ماهنامه علمى پژوهشى



دانیکا، ترمیت مدرس

mme.modares.ac.ir

# ارائه روش بهینه طراحی سیستمی بلوک انتقال مداری

# $^{3}$ مهران نصرت الهى $^{1^{*}}$ ، مصطفى ذاكرى $^{2}$ ، عليرضا نوين زاده

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

2-دانشجوى دكترى، مهندسي هوافضا، دانشگاه مالك اشتر، تهران

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

\*تهران، صندوق پستى nosratolahi@mut.ac.ir ،1774-15875

چکیدہ	اطلاعات مقاله
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 درحالت واقعی است. در این روش دو حلقه بهینهسازی و طراحی مطرح می گردد که با یکدیگر در فرآیند آنالیز جرمی مرتبط هستند و کلیه خروجی های موجود در حلقه داخلی به عنوان ورودی حلقه خارجی مورد استفاده قرار می گیرد. در حلقه داخلی و برای	مقاله پژوهشی کامل دریافت: 30 دی 1394 پذیرش: 05 فروردین 1395 ارائه در سایت: 21 اردیبهشت 1395
— 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	کلید واژگان:
کنترل بهینه برای بهینهسازی تابع هدف استفاده میشود. در حلقه خارجی، طراحی زیربخشها به صورت مجزا و در ارتباط با یکدیگر طبق	كنترل بهينه
ماتریس طراحی و با استفاده از ورودی.های حاصل از حلقه داخلی انجام میشود. همگرایی طراحی در قسمت آنالیز جرمی صورت میپذیرد.	بلوک انتقال مداری
نوآوری این مقاله پیاده سازی طراحی طبق این مدل میباشد که برای بلوک انتقال مداری به صورت کاملا 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 ات	طراحی سیستمی

# An optimized method for upper-stage system design

Mehran Nosratollahi<sup>1\*</sup>, Mostafa Zakeri1, Alireza Novinzadeh<sup>2</sup>

Department of Aerospace, Malekashtar University, Tehran, Iran.
 Department of Aerospace, Khajehnasir University, Tehran, Iran.
 \*P.O.B. 1774-15875 Tehran. Iran. nosratolahi@mut.ac.ir

ARTICLE INFORMATION	ABSTRACT
Original Research Paper Received 20 January 2016 Accepted 24 March 2016 Available Online 10 May 2016	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
Keywords: Optimal Control Upper-Stage System Design	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 بهینه سازی 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 کاملا لحظهای نمی باشد و اگر درک مناسبی از وضعیت ماهواره در زمان ضربه وجود نداشته باشد هم سوخت

بلوکهای انتقال مداری<sup>1</sup> 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

Please cite this article using: M. Nosratollahi, M. Zakeri, A. Novinzadeh, An optimized method for upper-stage system design, *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 16, No. 5, pp. 101-110, 2016 (in Persian)

زیادی جهت اصلاح موقعیت مداری مصرف می شود و هم دقت مناسبی ممکن است به وجود نیاید. در این مقاله سعی شده است با یکی از روش های بهینه-سازی نسبت به طراحی مسیر بهینه از لحظه استارت موتور تا لحظه قرار گیری در مدار انتقال اقدام شود. امروزه تلاش و تحقیقات زیادی جهت بهره گیری از موتور هایی با تراست کم و پیوسته جهت بهینه سازی کلی مانور صورت می پذیرد اما همچنان این روش ها به صورت تحقیقاتی مورد بررسی قرار می گیرند و استفاده عملیاتی چندانی از آن ها نمی شود. در نتیجه نیاز است تا به مبحث مانور لحظه ای و بهینه سازی 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 [1,2] بهینهسازی به صورت غیرخطی، در مراجع [4,3] بهینهسازی هدایت و همچنین در مراجع [5-7] بهینهسازی دینامیکی طراحی مسیر صورت مانند مراجع [8,8] بهینهسازی مسئله مورد مطالعه قرار گرفتهاند. در این مقاله 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 واقعی بودن فعالیت انجام شده و همچنین ادغام با طراحی سیستمی صورت پذیرفته است. در این مقاله اقدام به بهینهسازی مصرف سوخت در یک ایمپالس وادی برای حرکت از مدار پارک به مدار انتقال در ساختار طراحی مفهومی صورت برای حرکت از مدار پارک به مدار انتقال در ساختار طراحی مفهومی صورت 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 مود.

#### 2- شرح مسئله

در بسیاری از تحقیقات مانند مراجع [9,8]، مهمترین هدف بهینهسازی کاهش مصرف سوخت است. در اینجا یک سوال مطرح می گردد: آیا بهینه سازی انجام شده قابل قبول و قابل پیاده سازی در اجراست؟

در ابتدا لازم است به نمودار آماری شکل 1 توجه شود: M<sub>t</sub> 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

انتقال مداری و جرم محموله است. از این نمودار این نکته حاصل می گردد که در صورت تغییر در مقدار جرم سوخت، مقدار جرم خشک بلوک انتقال مداری نیز تغییر می کند. 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 می کند. در نتیجه باید مجددا وارد مسأله بهینه سازی مسیر و کاهش جرم سوخت گردید و این روند می تواند بارها ادامه پیدا کند. حال میتوان نکات زیر را به صورت 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 نمی پذیرد.

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 بهینه سازی مسیر می گردد. این روند طبق یک روش نوین طراحی که در متن مقاله اشاره شده است، ادامه پیدا می کند. 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 بهینه سازی مسیر مقایسه شده است.

3- فرآیند طراحی چند گامی بهینه سازی 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]. اصلی ترین مشخصه در این روش حضور انسان خبره در محیط ابزار طراحی و یکپارچه سازی کلیه زیربخش های 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 بهینه سازی ترتیبی<sup>۱</sup> (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 می باشد.

<sup>&</sup>lt;sup>1</sup> Multistep Sequential Optimization (MSO)

حلقه داخلی، از دادههای حلقه خارجی برای تعیین پارامترهای بهینهسازی عملکرد استفاده می کند. این حلقه به صورت اتوماتیک طراحی حول حلقه خارجی را (تا زمانی که مقادیر اصلی طراحی پیکربندی تغییر نکنند) بهینهسازی خواهد نمود. درصورت 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 حلقههای 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 بهینهسازی تداخلی در یک محیط محاسباتی راهبردی برای طراحی بلوک انتقال مداری موشکهای حامل ماهواره برای انتقال ماهواره از مدار پارکینگ به مدار مقصد به کار گرفته شده است.

نكات زير در روند طراحي سيستمي اين مقاله داراي اهميت است:

- پیادەسازی فرآیند طراحی چند گامی بهینهسازی ترتیبی (شکل2).
- بهینهسازی کل مسیر انتقال در حلقه داخلی و نحوه ارتباط آن با آنالیز جرمی (شکل5).
- محاسبه مقدار جرم سوخت در حلقه داخلی و محاسبه مقدار جرم زیرسیستم ها و سازه در حلقه خارجی (آنالیز جرمی).
- ارتباط زیربخشهای حلقه خارجی طبق ماتریس طراحی (شکل6).
  - الگوریتم زیربخشهای حلقه خارجی (شکلهای7 تا 11).
- مقادیری چون نمودار تراست-زمان، زاویه بردار تراست و نرخ مصرف سوخت و اکسید کننده بهعنوان ورودی از حلقه داخلی به حلقه خارجی وارد می گردد.
- ثابت بودن مقدار جرم سوخت، جرم زیرسیستمها 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 صحه-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 سیستمهای اصلی.
- استخراج كليه پارامترها در قالب طراحى مفهومى.
  - تشكيل ماتريس طراحي.
- استخراج فلوچارت طراحی زیر سیستمهای اصلی.
- استخراج فلوچارت طراحی کل سیستم در حضور زیر سیستمهای اصلی.
  - شروع طراحی از نتایج طراحی آماری.
  - · تعیین واریانتهای طراحی مفهومی.

روش استخراج شده در این مقاله دارای معایب و مزایایی طبق موارد زیر است:

#### معايب:

- پیچیده بودن استخراج فلوچارت طراحی زیر سیستمها و کل

مزايا:

- حضور طراح در فرآیند طراحی.

- انجام كامل طراحى آمارى، طراحى مفهومى و قسمتى از طراحى
   اوليه.
  - · اجتهاد طراح سیستمی در فرآیند طراحی.
- بومیسازی طرح بر اساس ایجاد محدودیتهای طراحی و تکنولوژی.

## 4- پيادەسازى

# 1-4-پردازش آماری

علاوه براینکه در نقطه صفر طراحی یا همان نقطه شروع طراحی از اطلاعات آماری (به جهت تسریع در روند همگرایی و بهینهسازی با دقت بالاتر) استفاده می گردد. در این مقاله صحه گذاری نتایج حاصل از طراحی با یک بلوک انتقال مداری مشابه انجام نشده است، بلکه در سطحی بالاتر با نتایج حاصل از کلیه بلوکهای انتقال مداری مورد پردازش قرار گرفته است. این معادلات حاصل جمع آوری اطلاعات بلوکهای انتقال مداری موجود در دنیا و ایجاد گرافهای بی بعد بین پارامترها حاصل گردیده است. اطلاعات مورد نیاز به جهت تدوین پیکره اولیه طراحی از مراجع [13,12] و نمونههای 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 بهینهسازی ترتیبی

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

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

r فاصله زمين از فضاپيما و R نيز شعاع زمين 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]:

$$J(U) = \int_0^{t_f} u_1^t(t) \,\mathrm{d}t \tag{14}$$

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 شدهاند.

در یک انتقال زماندار 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 بهینهسازی مسیر پروازی مطابق با شکل 4 می-باشد. هدف از بهینهسازی انجام حداقل کار کنترلی و در نتیجه کاهش مصرف سوخت است. باید توجه داشت که ایدهآل 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 بهینهسازی 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 10- تا 0 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 میشود:

قيود اوليه:

$$r = \frac{r_1}{\mathbf{1} + e_1 \cos(\theta)} \tag{15}$$

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

$$r\dot{\alpha} = \frac{H_1}{4} \tag{17}$$



 $M_0 = 2.499 M_{\rm pay} + 11.57$ (1) $M_F = 0.026 M_{\rm pay}^2 + 0.799 M_{\rm pay} + 2.546$ (2) $M_0 = -0.066M_E^2 + 3.439M_E + 3.004$ (3) $M_p^0 = 0.91 M_0^{0.917}$   $\mu_p = 3.267 \mu_f^2 - 0.559 \mu_F + 0.273$ (4)(5) $n = 2880 t^{-0.94}$ (6) $T = 3.668 n^2 - 20.21 n + 107.7$ (7) $\dot{m} = 0.525 n^2 - 0.937n + 14.45$ (8) $T = 4422 (\dot{m} = \frac{M_P}{L}) - 0.497$ (9)  $L = 109.5 e^{-2.33D}$ (10) $LD^2 = 0.323M_0^2 - 7.997M_0 + 116.6$ (11)

 ${}_{p}\mu$ ، جرم کل،  $M_{F}$  جرم خشک،  $M_{p}$  جرم سوخت،  $M_{pay}$  جرم محموله  $M_{0}$ نسبت جرمی سوخت و  ${}_{F}\mu$  نسبت جرمی خشک، n نسبت تراست به وزن، Lو D معرف طول و قطر و  ${}^{2}D$  معرف حجم است.

#### 2-4- حلقه بهینه سازی (داخلی)

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

#### 1-2-4-معادلات حاكم و معيار بهينگى

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

$$\frac{(r(t))}{dt} = \dot{r}(t) \tag{12}$$

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

$$\frac{\mathbf{d}(\dot{r}(\mathbf{t}))}{\mathbf{d}t} = \frac{(r\dot{\alpha}(\mathbf{t}))(\mathbf{t})}{r(\mathbf{t})} - g + \left[\frac{u_1(\mathbf{t})}{M_{to} - m(\mathbf{t})}\right]$$

$$\times \sin(u_2(\mathbf{t})) \qquad (z^{-12})$$

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

$$\frac{\mathbf{d}(m(t))}{\mathbf{d}t} = \frac{u_1(t)}{I_{\text{sn}} q_0} \tag{(o-12)}$$

پارامتر کنترل 
$$u_1(t) = T(t)$$
 تراست لحظهای بلوک انتقال مداری و  
 $u_1(t) = T(t)$  زاویه نازل موتور در صفحه مماس بر مدار نسبت به افق  $u_2(t) = B(t)$  محلی در هر نقطه است. شکل3 به درک معادلات کمک مینماید.

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]

قيود نهايى:

$$\varphi_{1}(t) = m_{1} = \frac{P}{(1 + e\cos(\alpha))} - r = 0$$
(18)  
$$(\dot{r}^{2} + (r\dot{\alpha})^{2}) \qquad \mu$$
(19)

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

در معادلات (15) تا (19)،  $\varphi_1 قید رسیدن به نقطه مداری در مدار$  $مقصد و <math>\varphi_2$  قید رسیدن به انرژی مداری در مدار مقصد است. z انرژی مدار، e خروج از مرکز و H مومنتوم 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 می گیرد. طبق الگوریتم شکل 5 پس از محاسبه جرم سوخت و مقایسه جرم خشک حاصل از طراحی با دور قبلی، همگرایی صورت می پذیرد.

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 می گردد.

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

## 2-2-4 - آناليز جرمى

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 سایزبندی بلوک در یک فرآیند تکرار پذیر بین تخمین جرمی، آنالیز مسیر پروازی و طراحی بلوک انتقال مداری بدست میآید. این سایزبندی 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 می آید:

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

$$\tag{20}$$

ز عدد صحیح تکرار پذیر تابع فوق است. جرم بلوک انتقال مداری از رابطه (21) بدست می آید:

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

$$\beta = \frac{m_{\rm str}}{m_{\rm str} + m_{\rm fuel}} \tag{22}$$

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

$$m_{0i}^{(j+1)} = m_0 + m_{\text{sub}}^{(j)} + m_{\text{fuel}}^{(j)} \left(\frac{1}{1 - \beta^{(j)}}\right)$$
(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





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 می گردد. 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

	Analysis of Mass				•	•
		Propulsion		•		•
-		•	Feeding system			•
				Structural		•
-				•	Tank	•
-	•			•		Configuration

Fig.6 Design Matrix

**شكل6** ماتريس طراحي

زیربخشهای مختلف طراحی است.

#### 1-3-4 - فرآيند طراحي پيشرانش

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

- شرايط متفاوت عملكردى (شرايط 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.

زيرالگوريتم فرآيند طراحي پيشرانش مطابق شكل7 استخراج شده است.

#### 2-3-4- فرآيند طراحي سيستم تغذيه دمشي

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 امکان پذیر 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.7Algorithm of Propulsion design process

**شكل7** الگوريتم فرآيند طراحي پيشرانش

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

 $m_{\text{helium}} = m_{\text{h}} + m_{\text{line}} + m_{\text{he}} + m_{\text{valve}}$   $+m_{\text{hiter}}$ (24)  $+m_{\text{hiter}}$   $m_{\text{line}}$   $m_{\text{line}}$   $m_{\text{scalue}}$   $m_{\text{line}}$   $m_{\text{valve}}$   $m_{\text{line}}$   $m_{\text{valve}}$   $m_{\text{line}}$   $m_{\text{valve}}$   $m_{\text{line}}$   $m_{\text{commension}}$   $m_{\text{commensio$ 

تجهیزات جانبی زیر سیستم دمشی است.

زير الگوريتم سيستم دمش در شكل8 نشان داده شده است.

# 3-3-4- فرآيند طراحي 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 دورهای 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%





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 می شود. زیرالگوریتم طراحی مخازن در شکل 9 نشان داده شده است.

#### 4-3-4 - فرآيند طراحي 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 می پیوندد و بارگذاری در این حالت در تحلیل استحکام سازه استفاده می گردد. زیر الگوریتم بارگذاری و ضخامت سازه بدنه به صورت شكل10 است.



شكل 10 الگوريتم فرآيند طراحي پوسته سازه

با توجه به دینامیک بلوک انتقال مداری (شرایط بحرانی وارد بر سازه بلوک انتقال مداری) می توان از تقویت کنندههای عرضی با تعداد کم برای تقویت سازه بدنه استفاده كرد. الگوريتم طراحي تقويت كنندههاي عرضي بلوك انتقال مدارى درشكل11 آورده شده است.

## 5-3-4 يېكرېندې ابعادې

پیکربندی ابعادی با دو فرض معین بودن ابعاد در طراحی (جانمایه، در فضاهای خالی) و یا خروجی طراحی صورت می گیرد. 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 می گردد.

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

$$D_t = D_p + 2 \times (t_s + t_t + t_r)$$
(25)

## 5- نتايج

#### 1-5- نمونه بهينه سازي در فضاي طراحي بهينه سازي ترتيبي

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 می توان اقدام به بهینهسازی سازه وسیله یا پیشرانش نمود. هر كدام از این بهینهسازیها اثراتی به همراه خواهند داشت، همچنین پارامترهای مختلفی همچون زمان سوزش، مصرف سوخت و کار کنترلی را می توان 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 نسبتا جدید که دارای خصوصیات خوبی مانند سرعت بالا و انعطاف یذیری مناسب می باشد الگوریتم گرادیان نزولى<sup>1</sup> است.

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



Fig. 11 Structural reinforcement design process algorithm شكل 11 الگوريتم فرآيند طراحي تقويت كنندههاي سازه

<sup>1</sup>Steepest Descent

(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 Yدر 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- درجهت مدار پارک روشن شده و در آنومالی حقیقی 27.2 درجه مدار مقصد خاموش می گردد. 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 می گردد. مقدار



Fig. 12 Flight path in the first phase of transition



Fig. 13 Energy changes in the first phase of transition شکل 13 تغییرات انرژی در فاز اول انتقال



**شکل 1**4 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 نهایی8.16 تن است.

# 2-5- صحهگذاری 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.

**جدول 1** ورودىھاى مسئلە

Table	Table 1 Problem Inputs						
	جرم محموله تراست		قطر بلوک	ايمپالس ويژه	واريانت		
	T(kN)	$M_{\rm pay}({ m ton})$	<i>D</i> (m)	$I_{sp}(\frac{1}{s})$	-		
_	45	4.94	3	300	واريانت 1		
	50	5.85	3	300	واريانت 2		
	60	7.68	3	300	واريانت 3		

جدول 2 اطلاعات خروجی (طراحی آماری) (Table 2 Problem Outputs (Statistical Decima)

Die 2 Proble	em Output	s (Statist	ical Des	ign)		
		نسبت	نسبت	نسبت	نسبت	1.
جرم	جرم کل	جرمى	جرمى	انبساط	تراست	⊔م با با:∵.
سوحت		خشک	محموله	سازه	به وزن	واريائت
Mp(ton)	$M_0(ton)$	$\mu_{f}$	$\mu_p$	β	$n(\frac{N}{kg})$	-
19.65	26.78	0.266	0.18	0.10	1.68	واريانت 1
22.36	30.47	0.266	0.19	0.09	1.64	واريانت 2
28.17	38.39	0.266	0.20	0.08	1.56	واريانت 3

جدول 3 اطلاعات خروجي (طراحي بهينه)

ał	ble 3 Problem Outputs (Design Optimization)						
			نسبت	نسبت	نسبت	نسبت	1.
جرم نہ ت	جرم کا	جرمى	جرمى	انبساط	تراست	نام ما بان∵	
	سوحت	ى	خشک	محموله	سازه	به وزن	واريانك
	19.99	28	0.266	0.176	0.109	1.61	واريانت 1
	22.87	32	0.265	0.183	0.102	1.56	واريانت 2
	28.44	40	0.266	0.192	0.092	1.5	واريانت 3

**جدول 4** اطلاعات خروجی (طراحی معمولی)

Tal	Table 4 Problem Outputs (Classic design)						
			نسبت	نسبت	نسبت	نسبت	1.
	جرم ن	جرم کل	جرمى	جرمى	انبساط	تراست	⊔م با با∷∵.
L	سوحت		خشک	محموله	سازه	به وزن	واريانت
	22.22	30.28	0.266	0.163	0.123	1.49	واريانت 1
	26.073	35.52	0.266	0.164	0.121	1.41	واريانت 2
	33.85	46.137	0.265	0.166	0.119	1.30	واريانت 3

**جدول 5** خطای طراحی بهینه نسبت به پردازش آماری

Table 5 Design optimization error vs data processing						
		جرم کل	نام			
جرم سوحت	جرم حسك بنوك		واريانت			
1.70%	4.55%	4.55%	واريانت 1			
2.26%	4.93%	5.01%	واريانت 2			
0.96%	4.15%	4.20%	واريانت 3			

در جداول 5 و 6 بررسی خطا روشهای طراحی بهینه و معمولی نسبت به پردازشهای آماری (نتایج حاصل از گراف های 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 صحه گذاری بهینه سازی می باشد.

**جدول 6** خطای طراحی معمولی نسبت به پردازش آماری

able o Design classic error vs data processing							
جرم سوخت	جرم خشک بلوک	جرم کل	نام واريانت				
13.05%	13.08%	13.06%	1واريانت				
16.59%	16.59%	16.56%	2واريانت				
20.16%	20.11%	20.19%	3واريانت				

#### 6- جمع بندی

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

#### 7- مراجع

T

- 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 airbreathing 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 airbreathing 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 ptimization, Proceedings of The AIAA Guidance, *Navigationand 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. Maanil, 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 (فارسي))
- [9] E. Maanil, A. Kosari, M. Fakoor, Two-objective optimization of GEO communication satellite trajectoryconsidering impulsive orbital maneuver, *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 14, No. 5, pp. 128-121, 2013. (in Persian فارسی)
- [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.Bakhvalo, J.Bonner, International Launch Service, Proton Launch System Mission Planer's Guide, Seventh Edittion, pp. 25-185, Virginia, International Launch Services (ILS), 2004.
- [13] E.Perez, Soyuz CSG User's Manual, First Edittion, 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;
- [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. Novinzadehand 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

DOR: 20.1001.1.10275940.1395.16.5.25.6

- [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, Elorida 2004. 13, Florida, 2004.
- [18] D. E. Kirk, Optimal control Theory an Introduction. Dover Books on Electrical Engineering, Second Edittion, 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. Choboty, *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 (فارسی Persian