



طراحی حامل فضایی به روش بهینه مشارکتی و بهینه مقاوم مشارکتی با رویکرد چند هدفی و عدم قطعیت

مهران میرشمس^{1*}، جعفر روشنیان²، سجاد یادگاری دهکردی³، علی اصغر بطالبلو⁴

- 1- دانشیار، مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی، تهران
 - 2- استاد، مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی، تهران
 - 3- کارشناس ارشد، مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی، تهران
 - 4- دانشجوی دکترا، مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی، تهران
- * تهران، صندوق پستی 16765-3381، mirshams@kntu.ac.ir

اطلاعات مقاله

مقاله پژوهشی کامل
دریافت: 21 اردیبهشت 1394
پذیرش: 01 مهر 1394
ارائه در سایت: 17 آبان 1394

کلید واژگان:

حامل فضایی

طراحی بهینه چند موضوعی

طراحی مقاوم

طراحی چند هدفی

طراحی بهینه مشارکتی

چکیده

توجه به عدم قطعیت‌ها در روند طراحی ماهواره‌برها، یکی از مهم‌ترین فاکتورها برای دستیابی به نتایج منطقی و قابل اعتماد می‌باشد. بر این اساس، برای دخالت دادن تأثیر عدم قطعیت‌ها، دو روش طراحی بهینه چند موضوعی و طراحی مقاوم ترکیب شده‌اند. حاصل این ترکیب، دستیابی به طرح حاملی بهینه با کم‌ترین جرم کل و در عین حال، مقاوم نسبت به عدم قطعیت‌ها برای انجام مأموریت است. در گام اول این پژوهش، به کمک ساختار بهینه مشارکتی، حاملی با پیشران مایع و با محوریت دو موضوع برای ارسال محموله 1200 کیلوگرمی به مدار دایروی 750 کیلومتری از سطح زمین و شیب مداری 50/7 درجه طراحی شده است. موضوع اول سه زیرسیستم طراحی موتور، طراحی هندسه و تخمین جرم را در برمی‌گیرد و موضوع دوم، زیرسیستم‌های طراحی زاویه فراز، محاسبات آیرودینامیکی و شبیه‌سازی مسیر را شامل می‌شود. در ادامه، دو روش طراحی بهینه مشارکتی و طراحی مقاوم با اتخاذ رویکرد چند هدفی ترکیب شده‌اند تا حامل بهینه و مقاوم برای مأموریت مذکور طراحی شود. نتایج به دست آمده نشان می‌دهد که جرم مرحله اول طرح ناشی از طراحی مقاوم مشارکتی نسبت به حامل طراحی شده به روش بهینه مشارکتی سه تن سنگین‌تر بوده و روی هم‌رفته هفت ثانیه نیز به زمان عملکرد موتورها اضافه می‌شود، ضمن آن‌که به لحاظ ابعادی نیز اندکی افزایش پیدا می‌کند. ارزیابی نتایج خروجی از هر زیرسیستم و همچنین مقایسه نتایج نهایی به دست آمده با نتایج حاصل از حامل طراحی شده برای مأموریت مذکور به روش امکان‌پذیری چند موضوعی، بر صحت نتایج تأکید دارد.

Launch vehicle collaborative robust optimal design with multiobjective aspect and uncertainties

Mehran Mirshams*, Jafar Roshanian, Sajjad Yadegari Dehkordi, AliAsghar Bataleblu

Department of Aerospace Engineering, K.N.Toosi University of Technology, Tehran, Iran.

* P.O.B. 16765-3381 Tehran, Iran, mirshams@kntu.ac.ir

ARTICLE INFORMATION

Original Research Paper
Received 11 May 2015
Accepted 23 September 2015
Available Online 08 November 2015

Keywords:

Space Launch Vehicle
Multidisciplinary Design Optimization
Robust Design
Multiobjective Design
Collaborative

ABSTRACT

Considering uncertainties in the design process is one of the most important factors to achieve reasonable and reliable results. In this article, a collaborative structure, which is a multidisciplinary design optimization, is combined with a robust design approach to design an optimum and robust launch vehicle, while considering the effects of uncertainties. First, a liquid-fuel vehicle is designed under two disciplines to send a 1200 kg mass to the 750 km orbit from the earth surface with 50.7° orbital inclination, using the collaborative structure. It should be said that the first discipline includes three subsystems that are engine design, geometry design and estimating the mass. Also, the second discipline includes three subsystems that are pitch program, aerodynamic calculations and trajectory simulation. Then, the optimum collaborative output is combined with the robust design in a multi-objective model to achieve the final vehicle configuration. The results show that the calculated mass of the first stage of the project using the collaborative robust design process is 3 tons heavier than the calculated mass using optimum collaborative design approach and the engines working time is increased. The overall size of the launch vehicle is increased too. The outputs of each subsystem have been evaluated and also, the overall results have been compared with another design process, i.e. MDF. This comparison shows the acceptable accuracy of the proposed approach.

Please cite this article using:

M. Mirshams, J. Roshanian, S. Yadegari 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)

برای ارجاع به این مقاله از عبارت ذیل استفاده نمایید:

1- مقدمه

حساسیت به نقطه شروع در بهینه‌سازی زیرسیستم، در برخی از مسائل با مشکل مواجه می‌شود. در سال 2007 آقای ماهادوان و همکارش روشی مجزا برای بهینه‌سازی طراحی چند موضوعی تحت عدم قطعیت ارائه دادند [6]. در سال 2011، آقای زمان و همکارانش مقاله‌ای با عنوان بهینه‌سازی طراحی بر مبنای مقاومت تحت عدم قطعیت در اطلاعات ارائه کرده‌اند [7]. بنابراین با نگاهی به مراجع مرور شده می‌توان دریافت که اعمال عدم قطعیت‌ها در بدو مسیر طراحی مدنظر طراحان قرار گرفته است. همچنین برای طراحی حامل‌ها پژوهش‌هایی در زمینه ترکیب طراحی بهینه چند موضوعی و طراحی مقاوم انجام شده است. اما نکته‌ای که باید به آن توجه نمود این است که در این پژوهش، اثر عدم قطعیت‌ها بر پارامترهای کلیدی مسأله یعنی ارتفاع تزریق، سرعت تزریق و زاویه تزریق به‌عنوان یکی از اهداف، در کنار هدف کاهش جرم اولیه در نظر گرفته شده است. در اصل نوآوری این پژوهش، نگارش الگوریتمی برای طراحی حاملی است که پارامترهای کلیدی آن نسبت به عدم قطعیت‌ها مقاوم هستند؛ موضوعی که در هیچ‌یک از پژوهش‌های گذشته مدنظر نبوده است.

2- متدولوژی

2-1- طراحی بهینه چند موضوعی

سیستم‌های پیچیده‌ای مثل حامل‌های فضایی که شامل تعداد بسیار زیادی قطعه هستند، از زیرسیستم‌های مختلفی ساخته شده‌اند. هر زیرسیستم توسط مهندسين متخصص و مرتبط با همان زیرسیستم طراحی می‌گردد. به همین دلیل معمولاً هر زیرسیستم به‌طور مستقل طراحی گردیده و هدف مدنظر طراحان این بخش‌ها، دستیابی به طرحی برای تحقق نیازمندی‌های فنی فارغ از تأثیر آن بر سایر زیرسیستم‌ها می‌باشد. نتیجه این خواهد بود که غالب زیرسیستم‌ها با یکدیگر همخوانی نداشته و در تعارض خواهند بود.

بنابراین لزوم حضور مهندسان سیستم و طرحی که بین این ساختارها تعادل ایجاد کند به‌خوبی احساس می‌شود. مهندس سیستم این تعادل را به‌خوبی برقرار می‌سازد به این نحو که با در نظر گرفتن الزامات طراحی هر زیرسیستم و بررسی حالات مختلف طراحی در یک فضای گسترده طراحی، می‌تواند مناسب‌ترین طرح را ارائه کند. طرح مناسب، مجموعه متعادلی از ابعاد و ویژگی‌های مختص هر زیرسیستم خواهد بود؛ لیکن برای بهینه بودن طرح حاصله تضمینی وجود ندارد. همین مسأله ضرورت توجه به روش‌های بهینه‌سازی طراحی را نشان می‌دهد. طراحی بهینه چند موضوعی روشی است که می‌تواند این موضوعات را همزمان در نظر گرفته و ضمن توجه به تأثیراتشان بر یکدیگر، طرح بهینه را با توجه به قیود مسأله، ارائه کند. طراحی بهینه چند موضوعی شامل روش‌های مختلفی می‌شود که یکی از آن‌ها روش مشارکتی است.

روش مشارکتی کاربرد بیشتری دارد و در این مقاله از این روش استفاده شده است. این روش برای اعطای استقلال بیشتر به زیرسیستم‌ها به‌منظور برآورده ساختن قیود بین آن‌ها ایجاد شده است. در این روش مسأله بهینه‌سازی به چند زیرمسئله تقسیم می‌شود. برای هر زیرمسئله، یک بهینه‌ساز محلی قرار دارد که ویژگی‌های زیر را دارد:

- متغیرهای طراحی داخلی را کنترل می‌کند.
- نسبت به ارضای قیود داخلی حساس است.
- اطلاعاتی از متغیرها و قیود دیگر زیرسیستم‌ها ندارد.

هر بهینه‌ساز موضوعی متغیرهای خود را به‌منظور یافتن یک تعادل با

گام اول برای طراحی یک حامل فضایی، طراحی مفهومی این سیستم پیچیده است. مهندس سیستم در فاز طراحی مفهومی آزادی عمل دارد و تنها عاملی که می‌تواند او را محدود کند، قیودی است که کارفرما برای طراح تعیین می‌کند و یا سطح تکنولوژی در دسترس می‌باشد؛ اما در ادامه، با پیشرفت پروژه آزادی عمل کم می‌شود. ملاحظه می‌گردد که برای انتخاب روش طراحی، دست متخصصان سیستم باز می‌باشد. بنابراین طراحان حامل‌های فضایی باید با روش‌های متنوع طراحی آشنا بوده و متناسب با نوع مأموریت، بهترین روش طراحی را انتخاب کنند. این متخصصان باید روشی را انتخاب کنند که ضمن تحقق نتیجه، طرح بهینه‌ای را در مدت‌زمان حداقلی به‌عنوان خروجی ارائه کنند و هزینه موردنیاز را در کمترین سطح ممکن نگهدارند. روش‌های متنوعی برای طراحی حامل‌ها وجود دارد. از جمله این روش‌ها می‌توان به طراحی آماری، طراحی بر مبنای قابلیت اطمینان و طراحی چند هدفی اشاره نمود. همچنین یکی از این روش‌ها، طراحی بهینه چندموضوعی¹ می‌باشد که خود ساختارهای مختلفی دارد و متناسب با هر مأموریت می‌توان تعدادی از این ساختارها را برای طراحی بهینه حامل به کار گرفت. اما در هر صورت در هر روش طراحی که انتخاب می‌گردد باید زیرسیستم‌ها دقیق مدل شوند و شرایط محیطی و محدودیت‌های طراحی و ساخت نیز به‌طور کامل در نظر گرفته شوند. در اغلب موارد طراحی، طراحان نمی‌توانند به‌طور کامل این شرایط را حدس زده و دقیقاً مدل‌سازی نمایند. به همین منظور استفاده از روش‌های خاص مثل طراحی مقاوم توصیه می‌شود تا طرح خروجی، بتواند در صورت اعمال ورودی‌هایی که نسبت به ورودی‌های پیش‌بینی شده فاصله دارند، همچنان عملکرد مناسبی برای اجرای صحیح مأموریت داشته باشد. در این پژوهش از روش‌های طراحی مقاوم² و طراحی بهینه چند موضوعی با ساختار مشارکتی³ استفاده شده است. مزیت طراحی بهینه چند موضوعی با ساختار مشارکتی در این است که این روش، انعطاف‌پذیر می‌باشد و موضوعات جدید می‌توانند به‌راحتی اضافه گردند یا حتی برخی موضوعات حذف شوند. طراحی مقاوم نیز سبب می‌شود که نامعینی‌های ناشی از تأثیرات محیطی و یا نقص اطلاعات در طراحی یا فرضیات ساده‌سازی، در نظر گرفته شده و طرح خروجی طرحی با قابلیت اعتماد بالاتر باشد.

در ادامه به مرور پژوهش‌های انجام‌شده پرداخته می‌شود.

آقای جیو⁴ و همکارانش در سال 1999 یک مسأله چند موضوعی را از نظر مقاومت از روش بدترین وضعیت حل نمودند [1]. به دنبال آن در سال 2000 و 2001 مقالاتی در زمینه مسأله چند موضوعی مقاوم کخ و ماوریس منتشر شدند [2,3]. چن و همکارانش در سال 2000 [4] کارهای قبلی خود و سایر پژوهشگران قبلی را در زمینه تلفیق طراحی بهینه چند موضوعی با طراحی مقاوم تکمیل کردند و روشی به نام تحلیل عدم قطعیت یکپارچه زیرسیستم اصلاح‌شده⁵ را معرفی نمودند. چن و همکارانش در سال 2001 [5] طراحی مقاوم را وارد ساختار بهینه‌سازی مشارکتی کردند و یک ساختار سلسه‌مراتبی ابداع نمودند که شامل سه سطح سیستم، زیرسیستم و سطح تحلیل عدم قطعیت می‌شد. آن‌ها گزارش کردند که اگرچه این روش کارآمد است، ولی به دلیل وجود مشکل همگرایی بهینه‌سازی مشارکتی و

1- Multidisciplinary Design Optimization

2- Robust Design

3- Collaborative

4- Gu

5- MCSSUA

می‌شوند. مقاوم بودن طراحی نسبت به فاکتورهای کنترل اهمیت دارد زیرا طراح ممکن است فقط قادر باشد مقادیر متغیر طراحی را برای یک تلورانس معین تعیین کند و البته ممکن است این مقادیر به دلیلی بدتر شوند یا به سمتی سوق پیدا کنند.

به کمک طراحی مقاوم از نوع اول محصولی طراحی می‌شود که در سرتاسر محدوده وسیعی از شرایط قابل اجرا باشد. برای مثال یک موتور جت باید قادر باشد در محدوده وسیعی از تغییرات در شرایط اتمسفری به‌طور کارآمد کار کند. موتور باید قادر باشد برای محیط‌های با دمای بالا و ارتفاع برخاست زیاد تراست کافی تولید کند درحالی‌که در سطح دریا تحت شرایط هوایی سرد نیز باید بتواند به‌طور کارآمد عمل کند. طراحی مقاوم نوع دوم به طراح اجازه می‌دهد که بدون از دست دادن کیفیت محصول، تلورانس را روی فاکتورهای کنترلی افزایش دهد. در اصل طراح می‌تواند یک محدوده از مقادیر را برای متغیر طراحی انتخاب کند درحالی‌که کیفیت ثابت یا نزدیک به ثابت خواهد ماند. بنابراین این روش طراحی اجازه می‌دهد که از موادی با درجه پایین و ارزان‌تر استفاده گردد ضمن آنکه کیفیت حفظ شود [9].

روش طراحی مقاوم برای بهبود بهره‌وری مهندسی ضروری است و اولین کار مربوط به سال 1920 است، زمانی که فیشر و یاتس یک روش طراحی آزمایش آماری برای بهبود محصولات کشاورزی انگلستان ارائه کردند. در سال 1950 و اواخر 1960، تاگوچی شالوده‌ای از طراحی مقاوم را برای رسیدگی به چالش تولید محصولاتی با کیفیت بالا ارائه کرد. در سال 1980 او روش خود را در صنعت ارتباط تلگرافی آمریکا به کار برد و بعد از آن روش طراحی مقاوم تاگوچی به‌طور موفقیت‌آمیز در زمینه‌های صنعتی گوناگون مانند الکترونیک، صنعت خودروسازی، عکاسی و ارتباط مخابراتی از راه دور به کار گرفته شد [10].

عناصر اصلی طراحی بهینه مقاوم عبارتند از [7]:

- حفظ مقاومت در تابع هدف (مقاومت هدف)
- حفظ مقاومت در قیود
- تخمین میانگین و برآورد تابع عملکرد
- بهینه‌سازی چند هدفی

2-2-1- مقاومت هدف

در بهینه‌سازی مقاوم، معمولاً مقاومت تابع هدف توسط بهینه‌سازی همزمان میانگین و مینیمم کردن واریانس آن به دست می‌آید. دو معیار اصلی برای مقاومت در مطالعات در دسترس هستند: یکی واریانس است که در تمام مطالعات مطرح شده است و دیگری بر مبنای درصد اختلاف است.

2-2-2- مقاومت امکان‌پذیری

مقاومت امکان‌پذیری یعنی مقاومت در قیود که می‌تواند به‌عنوان برآورده ساختن قیود طراحی در حضور عدم قطعیت تعریف شود. دیو و چن در سال 2000 [11] روش‌های حفظ مقاومت امکان‌پذیری را به دو گروه تقسیم‌بندی کردند:

1. روش‌هایی که از آنالیز احتمال و آمار استفاده می‌کنند، برای مثال، فرمول‌بندی امکان‌پذیری احتمالی¹ و فرمول‌بندی تطبیقی ممان².
2. روش‌هایی که نیازی به احتمال و آمار ندارند، برای مثال، فرمول‌بندی بدترین حالت¹ و فرمول‌بندی فضای گوشه².

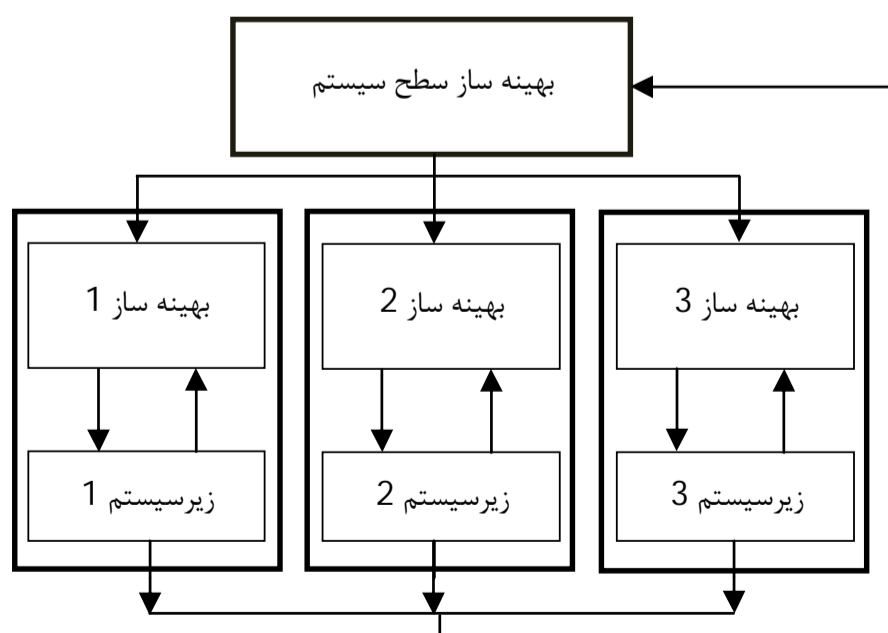
1- Probabilistic Feasibility Formulation
2- Moment Matching Formulation

سایر زیرسیستم‌ها بهبود می‌دهد. برای رسیدن به این هدف، تابع هدف خاصی در سطح زیرسیستم، خطای نسبی بین اطلاعات خروجی از تحلیلگر موضوعی و اطلاعاتی که از سطح سیستم ارسال شده است را نشان می‌دهد. در سطح سیستم، یک بهینه‌ساز مسئول هماهنگی بین تمام روند حل مسأله بوده و یک تابع هدف کلی را بهینه می‌کند (شکل 1). هدف اصلی این روش این است که متخصصان این موضوعات می‌توانند در یک زیرسیستم دخالت کنند بدون اینکه توسط سایر زیرسیستم‌ها محدود شوند. روش مشارکتی نقاط قوت معنی‌داری را نسبت به روش‌های تک سطحی به نمایش می‌گذارد. زیرمسئله‌ها می‌توانند به کمک بهترین و مناسب‌ترین روش بهینه گردند. زیرمسئله‌ها می‌توانند نسبتاً به‌آسانی اضافه شوند و یا ارتقا یابند. زیرا موضوعات مستقیماً با یکدیگر در ارتباط نیستند. به همین دلیل اضافه کردن یک موضوع نیاز به صرف زمان زیادی برای تغییر روند بهینه‌سازی ندارد. پس می‌توان گفت که این روش یک روش انعطاف‌پذیر است [8].

2-2- طراحی مقاوم

یک مسأله طراحی مقاوم، طراحی را جستجو می‌کند که در آن شاخص عملکرد به تغییرات کوچک در کمیت‌های نامعین حساسیت کمی داشته باشد. طراحی مقاوم شاخص‌های عملکردی یک محصول را به‌واسطه کمینه کردن اثر منابع تغییرات و ناپایداری‌ها بدون حذف کردن این منابع بهبود می‌دهد. هدف آن متفاوت از روش‌های بر مبنای قابلیت اطمینان است و عملکرد متوسط را بهینه و تغییرات و ناپایداری‌ها را کمینه می‌کند درحالی‌که امکان‌پذیری قیده‌های احتمالی را حفظ می‌کند. این به‌واسطه بهینه کردن محصول و فرایند طراحی به دست می‌آید تا اینکه حساسیت عملکرد به منابع گوناگون تغییرات و ناپایداری را کمینه کند. از این‌رو طراحی مقاوم روی توزیع احتمال نزدیک به حد واسط تمرکز می‌کند.

طراحی مقاوم به دو گروه به نام‌های نوع یک و نوع دو تقسیم می‌شود. در طراحی مقاوم نوع یک هدف مینیمم کردن تغییرات ایجادشده توسط فاکتورهای نویز کنترل ناپذیر است. یک فاکتور نویز، یک پارامتر طراحی است که کنترل آن شدیداً هزینه‌بر یا غیرممکن است. فاکتورهای نویز معمولاً شامل فاکتورهای محیطی خارجی و فاکتورهای بار هستند. اغلب ممکن است که بتوان رفتار یک فاکتور نویز را با استفاده از انواع مختلف توزیع‌های احتمالی توصیف کرد. نوع دوم طراحی مقاوم علاقه‌مند به کاهش اثر تغییرات در فاکتورهای کنترل است که نوعی از پارامترهای طراحی هستند که طراح در انتخاب آن‌ها آزاد است. فاکتورهای کنترل معمولاً متغیرهای طراحی نامیده



شکل 1 ساختار روش مشارکتی

پیش‌بینی نشده. این نوع از عدم قطعیت‌ها بیشترین اهمیت را در تعیین قابلیت اطمینان در موفقیت یا شکست دارند.

2. عدم قطعیت‌های ناشی از جهل یا بی‌خبری: مانند بی‌خبری از رفتارهای فیزیکی معین و تغییرات در کاربردهای آینده. در برخی مراجع این عدم قطعیت‌ها به نام عدم قطعیت‌های شناختی خوانده شده است. عدم قطعیت‌های ناشی از نقص آگاهی را می‌توان با مدل کردن خطاهای ناشناخته با استفاده از احتمالات آماری وارد مسأله کرد.

3. عدم قطعیت‌های ناشی از تغییرات اتفاقی در مشخصه‌های تولید و شرایط کاربرد: این نوع عدم قطعیت‌ها را می‌توان با استفاده از روش‌های احتمالاتی آماری و شبیه‌سازی‌های احتمالاتی وارد مسأله کرد. یکی از روش‌های مرسوم که برای تحلیل عدم قطعیت‌ها به کار می‌رود و در این پژوهش از آن استفاده شده است، استفاده از روش مونت‌کارلو می‌باشد.

3- زیرسیستم‌های طراحی

پیش از پرداختن به زیرسیستم‌های طراحی باید عنوان گردد که در این مقاله هدف از مأموریت، تزریق محموله 1200 کیلوگرمی به مدار دایروی با ارتفاع 750 کیلومتری از سطح زمین است. همچنین شیب مداری معادل 50/6 درجه در نظر گرفته شده و بنابراین است که حامل دومرحله‌ای و با پیشران مایع، از عرض جغرافیایی 48/6 درجه و بدون ارتفاع از سطح دریا پرتاب شود.

بر این اساس در این پژوهش، زیرسیستم‌های طراحی شامل احتراق، طراحی موتور، طراحی هندسه، تخمین جرم و شبیه‌سازی پرواز مورد بررسی قرار گرفته است. در ادامه این زیرسیستم‌ها معرفی می‌شوند.

3-1- احتراق

طراحان متناسب با نیازهای مأموریتی و همچنین امکانات موجود، بهترین ترکیب سوخت و اکسیدکننده را برای انجام مأموریت انتخاب می‌کنند. با انتخاب نوع سوخت و اکسیدکننده، سیستم پیشران نیز طراحی می‌گردد. در این مقاله طراحی حامل بر مبنای استفاده از پیشران مایع و به‌طور مشخص ترکیب تترا اکسید نیتروژن³ و دی متیل هیدرازین نامتقارن⁴ انجام گرفته است. کیفیت فرایند احتراق در سیستم پیشران مایع به پارامترهای مختلفی بستگی دارد که از مهم‌ترین آن‌ها می‌توان به موارد زیر اشاره کرد.

- دمای محفظه احتراق
- فشار محفظه احتراق
- نسبت اکسیدکننده به سوخت
- نسبت گرمایی ویژه
- جرم مولکولی گاز ناشی از اشتعال پیشران

3-2- موتور

در این مقاله برای طراحی بلوک اول و همچنین بلوک دوم از موتورهای سوخت مایع استفاده شده است. در فاز طراحی مفهومی، هدف طراحی یک

یک روشی که به‌طور رایج استفاده می‌شود، روش کاهش ناحیه ممکن می‌باشد. این یک روش طراحی مناسب است که در آن پهنای فضای امکان‌پذیر در هر جهت توسط مقدار $k\sigma$ کاهش داده می‌شود، که k یک قید تعریف‌شده توسط کاربر است و σ انحراف استاندارد از تابع هزینه است.

2-2-3- تخمین میانگین و واریانس تابع عملکرد

در مطالعات انجام‌شده روش‌های متفاوتی برای تخمین میانگین و واریانس تابع عملکرد گزارش شده است. این روش‌ها می‌توانند به سه دسته اصلی تقسیم شوند:

- روش بسط سری تیلور
- روش‌های بر مبنای نمونه‌برداری
- روش‌های برآورد نقطه‌ای

روش بسط سری تیلور یک روش ساده است. به‌رحال، برای یک تابع عملکرد غیرخطی، اگر واریانس‌های متغیرهای تصادفی بزرگ باشند، این تخمین ممکن است باعث به وجود آمدن خطاهای بزرگی شود. روش‌های بر مبنای نمونه‌برداری نیاز به اطلاعاتی روی توزیع‌های متغیرهای تصادفی دارند و هزینه‌بر هستند. روش‌های نمونه‌برداری کارآمد مانند نمونه‌برداری محسوس، نمونه‌برداری مکعبی لاتینی و غیره و مدل‌های بدلی ممکن است برای کاهش تلاش محاسباتی استفاده شوند. روش برآورد نقطه‌ای به مشکلات مربوط به محاسبه مشتقات موردنیاز در بسط سری تیلور فائق آمده است. گونه‌های متفاوتی از این روش برآورد نقطه‌ای ارائه شده است. یک روش قدیمی‌تر برای تخمین میانگین و واریانس تابع عملکرد روش کاهش بعد می‌باشد. در این پژوهش از روش ساده و متداول موسوم به روش استاندارد دومرحله‌ای برای این کار استفاده شده است.

2-2-4- بهینه‌سازی چند هدفی

بهینه‌سازی بر مبنای مقاومت دو هدف را مدنظر قرار می‌دهد: بهینه کردن میانگین تابع هدف و مینیمم کردن واریانس آن. یک بررسی وسیع روی روش‌های بهینه‌سازی چند هدفی در مرجع [12] ارائه شده است. در میان روش‌های در دسترس، روش مجموع وزنی رایج‌ترین روش برای بهینه‌سازی چند هدفی است و در همه‌جا در زمینه بهینه‌سازی طراحی مقاوم به کار گرفته شده است [9].

2-3- عدم قطعیت در طراحی

طراحان، متناسب با نیازها، سیستم‌هایی با عملکرد مشخص طراحی می‌کنند. به همین منظور باید ورودی‌های پیش‌بینی‌شده به سیستم داده شود تا خروجی مورد انتظار دریافت گردد. در شرایط واقعی در اغلب موارد عدم قطعیت‌هایی نیز به همراه ورودی‌های پیش‌بینی‌شده وارد سیستم می‌گردند و باعث می‌شوند تا مأموریت به‌خوبی انجام نگردد. به همین دلیل اگر طراحان از بدو طراحی این مسأله را در نظر بگیرند و تدابیر لازم را اتخاذ کنند مشکلی ایجاد نمی‌شود در غیر این صورت این عدم قطعیت‌ها بسیار مشکل‌ساز خواهند بود. در مرجع [13] منابع اصلی عدم قطعیت این‌طور آورده شده است.

1. عدم قطعیت‌های ناشی از خطای انسان: مانند استفاده نادرست، عوامل فیزیکی پیش‌بینی‌نشده یا اتفاقات فاجعه‌بار

3- N204

4- Unsymmetrical Dimethylhydrazine

1- Worst Case Formulation

2- Corner Space Formulation

نگهدارنده موتور است. K_S نیز ضریب کاهش وزن تکنولوژی سازه مورد استفاده بوده و با توجه به جنس سازه (آلومینیوم، فولاد، کامپوزیت و غیره) مقداری بین 0/7 تا 1 دارد. جرم اجزای تشکیل دهنده زیرسیستم پیشرانش نیز به صورت زیر به دست می‌آید:

$$M_{\text{Propulsion Group}} = M_{\text{Engines}} + M_{\text{Engine installation}} + M_{\text{Engine subsystem}} + M_{\text{thrust vector control}} + M_{\text{propellant purge}} + M_{\text{feed}} + M_{\text{pressurization system}} \quad (3)$$

در رابطه (3)، M_{Engines} جرم موتورها، $M_{\text{Engine installation}}$ جرم تجهیزات نصب موتورها، $M_{\text{Engine subsystem}}$ جرم سایر قسمت‌های موتور، $M_{\text{thrust vector control}}$ جرم تجهیزات کنترل بردار رانش، $M_{\text{propellant purge}}$ جرم تجهیزات تصفیه سوخت، M_{feed} جرم سیستم تغذیه و $M_{\text{pressurization system}}$ جرم فشارگذاری مخازن است. برای محاسبه جرم موتورها روابط آماری متفاوتی ذکر شده که معمولاً جرم موتور به صورت یک تابع یک متغیره برحسب رانش موتور تخمین زده می‌شود. این نوع تخمین به دلیل اینکه تأثیر سایر پارامترهای موتور را در نظر نمی‌گیرد، خطای نسبتاً بالایی دارد. به همین دلیل در این مقاله برای تخمین جرم موتور از روابطی نوین که جرم موتور را با دقت قابل قبول تخمین می‌زند، کمک گرفته شده است. از مهم‌ترین پارامترهایی که بر جرم موتور مؤثر است می‌توان به رانش، فشار محفظه احتراق (بر جرم توربوپمپ و محفظه احتراق تأثیرگذار است) و فشار خروجی جریان (مؤثر بر طول و جرم نازل) اشاره کرد. انتخاب هر سه پارامتر فوق برای استخراج روابط پیچیده بوده و به همین دلیل پارامترهای فشار محفظه احتراق و فشار جریان خروجی با نسبت انبساط که خود تابعی از این دو پارامتر می‌باشند، جایگزین شده است. در نهایت مدل رویه پاسخ برای محاسبه جرم موتور به کمک تقریب چندجمله‌ای درجه سه و اطلاعات جرمی حدود 150 موتور سوخت مایع استخراج شده است. جرم سایر اجزای تشکیل دهنده حامل فضایی نیز از رابطه (4) به دست می‌آید.

$$M_{\text{Other}} = M_{\text{RCS}} + M_{\text{Avionics}} + M_{\text{Primary Power}} + M_{\text{ECD}} + M_{\text{Hydraulic Systems}} + M_{\text{Residual Propellants}} + M_{\text{Ascent Reserve Propellants}} \quad (4)$$

در رابطه فوق، M_{RCS} جرم تجهیزات سیستم کنترل واکنش، M_{Avionics} جرم سیستم اویونیک، $M_{\text{Primary Power}}$ جرم سیستم تولید توان الکتریکی اولیه، M_{ECD} جرم کابل‌ها و سیم‌کشی درون بدنه، $M_{\text{Hydraulic Systems}}$ جرم سیستم هیدرولیک، $M_{\text{Residual Propellants}}$ جرم سوخت اضافه باقیمانده در مخازن و $M_{\text{Ascent Reserve Propellants}}$ جرم سوخت رزرو است.

3-5- مسیر

فرایند شبیه‌سازی یک فرایند بسیار مهم و حساس است، به طوری که کوچک‌ترین خطایی در این بخش باعث فاصله گرفتن از شرایط پرتاب واقعی و در نتیجه خطا در اجرای مأموریت اصلی می‌شود.

برای طراحی حامل در فاز طراحی مفهومی نیز باید از شبیه‌ساز دقیقی کمک گرفت. اولین گام در بحث شبیه‌سازی، استخراج دینامیک مسأله می‌باشد. در طول حرکت موشک چهار نیروی عمده پیشرانش، وزن، برا و پسا به آن وارد می‌شود. برای به دست آوردن موقعیت و سرعت حامل، باید معادلات دینامیکی را در دستگاه اینرسی حل کرد. به همین منظور و برای

موتور با تمام جزئیات نیست و با در نظر گرفتن تعدادی فرضیه، کلیاتی از موتور موردنیاز طراحی می‌شود. فرضیات در این مقاله عبارت است از:

- جریان پایا است.
- از اصطکاک صرف نظر شده است.
- فرایند احتراق از نوع فشار ثابت و آنتالپی ثابت است.
- جریان یک‌بعدی است.
- در هر مقطع عمود بر محفظه احتراق، سرعت یکنواخت است.

یکی از راه‌های محاسبه ابعاد محفظه احتراق، روش طول معادل است. در این روش طول معادل L^* با توجه به نوع سوخت و اکسیدکننده حدس زده شده و سایر ابعاد محفظه احتراق با توجه به آن به دست می‌آید. در این مقاله برای طراحی نازل از روش رانو استفاده شده است. با دانستن نسبت انبساط هندسی نازل و شعاع گلوگاه، شعاع خروجی نازل تعیین می‌شود. توضیحات تکمیلی در مرجع [14] موجود است.

3-3- هندسه

تخمین وضعیت هندسی حامل شامل تعیین وضعیت حجم باک‌ها و همچنین وضعیت بدنه می‌شود. حجم مخزن باک‌ها به چهار قسمت شامل حجم سوخت و اکسیدکننده مورد استفاده، حجم بالشتک هوا، حجم جوشش (این حجم برای سوخت‌های سرمازا در نظر گرفته می‌شود) و حجم به دام انداخته شده تقسیم می‌شود. به طور کلی هندسه یک مخزن سوخت متداول از یک قسمت استوانه‌ای و دو قسمت گنبدی شکل تشکیل شده است. با به دست آوردن حجم قسمت‌های گنبدی شکل و معلوم بودن حجم موردنیاز، می‌توان طول و حجم قسمت استوانه‌ای شکل را تعیین کرد. در نهایت طول قسمت‌های هر مرحله از حامل فضایی، شامل نگه‌دارنده سازه موتور، سازه دامنی عقب، سازه بین مخازن، سازه دامنی جلو، سازه بین مرحله‌ای و سایر نیز تعیین می‌گردند. توضیحات تکمیلی در مرجع [14] موجود است.

3-4- تخمین جرم

جرم یک مرحله از حامل فضایی از سه قسمت عمده تشکیل می‌شود که به عنوان مثال برای مرحله آخر یک حامل فضایی چندمرحله‌ای عبارت‌اند از:

$$M_{\text{Stage}} = K_c (M_{\text{Body Group}} + M_{\text{Propulsion Group}} + M_{\text{Other}}) \quad (1)$$

در رابطه (1) $M_{\text{Body Group}}$ جرم بدنه و مخازن حامل فضایی، $M_{\text{Propulsion Group}}$ جرم اجزای تشکیل دهنده زیرسیستم پیشرانش، M_{Other} جرم سایر اجزای تشکیل دهنده حامل فضایی و K_c ضریب تکنولوژی مورد استفاده است.

جرم بدنه حامل فضایی نیز از قسمت‌های زیر تشکیل شده است:

$$M_{\text{Body Group}} = K_S (M_{\text{tanks}} + M_{\text{antivortex}} + M_{\text{slash baffles}} + M_{\text{intertank}} + M_{\text{interstage}} + M_{\text{forward skirt}} + M_{\text{aft skirt}} + M_{\text{engine compartment}} + M_{\text{thrust structure}}) \quad (2)$$

در رابطه (2)، به ترتیب، M_{tanks} جرم مخازن سوخت و اکسیدکننده، $M_{\text{antivortex}}$ جرم سازه ضد گردابه موجود در مخازن، $M_{\text{slash baffles}}$ صفحات موج‌گیر مخازن، $M_{\text{intertank}}$ جرم سازه بین مخازن، $M_{\text{interstage}}$ جرم سازه بین مراحل، $M_{\text{forward skirt}}$ جرم دامنی جلو، $M_{\text{aft skirt}}$ جرم دامنی عقب، $M_{\text{engine compartment}}$ جرم محافظ موتور و $M_{\text{thrust structure}}$ جرم سازه

برای استخراج شتاب گرانش نیز مدل جاذبه زمین کروی مورد استفاده قرار گرفته است.

4- پیاده سازی

4-1- طراحی حامل به روش مشارکتی

شکل 2 روندنمای کلی روند طراحی بهینه مشارکتی حامل را نشان می‌دهد. برای این کار از دو موضوع استفاده شده است. موضوع اول شامل ترکیبی از زیرسیستم‌های طراحی موتور، طراحی هندسه و تخمین جرم است و موضوع دوم شامل طراحی زاویه فراز و شبیه‌سازی مسیر می‌باشد. در مجموع 15 متغیر طراحی وجود دارد. ده متغیر پیشران² مرحله اول، پیشران مرحله دوم، زمان سوزش مرحله اول، زمان سوزش مرحله دوم، قطر مرحله اول، قطر مرحله دوم، جرم اولیه مرحله اول، جرم اولیه مرحله دوم، جرم پیشران (مجموع جرم سوخت و اکسیدکننده) مرحله اول و جرم پیشران مرحله دوم متغیرهای اصلی سطح سیستم هستند. علاوه بر این ده متغیر، پنج متغیر مربوط به طراحی زاویه فراز نیز وجود دارد که مربوط به موضوع دوم هستند و در ادامه به نقش آن‌ها اشاره خواهد شد.

البته چهار متغیر جرم اولیه مرحله اول، جرم اولیه مرحله دوم، جرم پیشران مرحله اول و جرم پیشران مرحله دوم به‌عنوان متغیرهای درگیر بین دو موضوع می‌باشند. به این صورت که بهینه‌ساز سطح سیستم ده متغیر مذکور را به موضوع اول پیشنهاد می‌دهد. در موضوع اول به کمک روابط ریاضی و براساس شش متغیر پیشران مراحل اول و دوم، زمان سوزش مراحل اول و دوم و قطر مراحل اول و دوم؛ مجدداً چهار جرم اولیه مراحل اول و دوم و پیشران مراحل اول و دوم محاسبه می‌شوند. با توجه به اینکه بخشی از قیود این موضوع مربوط به نسبت پیشران به وزن اولیه حامل است، اگر تراست ورودی و جرم اولیه محاسبه شده نتوانستند قیود را ارضا نمایند، آن شش متغیر آن قدر تغییر می‌کنند که این قیود ارضا شود. البته در طول این

سهولت کار، ابتدا معادلات در دستگاه بدنی حل شده و سپس با دوران به دستگاه اینرسی منتقل می‌شود. معادلات دینامیکی در راستای بدنه موشک و عمود بر آن در قالب روابط (5) و (6) آورده شده است.

$$\frac{du}{dt} = \frac{T}{m} - g \times \sin(\theta) - \frac{0.5 \times \rho \times V^2 \times s \times C_d}{m} \cos(\alpha) + \frac{0.5 \times \rho \times V^2 \times s \times C_l}{m} \sin(\alpha) \quad (5)$$

$$\frac{dv}{dt} = -g \times \cos(\theta) + \frac{0.5 \times \rho \times V^2 \times s \times C_d}{m} \sin(\alpha) + \frac{0.5 \times \rho \times V^2 \times s \times C_l}{m} \cos(\alpha) \quad (6)$$

در این روابط u سرعت در راستای بدنه حامل، v سرعت در راستای عمود بر بدنه حامل، T نیروی پیشران حامل، m جرم لحظه‌ای حامل، g شتاب گرانش، θ زاویه فراز، ρ چگالی هوا، V اندازه سرعت حامل، s سطح مقطع حامل، C_l ضریب برآ، C_d ضریب درگ و α زاویه حمله است. زاویه فراز توسط متخصصان طراحی می‌شود و به عنوان ورودی، وارد کامپیوتر پرواز حامل می‌شود. زاویه حمله از رابطه (7) محاسبه می‌شود.

$$\alpha = \text{Arctan}\left(\frac{v}{u}\right) \quad (7)$$

با توجه به مصرف سوخت حامل‌ها که تقریباً چند صد کیلو پیشران در ثانیه است، جرم حامل در هر ثانیه مقدار قابل توجهی کاهش می‌یابد. برای مثال جرم مرحله اول حامل در هر لحظه را به‌طور تقریبی می‌توان از رابطه (8) به دست آورد.

$$m = m_{01} - \frac{m_{p1} \times t}{t_{b1}} \quad (8)$$

در رابطه (8)، m_{01} جرم مرحله اول حامل، m_{p1} جرم پیشران مرحله اول حامل، t_{b1} زمان سوزش مرحله اول و t زمان پرواز در هر لحظه می‌باشد. در ادامه باید معادلات را از دستگاه بدنی به دستگاه اینرسی منتقل کرد. ارتفاع حامل در دستگاه اینرسی از حل معادله (9) محاسبه می‌شود.

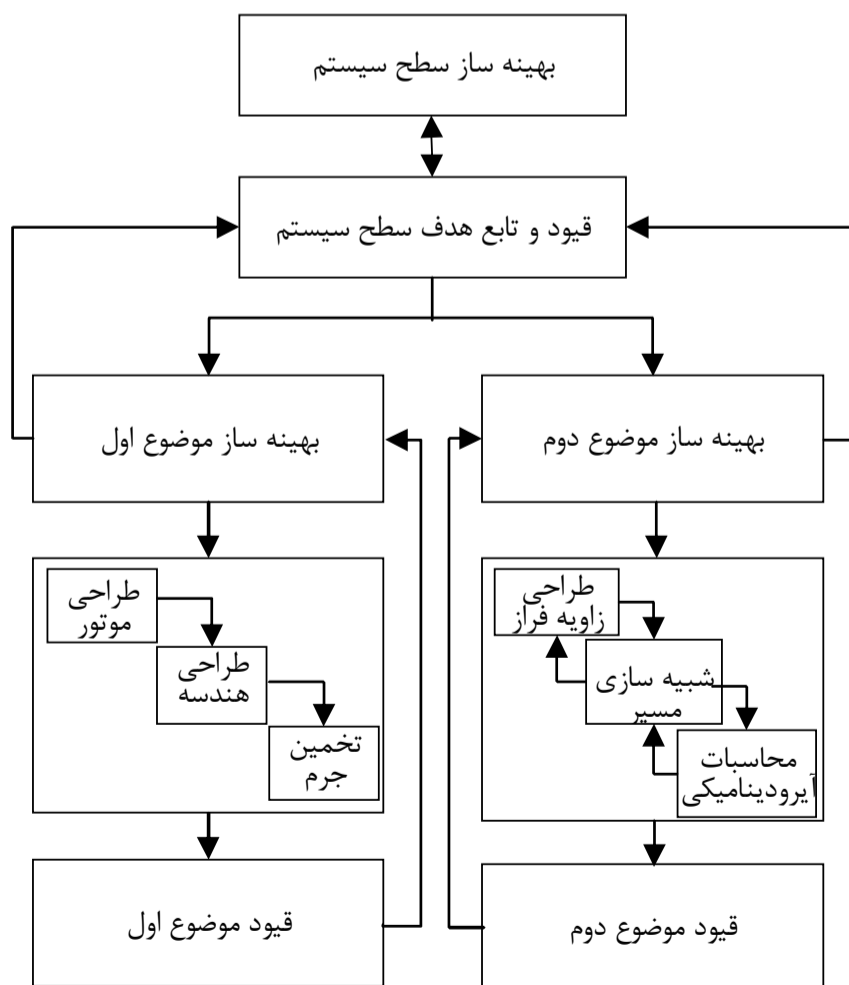
$$h' = \sqrt{u^2 + v^2} \times \sin(\theta - \alpha) \quad (9)$$

با توجه به عرض جغرافیایی پایگاه پرتاب، دوران زمین حول خود نیز باعث تأثیر بر سرعت حامل و حرکت آن می‌شود. دوران زمین با سرعت دورانی حدود $7/2921 \times 10^{-5}$ رادیان بر ثانیه حول خود می‌چرخد. به همین دلیل متناسب با شعاع نسبی، سرعت خطی ناشی از دوران زمین با سرعت حامل به‌صورت برداری جمع می‌شود. همچنین برای قرار دادن محموله حامل در مداری با میل مداری مشخص، باید آزیموت پرتاب را با توجه به هر دو سرعت حامل و سرعت زمین تنظیم نمود. آزیموت پرتاب از رابطه (10) محاسبه می‌شود [15].

$$Az = \text{Arcsin}\left(\frac{\cos(i)}{\cos(l)}\right) \quad (10)$$

در این رابطه Az آزیموت اصلی پرتاب، i شیب مداری و l عرض جغرافیایی پایگاه پرتاب می‌باشد. با توجه به مقادیر در نظر گرفته شده برای شیب مداری و عرض جغرافیایی منطقه پرتاب، آزیموت اولیه پرتاب معادل 69/14 درجه خواهد بود.

همان‌طور که از روابط (5) و (6) پیداست، شرایط اتمسفر و جاذبه تأثیر مستقیمی بر معادلات دینامیکی می‌گذارد. بنابراین نیاز است تا بسته به میزان حداکثر خطای قابل قبول، این شرایط مدل شوند تا خطا کاهش یابد. در این مقاله ضرایب آیرودینامیکی به کمک نرم‌افزار میسایل دتکام¹ محاسبه شده و



شکل 2 روندنمای کلی طراحی بهینه مشارکتی حامل فضایی

$$\begin{aligned} 10 + t_{burn1_{dis2}} \leq t_{m2} \leq t_{burn1_{dis2}} + t_{burn2_{dis2}} - 10 \\ 5 + \theta_{final1} \leq \theta_{m1} \leq 8 \\ -10 \leq \theta_{m2} \leq \theta_{final1} - 5 \end{aligned} \quad (12)$$

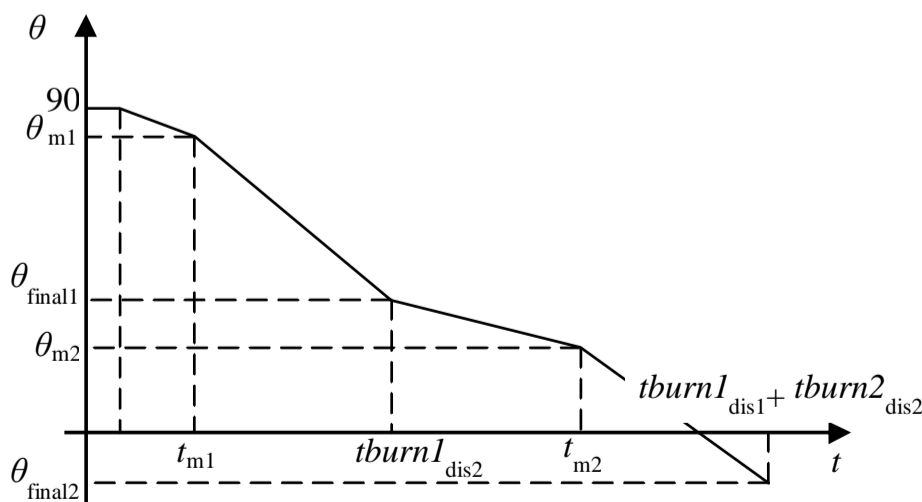
در این رابطه V_f سرعت نهایی حامل در دستگاه اینرسی برحسب متر بر ثانیه، h_f ارتفاع نهایی حامل از سطح زمین برحسب کیلومتر و h' سرعت حامل در راستای عمود بر جهت تزریق برحسب متر بر ثانیه است. سایر متغیرها در قید نیز مربوط به طراحی برنامه زاویه فراز بوده و در شکل 3 نشان داده شده‌اند. پنج متغیر مربوط به برنامه زاویه فراز، این برنامه را طوری طراحی می‌کنند که در انتهای فاز اول پرواز و رسیدن به زمان جدایش بلوک اول، زاویه فراز مقداری بین 25 تا 42 درجه را داشته باشد. همچنین قیود این قسمت باعث می‌شود شیب تغییرات زاویه فراز از حد مجاز و مدنظر طراح، بیش‌تر نگردد. زمان عمود پروازی حامل بر پایه روابط آماری محاسبه شده است.

در ادامه میزان فاصله گرفتن متغیرهای موضوع اول و همچنین میزان فاصله گرفتن متغیرهای موضوع دوم از مقادیر پیشنهادی سیستم به‌عنوان قید به بخش قیود بهینه‌ساز سطح سیستم می‌رود و در کنار 4 قید جرمی دیگر که پیش‌تر به آن اشاره شد، قرار می‌گیرد. عملیات تکرار آن‌قدر انجام می‌شود که مقادیر فاصله گرفته‌شده به صفر برسد و جرم‌ها نیز برابر گردند. ضمن آن‌که در طول همه این روندها، تابع هدف سطح سیستم، وظیفه دارد جرم اولیه پرتاب را به حداقل برساند و مدیریت تغییر متغیرهای سطح سیستم با این هدف در کنار برآورده شدن قیود صورت می‌گیرد (رابطه 13).

$$\begin{aligned} \min \quad & M01 \\ \text{s.t.} \quad & Dia_1 \geq Dia_2 \\ & m_{k1} \geq 3000 \text{ kg} \\ & m_{k2} \geq 1700 \text{ kg} \\ & r_1 \leq 0.01 \\ & r_2 \leq 0.01 \\ & \Delta M_{01} \leq 1 \text{ kg} \\ & \Delta M_{02} \leq 1 \text{ kg} \\ & \Delta M_{p1} \leq 1 \text{ kg} \\ & \Delta M_{p2} \leq 1 \text{ kg} \end{aligned} \quad (13)$$

در این رابطه Dia_1 قطر مرحله اول حامل، Dia_2 قطر مرحله دوم حامل، m_{k1} جرم بلوک اول خشک شتاب‌دهنده و m_{k2} جرم بلوک دوم خشک شتاب‌دهنده می‌باشد. مقادیر در نظر گرفته شده برای حداقل جرم‌های خشک شتاب‌دهنده با نگاه آماری تعیین شده‌اند. ΔM ها نیز اختلاف جرم‌های سطح سیستم و موضوع اول هستند.

حدود بالا و پایین متغیرهای طراحی که برای انجام این مأموریت در نظر گرفته شده‌اند، در جدول 1 آمده است. برخی پارامترهای طراحی نیز در جدول 2 آورده شده است.



شکل 3 متغیرهای طراحی برنامه زاویه فراز

عملیات، هدف بهینه‌ساز سطح موضوع یک، مدیریت میزان تغییرات این متغیرهاست به طوری که این ده متغیر، حداقل فاصله را از مقادیر اولیه ورودی بگیرند. بهینه‌ساز سطح موضوع یک بر اساس رابطه (11) عملیات بهینه‌سازی را انجام می‌دهد.

$$\begin{aligned} \min \quad & r1 \\ & = (thrust1_{sys} - thrust1_{dis1})^2 \\ & + (thrust2_{sys} - thrust2_{dis1})^2 \\ & + (t_{burn1_{sys}} - t_{burn1_{dis1}})^2 \\ & + (t_{burn2_{sys}} - t_{burn2_{dis1}})^2 \\ & + (Dia1_{sys} - Dia1_{dis1})^2 \\ & + (Dia2_{sys} - Dia2_{dis1})^2 \\ & + (M01_{sys} - M01_{dis1})^2 \\ & + (M02_{sys} - M02_{dis1})^2 \\ & + (Mp1_{sys} - Mp1_{dis1})^2 \\ & + (Mp2_{sys} - Mp2_{dis1})^2 \\ \text{s.t.} \quad & 1.3 \leq \left(\frac{thrust1_{dis1}}{M01_{dis1} \times g} \right) \leq 2.5 \\ & 0.5 \leq \left(\frac{thrust2_{dis1}}{M02_{dis1} \times g} \right) \leq 2 \end{aligned} \quad (11)$$

در رابطه (11) زیرنویس sys نشان‌دهنده متغیر وارد شده از سطح سیستم و زیرنویس dis1 نشان‌دهنده متغیر در حال بهینه شدن در موضوع اول است. البته در هر تکرار در سطح سیستم، مقادیر چهار جرم محاسبه شده در موضوع اول و چهار جرم پیشنهادی توسط سطح سیستم، به‌عنوان بخشی از قیود در سطح سیستم در نظر گرفته شدند و این یعنی اینکه قید سیستم زمانی کاملاً ارضا می‌شود که این هشت جرم (چهار جرم موضوع و چهار جرم سیستم) دوبره‌دو با یکدیگر برابر شوند.

به‌طور مستقل نیز در موضوع دوم این ده متغیر از سطح سیستم به‌عنوان ورودی وارد می‌شوند و در ادامه پنج متغیر مربوط به طراحی زاویه فراز که پیش‌تر به آن‌ها اشاره گردید، به آن‌ها ملحق می‌شوند. حالا چهار جرم ورودی به این موضوع، به‌صورت پارامتر فرض شده و به کمک 11 متغیر باقیمانده عملیات طراحی زاویه فراز و شبیه‌سازی مسیر انجام می‌شود. اگر قیود این موضوع که بخشی از آن‌ها شامل رسیدن به سرعت مداری موردنیاز با حداکثر خطای یک درصد معادل 74/78 متر بر ثانیه، رسیدن به ارتفاع مداری موردنیاز با حداکثر خطای 3 درصد معادل 22/5 کیلومتر و حداقل کردن سرعت عمودی هنگام تزریق (یا به عبارتی دیگر به نزدیک صفر رساندن زاویه مسیر) ارضا نشد، آن 11 متغیر تغییر می‌کنند تا نهایتاً قیود برآورده شوند. البته تابع هدف سطح موضوع دوم وظیفه دارد این تغییرات را به حداقل کاهش دهد تا زیاد از مقادیر اولیه فاصله گرفته نشود. اساس بهینه‌سازی موضوع دوم بر پایه رابطه (12) است.

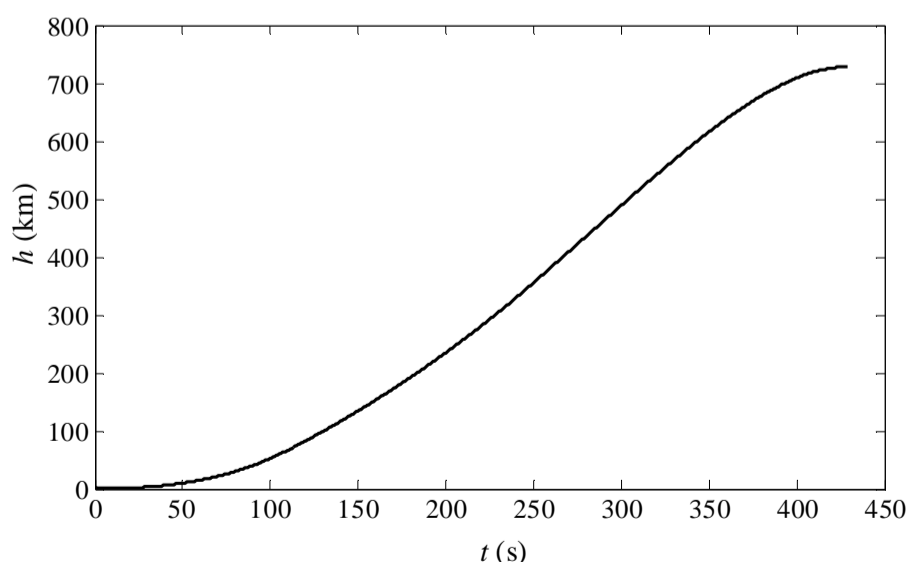
$$\begin{aligned} \min \quad & r2 \\ & = (thrust1_{sys} - thrust1_{dis2})^2 \\ & + (thrust2_{sys} - thrust2_{dis2})^2 \\ & + (t_{burn1_{sys}} - t_{burn1_{dis2}})^2 \\ & + (t_{burn2_{sys}} - t_{burn2_{dis2}})^2 \\ & + (Dia1_{sys} - Dia1_{dis2})^2 \\ & + (Dia2_{sys} - Dia2_{dis2})^2 \\ \text{s.t.} \quad & 7403.22 \leq V_f \leq 7552.78 \\ & 727.5 \leq h_f \leq 772.5 \\ & -10 \leq h' \leq 10 \\ & 20 \leq t_{m1} \leq t_{burn1_{dis2}} - 10 \end{aligned}$$

برای حل این مسأله از نرم‌افزار متلب¹ استفاده شده است. برای بهینه‌سازی در سطح سیستم و همچنین در سطح موضوعات نیز از جعبه‌ابزارهای موجود در متلب و به‌طور خاص از الگوریتم افمین‌کان² و با روش اس‌کیوپی³ کمک گرفته شده است. در نهایت پس از حل مسأله مطابق توضیحات ارائه شده، حاملی با مشخصات موجود در جدول 3 طراحی گردید.

در شکل 4 تغییرات ارتفاع برحسب زمان حامل طراحی شده آمده است. همان‌طور که پیش‌تر اشاره شد نقطه بهینه روی مرز قید ارتفاع قرار گرفته است. در شکل 5 تغییرات سرعت برحسب زمان در دو دستگاه اینرسی و سرعتی آورده شده است. همان‌طور که مشخص است مقدار سرعت در دستگاه سرعتی به مقداری کم‌تر از سرعت مداری رسیده است. دلیل این موضوع این است که این سرعت، مستقل از سرعت دورانی زمین است و همان‌طور که پیداست سرعت اینرسی که بخشی از آن را سرعت دورانی زمین تشکیل می‌دهد به سرعت مداری رسیده است.

جدول 3 مشخصات حامل طراحی شده به روش طراحی بهینه مشارکتی

مقدار	کمیت
87145/2	جرم مرحله اول (kg)
21035/5	جرم مرحله دوم (kg)
1368/49	تراست مرحله اول (kN)
157/53	تراست مرحله دوم (kN)
61537/8	جرم پیشران مرحله اول (kg)
17986/2	جرم پیشران مرحله دوم (kg)
2/55	قطر مرحله اول (m)
2/38	قطر مرحله دوم (m)
28/10	طول مرحله اول (m)
12/75	طول مرحله دوم (m)
113/70	زمان سوزش مرحله اول (s)
315/41	زمان سوزش مرحله دوم (s)
267/54	ضربه ویژه مرحله اول (s)
291/92	ضربه ویژه مرحله دوم (s)
37/59	زاویه فراز انتهایی مرحله اول (درجه)
74/45	زاویه فراز میانی مرحله اول (درجه)
32/54	زاویه فراز میانی مرحله دوم (درجه)
75/31	زمان تغییر شیب میانی مرحله اول (s)
251/42	زمان تغییر شیب میانی مرحله دوم (s)



شکل 4 تغییرات ارتفاع برحسب زمان حامل طراحی شده به روش مشارکتی

1- MATLAB
2- Fmincon
3- SQP

جدول 1 متغیرهای طراحی بهینه‌ساز

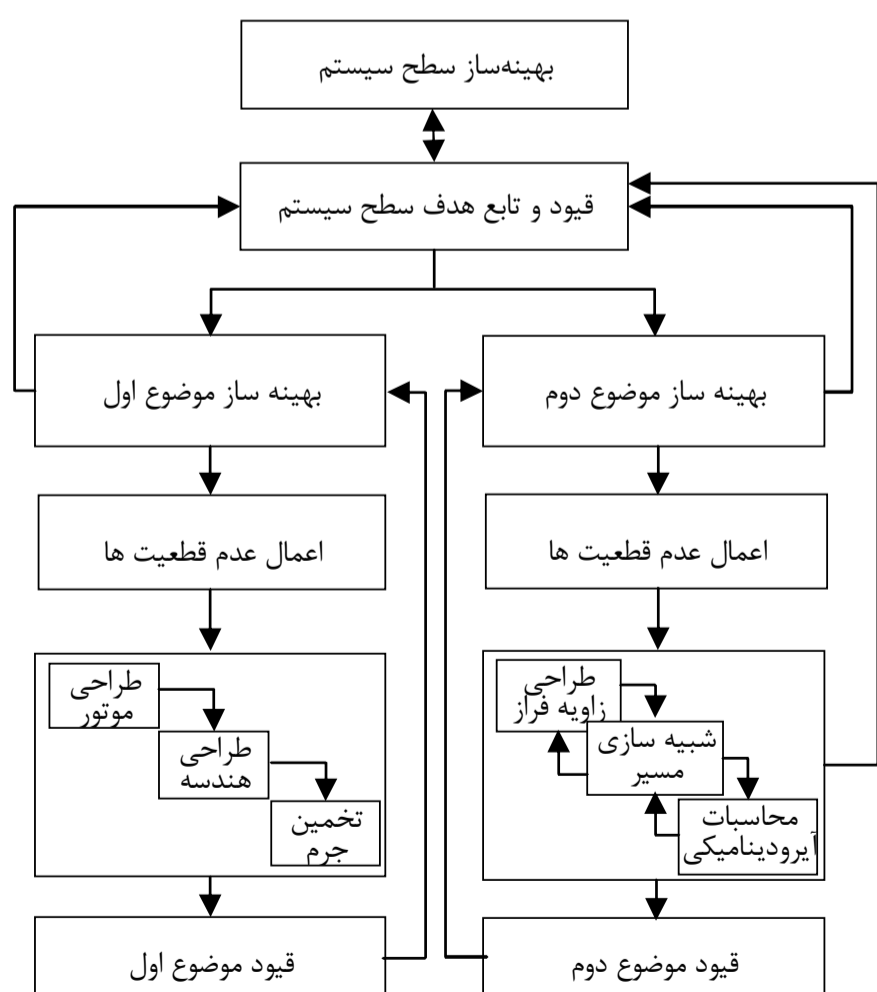
متغیر طراحی	نماد	واحد	حد بالا- حد پایین
تراست مرحله اول	$thrust1_{sys}$	kN	1300-1600
تراست مرحله دوم	$thrust2_{sys}$	kN	150-175
زمان سوزش مرحله اول	$tburn1_{sys}$	s	100-150
زمان سوزش مرحله دوم	$tburn2_{sys}$	s	300-350
قطر مرحله اول	$Dia1_{sys}$	m	2-3
قطر مرحله دوم	$Dia2_{sys}$	m	2-3
جرم کل مرحله اول	$M01_{sys}$	kg	70000-110000
جرم پیشران مرحله اول	$Mp1_{sys}$	kg	40000-82000
جرم کل مرحله دوم	$M02_{sys}$	kg	18000-25000
جرم پیشران مرحله دوم	$Mp2_{sys}$	kg	16000-23000
زاویه فراز انتهایی مرحله اول	θ_{final1}	درجه	25-42
متغیر طراحی زاویه فراز	θ_{m1}	درجه	45-85
متغیر طراحی زاویه فراز	θ_{m2}	درجه	-10-35
متغیر طراحی زاویه فراز	t_{m1}	s	20-120
متغیر طراحی زاویه فراز	t_{m2}	s	150-450

جدول 2 پارامترهای طراحی

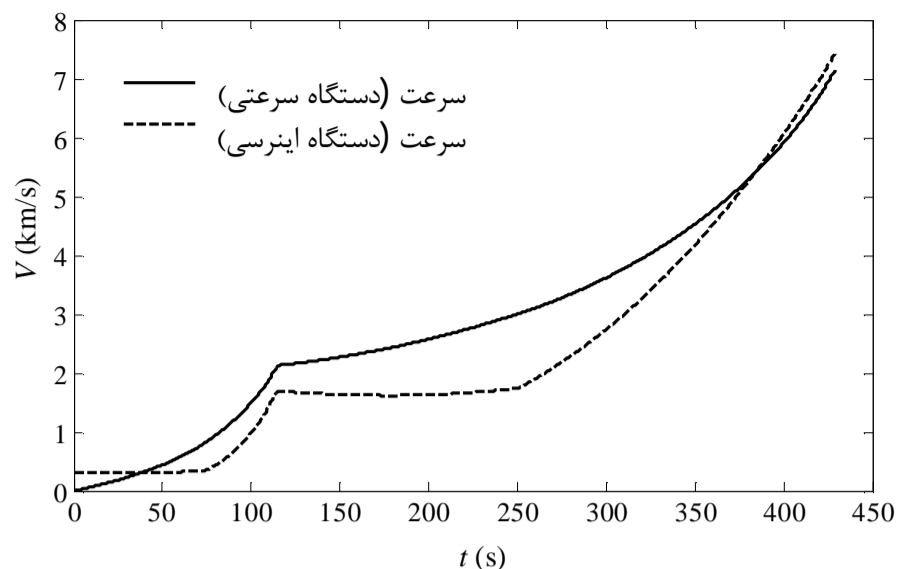
پارامتر طراحی	واحد	مقدار
سوخت	-	دی متیل هیدرازین نامتقارن
اکسیدکننده	-	تترا اکسید نیتروژن
دمای محفظه احتراق مرحله اول	k	3200
دمای محفظه احتراق مرحله دوم	k	3200
فشار محفظه احتراق مرحله اول	bar	75
فشار محفظه احتراق مرحله دوم	bar	98/1
فشار خروجی مرحله اول	bar	0/65
فشار خروجی مرحله دوم	bar	0/05
نسبت ترکیب اکسیدایزر به سوخت مرحله اول	-	2/5
نسبت ترکیب اکسیدایزر به سوخت مرحله دوم	-	2/65
نسبت گرمایی ویژه گاز ناشی از احتراق پیشران مرحله اول	-	1/25
نسبت گرمایی ویژه گاز ناشی از احتراق پیشران مرحله دوم	-	1/25
جرم مولکولی گاز ناشی از احتراق مرحله اول	gr/mole	20/468
جرم مولکولی گاز ناشی از احتراق مرحله دوم	gr/mole	20/468
ضریب پیشران تلف‌شده مرحله اول	-	0/035
ضریب پیشران تلف‌شده مرحله دوم	-	0/035
ضریب پیشران تلف‌شده لحظه برخاست	-	0/00128
چگالی سوخت	kg/m ³	793
چگالی اکسیدکننده	kg/m ³	1450
بازده نازل مرحله اول	-	0/93
بازده نازل مرحله دوم	-	0/93
پارامتر L^*	-	1/15
ضخامت پوسته حامل	mm	6
عرض جغرافیایی پرتاب	درجه	48/6
طول جغرافیایی پرتاب	درجه	46/6
آزیموت پرتاب	درجه	69/14
ارتفاع پایگاه پرتاب از سطح دریا	m	0

در طراحی، طراحی مقاوم است که در بخش چهارم توضیحات آن آورده شد. هدف این بخش ترکیب این روش با روش مشارکتی می‌باشد به طوری که تابع هدف مدنظر علاوه بر کاهش جرم حامل، به دنبال کاهش انحراف معیار سرعت‌ها، ارتفاع‌ها و سرعت‌های عمود بر جهت تزریق باشد. بنابراین برای اجرای این روش طراحی از روندنمای نشان داده شده در شکل 8 استفاده شده است. تفاوت این روش با روش طراحی مشارکتی در آن است که پس از ورود متغیرهای طراحی پیشنهاد شده از سوی بهینه‌ساز سطح سیستم به موضوعات طراحی، یک عملیات اضافه کردن عدم قطعیت به متغیرها صورت می‌گیرد و در قیدها این بار میانگین متغیرهای خروجی وارد می‌شود این در حالی است که در روش مشارکتی، پس از ورود متغیرها به موضوعات، عملیات تحلیل موضوعی تنها یکبار و به ازای همان متغیرهای ورودی صورت می‌گرفت و نهایتاً متغیرهای خروجی وارد قیود می‌شدند.

به عبارت دیگر برای موضوع اول ابتدا متغیرهای طراحی شامل 10 متغیر پیشرانس مرحله اول، پیشرانس مرحله دوم، زمان سوزش مرحله اول، زمان سوزش مرحله دوم، قطر مرحله اول، قطر مرحله دوم، جرم اولیه مرحله اول، جرم اولیه مرحله دوم، جرم پیشران (مجموع جرم سوخت و اکسیدکننده) مرحله اول و جرم پیشران مرحله دوم از سطح سیستم وارد موضوع می‌شوند. سپس عدم قطعیت ساز آرایه متغیرهای ورودی شامل شش متغیر اول را دریافت کرده و 100 بار عدم قطعیت به آن‌ها وارد می‌کند. سپس تحلیل‌گر موضوعی به ازای این 100 آرایه جدید، 100 بار اجرا شده و نهایتاً تعداد صد عدد نسبت تراست به وزن اولیه حامل برای مراحل اول و دوم را محاسبه می‌کند. از این 100 نسبت میانگین‌گیری شده و مقدار میانگین آن‌ها وارد قیود می‌شود. ضمن آنکه تابع هدف نیز این است که میانگین این شش متغیر که 100 بار توسط عدم قطعیت ساز تغییر یافته‌اند به اضافه میانگین چهار متغیر جرم که صدمبار حساب شدند، کمترین فاصله را از متغیرهای پیشنهادی ورودی بگیرد. به عبارت دیگر مسأله بهینه‌سازی موضوع اول به شکل رابطه (14) است.



شکل 8 روندنمای طراحی بهینه مقاوم مشارکتی حامل فضایی با رویکرد چند هدفی

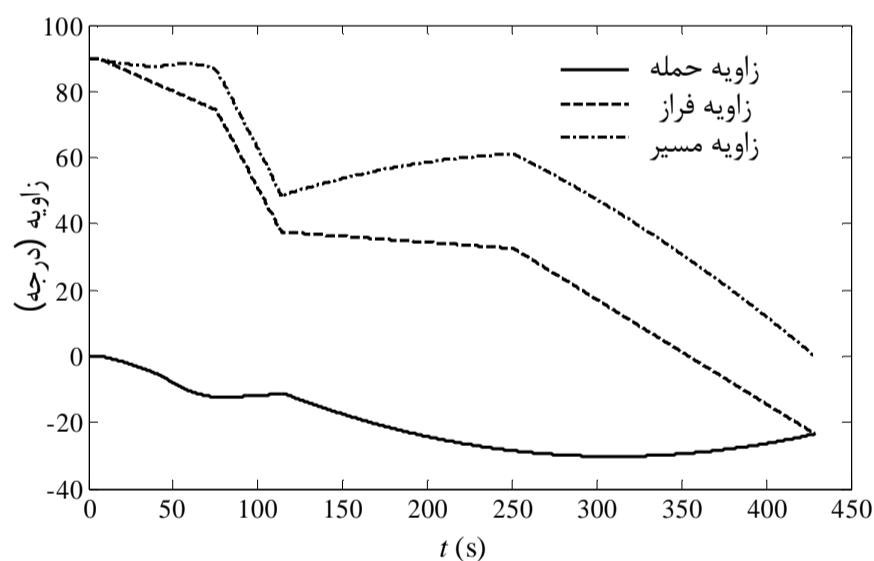


شکل 5 تغییرات سرعت برحسب زمان حامل طراحی شده در دستگاه سرعتی و اینرسی

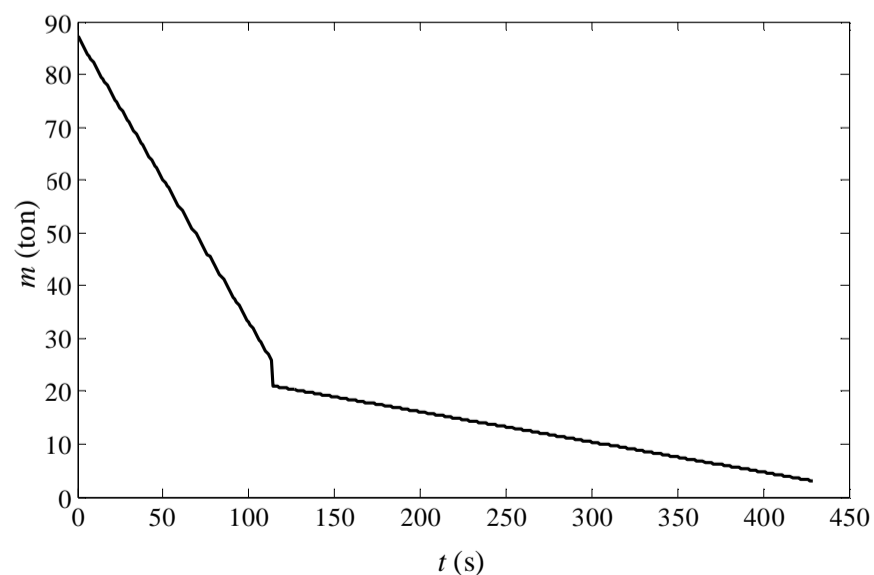
در شکل 6 تغییرات زاویه حمله، زاویه فراز و زاویه مسیر برحسب زمان و در شکل 7 جزئیات تغییرات جرم برحسب زمان آورده شده است. همان‌طور که در شکل 6 مشخص است زاویه حمله در فاز اول حرکت و در جو غلیظ مقدار کمتری دارد اما در خارج از اتمسفر مقدار آن بیشتر شده است. زمان عمودپروازی حامل نیز متناسب با نسبت تراست به وزن حامل در لحظه پرتاب است.

2-4- طراحی بهینه مقاوم مشارکتی یک حامل فضایی با رویکرد چند هدفی

همان‌طور که اشاره شد یک طراحی خوب، طراحی‌ای است که از همان ابتدا عدم قطعیت‌ها را در نظر بگیرد. یکی از روش‌های در نظرگیری عدم قطعیت‌ها



شکل 6 تغییرات زوایای حمله، فراز و مسیر برحسب زمان حامل طراحی شده



شکل 7 نمودار تغییرات جرم برحسب زمان

طراح است. اگر w برابر صفر باشد یعنی طراح به دنبال حداقل کردن مجموع انحراف معیارها بوده و مقدار جرم اولیه برای او اهمیتی ندارد. اگر w برابر با یک باشد یعنی فقط حداقل کردن جرم برای طراح اهمیت دارد و انحراف معیارها اهمیتی ندارند. در این پژوهش مقدار ضریب وزنی برابر با $0/7$ انتخاب شده است.

روند بهینه‌سازی در این چهارچوب بیش از 35 ساعت به طول انجامید. پس از طراحی حامل فضایی در این ساختار نتایج موجود در جدول 4 به دست آمد. اطلاعات موجود در این جدول نشان می‌دهد که برای مقابله با اثر عدم قطعیت‌ها نسبت به طراحی به روش مشارکتی باید هزینه‌ای معادل افزایش 3 تنی جرم اولیه حامل پرداخته شود. ضمن آن که زمان روشن بودن موتورها نیز در مجموع حدود 7 ثانیه افزایش یافته است. همچنین از نظر ابعاد نیز حامل جدید کمی بزرگ‌تر و حجیم‌تر شده است.

نمودار تغییرات ارتفاع برحسب زمان این حامل در شکل 9 آمده است. همان‌طور که پیداست ارتفاع نهایی تزریق از حد پایینی قید فاصله گرفته است و این امر سبب می‌شود در مواجهه با عدم قطعیت‌ها، حامل مطمئن‌تر عمل کند. نمودار تغییرات سرعت برحسب زمان نیز در شکل 10 نشان داده شده است. مجدداً یادآوری می‌شود مقدار سرعت در دستگاه سرعتی به مقداری کم‌تر از سرعت مداری رسیده است. زیرا این سرعت مستقل از سرعت دورانی زمین است و همان‌طور که پیداست سرعت اینرسی که بخشی از آن را سرعت دورانی زمین تشکیل می‌دهد به سرعت مداری رسیده است. مقدار اولیه سرعت اینرسی معادل اثر سرعت دورانی زمین در عرض جغرافیایی پایگاه پرتاب می‌باشد. در شکل 11 نیز تغییرات زوایای حمله، مسیر و فراز و در شکل 12 تغییرات جرم برحسب زمان آمده است.

انتظار می‌رود حامل طراحی شده به روش مقاوم مشارکتی در مواجهه با عدم قطعیت‌ها همچنان بتواند مأموریت خود را با توجه به قیود تعریف شده به‌سلامت انجام دهد. درحالی‌که همان‌طور که نشان داده شد حامل

جدول 4 مشخصات حامل طراحی شده به روش مقاوم مشارکتی با رویکرد چند

مقدار	کمیت	هدفی
90185/4	جرم مرحله اول (kg)	
21466/7	جرم مرحله دوم (kg)	
1384/89	تراست مرحله اول (kN)	
159/33	تراست مرحله دوم (kN)	
64067/9	جرم پیشران مرحله اول (kg)	
18402/7	جرم پیشران مرحله دوم (kg)	
2/58	قطر مرحله اول (m)	
2/39	قطر مرحله دوم (m)	
28/42	طول مرحله اول (m)	
12/81	طول مرحله دوم (m)	
116/97	زمان سوزش مرحله اول (s)	
319/08	زمان سوزش مرحله دوم (s)	
267/54	ضربه ویژه مرحله اول (s)	
291/92	ضربه ویژه مرحله دوم (s)	
37/59	زاویه فراز انتهایی مرحله اول (درجه)	
74/45	زاویه فراز میانی مرحله اول (درجه)	
32/54	زاویه فراز میانی مرحله دوم (درجه)	
75/31	زمان تغییر شیب میانی مرحله اول (s)	
251/42	زمان تغییر شیب میانی مرحله دوم (s)	

$$\begin{aligned} \min \quad & r_1 \\ & = \left(thrust1_{sys} - \text{Mean}(thrust1_{dis1,1}, \dots, thrust1_{dis1,100}) \right)^2 \\ & + \left(thrust2_{sys} - \text{Mean}(thrust2_{dis1,1}, \dots, thrust2_{dis1,100}) \right)^2 \\ & + \left(tburn1_{sys} - \text{Mean}(tburn1_{dis1,1}, \dots, tburn1_{dis1,100}) \right)^2 \\ & + \left(tburn2_{sys} - \text{Mean}(tburn2_{dis1,1}, \dots, tburn2_{dis1,100}) \right)^2 \\ & + \left(Dia1_{sys} - \text{Mean}(Dia1_{dis1,1}, \dots, Dia1_{dis1,100}) \right)^2 \\ & + \left(Dia2_{sys} - \text{Mean}(Dia2_{dis1,1}, \dots, Dia2_{dis1,100}) \right)^2 \\ & + \left(M01_{sys} - \text{Mean}(M01_{dis1,1}, \dots, M01_{dis1,100}) \right)^2 \\ & + \left(M02_{sys} - \text{Mean}(M02_{dis1,1}, \dots, M02_{dis1,100}) \right)^2 \\ & + \left(Mp1_{sys} - \text{Mean}(Mp1_{dis1,1}, \dots, Mp1_{dis1,100}) \right)^2 \\ & + \left(Mp2_{sys} - \text{Mean}(Mp2_{dis1,1}, \dots, Mp2_{dis1,100}) \right)^2 \\ \text{s.t.} \quad & 1.3 \leq \text{Mean} \left(\frac{thrust1_{dis1,1}}{M01_{dis1,1} \times g}, \dots, \frac{thrust1_{dis1,100}}{M01_{dis1,100} \times g} \right) \leq 2.5 \\ & 0.5 \leq \text{Mean} \left(\frac{thrust2_{dis1,1}}{M02_{dis1,1} \times g}, \dots, \frac{thrust2_{dis1,100}}{M02_{dis1,100} \times g} \right) \leq 2 \end{aligned} \quad (14)$$

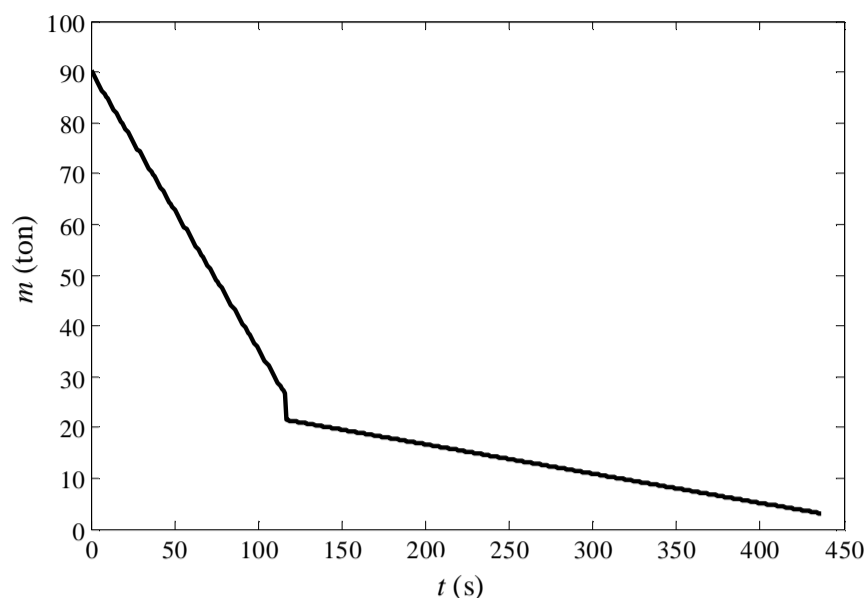
برای موضوع دوم نیز به طریق مشابه مسأله بهینه‌سازی به شکل معادله (15) می‌باشد.

$$\begin{aligned} \min \quad & r_2 \\ & = \left(thrust1_{sys} - \text{Mean}(thrust1_{dis2,1}, \dots, thrust1_{dis2,100}) \right)^2 \\ & + \left(thrust2_{sys} - \text{Mean}(thrust2_{dis2,1}, \dots, thrust2_{dis2,100}) \right)^2 \\ & + \left(tburn1_{sys} - \text{Mean}(tburn1_{dis2,1}, \dots, tburn1_{dis2,100}) \right)^2 \\ & + \left(tburn2_{sys} - \text{Mean}(tburn2_{dis2,1}, \dots, tburn2_{dis2,100}) \right)^2 \\ & + \left(Dia1_{sys} - \text{Mean}(Dia1_{dis2,1}, \dots, Dia1_{dis2,100}) \right)^2 \\ & + \left(Dia2_{sys} - \text{Mean}(Dia2_{dis2,1}, \dots, Dia2_{dis2,100}) \right)^2 \\ \text{st:} \quad & 7403.22 \leq \text{Mean}(V_{f,1}, \dots, V_{f,100}) \leq 7552.78 \\ & 727.5 \leq \text{Mean}(h_{f,1}, \dots, h_{f,100}) \leq 772.5 \\ & -10 \leq \text{Mean}(h'_{f,1}, \dots, h'_{f,100}) \leq 10 \\ & 20 \leq t_{m1} \leq \text{Mean}(tburn1_{dis2,1}, \dots, tburn1_{dis2,100}) - 10 \\ & 10 + \text{Mean}(tburn1_{dis2,1}, \dots, tburn1_{dis2,100}) \leq t_{m2} \\ & \leq \text{Mean}(tburn1_{dis2,1}, \dots, tburn1_{dis2,100}) \\ & + \text{Mean}(tburn2_{dis2,1}, \dots, tburn2_{dis2,100}) \\ & - 10 \\ & 5 + \theta_{final1} \leq \theta_{m1} \leq 85 \\ & -10 \leq \theta_{m2} \leq \theta_{final1} - 5 \end{aligned} \quad (15)$$

البته در موضوع دوم مقدار انحراف معیار ارتفاع و سرعت و سرعت در جهت عمود بر مسیر مماس محاسبه شده و مستقیماً به تابع هدف سطح سیستم می‌رود تا بهینه‌ساز سطح سیستم علاوه بر کاهش جرم پرتاب، مقدار این انحراف معیارها را نیز کاهش دهد و در اصل نقش یک تابع چند هدفی را بازی کند. مسأله بهینه‌ساز سطح سیستم در قالب معادله (16) آمده است.

$$\begin{aligned} \min \quad & w \times M01 + (1 - w) \times (\sigma_h + \sigma_v + \sigma_{h'}) \\ \text{s.t.} \quad & Dia_1 \geq Dia_2 \\ & m_{k1} \geq 3000 \text{ kg} \\ & m_{k2} \geq 1700 \text{ kg} \\ & r_1 \leq 100 \\ & r_2 \leq 100 \\ & |M01_{sys} - \text{Mean}(M01_{dis1,1}, \dots, M01_{dis1,100})| \leq 100 \text{ kg} \\ & |M02_{sys} - \text{Mean}(M02_{dis1,1}, \dots, M02_{dis1,100})| \leq 50 \text{ kg} \\ & |Mp1_{sys} - \text{Mean}(Mp1_{dis1,1}, \dots, Mp1_{dis1,100})| \leq 100 \text{ kg} \\ & |Mp2_{sys} - \text{Mean}(Mp2_{dis1,1}, \dots, Mp2_{dis1,100})| \leq 50 \text{ kg} \end{aligned} \quad (16)$$

در این رابطه w ضریب وزنی می‌باشد و بیانگر سطح اهمیت اهداف برای



شکل 12 نمودار تغییرات جرم بر حسب زمان حامل طراحی شده به روش مقاوم مشارکتی با رویکرد چند هدفی

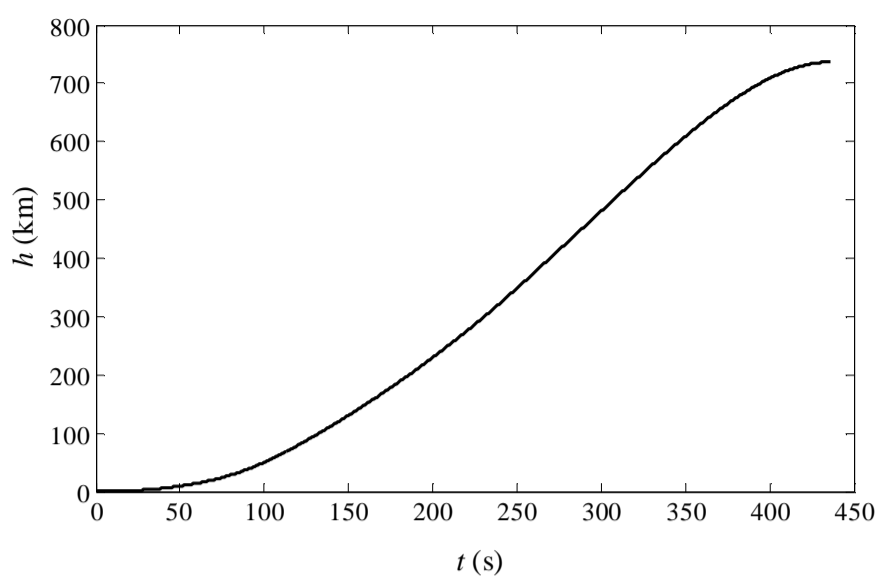
می‌دهد. ضربه ویژه مراحل نیز به لحاظ ثابت بودن پارامترهای موتور با یکدیگر مشابه است.

مرحله اول حامل طراحی شده با روش بهینه مقاوم مشارکتی تقریباً در هر ثانیه 547/73 کیلوگرم پیشران مصرف می‌کند و این رقم برای مرحله دوم نیز معادل 57/67 کیلوگرم بر ثانیه است. مصرف پیشران برای حامل طراحی شده با روش مشارکتی برای مراحل اول و دوم به ترتیب 541/23 و 57/02 کیلوگرم بر ثانیه می‌باشد. حامل طراحی شده به روش بهینه مقاوم مشارکتی پیشران بیشتری مصرف می‌کند.

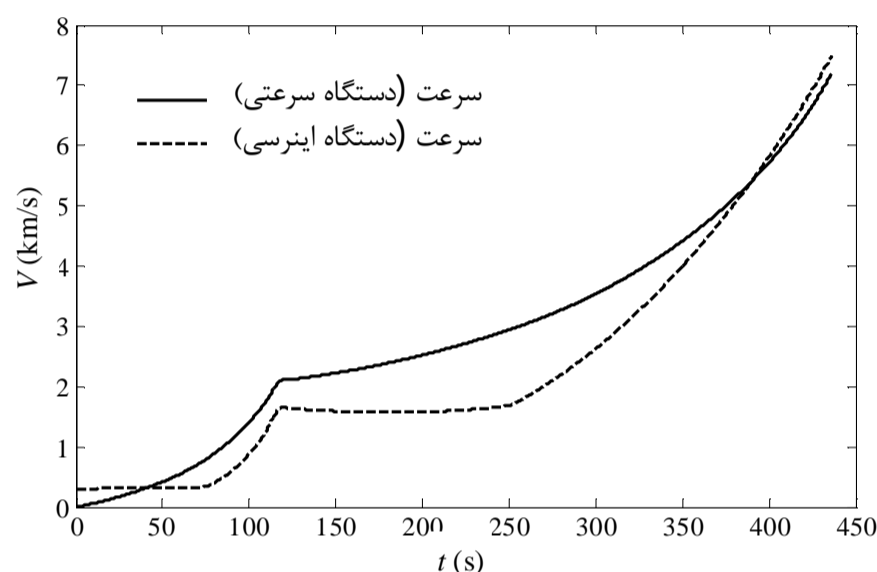
در نهایت می‌توان نتیجه گرفت که حامل طراحی شده با روش مقاوم مشارکتی علی‌رغم اختلاف جرم اولیه 3 تنی با حامل طراحی شده به روش مشارکتی، برای اجرای مأموریت قابل اعتمادتر است و وضعیت بهتری دارد. ذکر این نکته ضروری است که روش مقاوم مشارکتی همگرایی خوبی ندارد. همچنین روش مشارکتی نیز به بهینه‌سازهای مورد استفاده در ساختار خود کاملاً حساس است.

جدول 5 مقایسه‌ای مشخصات حامل‌های طراحی شده به روش مشارکتی و روش مقاوم مشارکتی با رویکرد چند هدفی

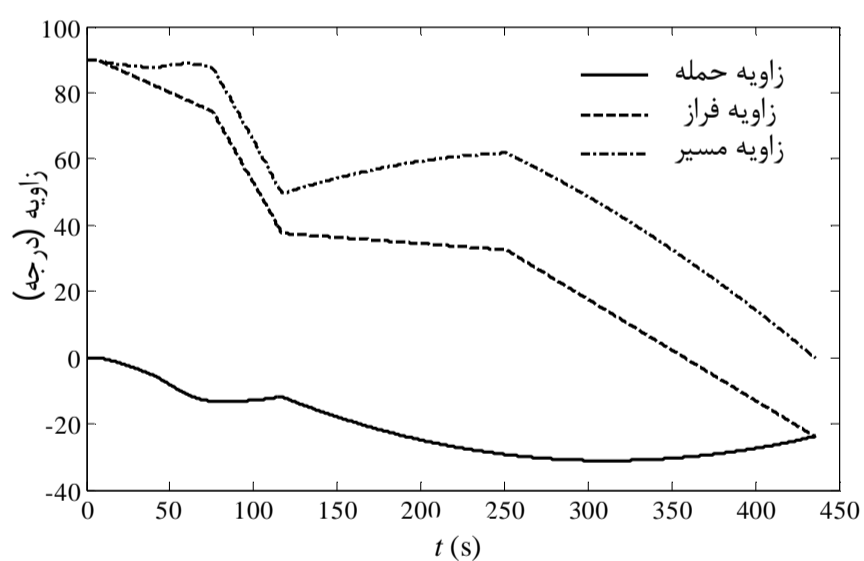
حامل طراحی شده	حامل طراحی شده به کمک روش مقاوم مشارکتی با رویکرد چند هدفی	کمیت
87145/2	90185/4	جرم مرحله اول (kg)
21035/5	21466/7	جرم مرحله دوم (kg)
1368/49	1384/89	تراست مرحله اول (kN)
157/53	159/33	تراست مرحله دوم (kN)
61537/8	64067/9	جرم پیشران مرحله اول (kg)
17986/2	18402/7	جرم پیشران مرحله دوم (kg)
2/55	2/58	قطر مرحله اول (m)
2/38	2/39	قطر مرحله دوم (m)
28/10	28/42	طول مرحله اول (m)
12/75	12/81	طول مرحله دوم (m)
113/70	116/97	زمان سوزش مرحله اول (s)
315/41	319/08	زمان سوزش مرحله دوم (s)
267/54	267/54	ضربه ویژه مرحله اول (s)
291/92	291/92	ضربه ویژه مرحله دوم (s)



شکل 9 نمودار تغییرات ارتفاع بر حسب زمان حامل طراحی شده به روش مقاوم مشارکتی با رویکرد چند هدفی



شکل 10 نمودار تغییرات سرعت بر حسب زمان حامل طراحی شده به روش مقاوم مشارکتی با رویکرد چند هدفی



شکل 11 نمودار تغییرات زوایای حمله، مسیر و فراز بر حسب زمان حامل طراحی شده به روش مقاوم مشارکتی با رویکرد چند هدفی

طراحی شده به روش صرفاً مشارکتی در مواجهه با عدم قطعیت‌ها احتمال موفقیت بالایی ندارد.

5- ارزیابی نتایج

جدول 5 مشخصات حامل‌های طراحی شده به روش مشارکتی و مقاوم مشارکتی را مقایسه می‌کند.

همان‌طور که پیداست، جرم مرحله اول طرح ناشی از طراحی مقاوم مشارکتی 3 تن سنگین‌تر بوده و روی هم‌رفته 7 ثانیه نیز به زمان عملکرد موتورها اضافه شده است، ضمن آن‌که از لحاظ ابعاد نیز اندکی رشد را نشان

6- جمع بندی

همان طور که توضیح داده شد، ابتدا به کمک ساختار مشارکتی یک حامل بدون در نظر گرفتن اثر عدم قطعیت‌ها طراحی گردید. اعمال اثر عدم قطعیت‌ها روی طرح نشان داد که طرح مذکور قابل اعتماد نبوده و ممکن است در انجام مأموریت موفق نباشد. بنابراین با ترکیب روش طراحی مقاوم و طراحی بهینه مشارکتی، حاملی طراحی گردید که ضمن بهینه بودن به لحاظ جرم، مقاوم نیز باشد. رویکرد در این ساختار به صورت چند هدفی بوده است به این صورت که تابع هدف بهینه‌ساز سطح سیستم تلاش می‌کند مجموع جرم اولیه و انحراف معیار متغیرهای ارتفاع، سرعت و سرعت عمود بر جهت تزریق را به حداقل کاهش دهد.

7- مراجع

- on multidisciplinary analysis and optimization, Long Beach, United states of america, 2000.
- [5] X. Du, W. Chen, A hierarchical approach to collaborative multidisciplinary robust design, *Proceedings of the 4th Congress of Structural and Multidisciplinary Optimization*, Dalin, China, 2001.
- [6] A. Chiralaksanakul, S. Mahadevan. Decoupled approach to multidisciplinary design optimization under uncertainty, *Optimization and Engineering*, Vol. 8, No. 1, pp21-42, 2007.
- [7] K. Zaman, M. McDonald, S. Mahadevan, L. Green, Robustness-based design optimization under data uncertainty, *Structural and Multidisciplinary Optimization*, Vol. 44, No. 2, pp. 183-197, 2011.
- [8] M. Balesdent, *Multidisciplinary design optimization of launch vehicles*: Phd thesis, Ecole Centrale de Nantes, France, 2011.
- [9] A. Bataleblu A, J. Roshanian, M. Ebrahimi, *Robust Design Optimization of a Liquid Launch Vehicle Under uncertainty*: Master of Science Thesis, K.N.Toosi university of technology, Tehran, Islamic Republic of Iran, 2012. (In Persian)
- [10] A. Saghari, M. Mirshams, *Sample satellite design algorithm with uncertainty*: Master of Science Thesis, K.N.Toosi university of technology, Tehran, Islamic Republic of Iran, 2012. (In Persian)
- [11] X. Du, W. Chen, Towards a better understanding of modeling feasibility robustness in engineering design, *Journal of Mechanical Design*, Vol. 122, No. 4, pp. 385-394, 2000
- [12] M. R. Timothy, J. S. Arora, Survey of multi-objective optimization methods for engineering. *Structural and multidisciplinary optimization*, Vol. 26, No. 6, pp. 369-395, 2004
- [13] B. Bergman, J de Mare, T Svensson, S Loren, *Robust design methodology for reliability, exploring the effects of variation and uncertainty*, John Wiley & Sons, 2009.
- [14] S.Y. Dehkordi, M. Mirshams, J. Roshanian, *Launch Vehicle Collaborative Robust Optimal Design with Multiobjective Aspect And Uncertainties*: Master of Science Thesis, K.N.Toosi university of technology, Tehran, Islamic Republic of Iran, 2015. (In Persian)
- [15] H. Curtis, *Orbital mechanics for engineering students*, Third Edition, pp. 336-337, United Kingdom, Oxford: Butterworth-Heinemann, 2014.
- [1] X. Gu, J.E. Renaud, S. Batill, R. Brach, A. Budhiraja, Worst case propagated uncertainty of multidisciplinary systems in robust design optimization, *Structural and Multidisciplinary Optimization*, Vol. 20, No. 3, pp. 190-213, 2000.
- [2] P. Koch, B. Wujek, O. Golovidov, A multi-stage, parallel implementation of probabilistic design optimization in an MDO framework, *8th Symposium on Multidisciplinary Analysis and Optimization*, Long Beach, United states of america, 2000.
- [3] D. DeLaurentis, D. Mavris, Uncertainty modeling and management in multidisciplinary analysis and synthesis, *38th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, Reno, United States of America, 2000.
- [4] X. Du, W. Chen, Concurrent subsystem uncertainty analysis in multidisciplinary design, *The 8th AIAA/ NASA/ USAF/ ISSMO symposium*