



ارائه روش بهینه طراحی سیستمی بلوک انتقال مداری

مهران نصرت الهی^{1*}، مصطفی ذاکری²، علیرضا نوین زاده³

1- دانشیار، مهندسی هوافضا، دانشگاه مالک اشتر، تهران

2- دانشجوی دکتری، مهندسی هوافضا، دانشگاه مالک اشتر، تهران

3- دانشیار، مهندسی هوافضا، دانشگاه خواجه نصیر، تهران

*تهران، صندوق پستی 1774-15875، nosratollahi@mut.ac.ir

اطلاعات مقاله

مقاله پژوهشی کامل

دریافت: 30 دی 1394

پذیرش: 05 فروردین 1395

ارائه در سایت: 21 اردیبهشت 1395

کلید واژگان:

کنترل بهینه

بلوک انتقال مداری

طراحی سیستمی

چکیده

هدف از این مقاله پیاده‌سازی طراحی مفهومی بلوک انتقال مداری طبق مدل فرآیند طراحی بهینه‌سازی چند گامی ترتیبی، به جهت انجام مانور مشخص با کمترین وزن و در حالت واقعی است. در این روش دو حلقه بهینه‌سازی و طراحی مطرح می‌گردد که با یکدیگر در فرآیند آنالیز جرمی مرتبط هستند و کلیه خروجی‌های موجود در حلقه داخلی به عنوان ورودی حلقه خارجی مورد استفاده قرار می‌گیرد. در حلقه داخلی و برای قراردادن بلوک انتقال مداری در مدار مقصد با توجه به دو عامل قابل کنترل که شامل زاویه بردار تراست و اندازه تراست است، از الگوریتم‌های کنترل بهینه برای بهینه‌سازی تابع هدف استفاده می‌شود. در حلقه خارجی، طراحی زیربخش‌ها به صورت مجزا و در ارتباط با یکدیگر طبق ماتریس طراحی و با استفاده از ورودی‌های حاصل از حلقه داخلی انجام می‌شود. همگرایی طراحی در قسمت آنالیز جرمی صورت می‌پذیرد. نوآوری این مقاله پیاده‌سازی طراحی طبق این مدل می‌باشد که برای بلوک انتقال مداری به صورت کاملاً سیستمی و ارائه یک روش سیستم پایه با حضور مشترک انسان و ماشین (طراحی مشارکتی یا ترتیبی چندگامی) است، که علاوه بر سطح سیستم در سطح زیرسیستم نیز مانند بهینه‌سازی مداری و الگوریتم‌های زیربخش‌ها به بررسی پرداخته است. نتایج حاصل از طراحی، براساس نتایج حاصل از پردازش آماری داده‌های واقعی صحنه‌گذاری شده است.

An optimized method for upper-stage system design

Mehran Nosratollahi^{1*}, Mostafa Zakeri¹, Alireza Novinzadeh²

1- Department of Aerospace, Malekashtar University, Tehran, Iran.

2- Department of Aerospace, Khajehnasir University, Tehran, Iran.

*P.O.B. 1774-15875 Tehran, Iran, nosratollahi@mut.ac.ir

ARTICLE INFORMATION

Original Research Paper
Received 20 January 2016
Accepted 24 March 2016
Available Online 10 May 2016

Keywords:
Optimal Control
Upper-Stage
System Design

ABSTRACT

The purpose of this article is implementation of upper stage design according to multistep sequential optimization design process for specific maneuvers with less mass in reality. In this method there are two optimization and design loops which are connected to each other in mass analysis. So all the output parameters in inner loop are used as input parameters of outer loop. In the inner loop, optimization control algorithm is used to optimize the target function, as for two control factors including thrust vector angle and thrust magnitude for putting upper stage into final orbit. In outer loop, subdivision is designed separately according to design matrix using input parameters from the inner loop. Design convergence is checked in mass analysis. Innovation of this article is the implementation of a fully systematic upper stages design. Also, a system-based method is provided by cooperation of human and machine (multistep collaborative design) which, in addition to system design, discussed subsystem design such as orbital optimization and subdivision algorithms. Results of this design are verified according to the result of statistical analysis.

1- مقدمه

کردن اثر آن در طراحی سیستمی صورت پذیرفته است. انتقال مداری موضوع مهمی است که سال‌ها مورد تحقیق پژوهشگران بوده است. لازم به ذکر است که بیشترین تلاش‌ها جهت بهینه‌سازی و دستیابی به حداقل مصرف سوخت در ماموریت‌های فضایی بوده است، زیرا کاهش حتی یک کیلوگرم بار در طی 10 پرتاب به مدار زمین آهنگ به‌طور متوسط 100 هزار دلار صرفه‌جویی به همراه دارد و به همین دلیل مطالعه بر روی این موضوع بسیار مهم است. باید توجه داشت که مانورهای ضربهای کاملاً لحظه‌ای نمی‌باشند و اگر درک مناسبی از وضعیت ماهواره در زمان ضربه وجود نداشته باشد هم سوخت

بلوک‌های انتقال مداری¹ وظیفه انتقال نهایی ماهواره‌ها را به مدار نهایی بر عهده دارند، مسیر عملکرد این بلوک‌ها خارج از جو است. دستیابی به روش‌های طراحی بلوک‌های انتقال مداری که دارای فرآیند بهینه‌سازی هستند و کمتر به مطالعات آماری وابسته باشند، یک موضوع جذاب امروزی است. به همین دلیل این تحقیق در ادامه تحقیقات صورت گرفته مبنی بر طراحی بلوک انتقال مداری با هدف انجام بهینه‌سازی مسیر انتقال و وارد

¹ Upper-stage

انتقال مداری و جرم محموله است. از این نمودار این نکته حاصل می‌گردد که در صورت تغییر در مقدار جرم سوخت، مقدار جرم خشک بلوک انتقال مداری نیز تغییر می‌کند. تغییر در جرم سوخت ابتدا تغییر در جرم و حجم مخازن و سپس به صورت ماتریسی (ماتریس طراحی)، می‌تواند تعداد زیادی از پارامترهای طراحی را نیز تغییر دهد و بعد از طراحی مجدد ملاحظه می‌شود که مقدار جرم نهایی بلوک انتقال مداری نیز تغییر می‌کند. در نتیجه باید مجدداً وارد مسأله بهینه‌سازی مسیر و کاهش جرم سوخت گردید و این روند می‌تواند بارها ادامه پیدا کند. حال می‌توان نکات زیر را به‌صورت خلاصه طبق این طرح بیان نمود:

- کاهش جرم سوخت باید در فرآیند مشترک بهینه‌سازی مسیر و طراحی سیستم صورت گیرد.
 - همگرایی طراحی باید با توجه به کلیه الزامات و ارتباطات سیستمی صورت گیرد.
- در این تحقیق فرض شده که انتقال در یک صفحه واقع می‌شود و در حقیقت تغییر شیب مداری صورت نمی‌پذیرد.
- مدار پارکینگ دایروی و با ارتفاع 300 کیلومتر و شیب مداری صفر درجه است. مدار نهایی نیز دایروی و با ارتفاع 10000 کیلومتر و شیب مداری صفر درجه است. مدار انتقال از نوع هاهمن و استفاده از دو مرتبه روشن شدن موتور می‌باشد.

لازم به ذکر است که در این مقاله از فرض تک ایمپالس استفاده نخواهد شد. موتور در طول یک بازه زمانی روشن می‌شود و پس از قرارگیری در راستای مدار انتقال و رسیدن به انرژی مورد نیاز خاموش می‌گردد. در واقع هدف، بهینه نمودن زمان سوزش موتور و در نتیجه کاهش سوخت مصرفی می‌باشد.

مقدار جرم سوخت بهینه حاصل بعد از بهینه‌سازی مسیر انتقال وارد فرآیند طراحی شده و طبق یک مدل طراحی سیستمی، پارامترهای جدید طراحی حاصل گردیده و دوباره با پیکربندی جدید وارد فاز بهینه‌سازی مسیر می‌گردد. این روند طبق یک روش نوین طراحی که در متن مقاله اشاره شده است، ادامه پیدا می‌کند. نتایج حاصل به دلیل ارتباط و برهم کنش مشترک فاز بهینه‌سازی مسیر و طراحی سیستمی را می‌توان دارای ارزش دانست. بنابراین پیاده‌سازی طراحی بلوک انتقال مداری طبق این روش و در ارتباط با بهینه‌سازی مسیر صورت مسأله اصلی این مقاله است. لازم به ذکر است که در این مقاله نتایج حاصل از طراحی سیستمی بدون بهینه‌سازی مسیر و همچنین طراحی سیستمی حاصل از بهینه‌سازی مسیر مقایسه شده است.

3- فرآیند طراحی چند گامی بهینه‌سازی ترتیبی (ارائه متدولوژی)

طراحی مشارکتی یکی از روش‌های موفق طراحی سیستمی در یک محیط نرم افزاری است که در آن تداخل کاربر حین اجرا در نظر گرفته شده است [10]. اصلی‌ترین مشخصه در این روش حضور انسان خبره در محیط ابزار طراحی و یکپارچه‌سازی کلیه زیربخش‌های طراحی است.

فرآیند طراحی مشارکتی یکی از روش‌هایی است که بر مشکلات ذاتی همگرایی در سیستم‌های گسسته و غیرخطی غلبه نموده است. طراحی مشارکتی در یک فرآیند چند گامی بهینه‌سازی ترتیبی¹ (MSO) [11] می‌باشد. این فرآیند برای طراحی بلوک انتقال مداری در شکل 2 نشان داده شده است که شامل یک حلقه داخلی بهینه‌سازی عملکرد و یک حلقه خارجی طراحی پیکربندی می‌باشد.

زیادی جهت اصلاح موقعیت مداری مصرف می‌شود و هم دقت مناسبی ممکن است به‌وجود نیاید. در این مقاله سعی شده است با یکی از روش‌های بهینه‌سازی نسبت به طراحی مسیر بهینه از لحظه استارت موتور تا لحظه قرارگیری در مدار انتقال اقدام شود. امروزه تلاش و تحقیقات زیادی جهت بهره‌گیری از موتورهایی با تراست کم و پیوسته جهت بهینه‌سازی کلی مانور صورت می‌پذیرد اما همچنان این روش‌ها به صورت تحقیقاتی مورد بررسی قرار می‌گیرند و استفاده عملیاتی چندانی از آن‌ها نمی‌شود. در نتیجه نیاز است تا به مبحث مانور لحظه‌ای و بهینه‌سازی آن توجه شود.

مسئله طراحی مسیر بهینه، تاکنون به روش‌های مختلفی صورت گرفته است. این مسأله را می‌توان به صورت یک مسئله کنترل بهینه فرمول بندی کرد که متناظر با یک مسئله مقدار مرزی دونقطه‌ای است. در مراجع [2,1] بهینه‌سازی به صورت غیرخطی، در مراجع [4,3] بهینه‌سازی هدایت و همچنین در مراجع [7-5] بهینه‌سازی دینامیکی طراحی مسیر صورت پذیرفته است که قبل از طرح مسئله مورد مطالعه قرار گرفته‌اند. در این مقاله مانند مراجع [9,8] بهینه‌سازی مسیر مداری با سه تفاوت عمده در روش حل، واقعی بودن فعالیت انجام شده و همچنین ادغام با طراحی سیستمی صورت گرفته است. در این مقاله اقدام به بهینه‌سازی مصرف سوخت در یک ایمپالس برای حرکت از مدار پارک به مدار انتقال در ساختار طراحی مفهومی صورت پذیرفته است. در ابتدا فرض می‌شود، موتوری با تراست قابل دسترس وجود دارد و پس از انجام بهینه‌سازی اقدام به بهینه‌سازی مقدار تراست موتور می‌شود. در طول مأموریت سعی می‌شود، زاویه تراست و مقدار اندازه تراست موتور به نحوی بدست آید که بلوک انتقال مداری با حداقل خطا وارد مدار شود.

2- شرح مسئله

در بسیاری از تحقیقات مانند مراجع [9,8]، مهمترین هدف بهینه‌سازی کاهش مصرف سوخت است. در اینجا یک سوال مطرح می‌گردد: آیا بهینه‌سازی انجام شده قابل قبول و قابل پیاده‌سازی در اجراست؟ در ابتدا لازم است به نمودار آماری شکل 1 توجه شود:

M_t مقدار جرم مرحله نهایی موشک حامل یعنی مجموع جرم بلوک

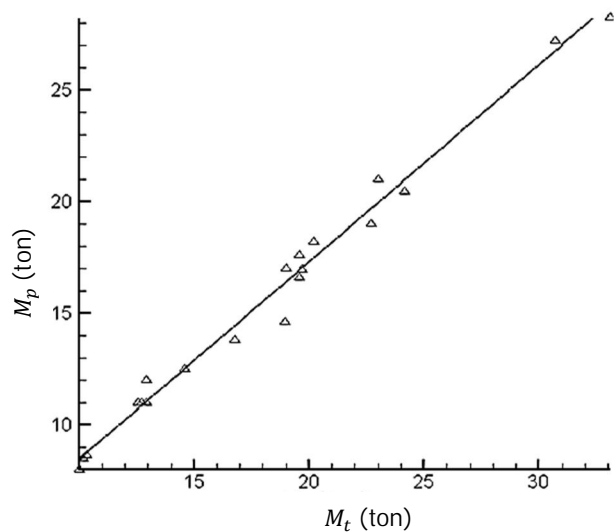


Fig. 1 Statistical processing fuel mass to total mass

شکل 1 پردازش آماری جرم سوخت نسبت به جرم کل

¹ Multistep Sequential Optimization (MSO)

- سیستم.
- زمان بالا برای اجرا کد کامپیوتری.
 - مزایا:
 - حضور طراح در فرآیند طراحی.
 - انجام کامل طراحی آماری، طراحی مفهومی و قسمتی از طراحی اولیه.
 - اجتهاد طراح سیستمی در فرآیند طراحی.
 - بومی سازی طرح بر اساس ایجاد محدودیت های طراحی و تکنولوژی.

4- پیاده سازی

4-1- پردازش آماری

علاوه بر اینکه در نقطه صفر طراحی یا همان نقطه شروع طراحی از اطلاعات آماری (به جهت تسریع در روند همگرایی و بهینه سازی با دقت بالاتر) استفاده می گردد. در این مقاله صحنه گذاری نتایج حاصل از طراحی با یک بلوک انتقال مداری مشابه انجام نشده است، بلکه در سطحی بالاتر با نتایج حاصل از کلیه بلوک های انتقال مداری مورد پردازش قرار گرفته است. این معادلات حاصل جمع آوری اطلاعات بلوک های انتقال مداری موجود در دنیا و ایجاد گراف های بی بعد بین پارامترها حاصل گردیده است. اطلاعات مورد نیاز به جهت تدوین پیکره اولیه طراحی از مراجع [12,13] و نمونه های مورد پردازش از سایت های اطلاعاتی مشخص شده در مراجع [14-16] بدست آمده است. این معادلات در فرآیند طراحی بلوک انتقال مداری بدلیل دقت بالاتر از 0.9 قابل استفاده است:

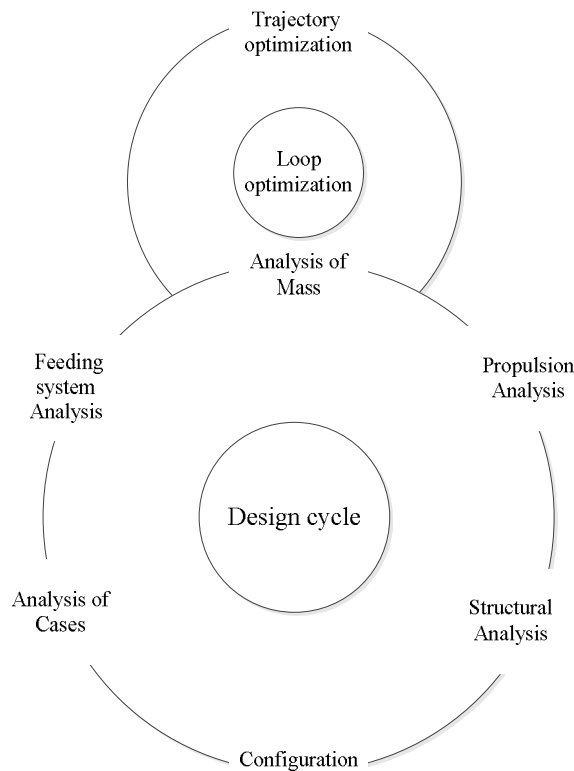


Fig.2 Multistep Sequential Optimization process

شکل 2 فرآیند چند گامی بهینه سازی ترتیبی

حلقه داخلی، از داده های حلقه خارجی برای تعیین پارامترهای بهینه سازی عملکرد استفاده می کند. این حلقه به صورت اتوماتیک طراحی حول حلقه خارجی را (تا زمانی که مقادیر اصلی طراحی پیکربندی تغییر نکنند) بهینه سازی خواهد نمود. در صورت عدم کفایت طراحی پیکربندی و نرسیدن به عملکرد مطلوب حلقه خارجی عمل خواهد نمود و اطلاعات جدید بر مبنای پیکربندی بروزشده وارد حلقه داخلی خواهد شد. رفتار رفت و برگشتی بین حلقه های داخلی و خارجی تا همگرایی مقادیر جرمی در آنالیز جرمی (ارتباط بین دو حلقه) ادامه خواهد داشت تا طرح نهایی علاوه بر بهینه بودن داری پیکره جرمی - ابعادی و مشخصات سیستمی و زیرسیستمی مطلوب نیز باشد. در این مقاله مفاهیم طراحی و بهینه سازی تداخلی در یک محیط محاسباتی راهبردی برای طراحی بلوک انتقال مداری موشک های حامل ماهواره برای انتقال ماهواره از مدار پارکینگ به مدار مقصد به کار گرفته شده است.

نکات زیر در روند طراحی سیستمی این مقاله دارای اهمیت است:

- پیاده سازی فرآیند طراحی چند گامی بهینه سازی ترتیبی (شکل 2).
- بهینه سازی کل مسیر انتقال در حلقه داخلی و نحوه ارتباط آن با آنالیز جرمی (شکل 5).
- محاسبه مقدار جرم سوخت در حلقه داخلی و محاسبه مقدار جرم زیرسیستم ها و سازه در حلقه خارجی (آنالیز جرمی).
- ارتباط زیربخش های حلقه خارجی طبق ماتریس طراحی (شکل 6).
- الگوریتم زیربخش های حلقه خارجی (شکل های 7 تا 11).
- مقادیری چون نمودار تراست-زمان، زاویه بردار تراست و نرخ مصرف سوخت و اکسید کننده به عنوان ورودی از حلقه داخلی به حلقه خارجی وارد می گردد.
- ثابت بودن مقدار جرم سوخت، جرم زیرسیستم ها و سازه در آنالیز جرمی با دور قبلی، اتمام فرآیند طراحی است.

طبق نکات فوق در این مقاله پیکره واحدی از یک طراحی سیستمی به نمایش گذاشته شده است، که در هر بخش جزئیات مربوط به آن توضیح داده شده است. الگوریتم شکل 2 نشانگر فرآیند اصلی طراحی است که در بخش 5 حلقه داخلی و در بخش 6 حلقه خارجی مورد بحث قرار گرفته است و در قسمت 4 نیز پردازش آماری بدلیل استفاده از اطلاعات آن به جهت صحنه گذاری و همچنین تأمین ورودی های اولیه سیستمی مورد بررسی جزئی قرار گرفته است.

ترتیب روش کار در فرآیند طراحی به صورت زیر قابل پیاده سازی است:

- طراحی آماری برای تعیین نقطه شروع طراحی.
 - تفکیک زیر سیستم های اصلی.
 - استخراج کلیه پارامترها در قالب طراحی مفهومی.
 - تشکیل ماتریس طراحی.
 - استخراج فلوجارت طراحی زیر سیستم های اصلی.
 - استخراج فلوجارت طراحی کل سیستم در حضور زیر سیستم های اصلی.
 - شروع طراحی از نتایج طراحی آماری.
 - تعیین واریانت های طراحی مفهومی.
- روش استخراج شده در این مقاله دارای معایب و مزایایی طبق موارد زیر است:

- معایب:
- پیچیده بودن استخراج فلوجارت طراحی زیر سیستم ها و کل

صفحه واقع است. وزن فضاپیما مقدار M است و نیروی گرانش وارد بر آن به صورت زیر است.

$$F_g(t) = M(t) g_0 \frac{R^2}{r^2(t)} \quad (13)$$

r فاصله زمین از فضاپیما و R نیز شعاع زمین است.

برای بهینه کردن مصرف سوخت نیاز است تا در یک زمان مشخص، کار کنترلی حداقل شود. جهت حداقل کردن کار کنترلی معادله (14) باید حداقل شود [18]:

$$J(U) = \int_0^{t_f} u_1^t(t) dt \quad (14)$$

در شکل 4 نحوه انجام مأموریت نشان داده شده است. در این شکل مسیر انتقال مداری و همچنین موقعیت هایی که موتور روشن است و انتقال صورت می گیرد، مشخص شده اند.

در یک انتقال زمان دار که بصورت واقعی صورت پذیرد بلوک از نقطه شروع استارت موتور را زده و در نقطه نزدیکی بعد از آن به مدار انتقال می رسد. در این مسئله بررسی بهینه سازی مسیر پروازی مطابق با شکل 4 می باشد. هدف از بهینه سازی انجام حداقل کار کنترلی و در نتیجه کاهش مصرف سوخت است. باید توجه داشت که ایده آل ترین حالت روش هاهمن کلاسیک است [20,19] و مقدار مصرف سوخت از این روش کمتر نخواهد شد، لذا هدف اینست که بتوان به این روش نزدیک شد.

تعریف مسأله بهینه سازی در این مقاله در عبارات زیر بیان شده است:

شرایط اولیه: مقدار جرم اولیه، مشخصات مدار پارکینگ.

شرایط نهایی: مشخصات مدار مقصد.

متغیرها: مقدار آنومالی حقیقی در بازه 0 تا 10- درجه برای انتقال اول و در بازه 170 تا 180 درجه برای انتقال دوم، مقدار تراست موتور در بازه مجاز تراست نامی موتور، زاویه بردار تراست در بازه 3- تا 3 درجه

قیود اولیه و نهایی مسیر طبق قوانین دینامیک مداری به صورت روابط (15) تا (19) نوشته می شود:

قیود اولیه:

$$r = \frac{P_1}{1 + e_1 \cos(\theta)} \quad (15)$$

$$\dot{r} = \frac{\mu}{H_1} e_1 \sin(\theta) \quad (16)$$

$$r\dot{\alpha} = \frac{H_1}{r} \quad (17)$$

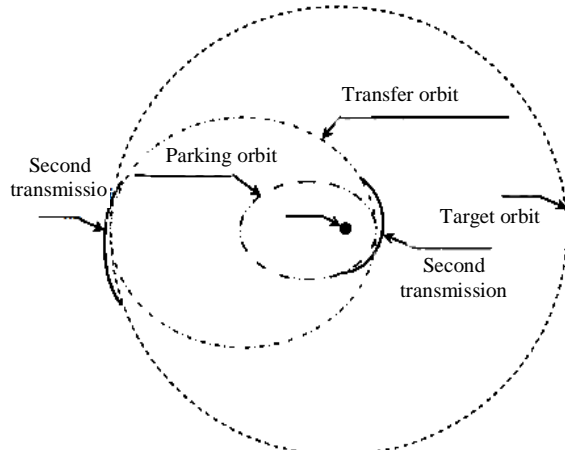


Fig. 4 The optimal orbital transfer

شکل 4 انتقال بهینه مداری

$$M_0 = 2.499M_{\text{pay}} + 11.57 \quad (1)$$

$$M_F = 0.026M_{\text{pay}}^2 + 0.799M_{\text{pay}} + 2.546 \quad (2)$$

$$M_0 = -0.066M_F^2 + 3.439M_F + 3.004 \quad (3)$$

$$M_p = 0.91 M_0^{0.917} \quad (4)$$

$$\mu_p = 3.267 \mu_f^2 - 0.559 \mu_f + 0.273 \quad (5)$$

$$n = 2880 t^{-0.94} \quad (6)$$

$$T = 3.668 n^2 - 20.21 n + 107.7 \quad (7)$$

$$\dot{m} = 0.525 n^2 - 0.937 n + 14.45 \quad (8)$$

$$T = 4422 \left(\dot{m} = \frac{M_p}{t} \right) - 0.497 \quad (9)$$

$$L = 109.5 e^{-2.33D} \quad (10)$$

$$LD^2 = 0.323M_0^2 - 7.997M_0 + 116.6 \quad (11)$$

M_0 جرم کل، M_F جرم خشک، M_p جرم سوخت، M_{pay} جرم محموله، μ

نسبت جرمی سوخت و μ نسبت جرمی خشک، n نسبت تراست به وزن، L

و D معرف طول و قطر و LD^2 معرف حجم است.

2-4-2- حلقة بهینه سازی (داخلی)

در این حلقة ابتدا حل معادلات مسیر به صورت بهینه صورت گرفته و با تغییر در مقدار جرم سوخت، آنالیز جرمی صورت می گیرد.

1-2-4- معادلات حاکم و معیار بهینگی

ابتدا معادلات حرکت به صورت دو بعدی بیان می گردد [17]:

$$\frac{d(r(t))}{dt} = \dot{r}(t) \quad (12-الف)$$

$$\frac{d(\alpha(t))}{dt} = \frac{r\dot{\alpha}(t)}{r(t)} \quad (12-ب)$$

$$\frac{d(\dot{r}(t))}{dt} = \frac{(r\dot{\alpha}(t))(t)}{r(t)} - g + \left[\frac{u_1(t)}{M_{to} - m(t)} \right] \times \sin(u_2(t)) \quad (12-ج)$$

$$\frac{d(r\dot{\alpha}(t))}{r(t)} = - \frac{\dot{r}(t)r\dot{\alpha}(t)}{r(t)} + \left[\frac{u_1(t)}{M_{to} - m(t)} \right] \times \cos(u_2(t)) \quad (12-د)$$

$$\frac{d(m(t))}{dt} = \frac{u_1(t)}{I_{sp} g_0} \quad (12-ه)$$

پارامتر کنترل $u_1(t) = T(t)$ تراست لحظه ای بلوک انتقال مداری و $u_2(t) = B(t)$ زاویه نازل موتور در صفحه مماس بر مدار نسبت به افق محلی در هر نقطه است. شکل 3 به درک معادلات کمک می نماید.

فضاپیما تحت اثر گرانش زمین است و فرض می کنیم حرکت در یک

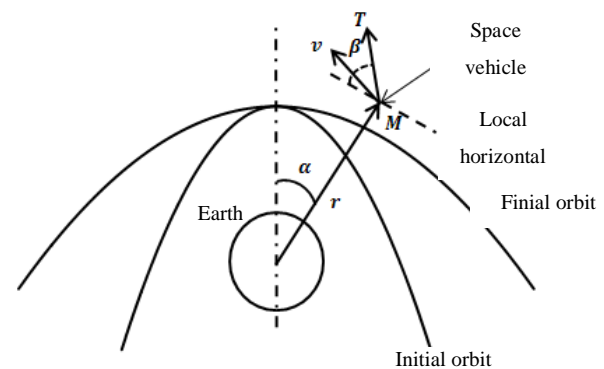


Fig.3 Spacecraft under gravity [17]

شکل 3 فضاپیما تحت اثر جاذبه زمین [17]

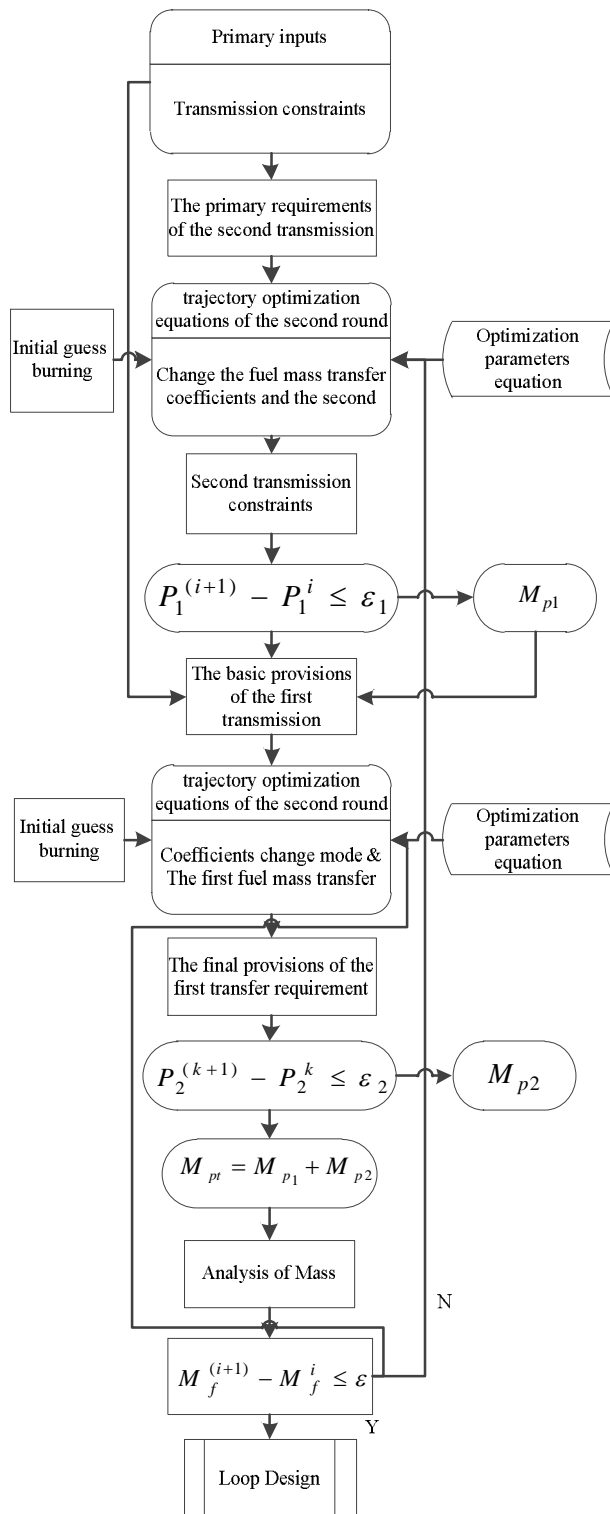


Fig.5 Optimization algorithm for transmission (inner ring)

شکل 5 الگوریتم بهینه سازی جهت انتقال بهینه (حلقه داخلی)

هر زیرسیستم خواهد بود [21] که پیاده‌سازی طراحی بر مبنای ارتباطات ماتریس طراحی، تسهیل کننده این فرآیند می‌گردد. ارتباط های سیستمی در حلقه طراحی طبق ماتریس طراحی بلوک انتقال مداری است که در شکل 6 نشان داده شده است.

در شکل 6 دایره‌های توپر نشان از وجود ارتباط سیستمی بین

قیود نهایی:

$$\varphi_1(t) = m_1 = \frac{P}{(1 + e \cos(\alpha))} - r = 0 \quad (18)$$

$$\varphi_2(t) = m_2 = \frac{(r^2 + (r\dot{\alpha})^2)}{2} + \frac{\mu}{r^2} - \varepsilon = 0 \quad (19)$$

در معادلات (15) تا (19)، φ_1 قید رسیدن به نقطه مداری در مدار مقصد و φ_2 قید رسیدن به انرژی مداری در مدار مقصد است. ε انرژی مدار، خروج از مرکز و H مومنوم زاویه‌ای می باشد.

هدف: کمترین مقدار جرم سوخت در کل مسیر.

الگوریتم موجود در شکل 5 همان حلقه داخلی در الگوریتم شکل 2 است که در این قسمت به بررسی بیشتر آن پرداخته شده است.

به تعداد دفعات سوزش، بهینه‌سازی مصرف سوخت در انتقال صورت می‌گیرد. طبق الگوریتم شکل 5 پس از محاسبه جرم سوخت و مقایسه جرم خشک حاصل از طراحی با دور قبلی، همگرایی صورت می‌پذیرد.

الگوریتم کنترل بهینه پرواز و ارتباط آن با حلقه طراحی در شکل 5 نشان داده شده است. همگرایی ضرایب حالت P و تکمیل فرآیند طراحی موجب همگرا شدن و نهایی شدن کمترین مقدار جرم سوخت در انتقال مسیر بهینه می‌گردد.

لازم به ذکر است که انتقال اول میان مدارهای پارکینگ و واسط و انتقال دوم میان مدارهای واسط و مقصد نهایی صورت می‌پذیرد.

2-2-4- آنالیز جرمی

پیکره جرمی متشکل از سه پارامتر اصلی جرمی (جرم سوخت، جرم زیربخش ها و جرم سازه) تشکیل شده است. مقدار جرم سوخت رابطه مستقیم با حلقه داخلی (بهینه سازی مسیر) و مقدار جرم دو پارامتر دیگر با حلقه خارجی در ارتباط است. مقدار ساینبدی بلوک در یک فرآیند تکرار پذیر بین تخمین جرمی، آنالیز مسیر پروازی و طراحی بلوک انتقال مداری بدست می‌آید. این ساینبدی وابسته به مقدار جرم سوخت است که با استفاده از آنالیز مسیر پروازی بدست می‌آید. جرم سوخت نیز وابسته به جرم کل بلوک است و همچنین با استفاده از اطلاعات آماری، می‌توان تخمین مناسبی از جرم سایر اجزاء بدست آورد. جرم بلوک انتقال مداری در یک فرآیند همگراساز از رابطه (20) بدست می‌آید:

$$m_o^{(j+1)} = m_{sub}^{(j)} + m_{str}^{(j)} + m_{fuel}^{(j)} \quad (20)$$

j عدد صحیح تکرار پذیر تابع فوق است. جرم بلوک انتقال مداری از رابطه (21) بدست می‌آید:

$$m_o^{(j+1)} = m_{pay} + m_{sub}^{(j)} + m_{str}^{(j)} + \sum_{i=1}^n (m_{fuel}^{(j)}) \quad (21)$$

i تعداد مانور مداری است و رابطه ضریب همگرایی بتا به شکل (22)

تعریف می‌شود:

$$\beta = \frac{m_{str}}{m_{str} + m_{fuel}} \quad (22)$$

با استفاده از معادلات (21) و (22) رابطه زیر، حاصل می‌گردد:

$$m_{oi}^{(j+1)} = m_o + m_{sub}^{(j)} + m_{fuel}^{(j)} \left(\frac{1}{1 - \beta^{(j)}} \right) \quad (23)$$

3-4- حلقه طراحی پیکربندی (خارجی)

حلقه طراحی شامل طراحی کلیه زیرسیستم هایی است که در پیکربندی نهایی بلوک انتقال مداری تأثیر دارند یا دارای پارامترهای متغیر نسبت به جرم سوخت هستند. طرح مناسب، مجموعه متعادلی از ابعاد و ویژگی های

مخازن، هیتر، لوله ها و سیال خنثی تخمین زد:

$$m_{\text{helium}} = m_h + m_{\text{line}} + m_{\text{he}} + m_{\text{valve}} + m_{\text{hiter}} \quad (24)$$

جرم m_{helium} جرم زیر سیستم دمشی، m_h جرم مخازن هلیوم، m_{line} جرم کانال‌های ارتباطی زیرسیستم دمشی، m_{he} جرم هلیوم مورد نیاز، m_{valve} جرم شیرآلات کنترل فشار زیر سیستم دمشی و m_{hiter} جرم هیترها و تجهیزات جانبی زیر سیستم دمشی است. زیر الگوریتم سیستم دمش در شکل 8 نشان داده شده است.

3-3-4- فرآیند طراحی مخازن

شکل مخزن تابعی از وزن، نرخ خروج سیال از مخزن، حجم مخزن و محدودیت جانمایی است. مخازن کروی دارای بهترین نسبت وزن خالی مخزن به وزن بارگذاری شده است [24]، که به معنای کمترین جرم سازه مخزن برای میزان مشخصی از جرم گاز است.

در دور اول طراحی مقدار جرم سوخت با استفاده از اطلاعات آماری بدست می آید، ولی در دوره‌های بعدی طراحی مقدار جرم سوخت از نتیجه دور قبلی طراحی بدست می آید. لازم به ذکر است سایر المان‌ها مانند شیرهای کنترلی با توجه به مقدار فشار ورودی و دبی سیال، انتخاب می شوند و حجم حاصل از جوشش و گارانتی سوخت نیز طبق مدل های آماری 3%

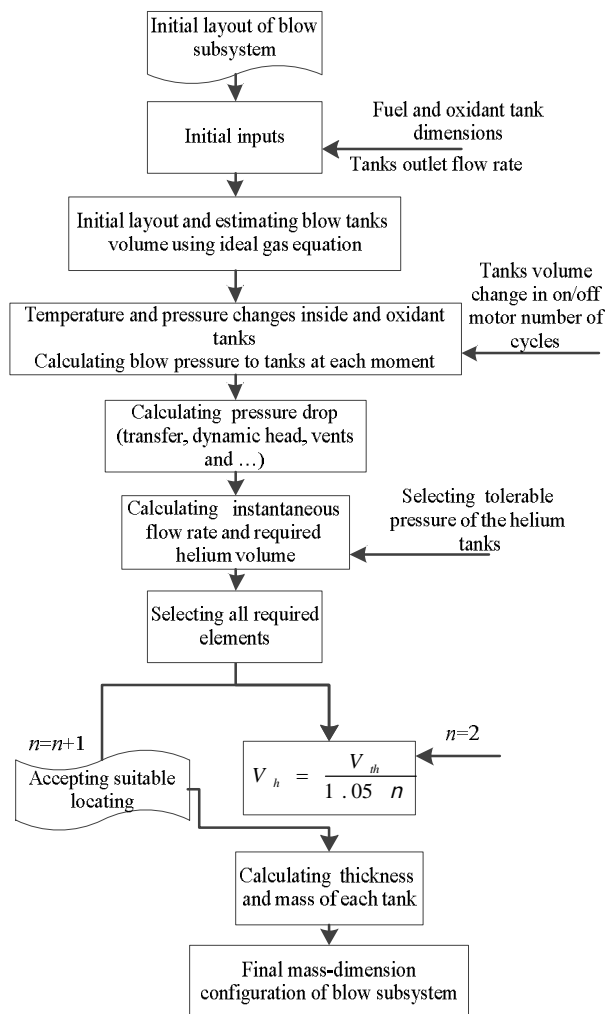


Fig.8 Algorithm of feeding system design process

شکل 8 الگوریتم فرآیند طراحی سیستم دمش

Analysis of Mass	Propulsion	.	.
	Feeding system	.	.
	Structural	.	.
	Tank	.	.
	Configuration	.	.

Fig.6 Design Matrix

شکل 6 ماتریس طراحی

زیربخش‌های مختلف طراحی است.

1-3-4- فرآیند طراحی پیشرانش

خصوصیات متفاوت یک سیستم پیشرانش فضایی با دیگر سیستم های پیشرانش مراحل دیگر موشک‌های حامل در موارد زیر خلاصه می‌گردد [22]:

- شرایط متفاوت عملکردی (شرایط فضا).
- تعداد دفعات روشن و خاموش (بنا بر طراحی مسیر).
- نسبت تراست به وزن کمتر.
- استفاده از سیستم تغذیه فشاری (دقت بالا و تراست کمتر).
- حساسیت بالا به ناپایداری های احتراق.

زیر الگوریتم فرآیند طراحی پیشرانش مطابق شکل 7 استخراج شده است.

2-3-4- فرآیند طراحی سیستم تغذیه دمشی

استفاده از سیستم تغذیه فشاری به جهت کنترل فشار در باک‌های سوخت به راحتی امکان‌پذیر است و همچنین سادگی تنظیم فشار در سیستم تغذیه فشاری، تعیین کننده قابلیت اطمینان بالای آن است [23]، لذا فرآیند قطع و وصل و کنترل جریان به راحتی امکان‌پذیر است. هلیوم به صورت گاز تحت فشار یا مایع در مخازن است که با هیترگذاری و استفاده از شیرهای کنترل فشار، مقدار دبی خروجی مورد نیاز بدست می آید.

تعداد مخازن دمش با توجه به چیدمان و جانمایی انتخاب می‌گردد. مقدار جرم نهایی زیر سیستم دمشی را می‌توان با جمع‌بندی اجرام شیرها،

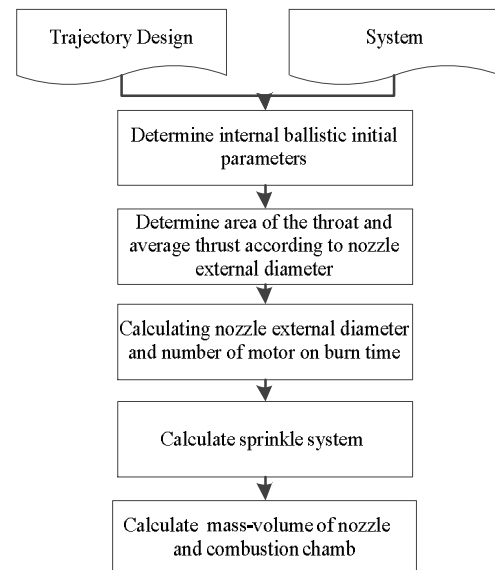


Fig.7 Algorithm of Propulsion design process

شکل 7 الگوریتم فرآیند طراحی پیشرانش

با توجه به دینامیک بلوک انتقال مداری (شرایط بحرانی وارد بر سازه بلوک انتقال مداری) می‌توان از تقویت کننده‌های عرضی با تعداد کم برای تقویت سازه بدنه استفاده کرد. الگوریتم طراحی تقویت کننده‌های عرضی بلوک انتقال مداری در شکل 11 آورده شده است.

5-3-4- پیکربندی ابعادی

پیکربندی ابعادی با دو فرض معین بودن ابعاد در طراحی (جانمایی در فضاهای خالی) و یا خروجی طراحی صورت می‌گیرد. در عبارت زیر نحوه محاسبه طول بلوک با استفاده از مقادیر ابعادی مخازن سوخت و اکسید، زیرسیستم های پیشرانش و دمش، جدایش و سایر اجزاء و قطر با محاسبه بیشترین مقدار شکم مخازن (انتخاب نوع مخازن) و ضخامت لایه‌های بلوک حاصل می‌گردد.

$$L_t = L_f + L_o + L_{of} + L_e + L_s \quad (25)$$

$$D_t = D_p + 2 \times (t_s + t_t + t_r) \quad (26)$$

5- نتایج

5-1- نمونه بهینه سازی در فضای طراحی بهینه سازی ترتیبی

در این مقاله طراحی بلوک انتقال مداری در دو حلقه بهینه سازی و طراحی انجام شده است. جهت بهینه‌سازی روش‌ها و پارامترهای بسیار متنوعی وجود دارد، به طور مثال می‌توان اقدام به بهینه‌سازی سازه وسیله یا پیشرانش نمود. هر کدام از این بهینه‌سازی‌ها اثراتی به همراه خواهند داشت، همچنین پارامترهای مختلفی همچون زمان سوزش، مصرف سوخت و کار کنترلی را می‌توان بهینه نمود. با توجه به همه این موارد در این تحقیق اقدام به بهینه‌سازی مسیر پرواز در فرآیند طراحی شده است. روش‌های گوناگونی جهت بهینه‌سازی وجود دارد، مانند الگوریتم‌های ژنتیک، سیمپلکس، کامپلکس و غیره که یکی از روش‌های نسبتاً جدید که دارای خصوصیات خوبی مانند سرعت بالا و انعطاف‌پذیری مناسب می‌باشد الگوریتم گرادیان نزولی¹ است.

در ادامه، نتایج حاصل از بهینه‌سازی مداری در آخرین دور طراحی

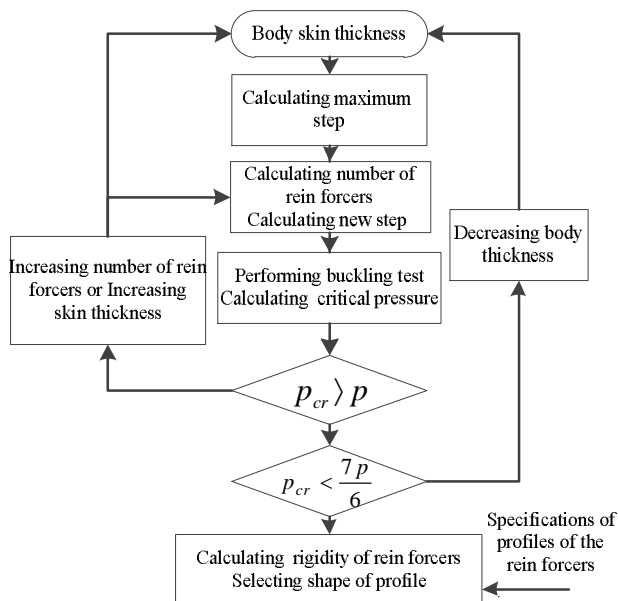


Fig. 11 Structural reinforcement design process algorithm

شکل 11 الگوریتم فرآیند طراحی تقویت کننده‌های سازه

حجم مخازن و حجم بالشتک اولیه مخازن در حدود 0.025 برابر مقدار حجم سوخت مورد نیاز به علاوه حجم سوخت اضافی در نظر گرفته می‌شود. زیرالگوریتم طراحی مخازن در شکل 9 نشان داده شده است.

4-3-4- فرآیند طراحی سازه

فرآیند طراحی سازه کلیه اعمالی است که از نظر ساختاری در سازه بایستی انجام شود تا پایداری و مقاومت سازه را برای مقابله با تمامی بارگذاری‌ها تامین کند. به منظور تعیین جرم سازه‌ای در ابتدا بایستی بارهای اعمالی بر هر مقطع از سازه را طی مراحل مختلف، از آماده‌سازی تا انتهای پرواز معین نمود. منظور از بار هر مقطع، نیروی محوری، نیروی برشی و گشتاور خمشی اعمالی بر آن مقطع تحت بارگذاری خارجی است. حالت بحرانی بارگذاری هر مقطع طبق تجربه در یکی از مراحل فوق بوقوع می‌پیوندد و بارگذاری در این حالت در تحلیل استحکام سازه استفاده می‌گردد. زیر الگوریتم بارگذاری و ضخامت سازه بدنه به صورت شکل 10 است.

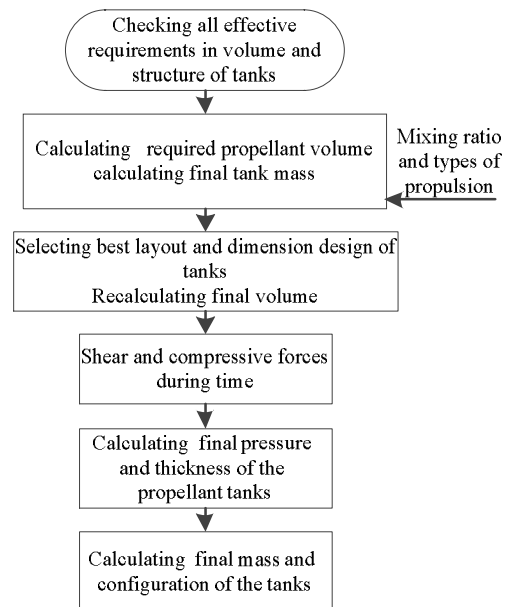


Fig.9 Algorithm of tanks design process

شکل 9 الگوریتم فرآیند طراحی مخازن

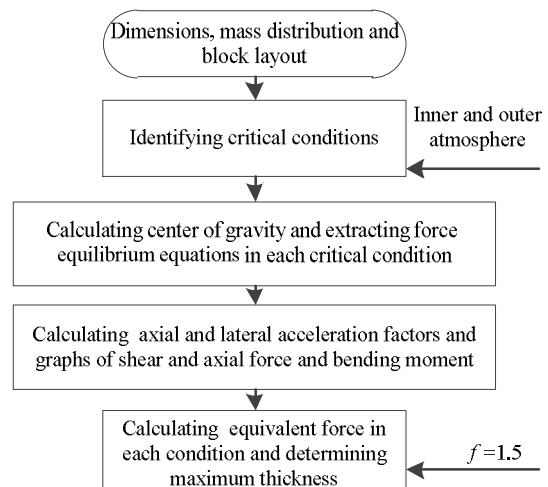


Fig. 10 Algorithm of Structural Crust design process

شکل 10 الگوریتم فرآیند طراحی پوسته سازه

¹Steepest Descent

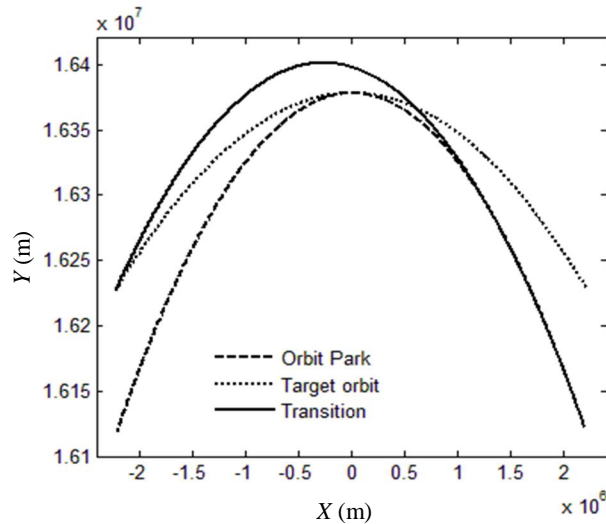


Fig. 14 Flight path in the second phase of transition

شکل 14 مسیر پروازی در فاز دوم انتقال

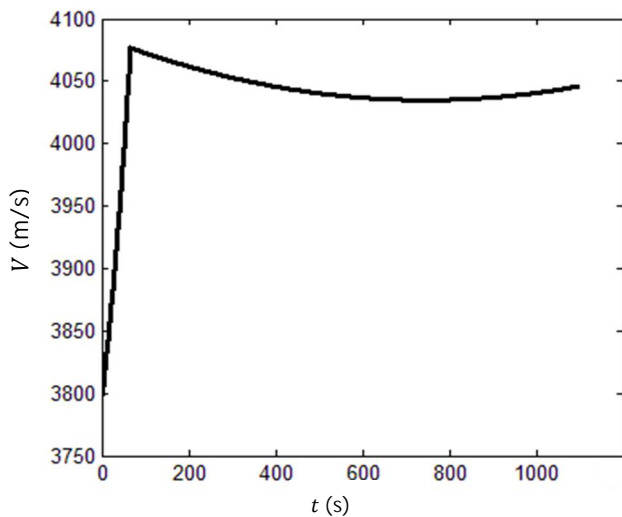


Fig. 15 Changes in velocity in the second phase of transition

شکل 15 تغییرات سرعت در فاز دوم انتقال

متوسط نیروی پیشران در این انتقال 50 کیلو نیوتن، زاویه بردار تراست 1.012 درجه و جرم نهایی 8.16 تن است.

2-5- صحنه‌گذاری و مقایسه بین روش های طراحی بهینه و معمولی

در این قسمت به جهت صحت‌سنجی، روش طراحی بدون استفاده از حلقه بهینه‌سازی (فقط حلقه طراحی) و طراحی بلوک انتقال مداری طبق مدل طراحی مشارکتی (حلقه بهینه و حلقه طراحی)، از اطلاعات پردازش آماری استفاده شده است و با نتایج دو روش دیگر مقایسه شده است. ماموریت کلیه موارد سفر به مدار نهایی است. اطلاعات ورودی اولیه برای سه واریانت در جدول 1 آورده شده است.

لازم به ذکر است که بهترین نتایج حاصل از بهینه‌سازی کمترین مقدار نیست، بلکه واقعی ترین مقدار است که در این مقاله نسبت به نتایج حاصل از پردازش اطلاعات آماری مقایسه صورت گرفته است.

نتایج حاصل از طراحی برای هر سه حالت در جداول 2 تا 4 آورده شده است.

(همگرایی بین حلقه های داخلی و خارجی) آورده شده است.

در فاز اول، انتقال از مدار دایره ای به ارتفاع 300 کیلومتر به مدار واسط صورت گرفته است. نمایش مسیر انتقال در مختصات X (سطح افق) و عمود بر آن Y در شکل 12 و همچنین تغییرات انرژی مسیر انتقال نسبت به زمان در شکل 13 نشان داده شده است.

در فاز اول انتقال، موتور در آنومالی حقیقی 17.196- درجه مدار پارک روشن شده و در آنومالی حقیقی 27.2 درجه مدار مقصد خاموش می‌گردد. مقدار متوسط نیروی پیشران در این انتقال 56 کیلو نیوتن، زاویه بردار تراست 1.51 درجه و جرم نهایی 15.34 تن است.

در فاز دوم، انتقال از مدار واسط به مدار مقصد صورت گرفته است. نمایش مسیر انتقال در مختصات X (سطح افق) و عمود بر آن Y در شکل 14 و تغییرات سرعت مسیر انتقال نسبت به زمان در شکل 15 نشان داده شده است.

در فاز دوم انتقال، موتور در آنومالی حقیقی 172.8 درجه مدار پارک روشن شده و در آنومالی حقیقی 188.31 مدار مقصد خاموش می‌گردد. مقدار

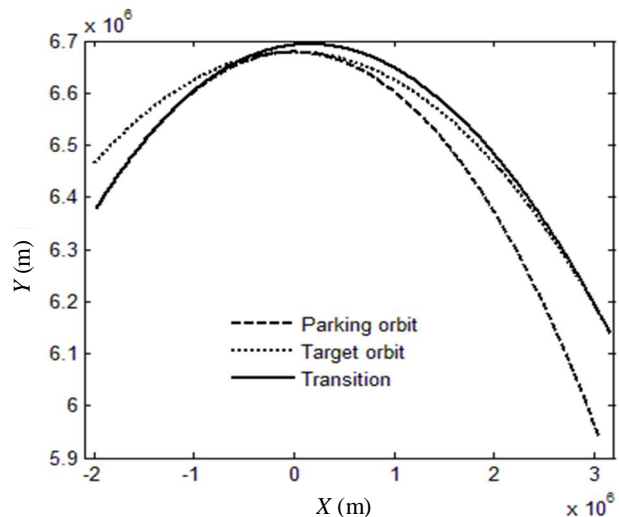


Fig. 12 Flight path in the first phase of transition

شکل 12 مسیر پروازی در فاز اول انتقال

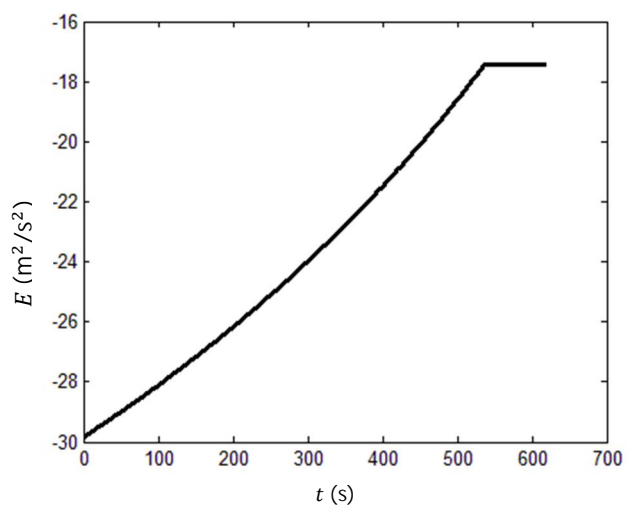


Fig. 13 Energy changes in the first phase of transition

شکل 13 تغییرات انرژی در فاز اول انتقال

جدول 1 ورودی‌های مسئله

واربانت	ایمپالس ویژه	قطر بلوک	جرم محموله	تراست
-	$I_{sp}(\frac{1}{g})$	$D(m)$	$M_{pay}(ton)$	$T(kN)$
واربانت 1	300	3	4.94	45
واربانت 2	300	3	5.85	50
واربانت 3	300	3	7.68	60

جدول 2 اطلاعات خروجی (طراحی آماری)

نام واریانت	نسبت تراست به وزن	نسبت انبساط سازه	نسبت جرمی محموله خشک	نسبت جرمی جرم کل	جرم سوخت
-	$n(\frac{N}{kg})$	β	μ_f	μ_p	$M_p(ton)$
واربانت 1	1.68	0.10	0.18	0.266	19.65
واربانت 2	1.64	0.09	0.19	0.266	22.36
واربانت 3	1.56	0.08	0.20	0.266	28.17

جدول 3 اطلاعات خروجی (طراحی بهینه)

نام واریانت	نسبت تراست به وزن	نسبت انبساط سازه	نسبت جرمی محموله خشک	جرم کل سوخت
واربانت 1	1.61	0.109	0.176	28
واربانت 2	1.56	0.102	0.183	32
واربانت 3	1.5	0.092	0.192	40

جدول 4 اطلاعات خروجی (طراحی معمولی)

نام واریانت	نسبت تراست به وزن	نسبت انبساط سازه	نسبت جرمی محموله خشک	جرم کل سوخت
واربانت 1	1.49	0.123	0.163	30.28
واربانت 2	1.41	0.121	0.164	35.52
واربانت 3	1.30	0.119	0.166	46.137

جدول 5 خطای طراحی بهینه نسبت به پردازش آماری

Table 5 Design optimization error vs data processing

نام واریانت	جرم کل	جرم خشک بلوک	جرم سوخت
واربانت 1	4.55%	4.55%	1.70%
واربانت 2	5.01%	4.93%	2.26%
واربانت 3	4.20%	4.15%	0.96%

در جداول 5 و 6 بررسی خطا روش‌های طراحی بهینه و معمولی نسبت به پردازش‌های آماری (نتایج حاصل از گراف‌های آماری) برای هر سه واریانت ورودی جدول 1 نشان داده شده است.

همانطور که در جدول 5 نشان داده شده است، خطاهای جرم سوخت و جرم خشک و جرم کل در طراحی بهینه نسبت به طراحی کلاسیک بین 9% الی 16% کاهش یافته است که اثباتی بر صحت‌گذاری بهینه‌سازی می‌باشد.

جدول 6 خطای طراحی معمولی نسبت به پردازش آماری

نام واریانت	جرم کل	جرم خشک بلوک	جرم سوخت
1 واریانت	13.06%	13.08%	13.05%
2 واریانت	16.56%	16.59%	16.59%
3 واریانت	20.19%	20.11%	20.16%

6- جمع بندی

در این مقاله با هدف اولیه بهینه‌سازی مسیر صورت مسئله تشریح گردید. چرایی نیاز ورود به طراحی جهت بهینه‌سازی واقعی در مقاله توضیح داده شد. سپس ساختار مسئله برای مواجهه با یک مسئله بهینه‌سازی در شکل 2 بیان گردید. لذا یک مسئله ترکیبی تعریف شد که جزئی از آن بهینه‌سازی مسیر در حلقه داخلی و جزء دیگر چرخه طراحی در حلقه خارجی است. حلقه داخلی این فرآیند در الگوریتم شکل 5 و حلقه خارجی در قالب زیرالگوریتم‌های دیگر بیان گردید. صحت‌گذاری نتایج حاصل از حل مسئله توسط پردازش آماری ارائه گردید. دقت داده‌های بدست آمده در مقایسه با داده‌های نمونه‌های واقعی موجود بیانگر مؤثر بودن الگوریتم بکارگرفته شده در مقاله برای طراحی بلوک انتقال مداری است.

7- مراجع

- [1] T. L. Vincent, W. J. Grantham, Nonlinear and optimal control systems, pp. 559, Wiley & Sons, New York, 1997.
- [2] V. Brinda, S. Dasgupta, Nonlinear tracking guidance algorithm for an air-breathing launch vehicle, Proceedings of The AIAA Guidance, Navigation and Control Conference and Exhibit, pp. 1-13, San Francisco, 2005
- [3] L. Ping, H. Sun, Closed-loop endoatmospheric ascent guidance, Journal of Guidance, Control and Dynamics, Vol. 26, No. 3, pp. 283-294, 2003.
- [4] V. Brinda, L. S. Punnoose, On-line trajectory optimization of a typical air-breathing launch vehicle using energy state approximation approach, Proceedings of The Automatic Control & Dynamic Optimization Society, Padhi: Indian Institute of Science, pp. 296-302, 2007.
- [5] J. T. Betts, Survey of numerical methods for trajectory Optimization, Journal of Guidance, Control and Dynamics, Vol. 21, No. 1, pp. 193-207, 1998.
- [6] I. M. Ross, C.D'Souza, F. Fahroo, J. B. Ross, A fast approach to multi-stage launch vehicle trajectory optimization, Proceedings of The AIAA Guidance, Navigation and Control Conference and Exhibit, pp. 11-44, Texas, 2003.
- [7] J. T. Betts, W. P. Huffman, Path constrained trajectory optimization using sparse sequential quadratic programming, Journal of Guidance, Control and Dynamics, Vol. 16, No. 1, pp. 59-68, 1993.
- [8] E. Maani, A. Kosari, M. Fakoor, Two-objective optimization of GEO communication satellite trajectory considering continuous orbital maneuver, Modares Mechanical Engineering, Vol. 13, No. 7, pp. 152-142, 2013. (in Persian)
- [9] E. Maani, A. Kosari, M. Fakoor, Two-objective optimization of GEO communication satellite trajectory considering impulsive orbital maneuver, Modares Mechanical Engineering, Vol. 14, No. 5, pp. 128-121, 2013. (in Persian)
- [10] G. Boy, T. R. Gruber, Intelligent assistant systems: Support for integrated human-machine systems, KSL, Stanford, pp. 27-29, 1990.
- [11] R. Peoples, T. Schumant, A joint performance and financial approach to aircraft design optimization, Department of Aeronautics and Astronautics Massachusetts Institute of Technology Cambridge, Massachusetts, pp. 1-6, 2005.
- [12] V.E. Nesterov, F.M. Kenna, Y.O. Bakhvalov, J. Bonner, International Launch Service, Proton Launch System Mission Planer's Guide, Seventh Edition, pp. 25-185, Virginia, International Launch Services (ILS), 2004.
- [13] E. Perez, Soyuz CSG User's Manual, First Edition, pp. 15-158, Paris: ArianeSpace launch services, 2006.
- [14] V. Angelopoulos, M.A. Ashour, L.R. Lyons, Space Physics Center, Accessed 20 July 2014; <http://www-ssc.igpp.ucla.edu/>.
- [15] N. Brügge, Space Launch Vehicles, Accessed 20 April 2012; http://www.b14643.de/Spacerockets_1/index.htm.
- [16] M. Wade, Encyclopedia Astronautica, Accessed Summer 2011; <http://www.astronautix.com>.
- [17] J.A. Motlagh, A.B. Novinzadeh, M. Zaleri, New approach in designing solid upper stage for interplanetary missions using finite burn assumption, Aerospace and Electronic Systems Magazine IEEE, Vol. 28, No. 10, pp. 36-43, 2013

- [22] P. A. Friedman, R. J. Kenny, Chemical pressurization of hypergolic liquid propellants, *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 2, No. 5, pp. 746-753, 1965
- [23] K. H. Dirter, D. H. Huang, Modern Engineering for Design of liquid propellant Rocket Engine, pp 97-168, New York: American Institute of Aeronautics & Astronautics, 1994
- [24] L. H. Virgil, J. R. Olds, Estimation of Launch Vehicle Propellant Tank Structural Weight Using Simplified Beam Approximation, *Proceedings of The ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit*, Fort Lauderdale, pp. 1-13, Florida, 2004.
- [18] D. E. Kirk, *Optimal control Theory an Introduction. Dover Books on Electrical Engineering*, Second Edition, pp.180-250, Mineola: Dover publications, 2004.
- [19] H. D. Curtis, *Orbital Mechanics for Engineering Students*, First Edition, pp.85-110, Oxford: Elsevier Butterworth Heinemann 2005.
- [20] V. A. Chobotv, *Orbital Mechanics*, Second Edition, pp.160-180, New York: AIAA Education Series, 1996.
- [21] M. Mirshams, J. Roshanian, S.Y. Dehkoedi, Launch vehicle collaborative robust optimal design with multiobjective aspect and uncertainties, *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 15, No. 11, pp. 350-339, 2015. (in Persian)