



# طراحی چیدمان بهینه تراسترها برای کنترل وضعیت ماهواره مخابراتی در مدار زمین آهنگ

امیررضا کوثری<sup>۱\*</sup>، سمانه کویری<sup>۲</sup>، بهزاد مشیری<sup>۳</sup>، مهدی فکور<sup>۴</sup>

۱- استادیار مهندسی هوافضا، دانشگاه تهران، تهران

۲- دانشجوی کارشناسی ارشد مهندسی مکاترونیک، دانشگاه تهران، تهران

۳- استادیار مهندسی برق، دانشگاه تهران، تهران

۴- استادیار مهندسی هوافضا، دانشگاه تهران، تهران

\* تهران، صندوق پستی ۱۴۳۹۹-۵۵۹۴۱ [kosari\\_a@ut.ac.ir](mailto:kosari_a@ut.ac.ir)

**چکیده-** در این مقاله روشی نوین برای طراحی چیدمان بهینه تراسترها در ماهواره مخابراتی زمین آهنگ با هدف کمینه کردن مصرف سوخت و افزایش دقت کنترل وضعیت ارائه می‌شود. کاهش مصرف سوخت موجب افزایش طول عمر ماهواره در مدار زمین آهنگ شده و افزایش دقت کنترل منجر به بهبود نشانه روی آنتن‌های محموله می‌شود. برای دستیابی به الگوی چیدمان بهینه، دو الگوریتم ژنتیک و تکامل دیفرانسیلی مورد بررسی و پیاده‌سازی قرار گرفته است. علاوه بر این در این مقاله قیودی از قبیل محدودیت هندسی در ابعاد ماهواره و محدود کردن پاشش گازهای خارج شده از تراسترها بر روی پنل‌های خورشیدی و تجهیزات بیرونی ماهواره در نظر گرفته شده است. نتایج شبیه‌سازی‌های انجام شده، مؤید این نکته است که الگوریتم تکامل دیفرانسیلی دقت بهتر و زمان اجرای کمتری در مقایسه با الگوریتم ژنتیک در حل این مسأله دارد.

**کلیدواژگان:** چیدمان بهینه تراستر، مصرف بهینه سوخت، ماهواره زمین آهنگ، کنترل وضعیت، مدیریت کنترل.

## Design of optimal thruster configuration for attitude control of geostationary satellite

A. Kosari<sup>1\*</sup>, S. Kaviri<sup>2</sup>, B. Moshiri<sup>3</sup>, M. Fakoor<sup>4</sup>

1- Assist. Prof., Aero. Eng., Tehran Univ., Tehran, Iran.

2- MSc. Student, Aero. Eng., Tehran Univ., Tehran, Iran.

3- Prof., Electrical. Eng., Tehran Univ., Tehran, Iran.

4- Assist. Prof., Mech. Eng., Tehran Univ., Tehran, Iran.

\* P.O.B. 14399-55941 Tehran, Iran. [kosari\\_a@ut.ac.ir](mailto:kosari_a@ut.ac.ir)

**Abstract:** This paper presents a new methodology to design optimal thrusters configuration for geostationary communications satellite in order to reduce the mission fuel consumption and increase the system control accuracy. The fuel consumption has an inverse relationship with the satellite lifetime and it is obvious that increasing the control accuracy may lead to have better payload antenna pointing. The proposed configuration, however, should lead to fulfill specified attitude maneuver when the set of force and torque produced by satellite thruster system is adequate. For this purpose, two optimization methods using genetic algorithm (GA) and differential evolution (DE) has been applied to determine the optimal thrusters configuration for a communication satellite. The cost function was employed in such a way to minimize both the fuel consumption and error generated by thrusters installation and uncertainties. Moreover, this work allows applying some different constraints in the proposed formulation including minimization of the thruster plume impingement effect on the solar arrays and the second one is the satellite dimension and geometry. Simulation results show that DE method outperforms GA method in terms of accuracy and CPU time. Effectiveness of differential evolution algorithm is illustrated in the paper when compared with GA method results.

**Keywords:** Optimal Thruster Configuration, Optimal Fuel Consumption, Geostationary Satellite, Attitude Control, Control Allocation.

## ۱- مقدمه

مداری که بیشترین استفاده را برای ماهواره‌های مخابراتی دارد مدار زمین آهنگ است. ماهواره در این مدار می‌تواند تقریباً ۴۲ درصد سطح زمین را تحت پوشش قرار دهد. بطور کلی دو رویکرد اساسی برای مسأله مدیریت کنترل تراسترهای ماهواره وجود دارد. در رویکرد اول تراسترها ثابت در نظر گرفته شده و تمامی ترکیب‌های ممکن از تراسترها در جدولی ثبت شده است و مستقیماً طی مانورهای از پیش تعریف شده در مدهای کنترلی ماهواره بکار گرفته می‌شوند. در مرجع ۱ اشاره شده است که سیستم کنترلی بسیاری از ماهواره‌های زمین آهنگ در طول سال‌های ۱۹۶۰ تا ۱۹۸۰ بر پایه این رویکرد ساده بوده است که به محاسبات کمتری نیز نیاز دارد. البته موفقیت در استفاده از این رویکرد بستگی به بسیاری از ملاحظات مهندسی دارد که در هر فضاپیما و ماهواره، مختص به ماموریت و مشخصات آن است [۱-۵]. در پروژه انجام شده در سال ۲۰۰۶، کنترل وضعیت یک ماهواره زمین آهنگ به وسیله تراسترها بر اساس این رویکرد بوده است. این ماهواره زمین آهنگ دارای شش تراستر پایه و شش تراستر اضافی است که از آنها به روش گروه‌بندی استفاده شده است. این روش که تراسترهای مختلف را به صورت یک عملکرد در نظر می‌گیرد، یک روش متداول برای کنترل تراسترهاست و در عمل از آن استفاده می‌شود. البته، اگر تراسترهای متفاوت به صورت یک گروه در نظر گرفته شوند، همیشه به صورت همزمان روشن خواهند شد و این کار ممکن است در برخی شرایط مناسب نباشد. برخی تحقیقات تنها بر روی استفاده از تراسترها در کنترل وضعیت کار کرده‌اند و تراسترهای اضافی را مد نظر قرار نداده‌اند. از آنجا که تراسترهای اضافی عموماً برای کنترل وضعیت با قابلیت اطمینان بالاتر استفاده می‌شود، اگر تراستر اضافی به صورت مناسب نصب و استفاده شود، موجب عملکرد بهتر می‌شود [۳].

در رویکرد دوم مدیریت کنترل تراسترها در مرحله طراحی بر اساس تغییر چیدمان تراسترها بوده است. در این رویکرد با توجه به هدف مورد نظر، مکان تراسترها، تعداد آنها و سایر پارامترها تغییر داده می‌شوند. در مرجع [۶] براساس رویکرد دوم از تراستر برای کنترل همزمان وضعیت و موقعیت ماهواره استفاده شده است. در این راستا برای رسیدن به یک چیدمان بهینه، شرایط لازم و کافی تعیین شده است، سپس کمترین

تعداد تراستر که این شرایط را ارضا می‌کند، مشخص می‌شود. در مرجع [۷] طراحی چیدمان تراسترها و راه‌حلی برای مسأله مدیریت کنترل<sup>۱</sup>، برای یک زیردریایی انجام شده است. پیکربندی مناسب تراسترها، نیاز به ولتاژ ورودی جهت فعال‌سازی تراسترها را کاهش داده و منجر به کاربری بهتر تراسترها شده است.

در مرجع [۸] از کنترل‌کننده خطی برای کنترل وضعیت ماهواره استفاده شده است. این کنترل‌کننده با هدف، مقایسه و تحلیل چیدمان‌های متفاوت تراسترهای ماهواره طراحی و پیاده‌سازی شده است. این ماهواره دارای یک چرخ عکس‌العملی برای کنترل حرکت پیچشی<sup>۲</sup>، نه عدد تراستر برای انجام مانور مداری و کنترل وضعیت است. در مرجع [۹] علاوه بر کاهش تعداد تراسترها برای کم کردن مصرف سوخت، یکی از مواردی که لحاظ شده کنترل ماهواره در زمان‌هایی است که یک تراستر از حالت عادی خارج شده باشد و گشتاوری تولید نکند.

در سال ۱۹۶۹ کاروفورد شرایط لازم و کافی برای این که چیدمان تراسترها توانایی لازم برای کنترل ماهواره را داشته باشد، در نظر گرفت. البته الگوریتمی که بدست آمده بهینه نبود. سایر تحقیقات پس از آن نیز کامل نبود زیرا برای تراسترها محدوده نیروی پیشران در نظر گرفته نشده است. روشی که در سال ۲۰۱۰ برای تعیین چیدمان بهینه معرفی شده است، "قابلیت کنترل" را تعریف نموده و فاکتورهای مؤثر مثل محدوده نیروی پیشران در آن لحاظ شده است و به وسیله محاسبه قابلیت کنترل هر چیدمان، به مقایسه و تحلیل آنها می‌پردازد. این مطالعه روشی جدید برای تحلیل قابلیت کنترل چیدمان تراستر پیچیده را ممکن می‌کند و این تحقیق نزدیکترین ایده به مطالعه انجام شده در این مقاله می‌باشد. این روش برای کاربردهایی که از قابلیت کنترل چیدمان‌های مختلف تراسترها و دستیابی به چیدمان بهینه تراسترها برخوردار هستند، مفید است [۵،۱۰].

سیستم‌های فضایی از قبیل ماهواره و فضاپیما دارای شش درجه آزادی هستند که سه درجه از آن مربوط به حرکت انتقالی مرکز جرم در طول مسیر و سه درجه مربوط به وضعیت جهت‌گیری آن است. به سیستمی که دارای تعداد بیشتری

1. Control Allocation  
2. Pitch

در این مقاله در ابتدا به بیان معادلات دینامیک و سینماتیک ماهواره پرداخته شده و کنترل وضعیت ماهواره شرح داده شده است. سپس در مورد معادلات حاکم بر تراستر و گشتاور حاصل از تراستر بیان شده است. در بخش سوم الگوریتم‌های مدیریت کنترل توضیح داده شده است. در بخش بعد چیدمان تراسترها شرح داده شده است. سپس نتایج و جمع بندی ارائه شده است.

## ۲- دینامیک و سینماتیک ماهواره

مدل دینامیکی ماهواره شامل گشتاور تغییرات ممان زاویه‌ای بر اساس گشتاور اعمالی به آن می‌باشد. در رابطه (۱) و (۲) این معادلات نمایش داد شده است.

$$T^B = \dot{h}_I = \dot{h}_{BI}^B + \omega_{BI}^B \times h_{BI}^B \quad (1)$$

$$T^B = \begin{bmatrix} T_x \\ T_y \\ T_z \end{bmatrix} = T_d^B + T_c^B = T_g^B + T_{sp}^B + T_a^B \quad (2)$$

به صورتی که  $h$  مومنتم زاویه‌ای،  $I$  ممان اینرسی ماهواره و  $\omega_{BI}^B$  سرعت زاویه‌ای بین دستگاه بدنه با دستگاه اینرسی است که در دستگاه بدنه نشان داده شده است.  $T_B$  کل گشتاور اعمال شده به ماهواره می‌باشد.

در این مقاله، تمرکز ما بر روی بخش کنترل و عملگرها می‌باشد و در نتیجه فرض می‌شود که موقعیت و وضعیت مطلوب ماهواره کاملاً شناخته شده است و دینامیک وضعیت ماهواره و سیستم کنترل کننده به عنوان ورودی می‌باشند. وضعیت ماهواره زمین آهنگ می‌بایست در زمان‌های مشخصی تصحیح شود تا اثر گشتاورهای اغتشاشی که به آن وارد می‌شود را جبران کند و ماهواره در وضعیت مطلوب باقی بماند. همچنین وضعیت ماهواره باید به نحوی باشد که ارسال امواج به آنتن گیرنده به درستی صورت گیرد و محور یاو ماهواره با دقت مناسبی رو به زمین باشد. گشتاورهای اغتشاشی خارجی تأثیرگذار بر وضعیت ماهواره شامل گشتاورهای گرادیان گرانش، میدان مغناطیسی، تشعشعات خورشیدی و اتمسفر است. در این مطالعه گشتاور گرانشی و گشتاور ناشی از تشعشعات خورشیدی در نظر گرفته شده است که در مرجع ۱۸ معادلات مربوط به آن بیان شده است.

## ۲-۱- کنترل وضعیت ماهواره

زیرسیستم کنترل وضعیت برای جبران اغتشاشاتی که ممکن

ورودی نسبت به تعداد متغیرهای مسأله<sup>۱</sup> باشد، سیستم افزونه<sup>۲</sup> می‌گویند [۱۱]. در ماهواره معمولاً تعداد عملگرها (چرخ عکس العملی و تراستر) بیشتر از تعداد درجات آزادی سیستم کنترل ماهواره است. افزونگی عملگرهای ماهواره موجب می‌شود تا تعداد پاسخ‌های محدودی وجود داشته باشد که هدف مورد نظر را ارضا می‌نماید. در نتیجه می‌توان هدف دومی را در نظر گرفت و با بهینه‌سازی هدف دوم یکی از پاسخ‌های بدست آمده را به عنوان جواب مسأله مدیریت کنترل مد نظر قرار داد. بیش از یک دهه است که مسأله مدیریت کنترل به عنوان یک مسأله بهینه‌سازی مطرح شده است و در اکثر مراجع برای حل مسأله مدیریت کنترل، رابطه خطی میان سیگنال کنترلی و ورودی‌های بلوک مدیریت کنترل در نظر گرفته شده است. در مرجع [۱۳، ۱۲] پیچیدگی محاسباتی الگوریتم‌های مدیریت کنترل مقایسه شده است. حل مسائل بهینه‌سازی مقید<sup>۳</sup> به وسیله الگوریتم‌های تکراری بسیار مشکل است و برای نرخ نمونه‌برداری بالا و فرایندهای برخط<sup>۴</sup> قابل استفاده نیست. در سال‌های اخیر مسائل مدیریت کنترل به شدت مورد مطالعه قرار گرفته‌اند و روش‌های مختلفی برای حل آنها بکار رفته است که می‌توان به روش شبه معکوس<sup>۵</sup> [۱۴]، برنامه‌ریزی خطی<sup>۶</sup> [۱۲]، مدیریت کنترل مستقیم [۱۵] و روش برنامه‌ریزی مربعی<sup>۷</sup> [۱۷، ۱۶] اشاره کرد. در این مقاله از روش شبه معکوس استفاده شده است و تمرکز روی چیدمان تراسترها است.

بکارگیری تراسترها تابعی از محل نصب و زاویه آن‌ها نسبت به بدنه ماهواره است. برای کنترل وضعیت و موقعیت به مقادیر متفاوتی از گشتاور و نیرو در راستاهای مختلف محورهای مختصات نیاز است. موقعیت قرارگیری تراسترها همچنین تحت تأثیر محل آرایه‌های خورشیدی و سنسورها می‌باشد تا جریان گازهای خارج شده از تراستر آسیبی به سایر قسمت‌ها وارد نکند [۱۸]. از این‌رو در این تحقیق سعی بر آن بوده است تا با توجه به موارد یاد شده با استفاده از الگوریتم‌ها بهینه سازی چیدمان بهینه تراسترها را برای ماهواره زمین‌آهنگ مشخص شود.

1. Manipulating Variable
2. Over-Actuated
3. Constraint Optimization Problem
4. Real Time
5. Pseudo- Inverse
6. Linear Programming
7. Quadratic Programming

رابطه (۴) بیانگر مقدار گشتاور هر تراستر حول مرکز جرم ماهواره است.

$$r = i r_x + j r_y + k r_z \quad (3)$$

$$M = \begin{bmatrix} M_x \\ M_y \\ M_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} r_y \sin \beta \cos \alpha - r_z \sin \alpha \\ r_z \cos \alpha \cos \beta - r_x \cos \alpha \sin \beta \\ r_x \sin \alpha - r_y \cos \alpha \cos \beta \end{bmatrix} F$$

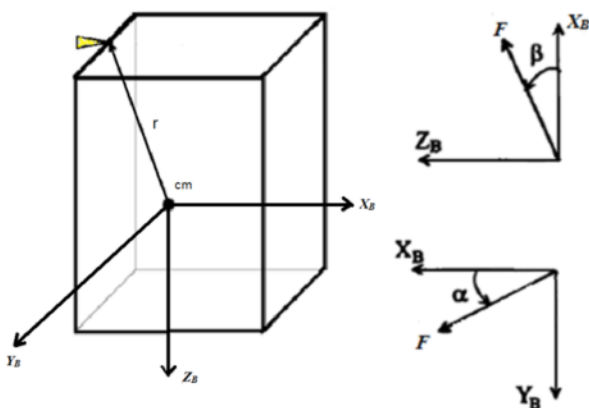
$$= \begin{bmatrix} \Delta x \\ \Delta y \\ \Delta z \end{bmatrix} F \quad (4)$$

اگر  $n$  تراستر وجود داشته باشد، رابطه گشتاور و نیروی تراسترها را می‌توان بصورت رابطه (۵) نوشت.

$$M = AF \quad (5)$$

$A$  ماتریس چیدمان تراسترها بوده و  $F$  برداری  $n \times 1$  است که نیروی هر یک از تراسترها را نشان می‌دهد،  $A$  یک ماتریس  $3 \times n$  است و  $M$  گشتاور کنترلی تعیین شده توسط کنترلر است. هر ستون ماتریس  $A$  مربوط به یک تراستر می‌باشد که از رابطه (۴) جایگذاری می‌شود.

برای هر تراستر پنج پارامتر  $r_x$ ،  $r_y$ ،  $r_z$ ،  $\alpha$  و  $\beta$  جهت توصیف کلی بردار نیروی پیشران آن لازم است.  $\beta$  زاویه بردار نیروی پیشران با محور  $X_B$  در صفحه  $X_B Z_B$  و  $\alpha$  زاویه بردار نیروی پیشران با محور  $X_B$  در صفحه  $X_B Y_B$  می‌باشد که در شکل ۲ نشان داده شده است.



شکل ۲ نمایش زاویه  $\alpha$  و  $\beta$  و بردار  $r$

با توجه به ثابت بودن نیروی پیشران تراستر، کنترل خطی

است منجر به تغییر وضعیت ماهواره شود، بکار می‌رود. عملگرهای سیستم کنترل وضعیت می‌توانند تراسترها، چرخ‌های عکس‌العملی و چرخ‌های مومنتم باشند. در تحقیقاتی که تاکنون صورت گرفته است برخی از چیدمان‌ها شامل سه یا چهار چرخ عکس‌العملی با هدف کاهش مصرف انرژی و یا جهت‌گیری مطلوب مورد بررسی قرار گرفته است [۱۹]. اما میزان گشتاور که توسط چرخ عکس‌العملی و چرخ‌های مومنتم تولید می‌شود، کوچک است. این در حالی است که میزان گشتاور اغتشاشی ایجاد شده ممکن است بزرگتر باشد. در نتیجه برای جبران آن بهتر است که از عملگرهایی با قدرت بالاتر استفاده شود. با توجه به گشتاور بالاتری که تراسترها تولید می‌کنند، تصحیح سریع‌تر وضعیت را ممکن می‌سازند. این نکته قابل توجه است که تراسترها عملگرهای غیرخطی بوده که به صورت پالسی عمل می‌کنند. در این تحقیق برای جبران گشتاورهای اغتشاشی وارد بر ماهواره از تراستر استفاده شده است. قابلیت کنترل چیدمان مختلف تراستر به وسیله دو فاکتور معین می‌شود:

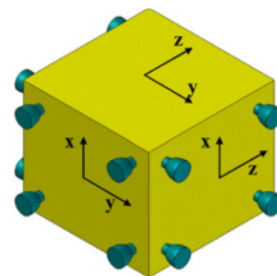
(۱) چیدمان هندسی تراسترها

(۲) الگوریتم مدیریت کنترل برای سیستم تراستر

در این مقاله توجه ما بر روی چیدمان هندسی تراسترها است. به عنوان مثال در شکل ۱ چیدمان متقارن ۱۲ تراستر روی ماهواره نشان داده شده است.

## ۲-۲- گشتاور سیستم تراسترها

میزان گشتاوری که توسط یک تراستر می‌توان به ماهواره اعمال کرد، به اندازه نیروی پیشران تراستر و همچنین به طول بازوی تراستر حول محور مورد نظر بستگی دارد. مؤلفه‌های گشتاور که توسط تراستر در راستای هر یک از محورهای مختصات بدنه ماهواره به آن وارد می‌شود، بصورت زیر می‌باشد.



شکل ۱ چیدمان ۱۲ تراستر روی ماهواره زمین آهنگ

خطی نبوده و بصورت روشن- خاموش (مد پالسی) کار می‌کنند و نمی‌توانند مانند عملگرهای دیگر رابطه خطی بین ورودی و گشتاور خروجی داشته باشند. علاوه بر این ناحیه مرده تراسترها باعث می‌شود که نتوان مقادیر ضربه کوچکتر از مینیمم ضربه تراسترها را در خروجی از آن‌ها گرفت. لذا کنترل با تراسترها ملاحظاتی دارد که آن‌را متفاوت از عملگرهای خطی نظیر چرخ‌های عکس‌العملی می‌نماید. با توجه به عملکرد غیرخطی، این کنترلرها می‌توانند در یک مد شبه خطی با استفاده از تغییر پهنای پالس<sup>۱</sup> متناسب با گشتاور مورد نیاز محاسبه شده (ورودی به کنترلر) عمل نمایند. این نوع عملکرد را اغلب مدلاسیون پهنای پالس می‌گویند [۱۸]. در این مقاله فرض شده است که مدلاسیون با دقت مورد نیاز گشتاور را محاسبه می‌کند.

### ۳- الگوریتم‌های مدیریت کنترل

وظیفه اصلی در فرایند مدیریت کنترل تراستر تعیین تراسترهای مشخصی جهت انجام عملیات یا مانور وضعی و همچنین تعیین زمان روشن بودن آن‌ها بنحوی که نیرو و گشتاور تعیین شده از طرف سیستم کنترل وضعیت ماهواره تأمین شود. در نتیجه الگوریتم مدیریت کنترل تأثیر مستقیمی بر روی قابلیت کنترل تراسترها دارد. عموماً مسأله مدیریت کنترل به وسیله رابطه (۵) فرموله می‌شود.

روش‌های متفاوتی برای حل مسأله مدیریت کنترل ارائه شده است که از آن‌ها می‌توان به مدیریت کنترل مستقیم، برنامه‌ریزی خطی، برنامه ریزی مربعی و روش شبه معکوس اشاره کرد. همان طور که در مقدمه ذکر شد در اینجا از شبه معکوس به عنوان راه حل استفاده شده است [۱۴].

به وسیله رابطه (۱۲) نیروی هر تراستر محاسبه شده است و از رابطه (۶) با توجه به پارامترهای هر تراستر زمان روشن بودن هر یک از تراسترها و مصرف سوخت آن‌ها بدست می‌آید. مهم‌ترین مزیت این روش سادگی محاسبات آن می‌باشد و اگر روی متغیرهای مسأله مدیریت کنترل محدودیتی وجود نداشته باشد، جواب بهینه (بردار کنترلی بهینه) از این روش بدست می‌آید [۱۴، ۱۰]. در رابطه (۱۲) با توجه به این که ماتریس چیدمان  $A$  عموماً یک ماتریس غیر مربعی می‌باشد، شبه

در مورد تراسترها امکان‌پذیر نبوده و باید در مد پالسی آن‌ها را کنترل نمود. در این روش در هر نمونه‌برداری با توجه به گشتاور مورد نیاز که براساس اختلاف از وضعیت مطلوب محاسبه می‌شود و نظر به این که تراسترها می‌توانند نیروی پیشران با دامنه ثابت و طول پالس متغیر تولید نمایند، طول پالس مورد نیاز در رابطه (۶) محاسبه شده است.

$$t_p = \frac{F_{required} t_{sampling}}{F_{max}} \quad (6)$$

$$m_{fuel} = \dot{m} t_p \quad (7)$$

$t_p$  طول بازه زمانی است که در آن تراست روشن می‌باشد. زمان نمونه‌برداری با  $t_{sampling}$  نمایش داده شده است. با توجه به  $t_p$  و  $\dot{m}$  که دبی خروجی تراستر می‌باشد، می‌توان مصرف سوخت هر تراستر را در کل زمان روشن بودن محاسبه کرد. معیار دیگری که در مورد عملکرد سیستم تراستر تعریف می‌شود، مینیمم ضربه وارده نام دارد [۱۸]. فرض کنید تراستری نیروی  $F$  را با بازوی  $\Delta$  به ماهواره وارد کند. با توجه به اینکه تراسترها دارای مینیمم زمان پالس مشخصی هستند، مینیمم ضربه آن‌ها برابر با رابطه (۹) می‌باشد.

$$\Delta = \sqrt{\Delta x^2 + \Delta y^2 + \Delta z^2} \quad (8)$$

$$MTIB = F_{max} \Delta t_{min} \quad (9)$$

رابطه (۹) بیانگر این است که حداقل مقدار گشتاور قابل اعمال برابر با  $MTIB$  است و اگر گشتاوری کمتر از این مقدار لازم باشد تراسترها نمی‌توانند فعال شوند. با توجه به این موضوع حداقل خطای قابل دسترس برابر با مقدار بدست آمده از رابطه (۱۰) می‌باشد.

$$e_{min} = \frac{MITB}{t_{sampling} K} = \frac{F_{max} \Delta t_{min}}{t_{sampling} K} \quad (10)$$

$K$  بهره ثابت است که بوسیله رابطه (۱۱) مشخص می‌شود که در آن  $J$ ، ممان اینرسی حول محور چرخش و  $\omega_n$  فرکانس طبیعی سیستم می‌باشد.

$$K = \omega_n^2 J \quad (11)$$

با در نظر گرفتن این عیب موجود در سیستم تراسترها بایستی مقدار حداقل خطای قابل دسترس تا حد امکان کاهش یابد. در این راستا برای افزایش دقت بایستی  $\Delta$  را کاهش داد [۱۸].

نکته‌ای که وجود دارد این است که تراسترها عملگرهای

کنترلر و بصورت پیاده‌سازی روش‌های کنترل بهینه بوده است [۳-۱]. در این مطالعه با استفاده از الگوریتم‌های بهینه‌سازی در فاز طراحی ماهواره با توجه به محدودیت‌ها، قیود و محل نصب اجزای خارجی ماهواره چیدمان بهینه برای مانورهای وضعیت ماهواره تعیین شده است لذا در این بخش در مورد روش‌های بهینه‌سازی استفاده شده در این مطالعه توضیح داده شده است.

#### ۴-۱- الگوریتم تکامل دیفرانسیلی

تکاملی تفاضلی توسط استورن و پرایس در سال ۱۹۹۷ ایجاد شده است. الگوریتم تکاملی بر پایه بردار می‌باشد و می‌تواند به عنوان الگوریتم توسعه یافته برای الگوریتم‌های ژنتیک در نظر گرفته شود [۲۰]. روش تکامل دیفرانسیلی، نوعی روش جستجوی مستقیم موازی می‌باشد که  $N_p$  بردار پارامتر دارد که در معادله (۱۴) نمایش داده شده است.

$$X_{i,G} \quad i = 0, 1, 2, \dots, N_p - 1 \quad (14)$$

در تکرار  $G$ ام،  $N_p$  ثابت می‌باشد. اگر هیچ‌گونه اطلاعاتی راجع به مکان نقطه مینیمم در دسترس نباشد، آنگاه جمعیت اولیه بصورت تصادفی با توزیع یکنواخت انتخاب می‌شود. ایده اصلی روش این است که باید یک سری بردارهای پارامتر تولید شود. در تکامل دیفرانسیلی بردارهای پارامتر جدید برابر جمع بردار یک عضو از جمعیت با یک اختلاف وزندار میان دو بردار دو عضو دیگری از جمعیت می‌باشد. اگر بردار منتهی دارای مقدار تابع هدف کوچکتر از یک عضو از پیش تعیین شده باشد، آنگاه بردار جدید جایگزین می‌گردد. به علاوه مقدار تابع هدف بهترین بردار پارامتر،  $X_{best,G}$  در هر تکرار بدست می‌آید تا دیدی از فرآیند بهینه‌سازی بدست آید. دو استراتژی متفاوت که معمولاً در تکامل دیفرانسیلی استفاده می‌شوند در مرجع ۲۰ آمده است. در این مقاله از استراتژی دوم استفاده شده است.

#### ۴-۲- الگوریتم ژنتیک

الگوریتم ژنتیک یک روش بهینه‌سازی قدرتمند براساس اصول انتخاب به صورت طبیعی و ژنتیکی می‌باشد. هولاند<sup>۱</sup> در سال ۱۹۷۵ اولین کسی بود که از تقاطع، ترکیب، جهش و انتخاب برای مطالعه سیستم‌های مصنوعی و تطبیقی استفاده نمود. این عملگرهای ژنتیک بخش اساسی الگوریتم ژنتیک را برای حل

معکوس ماتریس  $A$  جایگزین معکوس آن شده است.

$$F = A^*M = A^T(AA^T)^{-1}M \quad (12)$$

در این مسأله برای تعیین نیروی هر تراستر محدودیت‌هایی وجود دارد که ناشی از عوامل زیر می‌باشد:

۱- با توجه به این که تراسترها یک طرفه هستند باید  $F_i > 0$  باشد. به این معنی که با توجه به این که تراسترهای انتخاب شده تنها در یک راستا نیرو تولید می‌کنند، می‌بایست معیاری برای مدل‌سازی عددی آن در نظر گرفت. تراستر در جهت خلاف گازهای خارج شده از آن نیرو بر بدنه ماهواره وارد می‌کند.

۲- تراسترها روی صفحات هم‌راستا به صورت یک جفت عمل می‌کنند، به عبارت دیگر یک چیدمان متقارن در نظر گرفته شده است و الگوریتم مدیریت کنترل لزوماً بهینه نیست. ۳- موقعیت و جهت‌گیری تراسترها با توجه به چیدمان سایر اجزا (آرایه‌های خورشیدی، حسگرها و آنتن) محدودیت‌هایی دارد که به عنوان ورودی مسأله در نظر گرفته شده است.

در نتیجه محدودیت را بصورت رابطه (۱۳) می‌توان نوشت.

$$u_i^- \leq u_i \leq u_i^+ \quad i = \{1, 2, \dots, n\} \quad (13)$$

$n$  تعداد تراسترها،  $u_i^+$  مرز بالای نیروی پیشران و  $u_i^-$  مرز پایین نیروی پیشران می‌باشد. مقدار  $u_i^+$  و  $u_i^-$  برای هر تراستر با توجه به مشخصات آن تعیین می‌شود. در این حالت ممکن است برخی از مقادیر بدست آمده از روش شبه معکوس، از مقدار مجاز خود تجاوز نمایند. برای رسیدن به جواب مناسب بایستی به نحوی محدودیت‌ها لحاظ شوند. در اینجا با توجه به چیدمان متقارن تراسترها، الگوریتمی ارائه شده است تا مقادیر منفی نیروی پیشران را توسط تراسترهای دیگر تأمین نماید و مقادیری که از مقدار بیشینه نیروی پیشران بزرگ‌تر هستند را روی مقدار بیشینه نگه دارد. این روش در مقایسه با سایر الگوریتم‌های مدیریت کنترل سریع و ساده می‌باشد و در بعضی موارد به جواب بهینه می‌رسد [۱۴].

#### ۴- الگوریتم‌های بهینه‌سازی استفاده شده

تاکنون روش‌های بکار گرفته شده برای طراحی چیدمان تراسترها بصورت تجربی و با در نظر گرفتن تراسترهای اضافی بوده است. استفاده از روش‌های بهینه‌سازی بیشتر در قسمت

1. Holland

$$Error = M - T_a \quad (15)$$

۲. حداقل خطای قابل دسترس تراستر

$$e_{\min} = \frac{MITB}{t_{\text{sampling}} K} = \frac{F_{\max} \Delta t_{\min}}{t_{\text{sampling}} K} \quad (16)$$

۳. مصرف سوخت سیستم کنترل وضعیت

$$Sum t_p = \sum_{i=1}^n t_p(i) \quad (17)$$

با توجه به روابط ذکر شده مشخص است که کاهش مصرف سوخت و حداقل خطای قابل دسترس در تضاد با هم هستند و برای رسیدن به چیدمان بهینه می‌بایست بین آن‌ها مصالحه برقرار شود.

با توجه به اینکه در نظر است تا میزان خطای بین گشتاور تولیدی تراسترها و گشتاور کنترلی مورد نیاز برای حفظ موقعیت ماهواره کاهش یابد، تابع شایستگی بر اساس اختلاف بین آن‌ها در راستای سه محور دستگاه مختصات در نظر گرفته شده است. از طرف دیگر مد نظر است تا مصرف سوخت کمینه شود، در نتیجه بخش دیگری از تابع شایستگی مربوط به مصرف سوخت می‌باشد که آن را متناسب با زمان روشن بودن تراسترها در نظر گرفته شده است. مقدار خطای قابل دسترس تراسترها نیز با توجه به مقادیر بدست آمده از بهینه‌سازی چند هدفی مقدار نسبتاً ثابت و کوچکی است. در نهایت رابطه (۱۸) به‌عنوان تابع شایستگی بکار گرفته شده است.

$$F_{\text{best}} = K_1 \text{error} + K_2 e_{\min} + K_3 \text{sum } t_p \quad (18)$$

$K_1$ ،  $K_2$  و  $K_3$  ضرایب ثابتی هستند که برای نرمالیزه کردن توابع بکار می‌رود. برای بهینه‌سازی چند هدفی بایستی توابع در یک جهت باشند (مینیمم یا ماکزیمم). اولین اثر این کار این است که با جمع زدن توابع شایستگی با روش وزندهی، بهینه‌سازی چند هدفی به بهینه‌سازی یک هدفی تبدیل شده است. با تغییر ضرایب وزنی می‌توان جبهه پرتو<sup>۳</sup> را معین کرد [۲۳]. با توجه به اینکه تابع هدف اول و سوم با تابع هزینه دوم در خلاف جهت هم کار می‌کنند، تابع شایستگی دوم با علامت منفی با توابع دیگر جمع شده است.

## ۶- نتایج

در این بخش با در نظر گرفتن شرایط یکسان برای الگوریتم

مسأله فراهم می‌کنند. در حال حاضر، گوناگونی‌های زیادی از الگوریتم ژنتیک گسترش یافته که برای طیف وسیعی از مسائل بهینه‌سازی اعمال می‌شود [۲۲، ۲۱]. اساس الگوریتم ژنتیک شامل ملاحظات و مواردی همچون: رمزگذاری تابع یا توابع هدف، تعریف تابع شایستگی یا شرایط انتخاب، جمعیت افراد اولیه، ارزیابی نمودن شایستگی همه افراد در جمعیت، ایجاد جمعیت جدید از طریق عمل تقاطع، جهش، ترکیب مناسب شایستگی، افزایش تکرار جمعیت تا وقتی که به شرایط توقف تعیین شده برسد و رمزگشایی نمودن نتایج برای فراهم کردن حل مسأله است. این روش، یک نوع روش تکاملی زیستی می‌باشد. در این مقاله هدف رسیدن به چیدمان بهینه و مقایسه عملکرد دو الگوریتم تکاملی و دیفرانسیلی بوده است. تعداد جمعیت در هر نسل برای هر دو الگوریتم یکسان در نظر گرفته شده است.

## ۵- چیدمان بهینه تراسترها

برای مانورهای مداری و تصحیح وضعیت ماهواره زمین ثابت در فضا، در کل به شش تراستر نیاز است. البته در بعضی سیستم‌های پیشرفته ادعا شده است که به وسیله چهار تراستر که به صورت هدفمند و با چیدمان خاصی روی بدنه تراستر قرار گرفته باشند، نیز می‌توان این کار را انجام داد. اما با توجه به برخی ملاحظات تجربی و نیاز به عملگرهای اضافی برای بالا بردن قابلیت اطمینان سیستم، به شش تراستر و یا بیشتر از آن برای تکمیل سیستم کنترل عکس‌العملی نیاز است [۱۸]. در ادامه با توجه به تعداد تراسترها و ملاحظات برای بالا بردن قابلیت اطمینان سیستم کنترلی ماهواره چیدمان بهینه برای تعداد متفاوتی از تراسترها ارائه شده است.

الگوریتم‌های بهینه‌سازی که برای حل مسأله در نظر گرفته شده، الگوریتم ژنتیک<sup>۱</sup> و الگوریتم تکامل دیفرانسیلی<sup>۲</sup> است که در بخش قبل شرح داده شده‌اند. با توجه به معادلات بیان شده، تابع شایستگی برای ماهواره به صورت مجموع توابع زیر در نظر گرفته شده است.

۱. خطای بین گشتاور ایجاد شده از طریق تراسترها و گشتاور

کنترلی تعیین شده توسط کنترلر

1. Genetic algorithm
2. Differential evolution algorithm

**جدول ۴** قیود مرزی برای تراستر روی صفحات در راستای Z

-Z	+Z
$0 \leq \beta \leq \pi$	$\pi \leq \beta \leq 2\pi$

در ادامه قیود مرزی برای زاویه  $\beta$  در حالتی که از تأثیر صفحات خورشیدی صرف‌نظر شود، بیان شده است. بدیهی است که با توجه به این که صفحات خورشیدی روی کدام یک از بدنه‌های ماهواره نصب شود و همچنین با توجه به ملاحظات طراحی مرزها محدود تر خواهد شد.

ارامترهای در نظر گرفته شده برای تراستر در جدول ۵ ارائه شده است. پارامترهایی که در شبیه‌سازی سیستم بکار گرفته شده است، در جدول ۶ نمایش داده شده‌اند. در جدول ۷ ضرایب وزن دهی (با در نظر گرفتن علامت) ارائه شده است.

**جدول ۵** مشخصات تراستر

نیروی پیشران نامی (N)	دبی خروجی نامی (gr/s)	ضربه ویژه نامی (Ns/kg)
۱۰	۳/۵	۲۸۴۵

**جدول ۶** پارامترهای شبیه‌سازی

بهره ثابت	زمان نمونه برداری (s)	تعداد نسل
۶۰۰	۰/۲	۴۰۰

**جدول ۷** ضرایب وزنی تابع شایستگی

K1	K2	K3
۱۰۰	-۹۹	۱۲

در شکل ۳ زمان محاسبات برای الگوریتم تکامل دیفرانسیلی و الگوریتم ژنتیک ارائه شده است. در شکل نشان داده شده است که زمان محاسبات برای الگوریتم ژنتیک در مقایسه با الگوریتم تکامل دیفرانسیلی بیشتر است. در هر دو الگوریتم، با افزایش تعداد تراسترها زمان محاسبات افزایش یافته است. در شکل ۴ مقدار تابع شایستگی برای چیدمان متقارن حاصل از ۴، ۶، ۸ و ۱۲ تراستر نمایش داده شده است. مشخص است که الگوریتم بهینه‌سازی تکامل دیفرانسیلی توانایی بیشتری برای کمینه کردن تابع شایستگی داشته است.

تکامل دیفرانسیلی و ژنتیک (تعداد نسل‌ها و تعداد جمعیت) شبیه‌سازی برای ماهواره زمین آهنگ انجام گرفته است. با توجه به الزامات کنترل وضعیت ماهواره و ماموریت آن تراستر انتخاب شده نیروی پیشران ۱۰ نیوتونی دارد و حداقل زمان روشن بودن آن ۳ میلی‌ثانیه است. هندسه و مشخصات جرمی و اینرسی ماهواره بصورت زیر است. ابعاد ماهواره یک مکعب مستطیلی  $2 \times 2 \times 2$  متر می‌باشد که دارای جرمی حدودی ۹۰۰ کیلوگرم و ممان اینرسی حدودی زیر است:

$$I = \begin{bmatrix} 1218.6 & 0 & 0 \\ 0 & 442.2 & 0 \\ 0 & 0 & 1429.4 \end{bmatrix} \quad (19)$$

مرکز جرم ماهواره منطبق بر مبدا مختصات در نظر گرفته شده است و رابطه (۲۰) محدودیت بردار  $r$  را نمایش می‌دهد.

$$-1 \leq r_x, r_y, r_z \leq 1 \quad (20)$$

با توجه به چیدمان متقارن تراسترها و موقعیت پنل‌های خورشیدی محدودیت زوایای  $\alpha$  و  $\beta$  مشابه رابطه (۲۰) برای هر تراستر معین می‌شود. برای تعیین این محدوده، با توجه به محل نصب صفحات خورشیدی بر روی بدنه ماهواره مرز بالا و مرز پایین مشخص می‌شود.

در حالت کلی که فرض شود صفحات خورشیدی محدودیتی ایجاد نمی‌کند. برای تراسترهای نصب شده در هر یک از صفحات بدنه (در دستگاه بدنه) قیود مرزی در جدول‌های ۱ تا جدول ۴ بیان شده است. با توجه به تعریف زوایای  $\alpha$  و  $\beta$  قیود مرزی ارائه شده است. در شکل ۲ دستگاه بدنه، ماهواره و زوایای  $\alpha$  و  $\beta$  نمایش داده شده است.

**جدول ۱** قیود مرزی برای تراستر روی صفحات در راستای X

-X	+X
$\frac{3\pi}{2} \leq \alpha \leq \frac{5\pi}{2}$	$\frac{\pi}{2} \leq \alpha \leq \frac{3\pi}{2}$

**جدول ۲** قیود مرزی برای تراستر روی صفحات در راستای Y

-Y	+Y
$0 \leq \alpha \leq \pi$	$\pi \leq \alpha \leq 2\pi$

**جدول ۳** قیود مرزی برای تراستر روی صفحات در راستای X

-X	+X
$\frac{3\pi}{2} \leq \beta \leq \frac{5\pi}{2}$	$\frac{\pi}{2} \leq \beta \leq \frac{3\pi}{2}$



$$A = \begin{bmatrix} 0.66 & 0 & -1 & -0.90 \\ 0 & 101 & 0.19 & -0.62 \\ -0.997 & 1.2 & 0.93 & -0.68 \end{bmatrix} \quad F_{best} = 4.5$$

ماتریس چیدمان بدست آمده و مقدار تابع هزینه برای چهار تراستر بصورت زیر است.

$$A = \begin{bmatrix} 0.351 & 0 & -0.99 & -0.77 \\ 0 & 0.72 & 0.02 & -0.66 \\ -0.998 & 0.71 & 0.93 & -0.56 \end{bmatrix} \quad F_{best} = 3.1$$

با توجه بردار مانور وضعیت، بردار گشتاور ماکزیمم در نظر گرفته شده و ماتریس چیدمان بدست آمده برای شش و هشت تراستر در الگوریتم تکامل دیفرانسیلی بصورت زیر می‌باشند.

$$A = \begin{bmatrix} -1.3 & -1.4 & -1.3 & 1.4 & 0.99 & 0.99 \\ 0.81 & -0.47 & -0.39 & 0.96 & 0 & 0 \\ -0.57 & -1.24 & 1.27 & -0.4 & 0.99 & 0.99 \end{bmatrix} \quad F_{best} = 3.4$$

برای هشت تراستر چیدمان بدست آمده بصورت زیر می‌باشد.

$$A = \begin{bmatrix} -1.3 & -1.3 & 1.4 & 1.41 & 1.4 \\ -1.06 & -0.89 & 0.69 & -0.13 & 0.69 \\ -1.38 & -0.4 & 0.82 & 0.03 & -0.27 \\ & & -1.3 & -1.26 & -1.18 \\ & & -0.77 & 0.27 & 0.56 \\ & & 0.89 & -1.11 & -0.58 \end{bmatrix} \quad F_{best} = 3.6$$

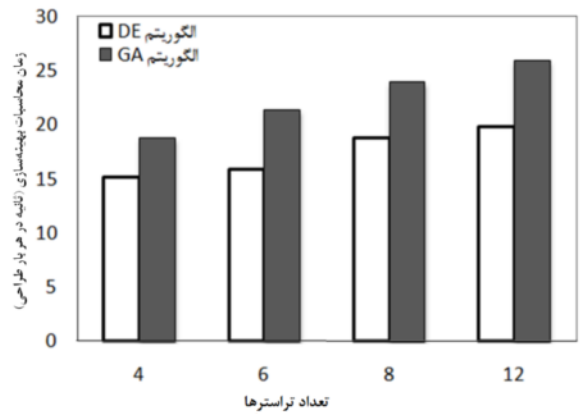
در جدول ۸ میزان خطای  $e_{min}$  در چهار چیدمان بدست آمده توسط الگوریتم تکامل دیفرانسیلی ارائه شده است. خطا برحسب رادیان است و مشاهده می‌شود که میزان خطا پس از بهینه‌سازی با توجه به الزامات و ماموریت ماهواره در حد قابل قبولی قرار دارد.

برای اعتبارسنجی چیدمان‌های بدست آمده، زمان روشن بودن تراسترها برای چیدمان بکار گرفته شده برای شش تراستر در مرجع [۶] را برای مانور وضعیت مشخص با زمان روشن بودن شش تراستر در چیدمان بهینه بدست آمده، مقایسه شده است. ماتریس چیدمان بکار گرفته شده در مرجع [۶] بصورت زیر است.

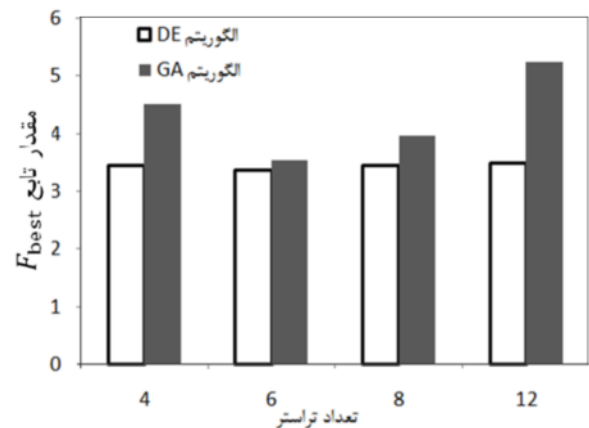
$$A = \begin{bmatrix} -1 & 1 & -1 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & -1 \\ -1 & 1 & 1 & -1 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

جدول ۸ مقدار حداقل خطای قابل دسترس تراستر برای

چیدمان بهینه			
۴ تراستر	۶ تراستر	۸ تراستر	۱۲ تراستر
۰/۰۰۰۸۴	۰/۰۰۰۸۳	۰/۰۰۰۸۲	۰/۰۰۰۸۳



شکل ۳ زمان محاسبات بوسیله الگوریتم‌ها برحسب تعداد تراستر



شکل ۴ مقدار تابع شایستگی برحسب تعداد تراستر

همان طور که در شکل ۴ مشخص است، کمترین مقدار تابع شایستگی برای هر دو الگوریتم در حالتی می‌باشد که ۶ تراستر وجود داشته باشد. با توجه به چیدمان متقارن تراسترها و شکل مکعبی ماهواره داشتن شش تراستر کنترل وضعیت بهتری را در راستای محورهای مختصات امکان‌پذیر می‌سازد، در عین حال برای کاهش آلودگی ناشی از گازهای خارج شده از تراستر، استفاده از تراستر در برخی صفحات با توجه به محل نصب آرایه‌های خورشیدی مناسب نیست. لذا با توجه به محدودیت چیدمان بهینه و تعداد تراسترها انتخاب می‌شود.

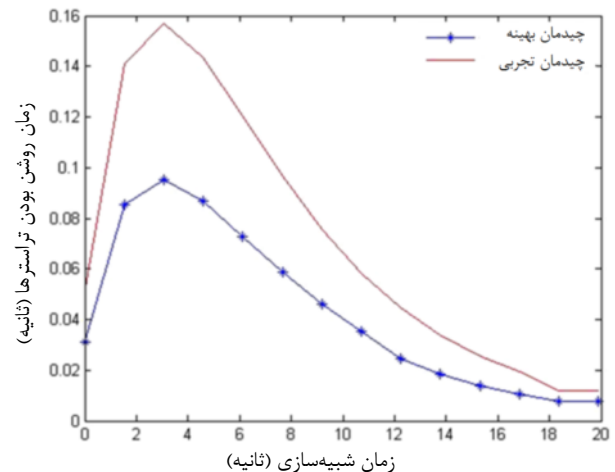
نتایج بدست آمده از الگوریتم ژنتیک و تکامل دیفرانسیلی برای چیدمان چهار تراستر روی بدنه ماهواره ارائه شده و مشاهده می‌شود که نتایج باهم هم‌خوانی دارند و الگوریتم تکامل دیفرانسیلی توانایی بیشتری در کمینه کردن مقدار تابع هزینه دارد.

این نکته است که الگوریتم تکامل دیفرانسیلی در قیاس با الگوریتم ژنتیک از عملکرد محاسباتی بهتری برخوردار است. چیدمان بدست آمده از هر دو روش تا حد امکان تابع شایستگی را که بر اساس کمینه‌سازی همزمان مصرف سوخت، خطای ناشی از عملکرد غیرخطی تراستر برای دستیابی به مقدار گشتاور مورد نیاز مانور کنترلی است، کاهش داده و در هر دو الگوریتم مقدار تابع شایستگی با روند یکسانی به مقدار بهینه میل می‌کند. در راستای تکمیل این طرح و در راستای کنترل وضعیت بهتر در ماهواره می‌توان از الگوریتم‌های مدیریت کنترل به منظور مدیریت بهینه فعالیت تراسترها استفاده نمود. همچنین پیشنهاد می‌شود برای مدل‌سازی دقیق عملکرد تراستر از روش‌های توصیف تابع استفاده شود تا عملکرد غیرخطی تراستر و تأثیرات آن بر چیدمان بهینه مشخص شود. از سوی دیگر آنالیز حساسیت چیدمان تراسترها نسبت به گشتاور کنترلی در مود نرمال، در ادامه این تحقیق کمک شایانی به کاربردی‌تر شدن نتایج می‌کند. مسأله دیگر بررسی تداخل عملکرد تراسترها روی یکدیگر و خارج از محور بودن آن‌ها است که بایستی بصورت دقیق تر مورد موشکافی قرار گیرد.

## ۸- مراجع

- [1] Bergmann E.V., Croopnick S. R., Turkovich J. J., and Work C. C., (1979) "An Advanced Spacecraft Autopilot Concept", Journal of Guidance and Control, Vol. 2, No. 3, p. 161.
- [2] Wang M., and Xie Y. C., (2009) "Design of optimal thruster combination table for the real time control allocation of spacecraft thrusters", Proceedings of the 48th IEEE Conference on Decision and Control, pp. 5063-5068.
- [3] Jin J., Park B., Park Y., and Tahk M., (2006) "Attitude control of a satellite with redundant thrusters", Aerospace Science and Technology, Vol. 10, No.7, pp. 644-651.
- [4] Ankersen F., (2004) "Optimization of spacecraft thruster management function", AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference, Vol. 28, No. 8, pp. 1283-1290.
- [5] Crawford B. S., (1969) "Configuration design and efficient operation of redundant multi-jet systems", Proceedings of AIAA Guidance Control and Flight Mechanics Conference; also AIAA, pp. 69-845, Aug. 1969.
- [6] Ricardo S. S. P., Roberto A., Pablo A.A., (2000) "Robust optimal solution to the attitude/force

با توجه به این که زمان روشن بودن تراسترها رابطه مستقیم با مصرف سوخت دارد، شکل ۵ نشان می‌دهد که مصرف سوخت برای چیدمان بهینه کمتر از چیدمانی است که بصورت تجربی در نظر گرفته شده است.



شکل ۵ زمان روشن بودن تراسترها در دو چیدمان برای مانور وضعیت مشخص

محدودیتی که در تعیین چیدمان تراسترها وجود دارد این است که چیدمان‌های بدست آمده از روش‌های بهینه‌سازی بایستی بر اساس مانورهای کنترل وضعیت ماهواره تعیین شود و پس از نصب تراسترها چیدمان هندسی ثابت شده و قابل تغییر نیست. در نتیجه در نظر گرفتن روش مناسبی برای مدیریت تراسترها در مود نامی برای ماهواره زمین آهنگ اهمیت دارد.

## ۷- نتیجه‌گیری

در این مقاله با استفاده از راه‌کاری مبتنی بر الگوریتم ژنتیک و الگوریتم تکامل دیفرانسیلی چیدمان بهینه تراسترها در یک ماهواره زمین آهنگ طرح‌ریزی و مشخص شده است. معمولاً چیدمان تراسترها شامل اطلاعاتی در مورد محل قرارگیری تراسترها روی بدنه ماهواره، زاویه تراسترها نسبت به بدنه است. یکی از فاکتورهایی که نقش کلیدی در چیدمان تراسترها دارد، تحلیل گشتاور و نیروهای وارد بر ماهواره است. چیدمان تراسترها باید به نحوی باشد که نیرو و گشتاور مورد نیاز برای هر مانور را تأمین کند. نتایج بدست آمده در این مسأله مؤید

- [15] Durham W. C., (1993) "Constrained Control Allocation", *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, Vol.16, No. 4, pp.717-725
- [16] Petersen J. A. M., and Bodson M., (2006) "Constrained Quadratic Programming Techniques for Control Allocation", *IEEE Transactions on Control System Technology*, Vol.14, No.1, pp. 91-98.
- [17] Johansen T. A., Fossen T. I., and Svein P. B., (2004) "Constrained Nonlinear Allocation with Singularity Avoidance Using Sequential Quadratic Programming", *IEEE Transactions on Control Systems Technology*, vol.12, No.1, pp. 211-215.
- [18] Sidi M., 1997. "Spacecraft Dynamics and Control", Cambridge University Press.
- [19] Ismail Z., and Varatharajoo R., (2010) "A study of reaction wheel configuration for a 3-axis satellite attitude control", *Advanced in Space Research*, Vol. 45, No. 6, pp. 750-759.
- [20] Price K. V., Storn R. V., and Lampinen J. A., (2005) "Differential Evolution: A Practical Approach to Global Optimization", New York: Springer.
- [21] Rani D., Jain S.K., Srivastava D.K., and Perumal M., (2011) "Genetic Algorithms and Their Applications to Water Resources Systems", *Elsevier*, pp. 43-77.
- [22] Leite J. V., Avila S. L., Batistela NO. J., Carpes W. P., Sadowski NO., Kuo-Peng P., and Bastos J. P. A., (2004) "Real coded genetic algorithm for Jiles-Atherton model parameters identification," *IEEE Transactions on Magnetics*, Vol. 40, No. 2, pp. 888-891.
- [23] Fonseca C. M. and Fleming P. J., "Genetic algorithms for multiobjective optimization: formulation, discussion and generalization", *Proc. of the 5th International Conference on Genetic Algorithms*, 1993, pp. 416-423.
- control problem", *IEEE Trans Aero Electr Syst*, 36, pp. 784-791.
- [7] Chin C. S., Lau M. W. S., Low E., and Seet G. G., (2006) "Design of Thrusters Configuration and Thrust Allocation Control for a Remotely Operated Vehicle", *IEEE International Conferences on Robotics, Automation and Mechatronic (RAM)*, Thailand.
- [8] Blindheim F. R., Kristiansen R., Nicklasson P. J., and Antonsen J., "A Study of Actuator Configurations for the ESEO Satellite", *Proc. of the 56th International Astronautical Congress (IAC)*, 2005.
- [9] Yoshimura Y., Matsuno T., and Hokamoto S., (2011) "Position and attitude control of an under actuated satellite with constant thrust", *AIAA Guidance, Navigation and Control Conference*, pp. 6352.
- [10] Wang M., and Xie Y. C., (2010) "Control capability analysis for complex spacecraft thruster configurations", *Science China Technological Sciences*, Vol. 53, No. 8, pp. 2089-2096.
- [11] Kishore W. C., Dasgupta S., Ray G., and Sen S., (2013) "Control allocation for an over-actuated Satellite Launch Vehicle", *Aerospace Science and Technology*. Vol.28, No. 1, pp. 56-71.
- [12] Bodson M., (2002) "Evaluation of Optimization Methods for Control Allocation", *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, Vol. 25, No. 4, pp. 703-711.
- [13] Enns D ., (1998) "Control allocation approaches", *Proc. of the AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit*, Reston, MA: AIAA, pp. 98-108.
- [14] Jin J., (2005) "Modified Pseudoinverse Redistribution Methods for Redundant Controls Allocation", *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, Vol.28, No. 5, pp. 1076-1079.