترهای

Table 2 Liquid propellant engine system parameters sensitivity analysis for 1<sup>st</sup> stage respect to final velocity

جدول 2 آنالیز حساسیت پارامترهای سیستمی موتور سوخت مایع مرحله اول نسبت به سرعت نهایی

مشتق جزئی	مقدار	واحد
$\frac{\partial V_F}{\partial I_{SP}}$	4.6	m/sec
$\frac{\partial V_F}{\partial \rho_E}$	0.39	sec/m/sec
$\frac{\partial V_F}{\partial \left(\frac{O}{F}\right)}$	19.2	kg/m <sup>3</sup>
$\frac{\partial V_F}{\partial V_F}$	-1.17	m/sec
$\frac{\partial P_{CC}}{\partial V_F}$	13.7	bar
$\frac{\partial Cycle}{\partial V_F}$		m/sec
$\frac{\partial Cycle}{\partial Cycle}$		--

Table 3 Liquid propellant engine system parameters sensitivity analysis for 2<sup>nd</sup> stage respect to final velocity

جدول 3 آنالیز حساسیت پارامترهای سیستمی موتور سوخت مایع مرحله دوم نسبت به سرعت نهایی

مشتق جزئی	مقدار	واحد
$\frac{\partial V_F}{\partial I_{SP}}$	6.22	m/sec
$\frac{\partial V_F}{\partial \rho_E}$	0.52	sec
$\frac{\partial V_F}{\partial \left(\frac{O}{F}\right)}$	26.2	m/sec
$\frac{\partial V_F}{\partial V_F}$	-1.58	kg/m <sup>3</sup>
$\frac{\partial P_{CC}}{\partial V_F}$	17.8	m/sec
$\frac{\partial Cycle}{\partial V_F}$		bar
$\frac{\partial Cycle}{\partial Cycle}$		m/sec
$\frac{\partial Cycle}{\partial Cycle}$		--



این نتیجه مهم را این‌گونه می‌توان تفسیر نمود که استفاده از فناوری نوین در افزایش قابلیت‌های حامل فضایی بسیار نسبت به تغییر دیگر پارامترهای اصلی طراحی موثرتر خواهد بود.

**5- ارزیابی روندنما**

هدف در این بخش اجرای روندنمای طراحی حامل فضایی با رویکرد ترکیبی ماژولار و آنالیز حساسیت به صورت "شکل 8" با هدف اثبات امکان‌پذیری این روندنما برای طراحی حامل فضایی سرنشین‌دار می‌باشد. برای این منظور مساله طراحی به صورت زیر تعریف می‌شود:

مطلوبست طراحی حامل فضایی سرنشین‌دار بومی با مشخصات ورودی روندنما مطابق با "جدول 6".

با توجه به مشخصات موتورهای عملیاتی موجود در کشور، بازه آماری ضرایب جرمی - انرژی برای استفاده در بهینه‌سازی الگوریتم ژنتیک به صورت "جدول 7" می‌باشد. در "جدول 8" پارامترهای ورودی الگوریتم ژنتیک در بهینه‌سازی ارائه شده است. تابع هدف مساله، بیشینه‌سازی سرعت نهایی و قید مساله، دستیابی به سرعت نهایی منهای افت‌های سرعت برابر با 7.55 کیلومتر بر ثانیه می‌باشد. در نهایت بردار پارامترهای اصلی طراحی بهینه خروجی بهینه‌سازی خواهد بود.

**Table 6** Flowchart input specifications

ردیف	پارامتر	مقدار	واحد
1	جرم فضایی سرنشین‌دار	1.9	ton
2	ارتفاع مدار	200	km
3	مشخصات موتورهای عملیاتی	بانک اطلاعاتی موجود در کشور [28]	--
4	بازه ضرایب جرمی - انرژی	جدول 7	--
5	قطر فضاپیما	2.5	m

**Table 7** Mass - Energetic coefficient for statistical range

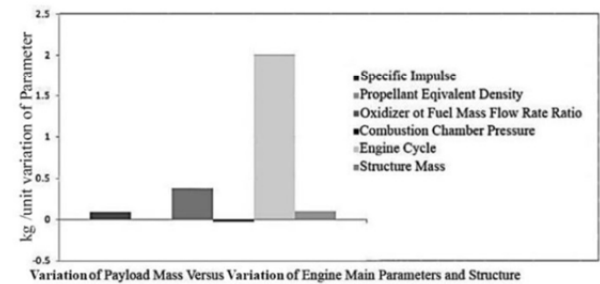
ردیف	پارامتر	کمترین	بیشترین	واحد
1	ضربه ویژه مرحله اول	264	292	sec
2	ضربه ویژه مرحله دوم	300	352	sec
3	نسبت جرم نهایی به جرم اولیه مرحله اول	0.24	0.25	--
4	نسبت جرم نهایی به جرم اولیه مرحله دوم	0.153	0.163	--
5	نسبت تراست به وزن مرحله اول	1.3	1.9	--
6	نسبت تراست به وزن مرحله دوم	0.8	1.25	--
7	زاویه پیچ انتهای مرحله اول	29	31	deg

**Table 8** Genetic Algorithm setting parameters

ردیف	متغیر / مود	مقدار
1	تعداد کروموزومها (اندازه جمعیت)	50
2	تعداد نسل (معیار توقف)	500
3	انتخاب	استاندارد
4	جایگذاری	ضعیف‌ترین
5	احتمال جهش	0.01
6	ترکیب و جفت‌شدگی	دو نقطه استاندارد

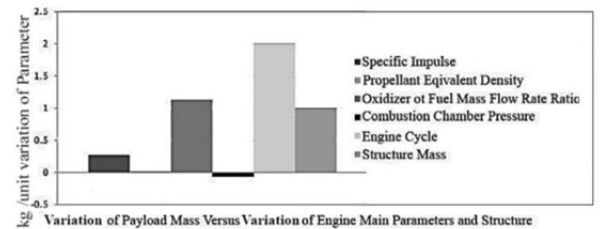
**Table 5** System parameters sensitivity analysis for 2<sup>nd</sup> stage respect to payload mass

واحد	مقدار	مشتق جزئی
kg	0.27	$\frac{\partial m_{pay}}{\partial I_{SP}}$
sec		
kg	0.022	$\frac{\partial m_{pay}}{\partial \rho_E}$
kg/m <sup>3</sup>		
kg	1.13	$\frac{\partial m_{pay}}{\partial (\frac{O}{F})}$
--		
kg	-0.068	$\frac{\partial m_{pay}}{\partial P_{CC}}$
bar		
kg	0.01-0.1M <sub>P</sub>	$\frac{\partial m_{pay}}{\partial Cycle}$
--		
kg	1	$\frac{\partial m_{pay}}{\partial m_{str}}$
kg		



**Fig. 11** System parameters sensitivity analysis respect to payload mass for 1<sup>st</sup> stage

شکل 11 نمودار آنالیز حساسیت پارامترهای اصلی نسبت به جرم محموله (مرحله اول)



**Fig. 12** System parameters sensitivity analysis respect to payload mass for 2<sup>nd</sup> stage

شکل 12 نمودار آنالیز حساسیت پارامترهای اصلی نسبت به جرم محموله (مرحله دوم)

رسید، به ترتیب تغییر در نوع سیکل کاری موتور، نسبت دبی مصرفی اکسیدکننده به سوخت، جرم سازه و ضربه ویژه و نهایتاً چگالی پیشران (سوخت و اکسیدکننده) در افزایش قابلیت‌های جرمی - انرژی حاصل موثر خواهد بود. لازم بذکر است که تغییر در نوع سیکل کاری موتور (از باز به بسته) می‌تواند تا دو برابر قابلیت حمل محموله را به مدار افزایش دهد. چنانچه در جداول 4 و 5 بیان شده است، تاثیر نوع سیکل به صورت تابعی از جرم پیشران (مجموع سوخت و اکسیدکننده (M<sub>P</sub>)) می‌باشد. علت این موضوع (تغییر نوع سیکل از باز به بسته) را می‌توان در جلوگیری از اتلاف پیشران خروجی از آگزوز متصل به توربین در موتورهای با سیکل‌های باز دانست. در سیکل‌های بسته به دلیل این که پیشران پس از عبور از توربین وارد محفظه احتراق موتور می‌شود، از انرژی آن در راستای تولید نیروی تراست بهره گرفته می‌شود و نهایتاً ضربه ویژه افزایش خواهد یافت.



آماری ارائه شده است. زاویه پیچ انتهایی مرحله اول علی‌رغم بازهای که در "جدول 7" آورده شده بود (بازه [29-31] درجه)، برای رسیدن به زاویه پیچ صفر در انتهایی مرحله دوم برابر 31.5 درجه انتخاب شده است.

تمام شش نمودار فوق قابلیت‌های بالستیکی حامل فضایی سرنشین دار را با ارضا الزامات اساسی به اثبات می‌رسانند.

در نهایت مشخصات ابعادی حامل فضایی سرنشین دار بومی در "شکل 19" نشان داده شده است. چنانچه در این شکل مشخص است، طول کل حامل فضایی بهینه سرنشین دار برابر 30.5 متر می‌باشد و قطر مرحله اول و دوم به ترتیب برابر 3 متر و 2 متر می‌باشند.

Table 9 Optimum and statistical design of Mass – Energetic results

جدول 9 نتایج تحلیل آماری و تحلیل جرمی انرژی بهینه

واحد	روش طراحی بهینه		روش طراحی آماری		روش پارامتر
	مرحله اول	مرحله دوم	مرحله اول	مرحله دوم	
ton	19	111	20	108	جرم اولیه
ton	15.9	83.4	16.9	81.3	جرم سوخت
ton	1	7.75	1.08	6.75	جرم سازه
tonf	15.25	146	16	146	تراست
sec	350	264	342	266	ضربه ویژه
g	4.0	4.2	3.9	4.5	شتاب نهایی
--	0.81	1.314	0.8	1.4	نسبت تراست به وزن
kg/s	43.5	551.5	45.5	552.8	دبی مصرفی
sec	367	151	372	147	زمان عملکرد
km/s	7.55		7.55		سرعت نهایی
kg	1900		2000		جرم فضاپیما

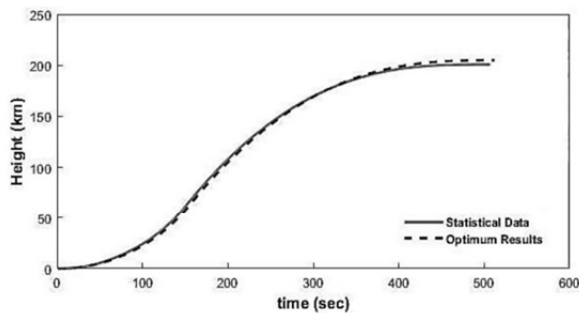


Fig. 13 Altitude variations Vs. time (statistical and optimum methods)

شکل 13 تغییرات ارتفاع با زمان (حالت بهینه و آماری)

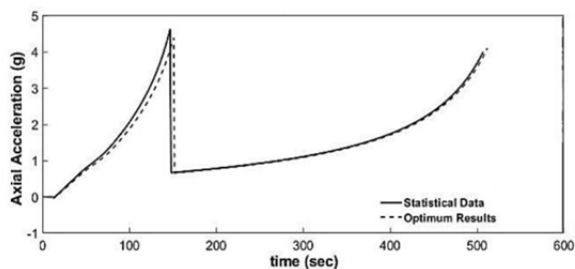


Fig. 14 Axial acceleration variations Vs. time (statistical and optimum methods)

شکل 14 تغییرات شتاب محوری با زمان (حالت بهینه و آماری)

برای حل مساله طراحی مفهومی بهینه به روش پیشنهادی (ترکیبی مازولار و آنالیز حساسیت)، لازم است به موارد زیر توجه شود:

1- با توجه به بانک موتورهای موجود در کشور و بازه آماری ضرایب جرمی - انرژی‌تیک حامل‌های موجود با ماموریت مشابه مندرج در "جدول 6"، به راحتی قابل اثبات است که به استثناء موتورهای با سوخت  $UDMH+N_2O_4$ ، موتورهای دیگر به دلیل پایین بودن ضربه ویژه امکان به‌کارگیری در مرحله اول را نخواهند داشت [28].

2- سه الزام اساسی که در بخش روش طراحی مفهومی مازولار حامل سرنشین دار گفته شد (الزام اساسی اول: حداکثر تعداد مراحل حامل برابر دو مرحله، الزام اساسی دوم: حداکثر تعداد موتور اصلی در خوشه‌بندی برابر پنج موتور و الزام اساسی سوم: حداکثر شتاب محوری برابر 4.5g)، در این طراحی مبنا قرار می‌گیرد [35]. لازم به ذکر است، ضریبی که در مورد الزام اساسی سوم نقش کلیدی بازی می‌کند، نسبت تراست به وزن اولیه هر مرحله است. بنابراین ارضا الزام اساسی سوم با کمینه نمودن این ضریب صورت می‌پذیرد.

3- همچنین با توجه به جمع‌بندی نهایی که از بخش تاثیر تغییر پارامترها بر مشخصه‌های جرمی- انرژی‌تیک حامل فضایی (آنالیز حساسیت) گرفته شد، تغییری که بیشترین تاثیر را در افزایش قابلیت‌ها و توانمندی‌های جرمی- انرژی‌تیک حامل فضایی دارد، تغییر در نوع سیکل کاری موتور می‌باشد. با توجه به اینکه در حال حاضر این فناوری در موتورهای موجود در کشور اکتساب شده است، می‌توان برای دیگر موتورهای موجود در بانک موتور (موتورهای اصلی و کنترلی)، این فناوری را اکتساب نمود. لذا برای امکان‌پذیری ماموریت پرتاب فضاپیمای سرنشین‌دار به کمک حامل فضایی داخلی، لازم است فرض کنیم موتورهای موجود با فناوری سیکل بسته ارتقا یافته‌اند.

با توجه به مدنظر قرار دادن سه مورد فوق، طراحی مفهومی بهینه با رویکرد مازولار و آنالیز حساسیت صورت می‌پذیرد. با اجرای کد طراحی مقادیر طراحی بهینه و آماری در "جدول 9" آورده شده است. همچنین نتایج شبیه‌سازی پروازی و اثبات قابلیت‌های بالستیکی در این دو روش طراحی (بهینه و آماری) در "شکل 13 تا 18" ارائه و با یکدیگر مقایسه شده‌اند. در "شکل 13"، نمودار تغییرات ارتفاع برحسب زمان برای دو حالت طراحی بهینه و آماری آورده شده است. این نمودار قابلیت دستیابی به مدار را برای حامل طراحی شده اثبات می‌کند.

در "شکل 14"، نمودار تغییرات شتاب محوری برحسب زمان برای دو حالت طراحی بهینه و آماری ارائه شده است. در این نمودار ارضا شرایط شتاب محوری و حداکثر بار محوری قابل اثبات است.

در "شکل 15"، نمودار تغییرات سرعت برحسب زمان برای دو حالت بهینه و آماری ترسیم شده است. در این نمودار ارضا شرایط انرژی‌تیک حامل برای ورود به مدار مشخص شده است.

در "شکل 16"، نمودار تغییرات رد زمینی با زمان برای دو حالت بهینه و آماری آورده شده است. در این نمودار ملاحظه می‌شود که رد زمینی مرحله اول کمتر از 150 کیلومتر است و در خاک کشور عزیزمان ایران، قابل پرتاب است (الزام سقوط مرحله اول در خاک کشور).

در "شکل 17"، تغییرات جرم برحسب زمان برای دو حالت بهینه و آماری ارائه شده است.

در "شکل 18"، برنامه زاویه پیچ حامل فضایی در دو حالت بهینه و

6- نتیجه گیری

در این تحقیق، روش جدیدی برای طراحی مفهومی بهینه حامل‌های فضایی سرنشین‌دار تدوین شد که هم بتوان ضمن ارضا الزامات طراحی، از الزامات (موتورهای) موجود استفاده نمود و هم در صورتی که فناوری موجود پاسخگوی ماموریت نباشد، بتوان با تغییر در فناوری در نمونه‌های موجود و یا اصلاح پارامتری خاص، ماموریت مدنظر را ممکن نمود. نتایج حاصل از اجرای روش (با توجه به سه الزام اساسی و فرضیات بیان شده) در "جدول 9" و "اشکال 13 تا 18" ارائه شده است که نکات و موارد لیست شده در زیر حائز اهمیت است.

1- یکی از محدودیت‌هایی که در طراحی حامل فضایی سرنشین‌دار در کشور وجود دارد، فقدان موتور اصلی با تراست و کارایی بالا در بانک اطلاعات موتورهای موجود می‌باشد. چنانچه در اطلاعات آماری حامل‌های فضایی با ماموریت مشابه ملاحظه می‌شود، ضربه ویژه موتورهای مرحله اول، تماما بیش از 260 ثانیه می‌باشد. بنابراین، طبق نتایج آنالیز حساسیت "اشکال 9 و 10"، استفاده از فناوری جدید برای بهبود ضعف مذکور، یعنی استفاده از موتور با فناوری سیکل بسته در طراحی حامل فضایی سرنشین‌دار امری گریزناپذیر شده است. به عبارت دیگر موتور سیکل بسته، به عنوان تنها گزینه استفاده در مرحله اول مدنظر قرار گرفت.

2- نتایج طراحی ارائه شده در "جدول 9"، ملاحظه می‌شود که جرم اولیه مرحله اول در حالت بهینه بیشتر از حالت آماری می‌باشد. تفسیر این موضوع را می‌توان مجدداً در پایین بودن ضربه ویژه موتور عملیاتی موجود در کشور دانست. بنابراین این بهینه‌گی نتایج براساس طراحی مازولاریتی و آنالیز حساسیت صورت پذیرفته و ارضا سه الزام اساسی می‌باشد.

3- از دیگر فرضیاتی که در حل مساله برای امکان‌پذیری پرتاب فضایی سرنشین‌دار با امکانات موجود در نظر گرفته شده است، این که فناوری سیکل کاری موتور کنترلی مرحله دوم نیز به فناوری سیکل بسته تبدیل شود.

4- نکته‌ی مهمی که در این طراحی با توجه به موتورهای موجود برای حامل فضایی سرنشین‌دار به دست آمد اینست که جنس پیشران (سوخ + اکسیدکننده) تمام مراحل حامل فضایی از ترکیب  $UDMH + N_2O_4$  می‌باشد. این ترکیب علی‌رغم سمی بودن به دلیل یکپارچگی مراحل و تسهیل در اجرای شارژ حامل مزیت محسوب می‌شود.

5- با توجه به "شکل 13"، بیشینه ارتفاع قابل دستیابی توسط حامل فضایی در حالت بهینه تقریباً 5٪ نسبت به حالت آماری افزایش یافته است.

6- با توجه به "جدول 9" و "شکل 14"، بیشینه شتاب وارد در طراحی بهینه 4.2 g می‌باشد که نسبت به حالت استاندارد (4.5 g) نیز تا حدی پایین‌تر است.

7- با توجه به "شکل 15"، سرعت قابل دستیابی در هر دو روش مقادری برابر می‌باشد (7.55 کیلومتر بر ثانیه).

8- با توجه به "شکل 19"، نتایج محاسبات ابعادی این حامل با توجه به قطر فضایی سرنشین‌دار برابر 2.5 متر، قطر مرحله اول و دوم به ترتیب برابر 3 متر و 2 متر و همچنین طول مرحله اول و دوم به ترتیب برابر 15.5 و 14 متر می‌باشد که با احتساب یک متر سازه

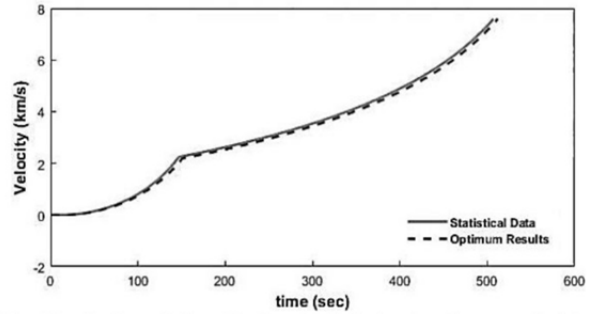


Fig. 15 velocity variations Vs. time (statistical and optimum methods)  
شکل 15 تغییرات سرعت با زمان (حالت بهینه و آماری)

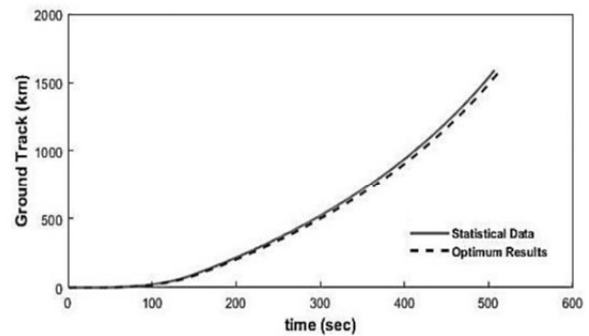


Fig. 16 Ground track variations Vs. time (statistical and optimum methods)  
شکل 16 تغییرات رد زمینی با زمان (حالت بهینه و آماری)

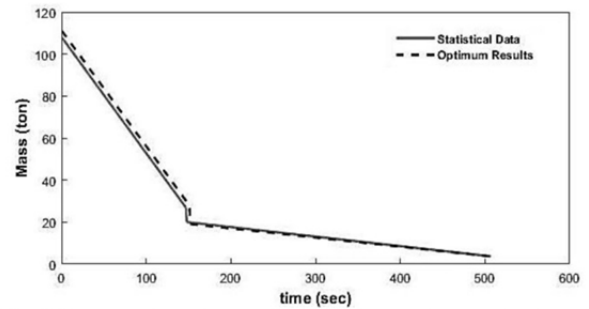


Fig. 17 Mass variations Vs. time (statistical and optimum methods)  
شکل 17 تغییرات جرم با زمان (حالت بهینه و آماری)

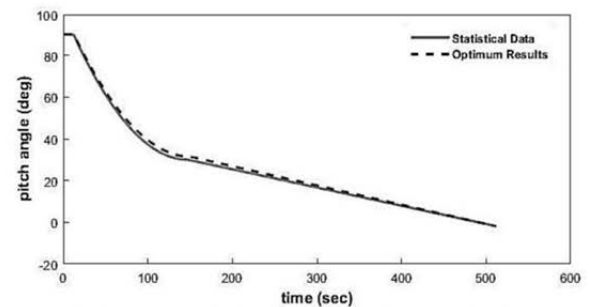


Fig. 18 Pitch program variations Vs. time (statistical and optimum methods)  
شکل 18 تغییرات برنامه زاویه پیچ با زمان (حالت بهینه و آماری)

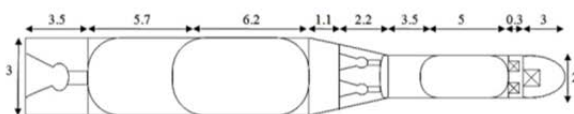


Fig. 19 Dimensional specification of domestic optimal space launch system  
شکل 19 مشخصات ابعادی حامل فضایی بهینه بومی

- vehicle conceptual design based on combinatorial optimization of major design parameters, *Journal of Space Science & Technology (JSST)*, Vol. 1, No. 1, pp. 21-36, 2008. (in Persian فارسی)
- [20] M. Mirshams, H. Karimi, H. Naseh, Multi-stage liquid propellant launch vehicle conceptual design (LVCD) software based on combinatorial optimization of major design parameters, *Journal of Space Science & Technology (JSST)*, Vol. 1, No. 2, pp. 17-25, 2009. (in Persian فارسی)
- [21] M. Mirshams, H. Naseh, H. Taei, H. R. Fazeley, Liquid propellant engine conceptual design by using a fuzzy-multi-objective genetic algorithm (MOGA) optimization method, *Journal of Aerospace Engineering*, vol. 228, No. 14, pp. 2587-2603, 2014.
- [22] M. Mirshams, H. Naseh, 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, pp. 40-54, 2014.
- [23] H. R. Fazeli, H. Taei, H. Naseh, 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, No. 1, pp. 145-160, 2015.
- [24] H. Naseh, Comparing the launch vehicle multidisciplinary design optimization frameworks, *Journal of Knowledge & Technology in Aerospace*, Malek Ashtar University of Technology, Vol. 5, No. 3, pp. 7-18, 1395. (in Persian فارسی)
- [25] H. Naseh, Space Launch System Family's Technology Development Model from Propulsion Aspect with Cost Approach, *Journal of Space Science & Technology (JSST)*, Vol. 9, No. 4, pp. 1-15, 1395. (in Persian فارسی)
- [26] 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 فارسی)
- [27] M. Mirshams, H. Naseh, M. Mirdamadian, Sensivity Analysis of Liquid Engine system parameters on Space Launch System ballistic characteristics, *The 1<sup>st</sup> Symposium on Space Launch System*, K. N. Toosi University of Technology, 12-13 Nov., 2011. (in Persian فارسی)
- [28] H. Joveini, Safireomid, pp. 69-72, *Azarioon Book Company*, 2009. (in Persian فارسی)
- [29] J. M. Lafleur, E. S. Fleming, J. H. Saleh, Response Surface Equations for Expendable Launch Vehicle Payload Mass Capability, *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 49, No. 1, pp. 185-189, 2012.
- [30] J. D. Adams, K. R. Hampsten, R. A. Hickman, ARES: Affordable Responsive Space Lift, The U. S. Air Force's Next Generation Launch System, *ALAA 2005-6682 Conference*, Long Beach, California, 30 August -1 September 2005.
- [31] H. P. Stahl, P. Sumrall, R. Hopkins, Ares V launch vehicle: An enabling capability for future space science missions, *Journal of Acta Astronautica*, Vol. 64, No. 11-12, pp. 1032-1040, 2009.
- [32] C. Longton, A. Maia, P. Metschan, S. Metschan, *DIRECT Space Transportation System Derivative The Jupiter Launch Vehicle Family, Replacing Ares I & Ares V - Delivering More Landed Payload Mass to the Lunar Surface - Sooner*, NASA Report Version 2.0.2 - 24<sup>th</sup> June 2008.
- [33] Q. Cheng, C. Zhan, Z. Liu, Y. Zhao, Sensitivity-based Multidisciplinary Optimal Design of a Hydrostatic Rotary Table with Particle Swarm Optimization, *Journal of Mechanical Engineering*, Vol. 61, No. 7-8, pp. 432-447, 2015.
- [34] J. Jodei, M. Ebrahimi, J. Roshanian, Multidisciplinary design optimization of a small solid propellant launch vehicle using system sensitivity analysis, *Journal of Structural and Multidisciplinary Optimization*, Vol. 38, No. 1, pp. 93-100, 2009.
- [35] P. Fortescue, G. Swinerd, J. Stark, *Spacecraft Systems Engineering*, pp. 13-16, 4<sup>th</sup> Edition, *John Wiley & Sons, Ltd., Publication*, 2011.
- انتقالی بین مراحل، طول کل حامل فضایی برابر 30.5 متر شده است. این انتخاب قطر مراحل برای دستیابی به نسبت طول به قطر مناسب برای مراحل و دوری از مسائل و مشکلات سازه‌ای صورت پذیرفته است. در این مقاله از ارائه محاسبات ابعادی حامل بدلیل نداشتن نوآوری مرتبط با عنوان مقاله اجتناب شده است.
- 9- روشی که در تحقیق حاضر توسعه یافت، روش طراحی از ترکیب دو رویکرد مازولار و آنالیز حساسیت بود که در اینجا برای طراحی حامل فضایی سرنشین‌دار برای حل یک مساله واقعی مورد استفاده قرار گرفت. ولی به طور کلی می‌توان در طراحی حامل‌های فضایی با ماموریت‌های مشابه و غیرسرنشین‌دار نیز از این روش بهره گرفت.

## 7- مراجع

- [1] *The comprehensive documents for developing aerospace of country approved*, pp.14-16, 728<sup>th</sup>the supreme cultural-revolution council, 2013. (in Persian فارسی)
- [2] *NASA's Exploration System Architecture Study*, Nov. 2005.
- [3] A. P. Sage, *Methodology for Large-Scale Systems*, McGraw-Hill, 1977.
- [4] T. A. Heppenheimer, *History of the Space Shuttle*, Smithsonian Institution Press, vol. 1 & 2, 2002.
- [5] R. Williamson, *Developing the space shuttle*, NASA SP-4407, May 2001.
- [6] V. N. Kobolov, A. G. Milovanov, *Space Vehicle Transportation Systems, Restart Publication*, Moscow, 2009.
- [7] W. Braun, *Apollo: Expeditions to the Moon, ch. Saturn the Giant*, NASA, 1975.
- [8] *Manned Lunar Landing Program Mode Comparison*, NASA, Washington D.C., 30 Jul. 1962.
- [9] J. Fragola, Risk management in US manned spacecraft: From Apollo to Alpha and beyond, ESA, *Product Assurance Symposium and Software Product Assurance Workshop*, Mar. 1996.
- [10] E. P. Cornell, R. Dillon, Probabilistic risk analysis for the NASA space shuttle: a brief history and current work, *Journal of Reliability Engineering and System Safety*, Vol. 74, No. 3, pp. 345-352, Dec. 2001.
- [11] C. Murray, C. Box, *Apollo: The Race to the Moon*. New York, NY: *Simon & Schuster Inc.*, 2000.
- [12] NASA, Washington D.C., *Report of the Space Task Group*, 1969.
- [13] J. Blair, Launch vehicle design process: Characterization, technical integration, and lessons learned, *Technical Report*, May 2001.
- [14] M. K. Goodrich, A. R. Buchalter, Patrick M. Miller, *Toward a History of the Space Shuttle. An Annotated Bibliography, Part 2, 1992-2011*, NASA SP-2012-4549, 2012.
- [15] G. Guruswamy, Large-Scale Computations for Stability Analysis of Launch Vehicles Using Cluster Computers, *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 48, No. 4, pp. 584-588, 2011.
- [16] W. J. Rothschild, D. A. Boyd, E. M. Henderson, Shuttle Derived Launch Vehicle Concepts, AIAA Joint Propulsion Conference, 2005.
- [17] J. Starzyk, *PROTON, Launch Service Panel Satellite & Space Submit*, 21-May-2013.
- [18] A. Medvedev, A. Kuzin, E. Motorny, B. Katorgin, *ANGARA Launch Vehicle Family Concept, Development Status and Operational Plans*, Khrunichev Space Center, Russia Report, 2010.
- [19] M. Mirshams, H. Karimi, H. Naseh, Multi-stage liquid propellant launch