



روند نمای طراحی مفهومی حامل فضایی با رویکرد پردازش آماری بر مبنای حساسیت سرعت نسبت به نیروهای مؤثر خارجی

نیوشا احمدزاده¹، مهران میرشمس^{2*}، حسن ناصح³

- 1- کارشناس ارشد، مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی، تهران
 2- دانشیار، مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی، تهران
 3- استادیار، پژوهشگاه هوافضا، وزارت علوم، تحقیقات و فناوری، تهران
 * تهران، صندوق پستی 16765-3381، mirshams@kntu.ac.ir

اطلاعات مقاله

مقاله پژوهشی کامل
 دریافت: 24 فروردین 1395
 پذیرش: 14 خرداد 1395
 ارائه در سایت: 29 تیر 1395

چکیده

هدف از ارائه مقاله، اثبات دقت بالای طراحی آماری حامل‌های فضایی با استفاده از شبیه‌سازی مسیر پروازی و آنالیز حساسیت سرعت نسبت به نیروهای مؤثر خارجی می‌باشد. با توجه به جایگاه طراحی آماری در فاز طراحی مفهومی و مزیت‌های طراحی آماری برای جلوگیری از تلفات زمانی و هزینه‌ای، مشخصات سیستمی حامل فضایی نمونه بر مبنای اطلاعات آماری جامعه مورد مطالعه محاسبه می‌شود. سپس با حل معادلات حرکت حامل فضایی، مشخصات حامل فضایی (پارامترهای طراحی)، به‌گونه‌ای محاسبه می‌گردد که سرعت نهایی حاصل از شبیه‌سازی پروازی، با سرعت قابل حصول در مدار مأموریت، کمتر از 1 درصد اختلاف داشته باشد. حامل‌های فضایی مورد مطالعه حامل‌های سوخت مایع دومرحله‌ای با قابلیت حمل بار محموله 3.5-2.5 تن به مدار نزدیک زمین می‌باشند که به منظور ارزیابی و صحت سنجی روش طراحی آماری از اطلاعات حامل فضایی سیکلون استفاده شده است. پروفایل‌های سرعت، ارتفاع و زاویه مسیر حامل طراحی‌شده به روش آماری با حامل فضایی سیکلون مقایسه شده، به این ترتیب قابلیت انجام مأموریت و دقت طراحی آماری اثبات می‌شود. با مقایسه سرعت ایده‌آل فضایی و سرعت حاصل از شبیه‌سازی پروازی، تغییرات سرعت مؤثر از هر نیرو به دست می‌آید. در نهایت عامل افت سرعت در هر مرحله و درصد حساسیت سرعت مرحله نسبت به آن نیروهای مؤثر خارجی، هم برای حامل طراحی‌شده به روش آماری و هم برای حامل سیکلون آنالیز شده است.

کلید واژگان:
 طراحی مفهومی
 تحلیل آماری

شبیه‌سازی مسیر پروازی
 حامل فضایی سوخت مایع
 روند نمای طراحی آماری

Conceptual design algorithm with statistical processing approach based on Sensitivity analysis of velocity relative to effective external forces

Niusha Ahmadzadeh¹, Mehran Mirshams^{1*}, Hassan Naseh²

- 1- Department of Aerospace Engineering, K.N.Toosi University of Technology, Tehran, Iran
 2- Aerospace Research Institute, Ministry of Science, Research and Technology, Tehran, Iran
 * P.O.B. 16765-3381, Tehran, Iran, mirshams@kntu.ac.ir

ARTICLE INFORMATION

Original Research Paper
 Received 12 April 2016
 Accepted 03 June 2016
 Available Online 20 July 2016

Keywords:

Conceptual Design
 Statistical Analysis
 Trajectory Simulation
 Liquid Launch Vehicles
 Statistical Design Algorithm

ABSTRACT

The major purpose of this paper is to illustrate statistical design accuracy using trajectory simulation for launch vehicles design in conceptual design phase and also sensitivity analysis of velocity relative to effective external forces. Considering the advantages of statistical design in prevention of time and cost losses, system specification of sample launch vehicle is calculated based on statistical data of the studied population. Then, by solving the equations of motion, design parameters are calculated in such a way that difference of the final velocity of trajectory simulation and needed orbital speed is less than 1 percent. Studied launch vehicles are two-stage liquid propellant vehicles, with Portability 2.5-3.5 tons mass to the low earth orbit. For validating, curves of speed, altitude and angle of path of launch vehicle are designed using statistical method, then compared with curves of Tsiklon launch vehicle, therefore correct operation of the mission and accuracy of the statistical design algorithm is proved. By comparing ideal speed and speed of simulation, speed changes of any effective force are obtained. Eventually, speed loss factor at each stage and sensitive percent of each stage speed relative to the force for both launch vehicles, statistical design and tsiklon, are analyzed.

1- مقدمه

تحت عنوان مهندسی سیستم به وجود آمد که به نحوه ارتباط اجزای یک سیستم پیچیده در فاز طراحی می‌پردازد [1]. طراحی سیستم‌های بزرگ و پیچیده امروزی، موضوعی چندمنظوره بوده و نیازمند آن است که افراد زیادی در کنار هم برای یک هدف فعالیت کنند.

در سال‌های اخیر با پیچیده‌تر شدن و گسترش فعالیت سیستم‌ها، مدل‌سازی طراحی و ساخت آن‌ها پیچیده‌تر شده و طراحان را در طراحی این سیستم‌ها با مشکل مواجه می‌ساخت به همین منظور گرایش در رشته‌های مهندسی،

قطعیت ارائه کرده‌اند [14]. این روش‌ها بر پایه تحلیل روش‌ها استوار است ولی در اکثر مطالعات نحوه محاسبه نقطه شروع بهینه‌سازی برای سرعت بخشیدن به پروسه طراحی توضیح داده نشده است.

در مرجع [15] دارایی و همکاران، دو روش طراحی بهینه چند موضوعی و آماری را مورد مقایسه قرار داده‌اند. طراحی بهینه با الگوریتم‌های گرادیانی² و تکاملی³ و نیز از طریق هیبرید (ترکیب این دو روش باهم)، حل شده؛ همچنین در الگوریتم گرادیانی، طراحی آماری به‌عنوان نقطه شروع در نظر گرفته شده است. این پژوهش نتایج نزدیک به بهینه طراحی آماری را تأیید کرده است، اما در شبیه‌سازی افت سرعت 25% سرعت ایده‌آل در نظر گرفته شده و مقادیر واقعی تغییرات سرعت محاسبه نشده است.

در مرجع [16] لوپس و رایس یک حامل فضایی دانشگاهی با قابلیت حمل محموله 100 تا 200 کیلوگرم به مدار 200 کیلومتری طراحی نمودند. در این مرجع اساس طراحی مدل‌های آماری بوده است. در این طراحی تنها مأموریت خاصی (مدار، بار محموله و...) در نظر بوده و از موتورهای هیبریدی برای زیرسیستم نیرومحركه استفاده شده همچنین کلاس‌های جرمی انرژتیک، شرایط مداری و مأموریتی مختلف بررسی نشده است. روش طراحی آماری برای رسیدن به تخمین اولیه در طراحی بهینه سامانه‌های فضایی (به‌عنوان نقطه شروع طراحی) روشی کارآمد می‌باشد و این موضوع در مرجع [15, 17]، به اثبات رسیده است.

در این روش با ایجاد یک جامعه آماری از سامانه‌هایی که مأموریت، تعداد مراحل و نوع پیشران آن‌ها، حدوداً مشابه با مأموریت، تعداد مراحل و نوع پیشران طرح موردنظر است، محدوده تغییرات پارامترهای اصلی طراحی (نسبت جرمی هر مرحله به مرحله قبل، نسبت وزنی بار مفید، نسبت جرمی جرم نهایی مرحله i ام به جرم اولیه مرحله i ام) به دست می‌آید. سپس با انتخاب مقادیری در این بازه تعیین شده برای پارامترهای اصلی بر اساس آنالیزهای آماری، مقادیر جرمی سامانه‌های مدنظر، نظیر وزن مراحل، جرم پیشران و جرم سازه خشک و نیز مقادیر پارامترهای سیستم پیشران نظیر نیروی پیشران، ضربه ویژه، دبی جرمی و زمان عملکرد محاسبه می‌گردند.

محاسبه پارامترهای طراحی حامل فضایی (تراست نامی، ضربه ویژه، جرم پیشران، سازه، دبی جرمی و زمان سوزش مراحل)، تعیین‌کننده طرح کلی حامل است و نمودارهای سرعت، ارتفاع و زاویه مسیر حاصل از شبیه‌سازی حرکت حامل، قابلیت انجام مأموریت را نشان می‌دهد. به‌منظور ساده‌سازی و بالا رفتن سرعت شبیه‌سازی، حل معادلات حرکت در دستگاه مختصات دوبعدی انجام شده است، که این فرض برای برآورد اولیه مشخصات سیستمی حامل فضایی (فاز طراحی مفهومی) مناسب می‌باشد. جامعه آماری، حامل‌های فضایی دومارحله‌ای سبک سوخت مایع با قابلیت حمل بار محموله 2.5-3.5 تن به مدار نزدیک زمین می‌باشند و با مأموریت یکی از حامل‌های جامعه مورد مطالعه، صحنه‌گذاری صورت گرفته است.

بنابراین مطالعه حاضر بر آن است که روند نمایی جامع برای طراحی تمام کلاس‌های جرمی و انرژتیک ارائه کند و همچنین حساسیت سرعت مراحل نسبت به نیروهای وارد بر حامل موردبررسی قرار می‌گیرد. درنهایت دقت روش طراحی آماری به کمک شبیه‌سازی پروازی یک حامل فضایی نمونه، با در نظر گرفتن شرایط واقعی پرتاب، اثبات می‌شود. این روش مبتنی بر مدل‌سازی‌های دقیق (تکنولوژی‌های قابل استناد (عملیاتی شده)) بوده

با توجه به ارزش‌افزوده پروژه‌های فضایی و برای انجام صحیح مأموریت و اهمیت قابلیت اطمینان این اجسام پرنده، لازم است از طراحی سیستمی برای طراحی بهینه و کارآمد استفاده شود.

در چرخه عمر محصول، اولین فاز پس از مشخص شدن مأموریت و اهداف طراحی، فاز طراحی مفهومی می‌باشد (شکل 1).

در فاز طراحی مفهومی طراح باید با توجه به نیازمندی‌ها و قیود طرح‌شده از سوی مشتری، پس از طی چرخه‌های متعدد طراحی، ارتباط بین این فاکتورها را به نحوی برقرار سازد تا ضمن برقراری نیازمندی‌های مشتری، سیستم طراحی‌شده به بهترین شکل، مأموریت خود را انجام دهد [2].

به‌طورکلی روش‌های طراحی در فاز طراحی مفهومی به شرح زیر است:

1. طراحی بر مبنای اطلاعات آماری: در این روش برای مرحله طراحی مفهومی موشک حامل، با توجه به مشخصات موشک‌های ساخته‌شده، مشخصات کلی حامل موردنظر را می‌توان تعیین نمود.
2. طراحی پارامتریک: طراح با برقراری روابط منطقی (فرمول و...) بین پارامترهای دخیل در طراحی، طراحی را انجام می‌دهد.
3. طراحی چند موضوعی: هم‌زمان چند سطح تکنولوژی در نظر گرفته می‌شود، به‌طور مثال: ضریب اطمینان، دقت و هزینه و...

در ادامه به‌مرور پژوهش‌های انجام‌شده پرداخته می‌شود.

اکثر تحقیقات در زمینه طراحی سیستمی حامل‌های فضایی پیشرفته با رویکرد بهینه‌سازی پارامترهای اصلی طراحی صورت پذیرفته است. در روش طراحی ارائه‌شده در مراجع [3-5]، بهینه‌سازی پارامترهای اصلی طراحی شامل توزیع جرم بین مراحل باهدف حمل بیش‌ترین جرم محموله به مدار و تغییرات زاویه پیچ در طول مسیر حرکت باهدف رسیدن به بیش‌ترین سرعت نهایی با تأمین حداقل افت سرعت ناشی از جاذبه انجام پذیرفته است که درنهایت در مرجع [5]، نرم‌افزار طراحی مفهومی حامل فضایی¹ معرفی شده است. در مراجع [6, 7] به ترتیب، آنالیز حساسیت پارامترهای موتور بر مشخصه‌های بالستیکی و بهینه‌سازی پارامترهای اصلی طراحی موتور سوخت مایع به روش سطح پاسخ، موردبررسی قرار گرفته است. در مراجع [8-11] طراحی سیستمی ماهواره‌بر را با تخصیص و تحلیل قابلیت اطمینان مورد مطالعه قرار داده‌اند.

در مراجع [2, 12, 13] انتخاب متغیرهای طراحی، در فرآیند طراحی مراحل، با رویکرد بهینه‌سازی چند موضوعی برگرفته از روش منطقی فازی و بهینه‌ساز الگوریتم ژنتیک و روش تحلیل هم‌زمان جامع انجام شده است. در سال 94 میرشمس و همکاران مقاله‌ای با عنوان طراحی حامل‌های فضایی به روش بهینه مشارکتی و بهینه مقاوم مشارکتی با رویکرد چند هدفی و عدم

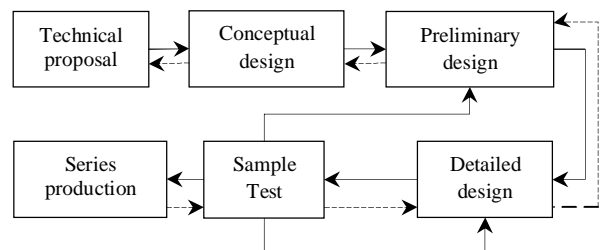


Fig. 1 Block diagram of product life cycle

شکل 1 دیاگرام بلوکی چرخه عمر محصول

¹ Launch Vehicle Conceptual Design (LVCD)

² SQP

³ GA

$$m_{fi} = m_{oi} - m_{prop_i} \quad (3)$$

2-2- پارامترهای اصلی طراحی

پارامترهای اصلی طراحی به پارامترهایی گفته می‌شوند که دارای سه ویژگی باشند: اولاً مستقل از یکدیگر باشند، ثانیاً این پارامترها باید به شدت بر روی نیازهای مأموریتی تعریف شده تأثیرگذار باشند، ثالثاً این پارامترها باید تأثیر مستقیم بر روی معیار طراحی داشته باشند.

پارامترهای اصلی رابطه‌های (4-6) معیار اولیه برای ارزیابی پارامترهای جرمی - انرژیکی موشک‌های در دست طراحی به حساب می‌آیند [18].

1. نسبت وزنی بار مفید

$$\mu_{pl} = \frac{M_{pl}}{M_0} \quad (4)$$

2. نسبت جرمی هر مرحله به مرحله‌ی قبل

$$\mu_{oi+1} = \frac{M_{oi+1}}{M_{oi}} \quad (5)$$

3. نسبت جرمی جرم نهایی مرحله i ام (وزن مرحله i ام با کسر سوخت مصرف شده در طول زمان فعالیت مرحله i ام) به جرم اولیه مرحله i ام

$$\mu_{fi} = \frac{M_{fi}}{M_{oi}} = \frac{m_{fi} + M_{oi+1}}{M_{oi}} \quad (6)$$

3- مسئله طراحی

در روش آماری، بازه تغییرات پارامترهای اصلی را در جامعه آماری استخراج می‌کنیم و با انتخاب یک عدد از بازه تغییرات، فرآیند طراحی آغاز می‌شود. به نظر می‌رسد که هر چه جامعه آماری غنی‌تر و مشابهت آن با مأموریت مورد نظر بیشتر باشد، دقت جواب بهتر خواهد بود، در صورتی که روش آماری به شدت وابسته به انتخاب پارامترهای طراحی، توسط طراح است. بنابراین به منظور سرعت بخشی به روند طراحی (حذف سعی و خطا) و بالا بردن دقت طراحی، پارامترها در محدوده بازه تغییرات، به کمک شبیه‌سازی حرکت و در واقع سنجش عملکرد حامل فضایی، نهایی می‌شوند. معیار عملکرد، سرعت نهایی حامل برای قرارگیری در مدار مأموریت تعیین شده می‌باشد.

1-3- جمع آوری و دسته‌بندی

به منظور تهیه جامعه آماری، حامل‌های فضایی بر اساس نحوه ترکیب ساختاری (ساختار سری و یا موازی و یا اصطلاحاً خورجینی)، تعداد دفعات مصرف (یک‌بار مصرف و یا چندبار مصرف)، نوع سامانه پیشران (جنس سوخت) و کلاس حامل (سبک، متوسط و سنگین) قابل دسته‌بندی می‌باشند. بر این اساس، سامانه‌های با معیارهای یکسان، در یک جامعه قرار می‌گیرند. بنابراین با فرض یکبار مصرف بودن حامل فضایی، جامعه آماری دارای دو معیار اصلی است که عبارتند از: 1. محدوده وزنی قابل حمل (سبک، سنگین، فوق سنگین و حتی بازه‌های وزنی کوچک‌تر با توجه به سطح فناوری پیشران مراحل) و 2. ارتفاع و شیب مداری مقصد (مدار نزدیک زمین، مدار خورشید آهنگ، مدار زمین آهنگ و ...) انجام می‌گیرد و تفکیک انرژیکی با توجه به نوع سوخت مراحل (جامد، مایع و حامل‌های ترکیبی) انجام می‌شود.

2-3- تحلیل پایگاه‌های داده

برای به دست آوردن پارامترهای سیستم پیشران بر اساس روابط (7-9)، تراست و ضربه ویژه تابعی از جرم سوخت هستند و با داشتن جرم سوخت مراحل می‌توان تراست و ضربه ویژه موتور را به دست آورد. مطالعات مراحل حامل‌ها در هر سبک تفکیک شده روی موتورهای سوخت جامد و مایع موجود

به این ترتیب استفاده از نتایج طراحی آماری به عنوان نقطه شروع فرآیند بهینه‌سازی، سرعت طراحی را بالا می‌برد در نتیجه از تلفات زمانی و هزینه‌ای جلوگیری می‌شود.

2- طراحی مفهومی حامل

به منظور طراحی مفهومی حامل، مطالعه عملکرد و مطالعه طراحی باید انجام شود. در واقع مطالعه عملکرد، تعیین وابستگی مشخصات حامل با مقدار بار محموله و مشخصات مدار حامل فضایی می‌باشد.

بنابراین، تعیین پارامترهای اصلی حامل فضایی (تراست نامی، ضربه ویژه، جرم پیشران و سازه) و از طرفی حل معادلات حرکت در دستگاه مختصات مرجع تعریف شده، این امکان را فراهم می‌کند تا، سرعت، ارتفاع و زاویه مسیر حرکت را در سوختن کامل مراحل حامل، به دست آورد و قابلیت انجام مأموریت را صحت‌گذاری نمود. در سوختن کامل مراحل، ماهواره باید با زاویه مسیر صفر (مماس) و با سرعت مداری مورد نیاز جهت قرارگیری در ارتفاع مأموریت، وارد مدار شود.

1-2- مرحله و بلوک

بلوک موشک، به آن بخش از موشک گفته می‌شود که پس از اتمام مأموریت از موشک جدا می‌شود و موجب افزایش سرعت آن می‌گردد. اما مرحله موشک، به مجموع بلوک‌های موشک و محموله آن گفته می‌شود. در شکل 2 تفاوت مرحله و بلوک موشک برای یک موشک حامل دومرحله‌ای نشان داده شده است؛ m_{01} و m_{02} به ترتیب جرم بلوک اول و دوم موشک و M_{01} و M_{02} به ترتیب جرم مراحل اول و دوم موشک را نشان می‌دهند.

جرم اولیه موشک مطابق رابطه (1)، مجموع جرم بخش سری (جرم بار محموله و پوشش آیرودینامیکی محموله و برای مأموریت‌های فراتر از مدار نزدیک زمین، جرم بلوک انتقال مداری) و مجموع جرم بلوک‌های موشکی است (رابطه 2).

$$M_0 = \sum_{i=1}^N m_{oi} + m_{sp} \quad (1)$$

$$m_{sp} = m_{fairing} + m_{pl} + m_{up} \quad (2)$$

جرم نهایی هر بلوک از موشک حامل نیز به کمک رابطه (3) محاسبه می‌شود.

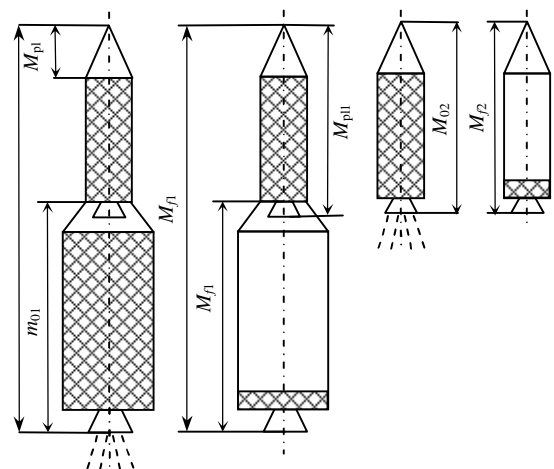


Fig. 2 Mass allocation of block and stage in two-stage launch vehicles [18]

شکل 2 تخصیص جرمی بلوک و مرحله در حامل دومرحله‌ای [18]

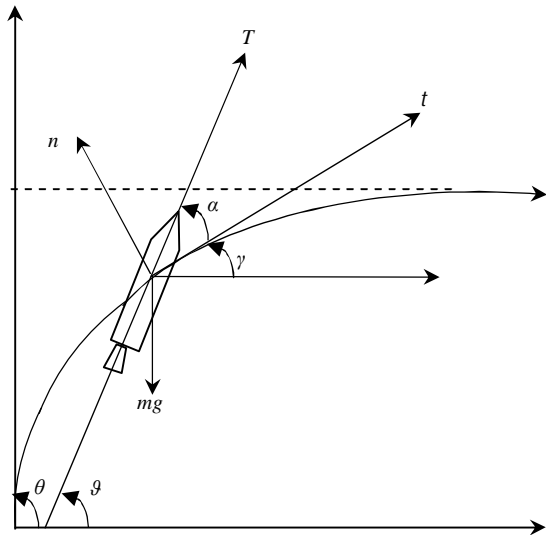


Fig. 4 Reference coordinate system and the forces acting on vehicle[19]
 شکل 4 دستگاه مرجع و نیروهای وارد بر حامل [19]

نیروهای مؤثر روی راکت: تراست، نیروهای آیرودینامیکی، جاذبه زمین، باد و فشار تشعشعات خورشیدی است. دو نیروی آخر معمولاً کوچک هستند، بنابراین صرف نظر می‌شوند.

سرعت خطی چرخش زمین در نقطه شروع در رابطه (11)، با توجه به عرض جغرافیایی سایت پرتاب و سرعت زاویه‌ای چرخش زمین که در رابطه (14) ارائه شده، محاسبه می‌شود.

$$\omega_E = \frac{2 \times \Pi}{24 \times 3600} \quad (14)$$

دسته معادلاتی که حرکت حامل را از شکل 4 توصیف می‌کند در معادلات (15-20) ارائه شده است [15]:

$$\dot{V}(t) = \frac{T \cos \alpha - [D + m(t)g \sin \gamma(t)]}{m(t)} \quad (15)$$

$$\dot{\gamma}(t) = \frac{[T \sin \alpha + L - m(t)g \cos \gamma(t)]}{V(t) \times m(t)} + \left(\frac{V(t) \times \cos \gamma(t)}{R_E + H} \right) \quad (16)$$

زاویه حمله مطابق شکل 4 از رابطه (17) به دست می‌آید.

$$\alpha = \theta - \gamma + \nu \quad (17)$$

$$\dot{\alpha}(t) = \frac{\dot{\theta}(t) [T \sin \alpha + L - m(t)g \cos \gamma(t)]}{V(t) \times m(t)} \quad (18)$$

$$\dot{H}(t) = V(t) \sin \gamma(t) \quad (19)$$

$$\dot{X}(t) = \left(\frac{R_E}{R_E + H} \right) V(t) \cos \gamma(t) \quad (20)$$

نیروهای خارجی مؤثر بر حامل عبارتند از: گرانش زمین و نیروی آیرودینامیک، معادلات این نیروها در روابط (21-23) آورده شده است [20].

نیروی پسا و برآی وارد بر حامل خود تابع ضریب درگ، چگالی هوا و سرعت راکت در هر ارتفاع است. بر اساس مدل استاندارد بین‌المللی اتمسفر، چگالی هوا تابعی از ارتفاع عملکرد و ارتفاع مقیاس راکت است.

$$g = g_0 \left(\frac{R_E}{R_E + H} \right)^2 \quad (21)$$

$$D = 0.5 C_D \rho(H) S V^2 \quad (22)$$

$$L = 0.5 \alpha C_{L\alpha} \rho(H) S V^2 \quad (23)$$

تراست در مراحل اولیه (حرکت در اتمسفر) از رابطه (24) محاسبه

انجام می‌شود. این مطالعه و تفکیک فقط بر اساس سبک تکنولوژیکی موتورها و بدون در نظر گرفتن حامل‌هایی که موتورها در آنها به کاررفته‌اند، انجام می‌شود و به این ترتیب تابعیت پارامترهای انرژیکی به روش آماری به دست می‌آید. همچنین نرخ سوزش و زمان کارکرد مراحل موشکی محاسبه می‌شوند.

$$\dot{M}_i = \frac{T_i}{I_{sp} g_0} \quad (7)$$

$$\dot{M}_i = \frac{m_{prop_i}}{t_{fi}} \quad (8)$$

$$g_0 = 9.81 \left(\frac{m}{s^2} \right) \quad (9)$$

3-3- محاسبه سرعت موردنیاز مداری

مأموریت حامل‌های فضایی رسیدن به ارتفاع نهایی تعیین شده است و حامل برای ورود به مدار مأموریت، باید سرعت لازم برای قرارگیری در ارتفاع مداری تعیین شده را داشته باشد. در این بخش سرعت نهایی موردنیاز جهت قرار دادن بار محموله در مدار دایروی اطراف زمین موردبررسی قرار خواهد گرفت. سرعت هر شیء در مدار اطراف هر سیاره، وابسته به مشخصات مداری و پارامتر گرانشی آن سیاره است و برای مدار دایروی، سرعت مدار دایروی (سرعت اولیه فضایی) از رابطه (10) محاسبه می‌شود:

$$V_C = \sqrt{\frac{\mu}{r}} \quad (10)$$

همچنین سرعت حرکت وضعی زمین مطابق رابطه (11) به دست می‌آید.

$$V_{Earth} = R_E \omega_E \cos \varphi \quad (11)$$

با توجه به شکل 3، سرعت نهایی با توجه به سرعت و شیب مداری از رابطه (12) محاسبه می‌شود:

$$V_F = V_C - V_{Earth} \quad (12)$$

با توجه به قانون کسینوس‌ها در متوازی‌الاضلاع، سرعت نهایی ورود به مدار از رابطه (13) قابل محاسبه است:

$$V_F = \sqrt{|V_C|^2 + |V_{Earth}|^2 - 2 \times |V_C| \times |V_{Earth}| \times \cos i} \quad (13)$$

3-4- سرعت نهایی حامل فضایی

به منظور قرارگیری در مدار تعیین شده و انجام مأموریت، لازم است مسیر ورود به مدار بارمحموله مماس بر مدار باشد و سرعت نهایی با سرعت موردنیاز برای ورود به مدار برابر باشد. برای به دست آوردن سرعت نهایی حامل فضایی از حل معادلات حرکت استفاده می‌شود.

در این پژوهش مسیر راکت دوبعدی و در یک صفحه بر فراز زمین کروی در نظر گرفته شده، این فرض برای ساده‌سازی و بالا رفتن سرعت شبیه‌سازی انجام شده است و همچنین حل دوبعدی معادلات برای برآوردهای اولیه کافی خواهد بود. دستگاه مختصات مرجع، سیستم دستگاه مختصات مماس بر مسیر حرکت است، در شکل 4، نیروهای مؤثر بر حامل نشان داده شده است.

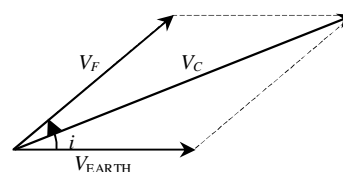


Fig. 3 Required orbital velocity with consider Earth's rotation

شکل 3 سرعت موردنیاز مداری با در نظر گرفتن چرخش زمین

$$\Delta V_{aero} = \frac{(C_D q)_{av} S}{T_{vac}} \int_0^{t_f} \frac{T_{vac}}{m} dt \quad (34)$$

اتلاف سرعت کل از رابطه (35) برابر خواهد بود با:

$$V_{Loss} = \sum_{i=1}^N (\Delta V_{aeroi} + \Delta V_{gi} + \Delta V_{engi} + \Delta V_{CSI}) \quad (35)$$

با قرار دادن رابطه مربوط به هر افت سرعت و مقدار سرعت ایده آل رابطه (20)، سرعت یک حامل فضایی چندمرحله‌ای از رابطه (36) قابل محاسبه خواهد بود:

$$V_F = \sum_{i=1}^N (V_{avi} - \Delta V_{Lossi}) \quad (36)$$

با حل هم‌زمان معادلات حرکت، سرعت حامل در هر لحظه محاسبه شده، تفاضل تغییرات سرعت ناشی از هر افت در هر لحظه از سرعت حامل در معادلات (37-40) آورده شده است، به این ترتیب حساسیت سرعت مراحل نسبت به نیروهای وارده قابل بررسی می‌باشند.

$$\Delta V_{aeroi} = V_i - \left[\frac{((C_D q)_i S)}{T_{vac}} \right]_i \times (-g_0 I_{sp} \ln \mu_{fi}) \quad (37)$$

$$\Delta V_{engi} = V_i - \tilde{\gamma} \tilde{P} \cos \alpha_i \times (-g_0 I_{spi} \ln \mu_{fi}) \quad (38)$$

$$\Delta V_{gi} = V_i - (g \sin \theta)_i t_{fi} \quad (39)$$

$$\Delta V_{CSI} = V_i - (1 - \cos \alpha_i) \times (-g_0 I_{spi} \ln \mu_{fi}) \quad (40)$$

4- مدل سازی و الگوریتم طراحی

مطابق روند نمای شکل 5، با انتخاب پارامترهای اصلی از بازه تغییرات، بر اساس آنالیزهای آماری، مقادیر جرمی نظیر: جرم مراحل، جرم پیشران و جرم سازه خشک و نیز مقادیر پارامترهای سیستم پیشران، نظیر: نیروی پیشران، ضربه ویژه، نرخ سوزش و زمان عملکرد محاسبه می‌گردند. برای آنالیز آماری، در صورتی که داده‌های آماری یک پارامتر حول میانگین، توزیع نرمال داشته باشند، از مقدار میانگین برای نقطه شروع طراحی استفاده می‌شود و برای بقیه پارامترها، به منظور برقراری شرط روند نما، با تغییر پارامتر از مقدار کمینه تا بیشینه بازه، تا زمانی که سرعت شبیه‌سازی و سرعت مداری کمتر از 1 درصد اختلاف داشته باشند، فرآیند طراحی را تکرار می‌کنیم.

در موتورهای سوخت مایع، به دلیل سوزش تقریباً یکنواخت سوخت و اکسید می‌توان دبی جرمی را ثابت در نظر گرفت، به این ترتیب تراست موتور ثابت خواهد بود. در فاز طراحی مفهومی، دبی جرمی سوخت‌های جامد نیز مانند سوخت مایع ثابت فرض می‌شود در حالی که با توجه به شکل گرین‌های سوخت شکل 6، دبی جرمی متغیر است و تراست برحسب زمان تغییر می‌کند، و تراست به دست آمده از رابطه بین تراست و جرم سوخت، متوسط تراست موتور سوخت جامد را نشان می‌دهد که در فاز طراحی مفهومی مناسب می‌باشد.

5- تعریف مسئله

در هر جامعه آماری محدوده تغییرات پارامترهای اصلی طراحی (جرمی و انرژی) را به دست می‌آوریم و با داشتن ورودی جرم بارمحموله، ارتفاع و شیب مداری از مأموریت فضایی، فرآیند طراحی آغاز می‌گردد و به کمک شبیه‌سازی حرکت حامل، انجام صحیح مأموریت (سرعت و ارتفاع انتهایی) را مورد ارزیابی قرار می‌دهیم.

می‌گردد، ولی در مراحل خارج از اتمسفر به دلیل کم بودن تغییرات فشار ثابت است. تراست موتور در هر لحظه عبارت است از:

$$T = \dot{m} v_e + A_e (P_e - P_h) \quad (24)$$

در شبیه‌سازی تأثیرات گرانش زمین و نیروهای آیرودینامیکی (درگ، برآ، چگالی و فشار هوا) به صورت دقیق و حاصل از شرایط واقعی اتمسفر وارد شده است.

3-5- سرعت حامل فضایی

با فرض بر این که نیروهای خارجی بر حامل وارد نمی‌شود و بردار تراست منطبق بر راستای محور طولی حامل است، قانون دوم نیوتن از معادله (25) محاسبه می‌گردد. با جایگذاری رابطه (26) در (25) و انتگرال‌گیری از رابطه به دست آمده، مقدار سرعت ایده آل حامل چندمرحله‌ای از رابطه (27) به دست می‌آید. روابط این بخش از مرجع [19] استخراج شده است.

$$T = m \frac{dV}{dt} \quad (25)$$

$$T_{vac} = -g_0 I_{sp} \left(\frac{dm}{dt} \right) \quad (26)$$

$$V_{idi} = \int_0^{t_f} \frac{T_{vac}}{m} dt = -g_0 \sum_{i=1}^N I_{spi} \ln \mu_{fi} \quad (27)$$

سرعت ایده آل مرحله حامل فضایی نشان‌دهنده حداکثر سرعت، بدون در نظر گرفتن اثرات جاذبه و اتمسفر زمین است.

افت سرعت ناشی از هدایت: تلفات ناشی از هدایت به دلیل غیر هم‌محور بودن بردار پیشران با سرعت حامل به وجود می‌آید. مقدار این افت سرعت از رابطه (28) به صورت ضربی از سرعت ایده آل محاسبه می‌شود.

$$\Delta V_{CS} = (1 - \cos \alpha) \int_0^{t_f} \frac{T_{vac}}{m} dt \quad (28)$$

افت سرعت ناشی از کاهش پیشران موتور در اتمسفر: اصطلاحاً افت موتور نامیده می‌شود، کاهش پیشران موتور مرحله اول (هنگام پرواز در اتمسفر) در مقایسه با تراست خالص (در لایه‌های رقیق اتمسفر) می‌باشد. مقدار این افت سرعت از رابطه (31) به صورت ضربی از سرعت ایده آل می‌باشد و مقدار این افت سرعت در مراحل بالایی صفر است (روابط پارامترها (30,29)).

$$\tilde{\gamma} = \frac{(T_{vac} - T_0)}{T_{vac}} \quad (29)$$

$$\tilde{P} = \frac{P_h}{P_0} \quad (30)$$

$$\Delta V_{eng} = \tilde{\gamma} (\tilde{P} \cos \alpha)_{av} \int_0^{t_f} \frac{T_{vac}}{m} dt \quad (31)$$

در مرحله عمودپروازی حامل متوسط زاویه حمله تقریباً برابر صفر است، به این ترتیب افت سرعت ناشی از موتور از معادله (32) به دست می‌آید:

$$\Delta V_{eng} = \tilde{\gamma} \tilde{P}_{av} \int_0^{t_f} \frac{T_{vac}}{m} dt \quad (32)$$

افت سرعت ناشی از جاذبه: نشان‌دهنده کاهش سرعت در اثر اعمال نیروی جاذبه زمین می‌باشد و از اصلی‌ترین عوامل افت سرعت است. افت سرعت ناشی از نیروی جاذبه زمین تابعی از مدت زمان پرواز و شعاع انحنای مسیر حرکت حامل فضایی است و از رابطه (33) محاسبه می‌گردد.

$$\Delta V_g = (g \sin \theta)_{av} t_f \quad (33)$$

افت سرعت موشک در اثر نیروهای آیرودینامیکی: بیانگر تأثیر نیروهای آیرودینامیکی در کاهش سرعت حامل است، افت آیرودینامیک رابطه (34) در مرحله اول به دلیل حرکت در لایه‌های غلیظ اتمسفری، مقدار قابل توجهی دارد.

بارمحموله، مشخصات مداری و مشخصات ایستگاه پرتاب زمینی در جدول 1 ارائه شده است.

با تفکیک جرمی - انرژتیک حامل‌های فضایی با توجه به مشخصات حامل فضایی سیکلون، جامعه آماری مورد مطالعه برای این مأموریت تعریف شده، حامل‌های فضایی دومرحله‌ای سبک سوخت مایع با قابلیت حمل بارجمله فضایی به 2.5 تا 3.5 تن به مدار نزدیک زمین، می‌باشند. بدین ترتیب چهار حامل فضایی به شرح جدول 2 مورد مطالعه قرار گرفته‌اند.

6- ارزیابی و پیاده‌سازی طراحی

مراحل روند نمای ارائه شده برای خانواده حامل‌های دومرحله‌ای با قابلیت حمل بار محموله 2.5 تا 3.5 تن، اجرا و با مأموریت حامل فضایی سیکلون که از داده‌های آماری می‌باشد، مقایسه شده است. جرم، نیروی پیشران، ضربه ویژه، دبی جرمی، زمان عملکرد مراحل و درصد اختلاف سرعت و ارتفاع شبیه‌سازی هنگام ورود به مدار (طراحی آماری) با سرعت و ارتفاع مأموریت، در جدول 3 ارائه شده است.

با توجه به داده‌های حاصل از شبیه‌سازی، حامل آماری طراحی شده دارای جرم اولیه کمتر است بنابراین با جرم کمتر، قادر به حمل محموله می‌باشد.

منحنی حاصل از شبیه‌سازی این حامل طراحی شده در شکل‌های 7-9 نشان داده شده است. با توجه به این که جامعه آماری ما متشکل از سه حامل فضایی آمریکایی و یک حامل فضایی اکرایی می‌باشد، اختلاف منحنی سرعت شبیه‌سازی حامل طراحی شده با حامل سیکلون شکل 7، اختلاف سطح تکنولوژیکی این دو کشور (تکنولوژی سیستم پیشران و سوخت مصرفی مراحل) را به خوبی نشان می‌دهد. پیشران حامل سیکلون، دی‌متیل‌هیدرازین/دی‌نیتروژن تترااکسید است در حالی که خانواده حامل تیتان دارای پیشران آبروزین 50 دی‌نیتروژن تترااکسید می‌باشند. در نتیجه پارامترهای سیستم

جدول 1 مشخصات مأموریت سیکلون

Table 1 Specification of Tsiklon-2M mission

مقدار	پارامترهای ورودی
	مشخصات اولیه حامل فضایی
2	تعداد مراحل
مایع	نوع سوخت
	مشخصات محموله
3	جرم بار محموله (Ton)
	ویژگی‌های مداری (دایروی)
200	ارتفاع مدار (km)
51	شیب مدار (deg)
	مشخصات نقطه پرتاب
100	ارتفاع نقطه پرتاب از سطح دریا (m)
45.6	عرض جغرافیایی نقطه پرتاب (deg)

جدول 2 جامعه آماری حامل‌های فضایی برای مأموریت تعریف شده [22]

Table 2 Launch vehicles statistical population for defined mission [22]

جرم بارمحموله (T)	جرم کل (T)	حامل‌های فضایی جامعه آماری
3.5	173.97	تیتان 3A
3.3	169.94	تیتان 3B
3.35	170.44	تیتان ⁺ 3B ⁺ (23B)
2.7-3.2	183	سیکلون 2M

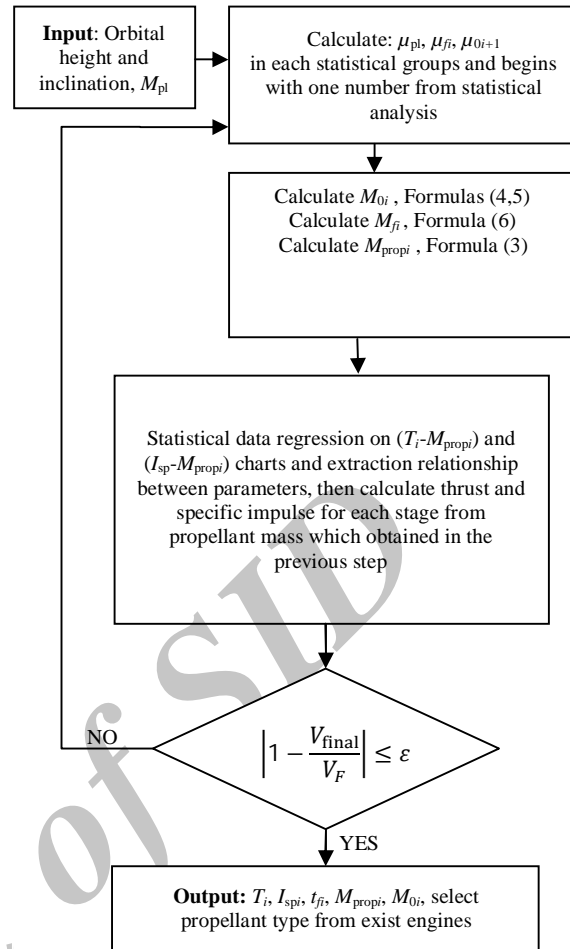


Fig. 5 Statistical design algorithms of Launch Vehicles

شکل 5 روند نمای طراحی آماری حامل‌های فضایی

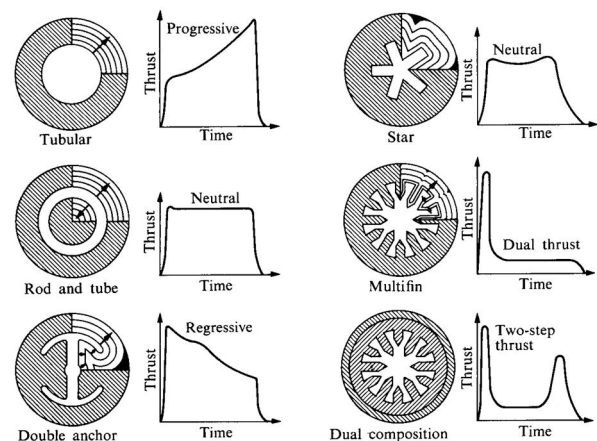


Fig. 6 Thrust profile of several grain configurations [21]

شکل 6 پروفایل تراست گرین‌های مختلف سوخت جامد [21]

5-1- تعریف پارامترهای مأموریتی مقاله

به منظور صحت سنجی الگوریتم طراحی حامل‌های فضایی با رویکرد آماری، یکی از مأموریت‌های موفق حامل فضایی اکرایی سیکلون با 115 پرتاب تا سال 2006 در نظر گرفته شده است.

مشخصات مأموریت فضایی شامل تعداد مراحل، نوع سوخت مرحله، جرم

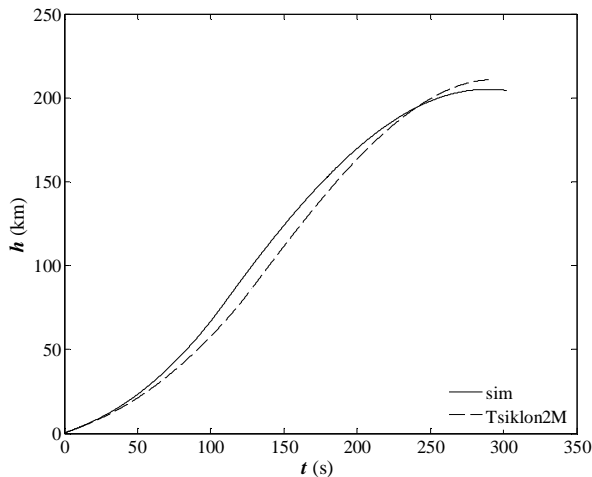


Fig. 8 Variation curve of vehicle altitude along the path

شکل 8 منحنی تغییرات ارتفاع حامل در طول مسیر

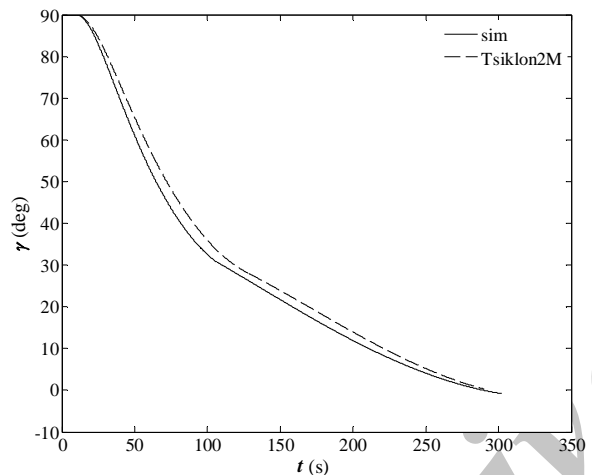


Fig. 9 Variation curve of vehicle path angle

شکل 9 منحنی تغییرات زاویه مسیر حرکت حامل

سرعت انتهای عملکرد مراحل، افزایش سرعت هر مرحله، متوسط افت حاصل از هر نیرو، درصد افت‌های سرعت، درصد کل افت سرعت و درصد اختلاف سرعت و ارتفاع شبیه‌سازی هنگام ورود به مدار با سرعت و ارتفاع مأموریت، برای طراحی آماری انجام شده در جدول 4 و همین مشخصات مربوط به حامل فضایی سیکلون در جدول 5، ارائه شده است.

با توجه به مقدار افت‌های سرعت مراحل در جدول 4، بیش‌ترین سهم افت سرعت ناشی از نیروی گرانش زمین می‌باشد و در ارتفاع‌های بالاتر به دلیل کم شدن جاذبه، اثر این نیرو کم‌تر می‌شود. نیروی آیرودینامیکی تنها در مرحله اول پرتاب (لایه‌های غلیظ اتمسفری) باعث کاهش سرعت حامل می‌شود. عملکرد موتور نیز به دلیل کم شدن فشار جو در مراحل دوم به بعد، صفر می‌باشد. افت هدایت و کنترل در مراحل ابتدایی به دلیل پرتاب عمودپروازی و زاویه حمله پایین در انتهای مرحله اول با تقریب خوبی صفر می‌باشد.

به‌این ترتیب می‌توان گفت که سرعت حامل فضایی چندمرحله‌ای برابر است با تفاضل بین سرعت ایده آل کل (تمامی مراحل) با مجموع افت‌های سرعت ناشی از افت موتور در اتمسفر، افت آیرودینامیک برای مرحله اول، افت هدایت برای مراحل دوم به بالا و افت نیروی جاذبه برای تمامی مراحل. سرعت حاصل از شبیه‌سازی پرواز و حساسیت سرعت مراحل نسبت به

جدول 3 مقایسه مشخصات حامل طراحی شده و حامل فضایی سیکلون

Table 3 Specification of designed launch vehicle and Tsiklon-2M

حامل فضایی سیکلون	کد طراحی آماری	مشخصات جرمی، ابعادی و عملکردی موشک حامل
183	159.9	جرم مرحله اول موشک حامل (Ton)
55.576	44.7	جرم مرحله دوم موشک حامل (Ton)
2502.2	2447.8	تراست مرحله اول (سطح دریا) (kN)
2752.4	2692.58	تراست مرحله اول (خلأ) (kN)
941.4	616.4	تراست مرحله دوم (خلأ) (kN)
127	106.5	زمان سوزش مرحله اول (sec)
170	195.5	زمان سوزش مرحله دوم (sec)
10	10	زمان عمودپروازی (sec)
0.9464	0.99	دبی پیشران مرحله اول (Ts^{-1})
0.3022	0.188	دبی پیشران مرحله دوم (Ts^{-1})
269.51	250.9	ضربه ویژه مرحله اول (سطح دریا) (sec)
317.53	333.7	ضربه ویژه مرحله دوم (خلأ) (sec)
	0.241	درصد اختلاف سرعت مداری مأموریت و سرعت شبیه‌سازی هنگام ورود به مدار (%)
	2.2	درصد اختلاف ارتفاع مداری مأموریت و ارتفاع شبیه‌سازی (%)

پیشران از جمله تراست و زمان سوزش مراحل حامل طراحی شده به روش آماری، متأثر از تکنولوژی غالب جامعه آماری خواهد بود، تراست مرحله دوم در طراحی آماری 616 کیلو نیوتن است در صورتی که تراست موتور مرحله دوم حامل سیکلون 941 کیلو نیوتن می‌باشد.

در شکل 8 منحنی ارتفاع مسیر در ارتفاع 200 کیلومتری، دارای شیب مسیر صفر بوده و منحنی تغییرات زاویه مسیر حرکت حامل برحسب زمان در شکل 9 نیز نشان می‌دهد که بار محموله هنگام ورود به مدار مأموریت، دارای زاویه مسیر صفر می‌باشد.

درصد خطای سرعت و ارتفاع شبیه‌سازی شده نسبت به سرعت مداری و ارتفاع مدار پارکینگ در برنامه متلب محاسبه شده که برای سرعت 0.241% و برای ارتفاع 2.2% می‌باشد. با توجه به این موضوع که برای انجام موفق مأموریت، سرعت کمتر از 1% و ارتفاع کمتر از 3% اختلاف دارد، درصد خطای حامل طراحی شده، مناسب بوده و جوابگوی طرح می‌باشد.

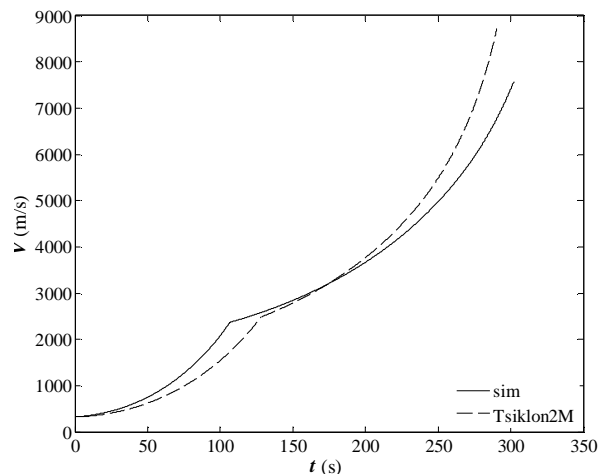


Fig. 7 Variation curve of vehicle velocity along the path

شکل 7 منحنی تغییرات سرعت حامل در طول مسیر

مرحله اول، نشان می‌دهد. همان‌طور که در شکل نشان داده شده، سرعت بدون افت آیرودینامیکی در انتهای مرحله اول روی سرعت شبیه‌سازی منطبق است و بیشینه مقدار این افت سرعت در ابتدای مرحله اول و هنگام برخاست حامل از سکوی پرتاب می‌باشد.

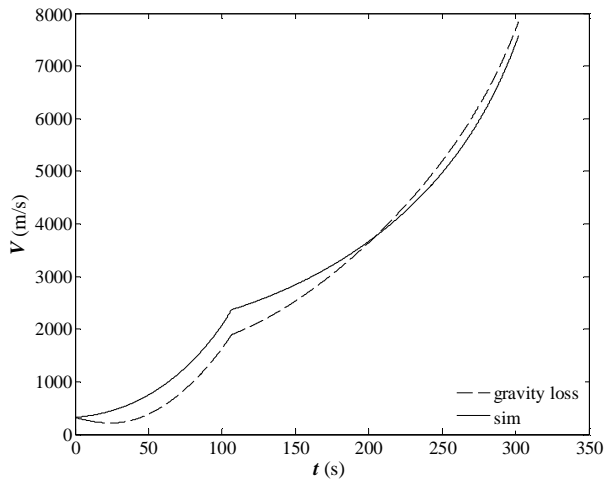


Fig. 10 Variation curve of gravity loss

شکل 10 منحنی تغییرات افت نیروی جاذبه

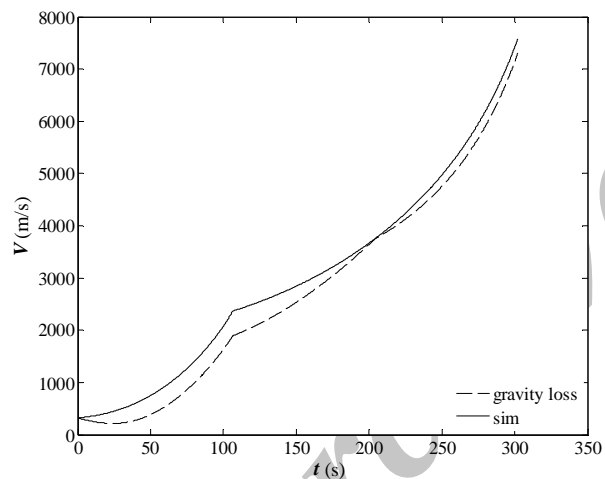


Fig. 11 Absolute gravity loss curve

شکل 11 قدر مطلق افت نیروی جاذبه

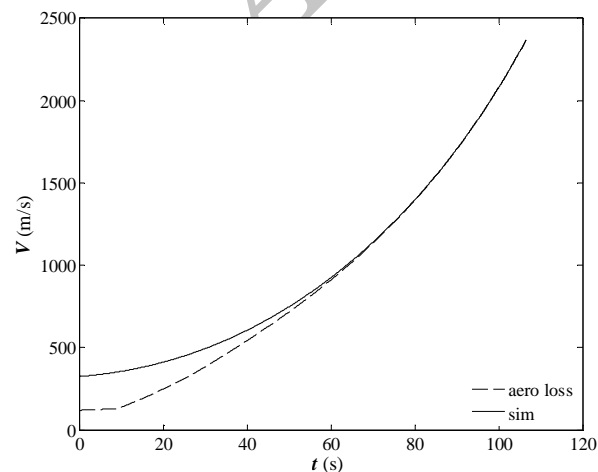


Fig. 12 Variation curve of aerodynamic loss

شکل 12 منحنی تغییرات افت آیرودینامیک

جدول 4 مشخصات نهایی مراحل در طول پرتاب به مدار مأموریت سیکلون

Table 4 Final specification of stages during launch to mission orbit of Tsiklon-2M

پارامترها	مراحل		درصد افت
	II	I	
زمان انتهای عملکرد مراحل (sec)	195.6	106.5	
سرعت انتهای عملکرد مراحل (ms^{-1})	7570	2366	
زاویه حمله انتهای عملکرد مراحل (deg)	-4.78	-3.154	
زاویه مسیر انتهای عملکرد مراحل (deg)	0	30.7	
سرعت ایده آل (ms^{-1})	5662.47	2675	
متوسط افت سرعت ناشی از نیروی جاذبه (ms^{-1})	16.36	355.36	1008.9
متوسط افت سرعت ناشی از ارتفاع عملکرد موتور (ms^{-1})	0.999	0	83.293
متوسط افت سرعت ناشی از نیروهای آیرودینامیکی (ms^{-1})	1.85	0	154.273
متوسط افت سرعت ناشی از سیستم هدایت و کنترل (ms^{-1})	0.938	78.21	0
مجموع افت سرعت (ms^{-1})	20	433.56	1246.447

جدول 5 مشخصات نهایی مراحل در طول پرواز حامل فضایی سیکلون

Table 5 Final specification of stages during flight of Tsiklon-2M

پارامترها	مراحل		درصد افت
	II	I	
زمان انتهای عملکرد مراحل (sec)	162.3182	128.1466	
سرعت انتهای عملکرد مراحل (ms^{-1})	8718	2480	
زاویه حمله انتهای عملکرد مراحل (deg)	-6.384	-0.2882	
زاویه مسیر انتهای عملکرد مراحل (deg)	0	28.05	
سرعت ایده آل (ms^{-1})	7014.5	2873.4	
متوسط افت سرعت ناشی از نیروی جاذبه (ms^{-1})	13.1987	296.5986	1008.5
متوسط افت سرعت ناشی از ارتفاع عملکرد موتور (ms^{-1})	0.8148	0	80.5631
متوسط افت سرعت ناشی از نیروهای آیرودینامیکی (ms^{-1})	1.4370	0	142.0853
متوسط افت سرعت ناشی از سیستم هدایت و کنترل (ms^{-1})	0.8817	87.1780	0
مجموع افت سرعت (ms^{-1})	16.332	383.7765	1231.1

نیروهای وارده معادلات (37-40) در منحنی‌های شکل‌های 10-14 نشان داده شده است.

شکل 10 تأثیر نیروی جاذبه را نشان می‌دهد و در تمام مراحل حرکت حامل فضایی مؤثر می‌باشد. زاویه پیچ انتهای مرحله دوم منفی بوده در نتیجه مقدار افت سرعت ناشی از نیروی جاذبه، نیز منفی می‌شود. می‌توان قدر مطلق مقدار سینوس زاویه پیچ را برای این بخش در نظر گرفت (شکل 11). نقطه طلاق این دو منحنی، زمانی است که زاویه پیچ صفر می‌باشد.

شکل 12، تأثیر نیروهای آیرودینامیکی را در زمان عمودپروازی تا انتهای

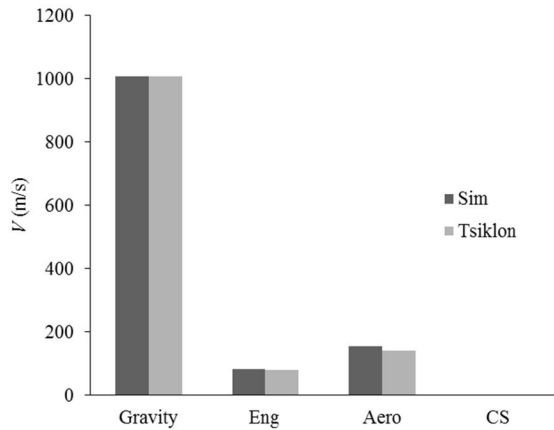


Fig. 15 Compare the average effective forces, at velocity loss until the end of the first stage flight

شکل 15 مقایسه متوسط نیروهای مؤثر در افت سرعت تا انتهای عملکرد پرواز مرحله اول

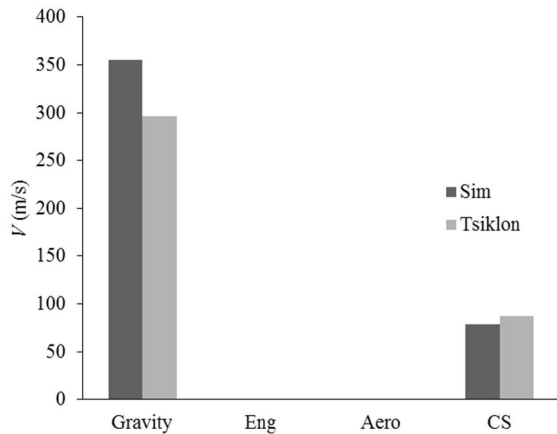


Fig. 16 Compare the average effective forces, at loss velocity until the end of the second stage flight

شکل 16 مقایسه متوسط نیروهای مؤثر در افت سرعت تا انتهای عملکرد پرواز مرحله دوم

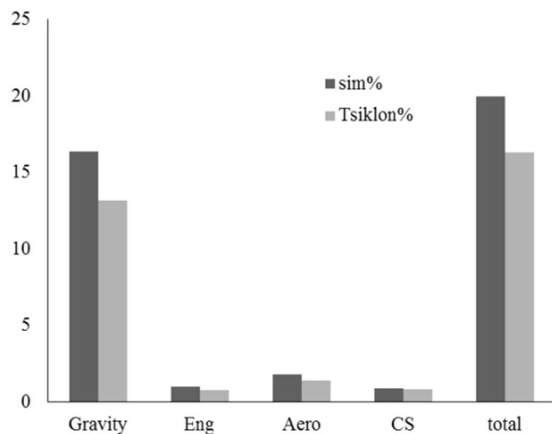


Fig. 17 Compare percent average effective forces at steps velocity loss

شکل 17 مقایسه درصد میانگین نیروهای مؤثر در افت سرعت مراحل

اصلی جامعه آماری شروع شده و در یک پروسه تکرار، مشخصات جرمی-انرژییک حامل به گونه‌ای محاسبه می‌گردد که سرعت نهایی حامل طراحی شده به کمک شبیه‌سازی پرواز، حداکثر 1 درصد با سرعت قابل حصول در مدار مأموریت اختلاف داشته باشد.

کاهش پیشران موتور مرحله اول (هنگام پرواز در اتمسفر) شکل 13، همانند تأثیر نیروهای آیرودینامیکی می‌باشد و سرعت بدون افت پیشران در انتهای مرحله اول روی سرعت شبیه‌سازی منطبق است.

منحنی افت سرعت سیستم هدایت و کنترل تنها در مرحله دوم حرکت حامل محاسبه می‌شود زیرا در مراحل اولیه زاویه حمله کوچک و تقریباً صفر می‌باشد. شکل 14 تأثیر پایین این افت را نشان می‌دهد.

بنابراین این منحنی‌ها نیز نشان می‌دهد که افت‌های سرعت ناشی از موتور و آیرودینامیک در مرحله اول، افت هدایت در مراحل دوم به بالا و افت نیروی جاذبه برای تمام مراحل، تأثیرگذار می‌باشد.

میانگین تأثیر نیروها در افت سرعت، برای حامل شبیه‌سازی شده و حامل واقعی در مراحل مختلف کارکرد حامل، در نمودار شکل‌های 15 و 16 و درصد تأثیر نیروها در افت سرعت مراحل در شکل 17، نشان داده شده است.

7- نتیجه گیری

در این مقاله، ضمن ارائه روند نمای طراحی مفهومی حامل فضایی با رویکرد پردازش آماری به آنالیز حساسیت سرعت حامل نسبت به نیروهای مؤثر خارجی حامل پرداخته شد.

در روش آماری، طراحی با انتخاب مقادیری از بازه تغییرات پارامترهای

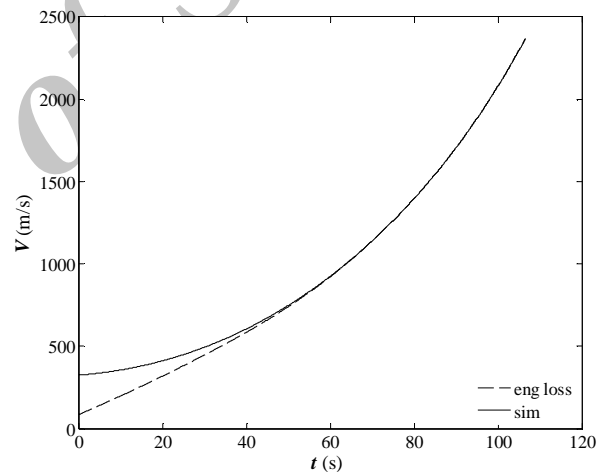


Fig. 13 Variation curve of engine loss in the first stage

شکل 13 منحنی تغییر افت پیشران موتور مرحله اول

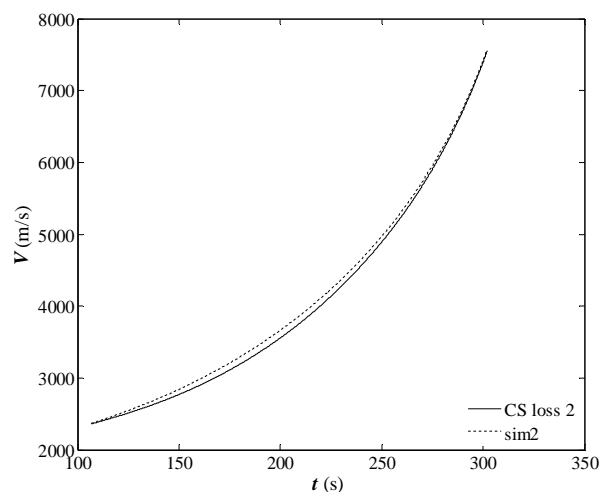


Fig. 14 Variation curve guidance and control system loss

شکل 14 منحنی تغییر افت سیستم هدایت و کنترل

دبی جرمی (kgs^{-1})	\dot{M}_i	به منظور صحت‌سنجی روش طراحی آماری، نتایج حاصل از شبیه‌سازی با نمونه واقعی مقایسه می‌شود. تطابق بالای منحنی‌های حاصل از شبیه‌سازی و نمونه واقعی، دقت داده‌های آماری و تعمیم‌پذیری این روش برای مأموریت‌های مشابه مأموریت تعریف‌شده را نشان می‌دهد.
تعداد مراحل	N	منحنی‌های ارتفاع، سرعت و تغییرات زاویه مسیر حرکت حامل، نشان می‌دهد که در سوختن کامل مراحل، بارمحموله هنگام ورود به مدار زاویه مسیر صفر و سرعت لازم برای ماندن در مدار مأموریت را دارا می‌باشد، که بیانگر قابلیت انجام مأموریت و دقت طراحی آماری است، علاوه بر این اختلاف کمتر از 1 و 3 درصد به ترتیب برای سرعت و ارتفاع نهایی حامل طراحی‌شده با مقادیر مأموریتی، نیز بیانگر دقت طراحی آماری می‌باشد.
فشار در خروجی نازل (Pa)	P_e	به منظور آنالیز حساسیت سرعت مراحل نسبت به نیروهای وارد بر حامل (نیروهای جاذبه، آیرودینامیک، پیشران موتور و سیستم هدایت و کنترل)، منحنی‌های افت سرعت ارائه شده‌اند. منحنی افت نیروی جاذبه نشان می‌دهد که نیروی جاذبه مؤثرترین نیروی وارد بر حامل می‌باشد و در تمام مراحل حرکت حامل فضایی باعث کاهش سرعت مرحله می‌شود. منحنی افت نیروی آیرودینامیک در زمان‌های اولیه پرتاب به دلیل گذر از جو غلیظ اتمسفر، اختلاف بالایی در سرعت حامل ایجاد می‌کند اما در انتهای مرحله اول تأثیر این نیرو صفر می‌شود. منحنی کاهش پیشران موتور نیز در هنگام پرواز در اتمسفر، به دلیل وجود فشار اتمسفر، مقدار بیشتری دارد. منحنی افت سیستم هدایت و کنترل در زمان عمودپروازی (زاویه حمله صفر) و در طول کارکرد موتور مرحله اول به دلیل کم بودن زاویه حمله تقریباً صفر می‌باشد اما در مرحله دوم به بعد اختلاف بردار پیشران با جهت سرعت (زاویه حمله)، باعث افت سرعت می‌شود.
فشار در ارتفاع موردنظر (Pa)	P_h	با توجه به دقت مناسب روش طراحی آماری، می‌توان از آن برای تخمین اولیه در فرآیند بهینه‌سازی سامانه‌های فضایی استفاده کرد، به این ترتیب بدون اتلاف وقت و هزینه، ارزیابی کلی از مشخصات حامل مورد طراحی در اختیار طراح قرار می‌گیرد و سرعت و دقت محاسبات را افزایش می‌دهد.
شعاع زمین (m)	R_E	
سطح مقطع مقابل جریان (m^2)	S	
زمان سوزش مرحله i ام (s)	t_{fi}	
تراست بلوک i ام (kN)	T_i	
تراست خلأ (kN)	T_{vac}	
سرعت ایده آل (ms^{-1})	V_{id}	
افت سرعت پیشران موتور (ms^{-1})	ΔV_{eng}	
افت سرعت آیرودینامیکی (ms^{-1})	ΔV_{aero}	
افت سرعت جاذبه (ms^{-1})	ΔV_g	
افت سرعت هدایت (ms^{-1})	ΔV_{cs}	
سرعت گاز خروجی از نازل موشک (ms^{-1})	v_e	

علائم یونانی

زاویه حمله (deg)	α	
زاویه مسیر پرواز (deg)	γ	
زاویه پیچ (deg)	θ	
نسبت جرم نهایی به جرم اولیه مرحله	μ_{fi}	
نسبت جرمی هر مرحله به مرحله قبل	μ_{oi}	
چگالی هوا در ارتفاع موردنظر (kgm^{-3})	$\rho(H)$	
عرض جغرافیایی نقطه پرتاب (deg)	φ	
برد حرکت حامل (km)	χ	
سرعت زاویه‌ای چرخش زمین (rads^{-1})	ω_E	

زیر نویس‌ها

آیرودینامیک	Aero
کنترل سیستم	CS
خروجی نازل	e
زمین	E
موتور	eng
پوشش آیرودینامیکی	fairing
جاذبه	g
ایده آل	Id
سوخت	Prop
بارمحموله	PI
سری فضایی	Sp
بلوک انتقال مداری	Up
خلأ	Vac

9- مراجع

- [1] National Aeronautics and Space Administration, NASA Headquarters, *Systems Engineering Handbook*, Revision 1, pp. 1-5, Washington, D.C.: Wiley, 2007.
- [2] H. Naseh, *Launch vehicle conceptual design by using holistic concurrent design (HCD)*, PhD Thesis, Department of Aerospace Engineering, Khaje Nasir Toosi University of Technology, Tehran, 2014. (in Persian فارسی)
- [3] M. Mirshams, H. Karimi, H. Naseh, Multi-stage liquid propellant launch 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)

8- فهرست علائم

A_e	سطح مقطع نازل (m^2)
C_D	ضریب درگ
$C_{L\alpha}$	ضریب برآ
D	نیروی پسا (N)
g_0	گرانش زمین (ms^{-2})
H	ارتفاع مداری مأموریت (km)
i	شیب مداری مأموریت (deg)
I_{sp}	ضربه ویژه (s)
L	نیروی برآ (N)
m_{0i}	جرم بلوک مرحله i ام حامل فضایی (Ton)
m_{up}	جرم بلوک انتقال مداری (Ton)
m_{fi}	جرم نهایی بلوک i ام حامل فضایی (Ton)
m_{sp}	جرم سری فضایی (Ton)
m_{prop}	جرم پیشران بلوک i ام (Ton)
M_{0i}	جرم مرحله i ام (Ton)
M_{pl}	جرم بار محموله (Ton)
$M_{fairing}$	جرم پوشش آیرودینامیکی (Ton)
M_{fi}	جرم نهایی مرحله i ام (Ton)

- design by using a fuzzy-genetic algorithm multi-objective optimization method, *Journal of Aerospace Engineering*, Vol. 228, No. 14, pp. 2587-2603, 2014. (in Persian فارسی)
- [13] M. Mirshams, H. Naseh, H. R. Fazeli, Multi-objective multi-disciplinary design of space launch system using holistic concurrent design, *Journal of Aerospace Science and Technology*, Vol. 33, No. 1, pp. 40-54, 2014. (in Persian فارسی)
- [14] M. Mirshams, J. Roshanian, S. Y. Dehkordi, A. A. Bataleblu, Launch vehicle collaborative robust optimal design with multiobjective aspect and uncertainties, *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 15, No. 11, pp. 339-350, 2015. (in Persian فارسی)
- [15] M. Hashemi, H. Darabi, J. Roshanian, Comparison of statistical method and multidisciplinary optimal method in conceptual design of a light launch vehicle with liquid propellant engine, *Journal of Space Science & Technology (JSST)*, Vol. 5, No. 1, pp. 61-72, 2012. (in Persian فارسی)
- [16] M. J. Lewis, T. Rice, Design of a university launch vehicle system, *Proceedings of The 10th AIAA Applied Aerodynamics Conference, Fluid Dynamics and Co-located Conferences*, Palo Alto, CA, U.S.A., June 22-24, 1992
- [17] H. Darabi, *Multidisciplinary conceptual design optimization applied to manned launch vehicle including cost*, PhD Thesis, Department of Aerospace Engineering, Khaje Nasir Toosi University of Technology, Tehran, 2013. (in Persian فارسی)
- [18] V. P. Mishin, V. K. Bezverbny, B. M. Pankratov, *Fundamentals of Flight Vehicles Design*, pp. 24-64, Moscow: Mechanical Engineering, 1985
- [19] Yu. G. Sikharulidze, *Ballistics of Flight Vehicles*, Main Edition of the physical and mathematical literature, pp. 98-115, Moscow: Science, 1982
- [20] P. H. Zipfel, *Modeling and Simulation of Aerospace Vehicle Dynamics*, Second Edition, pp. 285-286, Reston, Virginia: Aiaa Education Series, 2007
- [21] P. G. Hill, C. R. Peterson, *Mechanics and Thermodynamics of Propulsion*, Second Edition, pp. 589-600, United States: Addison-wesley, 1992
- [22] V. N. Kobelev, A. G. Milovanov, *Launch Vehicles for Launch Spacecrafts*, pp. 126-129, Moscow: Restart, 2009
- [4] E. Fadakar, H. Naseh, A. M. Akhlaghi, M. Mirshams, optimization by using Genetic Algorithm of liquid-propellant launch vehicles, *Proceedings of The 9th Conference of Iranian Aerospace Society*, Tehran, Iran, Feb 8-10, 2010. (in Persian فارسی)
- [5] 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)
- [6] M. Mirshams, H. Naseh, M. Mirdamadian, H. R. Fazeli, Sensitivity analysis engine system parameters on ballistic characteristics of liquid-propellant launch vehicles, *Proceedings of The 1st Conference of Launch Vehicle*, Tehran, Iran, November 12-13, 2011. (in Persian فارسی)
- [7] M. Mirshams, M. Mirdamadian, H. Naseh, H. R. Fazeli, Optimization of system parameters for closed-cycle liquid engine with response surface modeling method, *Proceedings of The 1st Conference of Launch Vehicle*, Tehran, Iran, November 12-13, 2011. (in Persian فارسی)
- [8] A. M. Akhlaghi, M. Mirshams, H. Naseh, Expendable launch vehicle reliability modeling by using stochastic method, *Proceedings of The 1st Conference of Aerospace System Reliability*, Tehran, Iran, October 24-26, 2009. (in Persian فارسی)
- [9] A. M. Akhlaghi, H. Naseh, M. Mirshams, S. Irani, A bayesian networks approach to reliability analysis of a launch vehicle liquid propellant engine, *Journal of Aerospace Science and Technology (JAST)*, Vol. 8, No. 2, pp. 107-117, 2011.
- [10] M. Mirshams, S. Irani, A. M. Akhlaghi, H. Naseh, Subsystem space vehicle reliability with hierarchical analysis in conceptual design phase, *Journal of Space Science & Technology (JSST)*, Vol. 5, No. 2, pp. 49-57, 2012. (in Persian فارسی)
- [11] M. Mirshams, H. Naseh, A. M. Akhlaghi, S. Irani, Reliability based launch vehicle conceptual design (RLVCD), *Sharif Mechanical Engineering*, Vol. 30-3, No. 1, pp. 19-30, 2014. (in Persian فارسی)
- [12] M. Mirshams, H. Naseh, H. Taei, H. R. Fazeli, Liquid propellant engine