ماهنامه علمى پژوهشى





mme.modares.ac.ir

DOR: 20.1001.1.10275940.1396.17.9.22.8

مدلسازی پرواز آرایشمند یک ماهواره زمینآهنگ براساس معادلات حرکت انتقالی متأثر از وضعیت در فاز تقرب نهایی

امیررضا کوثری¹* مهدیه بگلری²

1– دانشیار، مهندسی هوافضا، دانشگاه تهران، تهران 2– فارغ التحصیل کارشناسی ارشد، مهندسی هوافضا، دانشگاه تهران، تهران

* تهران، صندوق پستی 1561–1439s، kosari_a@ut.ac.ir

، دېران، صندوق پستې 1501–1573، Kosari_a@ut.ac.ii

چکیدہ	اطلاعات مقاله
در این مقاله اثر اندرکنش معادلات دینامیکی حرکت انتقالی و حرکت وضعی ماهواره با هدف طراحی آرایش پروازی در فاز ورود به پنجرهی مداری و تقرب به موقعیت نامی عملیاتی تعریف شده در مدار زمینآهنگ بررسی شده است. در این راستا ابتدا معادلات دینامیکی و سینماتیکی ماهواره مورد مطالعه قرار گرفتهاند. سپس با درنظر گرفتن ماهواره بهعنوان جسمی صلب، اثر متقابل دینامیک حرکت انتقالی و وضعی ماهواره در	مقاله پژوهشی کامل دریافت: 26 اردیبهشت 1396 پذیرش: 08 مرداد 1396 ارائه در سایت: 17 شهریور 1396
تقرب به موقعیت نهایی در مدار هدف استخراج شده است. برخلاف مطالعات مشابه، که در آنها از سادهسازیهایی نظیر فرض مدار هدف دایروی و یا خطیسازی معادلات دینامیکی استفاده شده است، تحلیلهای ارائه شده در این نوشتار برمبنای کلیترین حالت معادلات حرکتی غیرخطی است. معادلات کوپل شدهی ارائه شده در فاز تقرب به موقعیتی معین در مدار زمینآهنگ با احتساب شرایط وضعی مختلف مورد ارزیابی قرار گرفته و براساس نتایج بهدست آمده سناریو و الزامات متفاوتی در تقرب به موقعیتی معین در مدار زمینآهنگ با احتساب شرایط وضعی مختلف مورد ارزیابی ارائه شده است. موقعیت و وضعیت ماهواره با استفاده از تقرب به موقعیت هدی در مدار زمینآهنگ با احتساب شرایط وضعی مختلف مورد ارزیابی بهینهسازی SPC با هدف کمینه سازی تلاش کنترلی و مصرف سوخت ماهواره و نیز افزایش طول عمر عملیاتی ماهواره، کنترل شده است و	<i>کلید واژگان:</i> أرایش پروازی فاز دریفت مدار زمینآهنگ کنترلر PD الگوریتم بهینهسازی PSO
نتایج شبیه سازی های ارائه شده مبین کارآیی مناسب طرح پیشنهادی است.	

Design of Geosynchronous Satellite Flying Formation Based on Translational Dynamics Affected by Attitudinal Situation at Drift Phase

Amir Reza Kosari^{*}, Mahdieh Beglari

Department of Aerospace Engineering, University of Tehran, Tehran, Iran * P.O.B. 14395-1561, Tehran, Iran, kosari_a@ut.ac.ir

ARTICLE INFORMATION	ABSTRACT
Original Research Paper Received 16 May 2017 Accepted 30 July 2017 Available Online 08 September 2017	This paper investigates effect of coupling of satellite translational dynamics and rotational kinematic aiming to design geosynchronous satellite formation flying at drift phase to the determined operational nominal position at the orbital window in the geosynchronous orbit. Firstly, dynamical and kinematical equations of satellite, and then the interaction of translational and rotational motion at drifting to the
Keywords: Flying Formation Drift Phase Geosynchronous orbit PD Controller PSO Optimization Algorithm	final position at the target orbit by considering satellite as a rigid object have been studied. Despite similar studies utilizing simplifications such as circular assumption of target orbit or various linearization methods, presented analysis of this paper is based on the general form of nonlinear translational equations. According to acquired results of investigating the coupled dynamics at the drift phase to the determined position at the orbital window by considering different attitudinal situations, drift considerations and procedure in presence of other satellites at the orbital window have been presented. Orbital position and attitudinal situation of satellite have been controlled by utilization of PD control law associated with the optimized gains based on PSO optimization algorithm which aims to minimize control effort and fuel and consequently minimize fuel consumption and increase satellite operational life. Acquired results from simulations represent the effectiveness of the proposed methodology.

1- مقدمه

آنالیز و ارسال دادهها و نیز سرویس دهی های فضایی می پردازند. مدل سازی حرکت نسبی ماهوارهها از اصول مهم و اولیه در طراحی آرایش پروازی ماهوارههایی است که در یک مجموعه قرار دارند. طراحی هرچه دقیق تر آرایش پروازی موضوعی است که در سالهای اخیر مورد توجه بسیاری از

آرایش پروازی ماهواره^۱ به مجموعهای متشکل از دو یا چند ماهواره اطلاق میشود که با عملکردی یک پارچه، به انجام مأموریتهایی چون اخذ، پردازش،

برای ارجاع به این مقاله از عبارت ذیل استفاده نمایید:

A. R. Kosari, M. Beglari, Design of Geosynchronous Satellite Flying Formation Based on Translational Dynamics Affected by Attitudinal Situation at Drift Phase, *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 17, No. 9, pp. 107-118, 2017 (in Persian)

¹ Spacecraft Flying Formation

طراحان سیستمهای فضایی قرار گرفته است [1-4]. دقت مورد نیاز در معادلات دینامیکی مورد استفاده در مدلسازی یک پرواز آرایشمند با توجه به حرکت نسبی بلند مدت فضاپیماها از اهمیت بالایی برخوردار میباشد. همچنین با توجه به تراکم ناوگان فضایی، الگوریتمهای کنترلی تعیین و بهینهسازی می شوند [5-7].

رایچترین مدل در بررسی حرکت نسبی ماهواره، مدل خطی کلوهسی-ویلشتایر (CW) میباشد. مدل خطی CW، با فرض انحراف اندک از مدار مرجع دایروی و درنظرگیری شرایط اولیه بهعنوان ثوابت حرکت، توسعه یافته بود. همچنین این مدل که برای کاربردهایی چون راندوو^۱ توسعه یافته بود، به شبیهسازی حرکت در بازهی زمانی کوتاه محدود میشد. بنابراین بهمنظور رفع محدودیتهای این روش، مطالعات گستردهای با هدف توسعهی معادلات برای مدار مرجع بیضوی انجام شد [8-10]. همچنین مطالعات دیگری نیز در زمینهی ارتقاء این معادلات با افزودن اثرات اغتشاشی از جمله اثرات ناشی از غیرکروی بودن زمین [11-13]، درگ [14] و اثر اغتشاشی جسم سوم [15] انجام شده بود.

از زمان ارائه یمادلات CW مدلسازی نقطه ای برای بررسی حرکت نسبی ماهواره، به مدت 50 سال، به طور گسترده ای مورد مطالعه و بررسی قرار گرفت. گرایش رو به رشد به انجام مطالعات گوناگون در زمینه ی آرایش پروازی ماهواره ها نیاز به معادلاتی دقیق تر و ارائه ی حل هایی کامل تر از معادلات حرکت نسبی اغتشاش یافته را افزایش داد [1,83-19]. بیشتر مطالعات صورت گرفته تا آن زمان، بر شبیه سازی نقطه ی ماهواره و مدل سازی سه درجه آزادی، متمرکز بود در حالی که به منظور شبیه سازی دقیق تر یک مأموریت فضایی که در آن چند ماهواره به صورت یک پارچه عمل می کنند، نیاز به استفاده از معادلاتی دقیق تر که علاوه بر معادلات انتقالی، با شبیه سازی معادلات دورانی ماهواره، مدلی شش درجه آزادی از دینامیک ماهرواه ارائه دهد، قوت می یافت.

در سالهای اخیر، مطالعات گستردهای در زمینهی مدلسازی شش درجه آزادی ماهواره صورت گرفته است. پَن و کاپلیا از جمله نخستین کسانی بودند که پیشنهاد اعمال سرعت زاویهای نسبی ماهواره در مسئلهی آرایش پروازی را مطرح کردند. در این پژوهش معادلات کوپل شدهی حرکت انتقالی و دورانی دو ماهواره بررسی شدند. آنها در پژوهش خود دو دستگاه مرجع بدنی، یکی در ماهوارهی هدف و دیگری در ماهوارهی رهگیر قرار دادند. بدین ترتیب معادلاتی دو بخشی برای بررسی موقعیت نسبی مرکز جرم ماهوارهها و وضعیت دو دستگاه متصل نسبت به یکدیگر بهدست آمد [20]. همچنین در روشى سادهتر از معادلات كوپل جهت تخمين موقعيت نسبى ماهواره استفاده شد [16]. کاربرد دیگر این معادلات در آرایش پروازی N ماهواره در یک مجموعهی واحد بود. در این پژوهش هر یک از ماهوارهها بهعنوان جسمی صلب در نظر گرفته شدند [21]. مطالعهی صورت گرفته توسط سگال و گورفیل از جمله جدیدترین پژوهشهای صورت گرفته در زمینهی کوپلینگ حرکت انتقالی و دورانی دو ماهواره و بررسی دقت مورد نیاز در مأموریتهایی چون آرایش پروازی فشرده، راندوو و داکینگ^۲ بود [22]. همچنین نوابی و اخلومدی در مقالات خود کنترلهایی بهینه و غیرخطی برای مسئلهی ملاقات و اتصال مداری برای مدار هدف دایروی و بیضوی ارائه دادهاند [24,23].

بهطور کلی حرکت یک ماهواره را میتوان بهصورت حرکت مرکز جرم ماهواره و دوران نسبت به مرکز جرم درنظر گرفت [25]. بدینترتیب با

قراردادن مرکز دستگاه بدنی و دستگاه مرجع مداری در مرکز جرم ماهواره، میتوان حرکت ماهواره را بهصورت حرکت انتقالی مرکز دستگاه بدنی و دوران آن نسبت به دستگاه مرجع مداری بررسی نمود.

در مدارهای پرترافیک ماهوارهها در فواصل مداری اندکی نسبت به یکدیگر قرار دارند. بهطور مثال موقعیت ماهوارهها در مدار زمین آهنگ ژئو 0.1 درجه میباشد. این موقعیتهای مداری برای هر ماهواره در این مدار، فضایی به ابعاد تقریبی 40 km فراهم می آورد که با عنوان پنجرهی مداری شناخته می شود. با توجه به اهمیت این مدار و نیاز کشورها، گاه بیش از یک ماهواره در پنجرهی مداری قرار می گیرد که در این حالت طراحی آرایش پروازی ماهوارهها از اهمیت بهسزایی برخوردار میباشد. یکی از مهمترین مانورهایی که ماهواره در آغاز عمر عملیاتی خود انجام میدهد، تقرب نهایی به موقعیت تعیین شده در مأموریت میباشد. ماهوارهی زمینآهنگ ژئو، پس از پشت سر گذاشتن مدار پارکینگ و مدار انتقال ژئو، در موقعیتی در نزدیکی مدار زمینآهنگ، تحت عنوان مدار دریفت قرار می گیرد. تقرب نهایی ماهواره از مدار دریفت به موقعیت هدف تعریف شده در مدار ژئو که فاز دریفت نام دارد، بسته به تکنولوژی کشورها، دقت فازهای پشت سر گذاشته، اغتشاشات مداری مؤثر و ملزومات بسیار دیگری از چند صد کیلومتری مدار زمین آهنگ تا موقعیتی در نزدیکی پنجرهی مداری آغاز می شود. در این فاز با توجه به وجود ماهوارههای دیگر در پنجرهی مداری، لازم است ماهواره از زمان ورود به پنجرهی مداری تا قرارگیری در موقعیت هدف بهدقت ردیابی و بررسی شود. بدین ترتیب در این فاز فرض نقطهای بودن ماهواره در شبیه سازی ها می تواند تهدیدی جدی برای مأموریت ماهواره و حتی مأموریت سایر ماهوارههای موجود در پنجرهی مداری محسوب شود. بنابراین لازم است موقعیت ماهواره از نزدیکی پنجرهی مداری تا قرارگیری در موقعیت هدف بهدقت ردیابی و كنترل شوند [26].

در این مقاله به بررسی تقرب نهایی ماهواره به موقعیت تعیین شده در مدار زمینآهنگ ژئو با وجود ماهوارههای دیگر در پنجرهی مداری براساس معادلات موقعیت نسبی و با اعمال اثر وضعی ماهواره می پردازیم. همچنین موقعیت و وضعیت ماهواره نسبت به شرایط هدف تعیین شده در مأموریت به گونهای کنترل می شود که تهدیدی برای مأموریت ماهوارههای دیگر ایجاد نکند و با دقت لازم در مسیر از پیش تعیین شده هدایت شود. در این مقاله ابتدا به بیان معادلات موقعیت نسبی و وضعیت نسبی ماهواره می پردازیم. سپس با اعمال اثر اغتشاشی وضعیت بر موقعیت ماهواره، معادلاتی با حداکثر وضعی ماهواره بر موقعیت نسبی، در این پروژه از اعمال اغتشاشات خارجی صرفهنظر شده اما در معادلات اصلی در نظر گرفته شده است.

2- معادلات ديناميكي ماهواره

یکی از ویژگیهای تحلیل دینامیکی حرکت ماهواره این است که عموماً حرکت انتقالی و دورانی آن جدا از یکدیگر لحاظ می شود و از اثر ترکیبی آنها برهم صرفهنظر می شود. این مسئله به این دلیل است که ممانها یا گشتاورهایی که باعث دوران ماهواره میشوند، عموماً وابستگی کمی به جهت حرکت دارند. همچنین نیروهای جاذبه که اساساً مؤثر بر مسیر حرکت ماهواره هستند در مقایسه با سایر موارد موثرتر، وابستگی چندانی به وضعیت ماهواره ندارند. در حالی که در واقعیت این مسئله صحیح نیست و این عدم وابستگی یک حقیقت تقریبی است. اگرچه در بسیاری از کاربردهای فضایی اعمال چنین عدم قطعیتهایی با بالا بردن بار محاسباتی سیستم، موجب بروز

¹ Rendezvous ² Docking

خطاهای محاسباتی می شود، امادر مانورهایی از جمله ملاقاتهای فضایی یا پرواز آرایش مند یک ناوگان فضایی که دقت بیشتری مورد نیاز است، این موارد باید به نحوی پیش بینی و جبران شوند [25]. به منظور تبیین هرچه بهتر تفاوتهای این دو بخش ابتدا معادلات مداری ماهواره برای بررسی مرکز جرم ماهواره و سپس چگونگی اعمال اثر وضعی بر موقعیت ماهواره را در تقرب به موقعیت و وضعیتی معین بررسی می کنیم. همچنین لازم است به طور همزمان وضعیت نسبی ماهواره، نسبت به وضعیت هدف براساس معادلات مربوطه به روز رسانی شود.

1-2- ديناميک موقعيت نسبي ماهواره

قوانین سهگانهی نیوتون و قانون جاذبهی میان اجسام، اساس دینامیک مداری ماهواره را تشکیل میدهند. برای بیان موقعیت ماهواره در دستگاه مختصات ECI و با توجه به معادلات حرکت دو جسم در فضا، براساس قانون دوم نیوتون، معادلهی نسبی حرکت ماهواره به شکل زیر بهدست میآید؛

$$\vec{r} = -\mu \frac{\vec{r}}{r^3} \tag{1}$$

که در آن $\mu = 398601.2 \text{ km}^3 \text{s}^{-2}$ میباشد [27]. معادلهی (1)، معادلهی دینامیکی حرکت در مداری کپلری در غیاب اغتشاشات و با مقادیر اولیهی (0) و (0) است که در آن تغییرات پارامترهای کپلری عبارتند از؛ $\frac{da}{dt} = \frac{de}{dt} = \frac{d\Omega}{dt} = \frac{d\omega}{dt} = \frac{di}{dt} = 0, \quad \frac{dM}{dt} = n$ (2)

در حالت کلی، شتاب وارد به ماهواره شامل مجموعهای از نیروهای اغتشاشی نیز میباشد. این نیروها موجب انحراف ماهواره از مدار کپلری و تغییر لحظهای مشخصات کپلری میشوند. بدین ترتیب معادلهی حرکت ماهواره در مداری غیر کپلری با مقادیر اولیهی r(0) = r(0) و r(0) = r(0) به شکل زیر میباشد؛

$$\ddot{r} = \gamma_{\rm K} + \gamma_{\rm P} + \gamma_{\rm C}$$
 (3)
که در آن $\gamma_{F} , \gamma_{F} \in \gamma_{C}$ و $\gamma_{C} = \gamma_{K}$ شتابهای کپلری، اغتشاشی و

كنترلى وارد به ماهواره مىباشند [28].

در بیان حرکت انتقالی نسبی ماهواره، حرکت ماهواره نسبت به هدفی معین بیان میشود. در این حالت، موقعیت تعیین شده در مأموریت به عنوان موقعیت هدف تعیین میشود. این رویکرد در مسئلهی ملاقات فضایی و انتقال مداری بسیار مناسب است؛ چرا که در حین این مانورها هدف، صفر نمودن سرعت و موقعیت نسبی ماهواره میباشد. از این نوع بیان دینامیکی برای اهداف دیگری چون آرایش پروازی نیز استفاده میشود.

فرض می کنیم ماهواره T در حال حرکت مدار هدف و ماهواره یرهگیر C در حال حرکت در مداری فرضی می اشد. موقعیت این دو ماهواره بهترتیب C در حال حرکت در مداری فرضی می اشد. موقعیت این دو ماهواره بهترتیب R و R بیان می شود. اگر اختلاف این شعاعها را با ρ بیان کنیم، هدف صفر کردن این مقدار می اشد.

$$\vec{\rho} = \vec{R}_{\rm T} - \vec{R}_{\rm C} \tag{4}$$

بنابراین معادلهی حرکت نسبی ماهواره در دستگاه اینرسی و با صرفهنظر از نیروهای اغتشاشی، به شکل زیر بهدست میآید؛

$$\vec{p} = -\mu \frac{\vec{R}_{\rm T}}{\operatorname{norm}(\vec{R}_{\rm T})} + \mu \frac{(\vec{R}_{\rm T} - \vec{\rho})}{\operatorname{norm}(\vec{R}_{\rm T} - \vec{\rho})} - \frac{F_{\rm C}}{m_{\rm C}}$$
(5)

که در ان F_C و m_C به ترتیب نیروی کنترلی و جرم ماهوارهی رهگیر میباشند.

2-2- ديناميک وضعيت ماهواره

سینماتیک وضعیت ماهواره را میتوان به روشهای مختلفی بیان نمود. زوایای

مهندسی مکانیک مدرس، آذر 1396، دوره 17 شماره 9

اویلر، کواترنیونها و رودریگرزها از جمله این بیانها هستند. همچنین بهمنظور بیان این مقادیر، سه دستگاه اینرسی، بدنی و مرجع مداری استفاده میشوند. دو فاکتور مهم در بیان سینماتیک ماهواره وجود دارد؛ یکی سرعتهای زاویهای دستگاه بدنی نسبت به دستگاه مرجع مداری و دیگری سرعتهای زاویهای دستگاه بدنی نسبت به دستگاه مرجع مداری و سرعت سرعت زاویهای دستگاه بدنی نسبت به دستگاه مرجع مداری و سرعت سرعت زاویهای دستگاه بدنی نسبت به دستگاه مرجع مداری و سرعت سرعت زاویهای دستگاه بدنی نسبت به دستگاه مرجع مداری و سرعت سرعت زاویهای دستگاه مرجع مداری و سرعت سرعت زاویهای دستگاه مرجع مداری و سرعت سرعت زاویهای دستگاه مرجع مداری و سرعت به خود میگیرد. بنابراین سرعت زاویهای دستگاه محورهای بدنی نسبت به دستگاه محورهای اینرسی را میتوان به شکل زیر بیان کرد؛ $\omega_{\rm BI} = \omega_{\rm BR} + \omega_{\rm RIB}$

در معادلهی (6)، $\omega_{
m BR}$ از اهمیت ویژهای برخوردار است؛ چراکه اجازه میدهد زوایای اویلر جسم در حال حرکت، نسبت به هر دستگاه مرجع تعریف شدهای در فضا محاسبه شوند. این کار با توجه به ماتریسهای دورانی صورت میگیرد [28].

2-2-1- سرعتهای زاویهای بدنی

رایج ترین شیوه در بیان سرعتهای زاویه ای بدنی ماهواره استفاده از زوایای اویلر و نرخ تغییرات آنها میباشد، اما از آنجایی که معادلات وضعی بیان شده براساس این زوایا در زاویه ی 90 درجه دچار تکینگی میشوند، در بیان سینماتیک وضعیت ماهواره در کلی ترین حالت، بهتر است از بیانهای دیگری چون کواترنیونها استفاده شود. در حالت کلی، دوران یک جسم میتواند در هر جهتی صورت گیرد. اگر محورهای دورن اویلر را برحسب بردارهای ویژه ی آنها تعریف کنیم، تعریف جدیدی از ماتریس دوران برحسب مؤلفه های بردار ویژه $T_{\rm [e_1,e_2,e_3]} = \tilde{g}$ و زاویه دوران α به شکل زیر تعریف میشوند [28]؛

$$q_{1} = e_{1} \sin\left(\frac{\alpha}{2}\right)$$

$$q_{2} = e_{2} \sin\left(\frac{\alpha}{2}\right)$$

$$q_{3} = e_{3} \sin\left(\frac{\alpha}{2}\right)$$

$$q_{4} = \cos\left(\frac{\alpha}{2}\right)$$
(7)

(8) همچنین میدانیم؛ $|\vec{q}| = 1 \Rightarrow q_1^2 + q_2^2 + q_3^2 + q_4^2 = 1$

بنابراین با استفاده از تعریف (7)، ماتریس انتقال برحسب کواترنیونها برابر است با؛

гΛ

$$\frac{d}{dt}\vec{q} = \frac{1}{2}[\Omega']q \tag{10}$$

که در آن ماتریس ['Ω]، بر حسب سرعتهای زاویهای بدنی تعریف می-

$$[\Omega'] = \begin{bmatrix} 0 & r & -q & p \\ -r & 0 & p & q \\ q & -p & 0 & r \\ -p & -q & -r & 0 \end{bmatrix}$$
(11)
So the constant of the set of the

که در آن q , p و ۲ به ریب سرعتهای رویدای بدلی حول معروهای q(0) و YB ، XB و XB و Marrier با داشتن شرایط اولیهی (0)p و انتگرالگیری عددی از سیستم (10)، بردارهای کواترنیون در هر لحظه از زمان به دست میآیند.

пів∞ -2−2−2 بردار سرعت زاویهای

همان طور که بیان شد، به منظور محاسبه ی زوایای اویلر یا کواترنیون ها لازم است سرعت زاویه ای ماهواره در دستگاه مختصات بدنی نسبت به دستگاه مرجع مداری تعیین شود. همچنین با توجه به معادله ی (6) برای محاسبه ی BRO ابتدا لازم است سرعت زاویه ای BIB تعیین شود. سرعت زاویه ای دستگاه مرجع نسبت به دستگاه اینرسی به شکل زیر محاسبه می شود [28]؛

$$\omega_{\text{RI}\,x} = \frac{1}{|r||v \times r|} v \times v \cdot r = 0$$

$$\omega_{\text{RI}\,y} = \frac{1}{r^2 |v \times r|} v \cdot [(r \cdot v)r - (r^2 v)]$$

$$\omega_{\text{RI}\,z} = \frac{1}{|v \times r|^2 |r|} [\ddot{r} \times r] \cdot [(v \times r) \times r]$$
(12)

که در آن r و v بهترتیب موقعیت و سرعت لحظهای ماهواره در دستگاه مختصات اینرسی هستند. از آنجایی که در مدار دایروی سرعت ماهواره عمود بر r است، بنابراین با فرض مدار دایروی داریم؛

$$\omega_{\text{RI}\,y} = \frac{v^2 r^2}{r^3 v} = \frac{v}{r} = \omega_0 \tag{13}$$

همچنین برای مدارهای کپلری که شتاب خارج از صفحهی مداری ندارند، $\omega_{RI\,z} = 0$ میباشد. بنابراین معادلهی (12) به شکل زیر تغییر میکند؛

$$\omega_{
m RI} = [0 \ -\omega_0 \ 0]^{
m T}$$
 (14)
که بهمنظور انتقال آن به دستگاه بدنی میتوان از ماتریس (9) استفاده
کرد؛

$$\omega_{\rm RIB} = [A_a]\omega_{\rm RI} \tag{15}$$

2-2-3 ديناميک وضعيت ماهواره

ديناميک وضعيت ماهواره بر اساس معادلهی اويلر بيان میشود [28]؛
(16)
$$T = \dot{h}_{
m I} = \dot{h} + \omega_{
m BI} imes h$$

که در آن T، بیانگر مجموع گشتاور خارجی وارد به ماهواره است و شامل گشتاورهای کنترلی $T_{\rm C}$ و مجموعه گشتاورهای اغتشاشی $T_{\rm C}$ میباشد. بنابراین h میتوم h نیز شامل مومنتوم جهیزات تغییردهندهی مومنتوم مانند چرخهای عکسالعملی ${}^{\rm T}_{\rm B} = \left[h_{x}, h_{y}, h_{z}\right]^{\rm T}$ میباشد. به معادلهی (16) قانون اویلر نیز میگویند.

همچنین میدانیم بردار مومنتوم زاویهای جسم صلب با استفاده از معادلهی زیر تعریف می شود [28]؛

$$h = \begin{bmatrix} I_{xx} & -I_{xy} & -I_{xz} \\ -I_{yx} & I_{yy} & -I_{yz} \\ -I_{zx} & -I_{zy} & I_{zz} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} I \end{bmatrix} \omega$$
(17)

اگر فرض کنیم بردارهای بدنی ماهواره روی محورهای اصلی قرار گرفته باشند، المانهای غیرقطری ماتریس [I] صفر خواهند شد. بدین ترتیب دینامیک وضعیت ماهواره با استفاده از معادلات (16) و (17) به شکل زیر محاسبه می شود؛

$$T = T_{\rm C} + T_{\rm d} = \begin{bmatrix} \dot{h_x} + \dot{h_{wx}} + (\omega_y h_z - \omega_z h_y) \\ + (\omega_y h_{wz} - \omega_z h_{wy}) \end{bmatrix} i$$
$$\begin{bmatrix} \dot{h_y} + \dot{h_{wy}} + (\omega_z h_x - \omega_x h_z) \\ + (\omega_z h_{wx} - \omega_x h_{wz}) \end{bmatrix} j$$
$$\begin{bmatrix} \dot{h_z} + \dot{h_{wz}} + (\omega_x h_y - \omega_y h_x) \\ + (\omega_x h_{wy} - \omega_y h_{wx}) \end{bmatrix} j$$
(18)

لازم بهذکر است که در معادلهی فوق، ω_x ω_y و ω_z مؤلفههای سرعت

زاویهای بدنی نسبت به دستگاه اینرسی میباشند. درنهایت با جایگذاری h از معادلهی (17) میتوان معادلهی (18) را به شکل زیر بازنویسی کرد [28]؛ $T = T_{\rm C} + T_{\rm d} = [I_{xx}\dot{\omega}_x + \dot{h}_{wx}$

$$+ (I_{zz}\omega_{y}\omega_{z} - I_{yy}\omega_{y}\omega_{z}) + (\omega_{y}h_{wz} - \omega_{z}h_{wy})]i [I_{yy}\dot{\omega}_{y} + \dot{h}_{wy} + (I_{xx}\omega_{x}\omega_{z} - I_{zz}\omega_{z}\omega_{x}) + (\omega_{z}h_{wx} - \omega_{x}h_{wz})]j [I_{zz}\dot{\omega}_{z} + \dot{h}_{wz} + (I_{yy}\omega_{y}\omega_{x} - I_{xx}\omega_{x}\omega_{y}) + (\omega_{x}h_{wy} - \omega_{y}h_{wx})]j$$
(19)

بدینترتیب با داشتن مقدار اولیهی (0)w_{BI} و انتگرالگیری از رابطهی (19)، بردار w_{BI} در هر لحظه بهدست میآید.

3-2- كوپلينگ موقعيت و وضعيت نسبي ماهواره

در مانورهای دقیقی مانند ملاقاتهای مداری یا هر مانور دیگری که لازم است ماهواره با وضعیتی معین در موقعیتی از پیش تعیین شده قرار گیرد، معادلات مورد استفاده نیز باید با حداکثر دقت لحاظ شوند. بنابراین لازم است اثر متقابل معادلات موقعیت و وضعیت بر یکدیگر بررسی شوند.

بهمنظور اعمال معادلات وضعی ماهواره بر موقعیت مداری آن میتوان از معادلات حرکت شش درجه آزادی اجسام صلب در فضا استفاده کرد. بدینمنظور فرض میکنیم ماهواره بهصورت جسمی صلب با سطح فرضی S در حال حرکت در فضا میباشد. اگر ^{*}X بیانگر شتاب جسم غیردوار و یا به عبارت دیگر مرکز جرم جسم و ۵ سرعت زاویهای جسم صلب باشد، معادلهی شتاب حسم صلب دوار در فضا طبق رابطهی زیر به دست میآند [29]؛

$$\frac{d^2 X}{dt^2} = \frac{d^{*2} X^*}{dt^2} + \omega \times (\omega \times X^*) + 2\omega \times \frac{dX^*}{dt} + \frac{d\omega}{dt} \times X^* \quad (20)$$
result in the second seco

عبارتست از [29]؛

$$\frac{d\rho^{*}}{dt^{2}} + \omega_{BR} \times (\omega_{BR} \times \rho^{*}) + 2\omega_{BR} \times \frac{d\rho^{*}}{dt} + \frac{d\omega_{BR}}{dt} \times \rho^{*} - \gamma_{K_{rel}} - \gamma_{d}$$

$$= \frac{F_{C}}{m_{C}} - \gamma_{d} \qquad (21)$$

که در ان ρ^* موقعیت نسبی ماهوارهی دوار، ω_{BR} سرعت نسبی ماهواره نسبت به دستگاه مرجع مداری، $\gamma_{K_{rel}}$ شتاب کپلری مرکز جرم ماهواره و ρ_{d} شتاب اغتشاشاشی خارجی میباشد. با استفاده از معادلهی (5) معادلهی حرکت نسبی ماهوارهی دوار به شکل زیر بازنویسی می شود [26]؛

$$\frac{d^{*2}\rho^{*}}{dt^{2}} = -\mu \frac{\vec{R}_{T}}{\text{norm}(\vec{R}_{T})} + \mu \frac{(\vec{R}_{T} - \vec{\rho}^{*})}{\text{norm}(\vec{R}_{T} - \vec{\rho}^{*})} - \omega_{\text{BR}} \times (\omega_{\text{BR}} \times \rho^{*})$$

مهندسی مکانیک مدرس، آذر 1396، دورہ 17 شمارہ 9

 $-2\omega_{\rm BR} \times \frac{d\rho^*}{dt} - \frac{d\omega_{\rm BR}}{dt} \times \rho^* - \frac{F_{\rm C}}{m_{\rm C}} - \gamma_{\rm d} \tag{22}$

در نظرگیری وضعیت ماهواره در معادلات موقعیت نسبی زمانی توجیه پذیر است که فاصله نسبی ماهواره کم باشد و نیاز به افزایش دقت باشد. در حالی که در فواصل دورتر، علاوه بر افزایش حجم محاسبات، ممکن است در برخی موارد موجب واگرایی محاسبات نیز شود.

معادلهی (22)، کلی ترین معادلهی نسبی ماهواره در فضا، با در نظر گیری کلیهی عوامل تأثیرگذار داخلی و خارجی میباشد. بسته به نیاز و کاربرد محاسبات، با گسترش ترم اغتشاشی میتوان دقت شبیه سازی را افزایش داد. همچنین از آنجایی که سرعت زاویه ای ماهواره نسبت به هدف، سرعت نسبی است، بنابراین از این معادلات میتوان به منظور تقرب ماهوارهی رهگیر به ماهوارهی هدفی با وضعیت نامتعادل نیز استفاده کرد. درنهایت با انجام عملیات جبری و اعمال ضرب های برداری، معادلهی (22)، به شکل زیر توسعه مییابد [26]؛

$$\begin{split} \ddot{x}^{*} &= \frac{-\mu x_{\mathrm{T}}}{\left(\sqrt{x_{\mathrm{T}}^{2} + y_{\mathrm{T}}^{2} + z_{\mathrm{T}}^{2}}\right)^{3}} \\ &+ \frac{-\mu (x_{\mathrm{T}} - x^{*})}{\left(\sqrt{(x_{\mathrm{T}} - x^{*})^{2} + (y_{\mathrm{T}} - y^{*})^{2} + (z_{\mathrm{T}} - z^{*})^{2}}\right)^{3}} \\ &- \omega_{y}(\omega_{x} y^{*} - \omega_{y} x^{*}) + \omega_{z}(\omega_{z} x^{*} - \omega_{x} z^{*}) \\ &- 2(\dot{z}^{*} \omega_{y} - \dot{y}^{*} \omega_{z}) - (\dot{\omega}_{y} z^{*} - \dot{\omega}_{z} y^{*}) - \frac{F_{\mathrm{C},x}}{m_{\mathrm{C}}} - \gamma_{\mathrm{d},x} \quad (23) \\ \ddot{y}^{*} &= \frac{-\mu y_{\mathrm{T}}}{\left(\sqrt{x_{\mathrm{T}}^{2} + y_{\mathrm{T}}^{2} + z_{\mathrm{T}}^{2}}\right)^{3}} \\ &+ \frac{-\mu (y_{\mathrm{T}} - y^{*})}{\left(\sqrt{(x_{\mathrm{T}} - x^{*})^{2} + (y_{\mathrm{T}} - y^{*})^{2} + (z_{\mathrm{T}} - z^{*})^{2}}\right)^{3}} \\ &- \omega_{z}(\omega_{y} z^{*} - \omega_{z} y^{*}) + \omega_{x}(\omega_{x} y^{*} - \omega_{y} x^{*}) \\ &- 2(\dot{x}^{*}\omega_{z} - \dot{z}^{*} \omega_{x}) - (\dot{\omega}_{z} x^{*} - \dot{\omega}_{x} z^{*}) - \frac{F_{\mathrm{C},y}}{m_{\mathrm{C}}} - \gamma_{\mathrm{d},y} \quad (24) \\ \ddot{z}^{*} &= \frac{-\mu z_{\mathrm{T}}}{\left(\sqrt{x_{\mathrm{T}}^{2} + y_{\mathrm{T}}^{2} + z_{\mathrm{T}}^{2}}\right)^{3}} \\ &+ \frac{-\mu (z_{\mathrm{T}} - z^{*})}{\left(\sqrt{(x_{\mathrm{T}} - x^{*})^{2} + (y_{\mathrm{T}} - y^{*})^{2} + (z_{\mathrm{T}} - z^{*})^{2}}\right)^{3}} \\ &- \omega_{x} (\omega_{z} x^{*} - \omega_{x} z^{*}) + \omega_{y} (\omega_{y} z^{*} - \omega_{z} y^{*}) \\ &- 2(\dot{y}^{*}\omega_{x} - \dot{x}^{*}\omega_{y}) - (\dot{\omega}_{x} y^{*} - \dot{\omega}_{y} x^{*}) - \frac{F_{\mathrm{C},z}}{m_{\mathrm{C}}} - \gamma_{\mathrm{d},z} \quad (25) \end{split}$$

که در آن x، y و x و x و x \dot{y} و \dot{x} بهترتیب موقعیت و سرعت نسبی ماهواره ی صلب، x_T و x_T موقعیت مطلق هدف در مدار زمینآهنگ ، F_{C_x} ، F_{C_y} ، F_{C_x} و Y_{a_y} ، γ_{d_x} و γ_{d_y} ، γ_{d_x} و γ_{d_x} مؤلفه های اغتشاشی وارد به ماهواره در راستاهای X_I ، Y_I و Z_I می باشند. همچنین ترمهای x_{x} ، w_y و w_z و w_x ، \dot{w}_z و \dot{w}_x بهترتیب، مؤلفه های سرعتها و شتابهای زاویه ای دستگاه بدنی ماهواره نسبت به دستگاه مرجع مداری می باشند.

بحث دیگری که در زمینهی کوپلینگ معادلات مداری و وضعی ماهواره مطرح است، اعمال اثر موقعیت بر معادلات وضعی آن میباشد. همانطور که در بخش 2-2 بیان شد، موقعیت ماهواره در تعیین وضعیت دستگاه مرجع مداری و به تبع آن، در تعیین وضعیت دستگاه بدنی ماهواره نسبت به دستگاه مرجع مداری بهطور مستقیم تأثیرگذار میباشد. با این وجود به نظر میرسد

موقعیت مداری ماهوارهی رهگیر در تعیین وضعیت لحظهای آن تأثیر مستقیمی نداشته باشد. در حالی که موقعیت مداری ماهواره، بهطور مستقیم در تعیین نوع و شدت عواملی اغتشاشی از جمله گرادیان جاذبه، درگ آیرودینامیکی، فشار تشعشعات خورشیدی و سایر اغتشاشات محیطی تأثیر بهسزایی دارد. با این وجود از آنجایی که در این پروژه از اغتشاشات وارد به ماهواره صرفهنظر شده است، این عوامل بررسی نخواهند شد.

3- ديناميك كنترلر

یکی از کاربردی ترین و ساده ترین روشهای کنترلی که در سیستمهای فضایی به طور گسترده ای مورد استفاده قرار می گیرد، استفاده از کنترلر PID و به طور ویژه کنترلر PD می باشد. علی رغم روشهای کنترلی تطبیق پذیر که به طور گسترده در مقالات مورد بررسی قرار گرفته اند، این روش به دلیل قابلیت اطمینان بالا و سادگی پیاده سازی در صنایع فضایی از محبوبیت بالایی برخوردار می باشد.

3-1- دینامیک کنترلر در تولید نیرو

نيروى موردنياز جهت كنترل موقعيت نسبى ماهواره نسبت به موقعيت هدف، با استفاده از موقعيت و سرعت نسبى ماهواره به شكل زير محاسبه مىشود؛ $F_{\rm C} = K_{\rm P_F} R_{\rm rel} + K_{\rm D_F} V_{\rm rel}$ (26) $K_{\rm P_F} = \left[K_{\rm P_F,X}, K_{\rm P_F,Y}, K_{\rm P_F,Z}\right]^{\rm T}$ (26) $K_{\rm P_F} = \left[K_{\rm P_F,X}, K_{\rm P_F,Y}, K_{\rm P_F,Z}\right]^{\rm T}$ و مشتقى و $T_{\rm T}$ بهترتيب بهرههاى تناسبى و مشتقى كنترل PD هستند كه با استفاده از الگوريتمهاى بهينهسازى بهصورت دقيق تعيين مىشوند. همچنين بردارهاى Rrel و Vrel بهصورت آنلاين از حل معادلات مدارى بهدست مىآيند. همچين معادلهى (26) را مىتوان بر اساس مؤلفههاى تشكيل دهندهاش به شكل زير بازنويسى كرد؛

$$\begin{aligned} F_{C_x} &= K_{P_{F,X}} x + K_{D_{F,X}} x \\ F_{C_y} &= K_{P_{F,Y}} y + K_{D_{F,Y}} \dot{y} \\ F_{C_z} &= K_{P_{F,Z}} z + K_{D_{F,Z}} \dot{z} \end{aligned} (27)$$

$$\begin{aligned} & \sum_{k=1}^{\infty} \sum_{j=1}^{\infty} \frac{1}{2} \dot{y} \cdot \dot{x} \quad \text{(27)} \end{aligned}$$

و سرعت نسبی با اعمال اثر وضعی ماهواره هستند و از معادلات (23) تا (25) بهدست میآیند.

3-2- دینامیک کنترلر در تولید گشتاور

گشتاور کنترلی موردنیاز جهت کنترل وضعیت ماهواره براساس وضعیت قرارگیری ماهواره نسبت به وضعیت هدف محاسبه می شود. بدین منظور لازم است زوایای اویلر نسبی و ونرخ تغییرات آن ها با استفاده از کواترنیون ها محاسبه شود. اساس تبدیل زوایای اویلر و بردارهای کواترنیون بر مبنای محاسبهی ماتریسهای دوران هریک و مساوی قرار دادن آن ها با یکدیگر می باشد. بنابراین بسته به سناریوی دوران این مقادیر می تواند متفاوت باشد. به طور مثال اگر دوران 21 یا ZYX را در نظر بگیریم، با برابر قرار دادن یک به یک المان های ماتریس های دوران، زوایای اویلر به شکل زیر محاسبه می شوند [30]؛

111

ZB نسبت به محورهای دستگاه مرجع مداری هستند.

بدين ترتيب گشتاور كنترلى موردنياز جهت كنترل سهمحورهى وضعيت ماهواره براساس قانون کنترلی PD و با استفاده زوایای اویلر و سرعتهای زاویه ای بدنی به شکل زیر محاسبه می شود [28]؛

4- الگوريتم بهينهسازي PSO

الگوریتم بهینهسازی گروهی ذرات کی از الگوریتمهای جدید و پرکاربرد بهینهسازی موجود در دنیا است که براساس هوش جمعی میباشد. هوش جمعی نوعی هوش مصنوعی است که براساس رفتار گروهی سیستمهای نامتمرکز و خودسازمانیافته شکل می گیرد. این نوع هوش به طور معمول از تأثیر متقابل و محلی اعضای یک گروه بر یکدیگر و نیز بر محیط پیرامون حاصل مي شود. اين الگوريتم با گروهي از ذرات شروع به حل مسئله مي كند و هر یک از ذرات در هر بار تکرار با تعقیب دو مقدار "بهترین"، وضعیت خود را بهروز مىكند. اولين بهترين، بهترين راهحلى است كه خود ذره تاكنون به دست آورده است که آن را Pbest² مینامیم. بهترین دیگر، بهترین راهحلی است که تاکنون در فضای حل مسئله و در میان همهی ذرات یافت شده است. ار آنجا که این مقدار جنبهی عمومی دارد، آن را $G_{
m best}$ مینامیم. حرکت هر ذره در این الگو در دو جهت صورت می گیرد. یکی حرکت به سوی بهترین موقعیتی که ذره تاکنون داشته است و دیگری به سمت بهترین موقعیتی که بهترین ذره در همسایگی داشته است. در حقیقت هر ذره به سمت یک میانگین وزنی از این دو جهت حرکت میکند [31].

فرض کنید می خواهیم مسئله را در یک فضای D بعدی با استفاده از روش PSO استاندارد حل کنیم. مکان و سرعت ذره i ام بهصورت بردارهای $v_i = [v_{i1}, v_{i2}, \dots, v_{iD}]^{\mathrm{T}}$, $x_i = [x_{i1}, x_{i2}, \dots, x_{iD}]^{\mathrm{T}}$ D بعدي میباشند. همچنین Pbest یا بهترین موقعیتی که ذرهی i ام تاکنون داشته است، به صورت $p_i = [p_{i1}, p_{i2}, ..., p]^{\mathrm{T}}$ نشان داده میشود. مؤلفههای سرعت و مكان ذرات براساس معادلات زیر بهدست خواهند آمد [32]؛

$$v_{id}^{n+1} = c_0 \left[w \, v_{id}^n + c_1 \, r_1^n (p_{id}^n - x_{id}^n) + c_2 \, r_2^n (p_{ad}^n - x_{id}^n) \right]$$
(30)

$$x_{i\,d}^{n+1} = x_{i\,d}^{n} + v_{i\,d}^{n+1} \tag{31}$$

در روابط فوق اندیس
$$g$$
 معرف ذرهای است که تاکنون در میان همهی

جدول 1 ثابتهای عددی الگوریتم PSO

Table I Constants of PSO Algorithm					
Ν	n_max	c_0	c_1	C2	
500	50	1	2	2	

Particle Swarm Optimization

Personal Best 3 Global Best

ذرات بهترین موقعیت را ملاقات کرده است، بالانویس n نیز بیان گر تکرارها، تعداد ذرات، T_2 و ضرایب r_1 و i=1, 2, ..., N d=1, 2, ..., D و نرایبNتصادفی در بازهی (0,1) می باشند. نقش r1 و r2 در الگوریتم این است که به ذرات اجازه میدهد با گامهای گوناگون بین Pbest و Gbest حرکت کنند و به نوعی به حفظ تنوع پاسخها کمک میکنند. هرچه این اعداد به صفر نزدیکتر باشند، تنوع و گوناگونی و حرکت در جهتهای مختلف کمتر و هرچه به یک نزدیکتر باشند، تنوع بیشتر است.

مقادیر c_0 ، c_1 و c_2 ضرایبی ثابت و مثبت هستند که ضرایب شتاب نام دارند. این ضرایب معمولاً در بازه (0,2) انتخاب میشوند. ضرایب شتاب نزدیک به صفر، سبب جستجوی بهتر در یک ناحیه می شوند، در حالی که ضرایب شتاب نزدیک به یک سبب اکتشاف کمتر و همگرایی سریعتر الگوریتم میشوند. ضرایب بزرگتر از یک و کوچکتر دو سبب جستجو در فضایی بزرگتر شده ولی سرعت همگرایی را کاهش میدهند و ضرایب شتاب بزرگتر از دو باعث خارج شدن ذرات از فضای مسئله میشوند و در نتیجه ناپایداری الگوریتم را در پی خواهند داشت.

اینرسی وزنی (w)، پارامتری است که بر رفتار همگرایی PSO تأثیر میگذارد. این پارامتر، میزان تأثیر سرعتهای پیشین بر سرعتهای کنونی را تنظیم می کند و در نتیجه بر قابلیت جستجو و یافتن جواب مناسب در کل فضای مسئله تأثیرگذار است. میزان صفر برای اینرسی وزنی به این معنی است که سرعتهای پیشین ذرات هیچ تأثیری بر سرعتهای فعلی ندارند و سرعتهای کنونی، تنها با توجه به مکان فعلی آنها، Pbest و Gbest، تعیین میشوند. از سوی دیگر، مقادیر بزرگ اینرسی وزنی، باعث تأثیر زیاد سرعتهای پیشین بر سرعتهای کنونی شده و منجر به کاهش سرعت همگرایی میشوند. بدیهی است که با گذشت زمان، ذرات به سوی نقاط بهینه حركت ميكنند و در نتيجه نياز به جستجو در فضايي وسيع كاهش مييابد و بهتر است ذرات در حوالی جوابهای یافتهشده به جستجوی خود ادامه دهند. در نتيجه مقادير كوچكتر براى اينرسى وزنى مناسبتر است [31]. بەمنظور تنظیم اینرسی وزنی، متناسب با سرعت همگرایی میتوان از معادلهی زیر استفادہ کرد [32]؛

$$w = \frac{N-n}{N} \tag{32}$$

ضرایب عددی مورد استفاده الگوریتم PSO در جدول 1 بیان شده است.

5- بررسي نتايج

بهمنظور تبیین اثر وضعی ماهواره بر موقعیت نسبی آن، ماهوارهی زمینآهنگ نمونه را در ورود به پنجرهی مداری و فاز تقرب نهایی به موقعیت مدار هدفی با مشخصات ارائه شده در جدول 2، با اختلاف مداری اولیهی 60 km بررسی میکنیم. همچنین فرض میکنیم ماهوارههای دیگری داخل پنجرهی مداری قرار داشته باشند. مشخصات ماهوارهی زمین آهنگ نمونه در جدول 3 ارائه شده است. همچنین از آنجایی که هدف این پروژه طراحی آرایش پروازی

جدول 2 پارامترهای کپلری مدار هدف

60

34

Table 2 Kep	olerian Par	ameters of Ta	rget orbit		
a (km)	P	i (deg)	m (deg)	$O(de\sigma)$	θ (deg)

نمونه	آهنگ	زمين	ماهوار وي	3 مشخصات	جدول
			<u> </u>		<u> </u>

Table 3 Propertie			
I_{xx} (kg m ²)	I _{yy} (kg m ²)	I _{zz} (kg m ²)	<i>m</i> (kg)
3770	730	4020	1082.578

0

0.001

a (km)

42164.16

جدول 4 شرايط وضعى اوليه

Table 4 Initial Attitude Conditions						
ψ	$\dot{ heta}$	$\dot{\varphi}$	Ψ	θ	φ	
(deg/s)	(deg/s)	(deg/s)	(deg)	(deg)	(deg)	
0.01	0.01	0.01	0.5	0.5	0.5	وضعيت آرام
2.5	2.5	2.5	4	2.5	3	وضعيت مغشوش

نبوده و بررسی موقعیت و وضعیت ماهوارهی نمونه در اولویت است، دینامیک سایر ماهوارهها در نظر گرفته نشده است. اختلاف مداری اولیهی ماهواره و موقعیت هدف تنها اختلاف در ارتفاع اوج آن در نظرگرفته شده و سایر پارامترهای مداری مشابه موقعیت هدف فرض شده است. بدینترتیب اختلاف موقعیت و سرعت نسبی اولیهی ماهواره برابر است با؛

 $R_{\text{rel}_0} = [-29.0645 \quad 52.4337 \quad 0]^{\text{T}}$ (km) $V_{\text{rel}_0} = [1.9176 \quad 1.0615 \quad 0]^{\text{T}} \times 10^3$ (km/s)

بهمنظور بررسی چگونگی اثرگذاری شرایط وضعی ماهواره بر موقعیت نسبی، دو نوع شرایط وضعی اولیهی آرام و مغشوش در آغاز ورود ماهواره به پنجرهی مداری را در نظر میگیریم. در شرایط وضعی آرام، وضعیت ماهواره دقت یک درجه کنترل میشود. این در حالی است که در شرایط وضعی مغشوش، ماهواره بدون اعمال کنترل وضعیت، با وضعیت اولیهی مغشوش وارد پنجرهی مداری میشود. همچنین موقعیت و وضعیت نسبی ماهواره در هر دو حالت، در حین تقرب به موقعیت نهایی تعریف شده در مدار براساس قانون کنترلی DD کنترل میشوند. بهرههای کنترلی مورد استفاده در تولید نیرو و گشتاور کنترلی مطابق الگوریتم بهینهسازی VCD بهینه شدهاند. تابع کاهش مصرف سوخت و افزایش عمر عملیاتی ماهواره بوده است. بهرههای کنترلی بهینهی مورد استفاده در قوانین کنترلی برای معادلات دینامیک مداری مستقل از وضعیت، معادلات دینامیک مداری کوپل شده با وضعیت و معادلات وضعیت، معادلات دینامیک مداری کوپل شده با وضعیت و

"شکلهای 1 تا 3" موقعیت ماهواره نسبت به موقعیت هدف براساس معادلات دینامیکی مستقل از وضعیت و کوپل شده با وضعیت را برای شرایط وضعی اولیهی آرام و مغشوش و در راستاهای X_I ، Y_I و Z_I نشان میدهند. همان طور که در این نمودارها قابل مشاهده است، شرایط وضعی مغشوش

جدول 5 بهرههای کنترلی بهینه برای معادلات حرکت انتقالی مستقل از وضعیت پیش از ورود به پنجرهی مداری، با استفاده از تجهیزات کنترل وضعیت و با Table 5 Optimized Control Gains for Decoupled Translational Equations

$Z_{ m I}$ در راستای	$Y_{ m I}$ در راستای	$X_{ m I}$ در راستای	بهره كنترلى
5.6327	2.0000	1.0000	K_{P_F}
11.4669	34.5266	27.7729	K_{D_F}

جدول 6 بهرههای کنترلی بهینه برای معادلات حرکت انتقالی کوپلشده با وضعیت Table 6 Optimized Control Gains for Coupled Translational Equations

$Z_{ m I}$ در راستای	$Y_{ m I}$ در راستای	$X_{ m I}$ در راستای	بهره كنترلى
8.8521	1.0000	3.5922	K_{P_F}
16.4534	20.9254	29.9713	K_{D_F}

جدول 7 بهرههای کنترلی بهینه برای معادلات وضعی ماهواره مصنوبیت است مینوند (Control Control C

Table 7 Optimized Control Gains for Attridumar Equations			
$Z_{ m I}$ در راستای	$Y_{ m I}$ در راستای	$X_{ m I}$ در راستای	بهره كنترلى
15.0000	25.0000	15.0000	$K_{\rm P_T}$
57.5926	93.3668	69.7920	K _{D_T}

موجب بروز خطای بیشتری در ردیابی موقعیت نسبی ماهواره می شود که این مسئله خطری جدی برای مأموریت ماهوارهی رهگیر و سایر ماهوارههای موجود در پنجرهی مداری می باشد. در حالت ایده آل و با صرفهنظر از اثر وضعیت بر موقعیت نسبی ماهواره، مانور انتقالی به صورت صفحه ای انجام می شود، در حالی که در حقیقت ماهواره در حین مانور با انحراف اند کی از صفحه ی مداری مواجه است. بنابراین نیاز به اعمال نیروی کنترلی در راستای II نیز وجود خواهد داشت. در اغلب پروژه های فضایی به منظور کنترل ماهواره در راستای IZ از مانورهای اصلاحی شمالی – جنوبی استفاده می شود.

بنابراین زمانی که بناست ماهواره در یک مجموعهی فضایی قرار گیرد، کنترل نسبی وضعیت ماهواره، با دقتی هر چند اندک، پیش از ورود به پنجرهی مداری از ملزومات مهم در تقرب به موقعیت تعیین شده در مأموریت می باشد. همچنین بسته به موقعیت قرارگیری ماهوارهها در پنجرهی مداری، نوع معادلات مورد استفاده در شبیه سازی ها تعیین می شود. بدین ترتیب که اگر تعداد ماهوارههای موجود در یک پنجرهی مداری به گونه ای بود که



شکل 1 موقعیت نسبی ماهواره برای معادلات دینامیکی مستقل از وضعیت (-) و

 $X_{\rm I}$ معادلات کوپل با شرایط اولیه ی آرام (---) و مغشوش (:) در راستای Fig. 1 Relative Position of Satellite by Application of Decoupled (-) and Coupled Dynamics for Calm (--) and Confused (:)Initial Situations in Direction of $X_{\rm I}$



شکل 2 موقعیت نسبی ماهواره برای معادلات دینامیکی مستقل از وضعیت (-) و

 Y_1 معادلات کوپل با شرایط اولیه ی آرام (---) و مغشوش (:) در راستای Fig.2 Relative Position of Satellite by Application Application of Decoupled (-) and Coupled Dynamics for Calm (--) and Confused (:) Initial Situations in Direction of Y_1

ماهوارهها بهصورت فشرده در پنجره قرار داشتند، لازم است اثر اغتشاشی وضعیت ماهواره بر موقعیت نسبی در معادلات دینامیکی ماهواره لحاظ شود. همچنین لازم است موقعیت اولیهی ماهواره در نزدیکی پنجرهی مداری به گونهای تعیین شود که مسیر حرکت ماهوره در فرآیند تقرب به موقعیت هدف با فاصلهای ایمن از سایر ماهوارههای موجود در پنجرهی مداری باشد. بدین منظور ابتدا لازم است مسیر تقرب به دقت تعیین شود، سپس با توجه به سایر الزامات مداری موقعیت اولیهی ماهواره تعیین شود.

اگرچه افزایش دقت مورد استفاده در معادلات همواره موجب تخمین هرچه بهتر شرایط ماهواره میشود، اما از آنجایی که حجم قابل پردازش توسط پردازشگر ماهواره محدود است، بالا بردن غیرضروری حجم محاسبات ممکن است موجب به خطر افتادن مأموریت ماهواره و کاهش قابلیت اطمینان سیستم شود. همچنین از آنجایی که مهمترین عامل در مأموریتهای فضایی و بهویژه مأموریتهای مدار زمینآهنگ ژئو، قابلیت اطمینان سیستم میباشد، لازم است پردازشگر ماهواره در هر مانور با توجه به آیتمهایی نظیر وجود



معادلات کوپل (--) با شرایط اولیهی آرام (سمت چپ) و مغشوش (سمت راست) در راستای ZI

Fig. 3 Relative Position of Satellite by Application Application of Decoupled (-) and Coupled Dynamics (--) for Calm (left hand) and Confused (right hand) Initial Situations in Direction of Z_1



شكل 4 سرعت زاويهاى ماهواره نسبت به دستگاه مرجع مدارى براى وضعيت اوليهى

آرام حول محورهای X_R (--)، Y_R (:) و (-) (-)

Fig. 4 Angular Velocities of Satellite Relative to the Orbital Reference Frame for Initial Calm Situation about the X_R (--), Y_R (:), and Z_R (-)

ماهوارههای دیگر در پنجرهی مداری، موقعیت آنها، وضعیت مطلوب ماهواره، مسیر تقرب از پیش طراحی شده، موقعیت و وضعیت فعلی ماهواره و سایر عوامل مؤثر، معادلات و الگوریتمهای مورد استفاده در محاسبات را به گونهای انتخاب کند که سیستم بیشترین قابلیت اطمینان و کمترین خطای ممکن راداشته باشد. نکتهی دیگری که از مقایسهی "شکلهای 1 تا 3" بهدست میآید افزایش زمان تقرب ماهواره در شرایط اولیهی مغشوش میباشد. از آنجایی که زمان انجام مانور از عوامل مهم در مصرف سوخت ماهواره و تعیین ماور نه تنها خطای ردیابی موقعیت را کاهش داد، بلکه عمر عملیاتی ماهواره را نیز افزایش داد.

همچنین بهمنظور تبیین وضعیت لحظهای نسبت به وضعیت مرجع مداری در حین مانور، وضعیت نسبی ماهواره در شرایط وضعی اولیهی آرام و مغشوش در "شکلهای 4 و 5" نشان داده شده است. همان طور که پیش تر هم بیان شده در هر دو حالت وضعیت ماهواره براساس قانون کنترلی PD و با



شکل 5 سرعت زاویهای ماهواره نسبت به دستگاه مرجع مداری برای وضعیت اولیهی

مغشوش حول محورهای X_R (---)، Y_R (:) و Z_R (--)

Fig. 5 Angular Velocities of Satellite Relative to the Orbital Reference Frame for Initial Confused Situation about the X_R (--), Y_R (:), and Z_R (-)



شکل 6 موقعیت نسبی ماهواره با اعمال اثر وضعی و با صرفەنظر از آن برای وضعیت کنترل نشده با بهکارگیری معادلات دینامیکی مستقل (-) و معادلات کوپل با شرایط اولیهی آرام (--) و مغشوش (:) در راستای *I*

Fig. 6 Relative Position of Satellite by Application of Decoupled (-) and Coupled Dynamics for Calm (--) and Confused (:) Initial Situations in Direction of X_I at the Uncontrolled Attitudinal Situation

DOR: 20.1001.1.10275940.1396.17.9.22.8

استفاده از بهرههای کنترلی بهینه سازی شده براساس الگوریتم بهینه سازی PSO که در جدول 5 ارائه شدهاند، کنترل می شود. همچنین همان طور که در این نمودارها مشاهده می شود، کنترل وضعیت ماهواره در شرایط اولیه ی آرام با نوسانات کمتر و در زمان کوتاه تری نسبت به شرایط اولیه ی مغشوش صورت می گیرد. در موارد مذکور، وضعیت ماهواره در حین تقرب به موقعیت هدف کنترل می شود، اما چنانچه وضعیت ماهواره در حین تقرب کنترل نشود، خطای ناشی از صرفه نظر کردن اثر اغتشاشی وضعیت بر موقعیت نسبی، در وضعیت اولیه ی آرام تفاوت چندانی نسبت به حالتی که وضعیت در حال کنترل است ایجاد نمی کند اما در شرایط اولیه ی مغشوش موجب بروز خطای قابل توجهی می شود. این مطلب در "شکلهای 6 تا 8" که موقعیت نسبی ماهواره نسبت به موقعیت هدف را برای معادلات دینامیک مداری مستقل از وضعیت و با اعمال اثر وضعی برای شرایط آرام و مغشوش نشان می دهند،



شکل 7 موقعیت نسبی ماهواره با اعمال اثر وضعی و با صرفهنظر از آن برای وضعیت کنترل نشده با بهکارگیری معادلات دینامیکی مستقل (-) و معادلات کوپل با شرایط اولیهی آرام (--) و مغشوش (:) در راستای _IT

Fig. 7 Relative Position of Satellite by Application of Decoupled (-) and Coupled Dynamics for Calm (--) and Confused (:) Initial Situations in Direction of Y_1 at the Uncontrolled Attitudinal Situation



شکل 8 موقعیت نسبی ماهواره با اعمال اثر وضعی و با صرفهنظر از آن برای وضعیت کنترل نشده با بهکارگیری معادلات دینامیکی مستقل (-) و معادلات کوپل (--) با شرایط اولیهی آرام (سمت چپ) و مغشوش (سمت راست) در راستای Z_I

Fig. 8 Relative Position of Satellite by Application of Decoupled (-) and Coupled (--) Dynamics for Calm (left hand) and Confused (right hand) Initial Situations in Direction of Z_i at the Uncontrolled Attitudinal Situation

قابل مشاهده میباشد. بدین تر تیب در صورت آرام بودن شرایط وضعی اولیهی ماهواره پیش از ورود به پنجرهی مداری می توان از کنترل وضعیت ماهواره حین تقرب صرفهنظر کرد. اما در صورتی که شرایط وضعی اولیهی ماهواره مغشوش باشد، نمی توان کنترل وضعیت ماهواره را به پایان مانور موکول کرد. با این وجود از آنجایی که هدف از کنترل وضعیت ماهواره تنها ممانعات از ایجاد اغتشاش در موقعیت نمی باشد، بهتر است شرایط وضعی ماهواره در حین مانور بهدقت کنترل شود.

همچنین بهمنظور تبیین شرایط وضعی ماهواره، وضعیت ماهواره در طول مانور برای دو حالت وضعی آرام و مغشوش بهترتیب در "شکلهای 9 و 10" نشان داده شده است. با توجه به آرام بودن نرخ تغییرات وضعی ماهواره در شرایط آرام، بهمنظور بررسی شرایط پریودیک وضعیت، وضعیت ماهواره نسبت به دستگاه مرجع مداری در بازهی زمانی 105 ثانیه رسم شدهاست (شكل 9). همچنين در شرايط مغشوش وضعيت، با توجه به بالا بودن نوسانات، وضعیت نسبی ماهواره در یک بازهی زمانی 500 ثانیهای رسم شده است. وضعیت ماهواره در مابقی بازههای زمانی برای شرایط وضعی مغشوش، تکراری از وضعیت نشان داده شده در "شکل 10" میباشد. همان طور که با دقت در "شکل 9" مشاهده می شود، تغییرات سرعتهای زاویهای نسبت به زمان با اغتشاش اندکی همراه است که وجود این اغتشاش را میتوان ناشی از اغتشاش در موقعیت و سرعت مطلق ماهواره دانست. همانطور که در معادلات وضعی ماهواره بیان شد، موقعیت و سرعت مطلق ماهواره در تعیین سرعت زاویهای دستگاه مرجع مداری نسبت به دستگاه اینرسی و در نهایت در تعیین سرعت زاویهای دستگاه بدنی ماهواره نسبت به دستگاه مرجع مداری مؤثر مىباشد.

از مهمترین ملزومات در طراحی یک مانور، نیروی کنترلی مورد نیاز و به تبع آن سوخت مصرفی در طول مانور میباشد. "شکل 11" اندازهی نیروی کنترلی موردنیاز در فرآیند تقرب نهایی به موقعیت مداری هدف برای شرایط وضعی اولیهی آرام و مغشوش نسبت به نیروی بهدست آمده از معادلات مستقل از وضعیت را نشان میدهند. همچنین نیروهای کنترلی مذکور، برای وضعیت کنترل نشده در "شکل 12" نشان داده شده است. همان طور که در این نمودارها مشاهده می شود، اولاً اندرکنش شرایط وضعی و حرکت انتقالی ماهواره موجب افزایش نیروی کنترلی مورد نیاز می شود که صرفنظر از این



Fig. 9 Angular Velocities of Satellite about the X_R (-), Y_R (--), and Z_R (:) at Uncontrolled Calm Attitudinal Situation







Fig. 13 Satellite Position in Space

دست یافت. بدینترتیب موقعیت و وضعیت اولیهی ماهواره در آغاز مانور و ورود به پنجرهی مداری بهدست خواهد آمد.

6- جمع بندی

در سالهای اخیر طراحی آرایش پروازی ماهوارهها و سیستمهای فضایی مبتنی بر الگوریتمهایی بهینه با بیشترین قابلیت اطمینان موضوع بسیاری از پژوهشهای فضایی بوده است. با توجه محدودیتهای مداری، کشورها تلاش می کنند تا بیشترین بهرهبرداری را از موقعیتهای مداری خود داشته باشند. در این میان یکی از مهمترین فازها در طراحی آرایش پروازی، طراحی الگوریتمی مناسب بهمنظور قرارگیری ماهوارهای جدید در موقعیت مداری از پیش تعیین شده میباشد. بهمنظور تدوین چنین الگوریتمی لازم است موقعیت لحظهای ماهواره با حداکثر دقت قابل دستیابی شبیهسازی شود. بنابراین نیاز به استخراج معادلاتی که حداکثر دقت را داشته باشند از الزامات اولیهی این طراحی میباشد. در این پژوهش موقعیت و وضعیت ماهواره در فرآیند تقرب به موقعیت هدف با وضعیتی مطلوب و با حداکثر دقت و بدون



سکل ۱۹ سرعتهای راویهای ماهواره در سرایط وضعی معسوس کنترل نشده خون محورهای X_R (--) Y_R (--) ((:)

Fig. 10 Angular Velocities of Satellite about the X_R (-), Y_R (--), and Z_R (:) at the Uncontrolled Confused Attitudinal Situation



دینامیکی کوپل (:) نسبت به معادلات دینامیکی مستقل از وضعیت (-) برای شرایط وضعی اولیهی آرام (سمت چپ) و مغشوش (سمت راست)

Fig. 11 Control Force for Position Control of the Satellite from Coupled (:) and Decoupled (-) Dynamics for Initial Calm (left hand) and Confused (right hand) Attitudinal Situation

تأثیر موجب بروز خطا در تعیین نیروی کنترلی موردنیاز خواهد شد. ثانیاً در هر دو حالت، شرایط وضعی مغشوش موجب افزایش نیروی کنترلی شده است که این افزایش برای شرایط وضعی مغشوش کنترل نشده بهمراتب بیشتر از شرایط وضعی آرام کنترل نشده میباشد. بنابراین ایجاد شرایط وضعی آرام پیش از آغاز مانور، از کنترل همزمان وضعیت در حین مانور بسیار مهمتر است.

"شکل 13" موقعیت لحظهای ماهواره در حین مانور در فضا را نشان می دهد. این ماهواره با وضعیت اولیه ی آرام وارد پنجره ی مداری می شود و پس از آن در طول مانور، شرایط وضعی ماهواره براساس قانون کنترلی بهینه DG کنترل می شود. با استفاده از مسیر حرکت ماهواره و تعیین دقیق موقعیت سایر ماهواره ها و حفظ فاصله ای مناسب از مسیر حرکت ماهواره، می توان الگوریتمی برای تقرب به موقعیت هدف تعریف شده در مأموریت تدوین نمود. از سوی دیگر با توجه به موقعیت ماهواره و مسیر طی شده در حین مانور، می توان به موقعیت و وضعیت مناسب در اطراف پنجره ی مداری

DOR: 20.1001.1.10275940.1396.17.9.22.8

formation-flying GNC system for the DARWIN interferometer, *Modeling* and Systems Engineering for Astronomy, Vol. 5497, pp. 28-38. 2004.

- [5] M. Navabi, M. Barati, Dynamics modeling of spacecraft formation flying and evaluating the models accuracy under the effects of relative distance, eccentricity and earth gravitational perturbation, *Journal of Space Science & Technology (JSST)*, Vol. 5, No. 1, pp. 51-59, 1391. (in Persian, فارسي)
- [6] M. Navabi, M. Barati, H. B. Khamseh, A comparative study of dynamics models for satellite formation flying-Cartesian ordinary differential equations description, *Proceeding of Recent Advances in Space Technologies (RAST)*, 5th International Conference on, IEEE, pp. 829-832, 2011.
- [7] M. Navabi, M. Barati, H. Bonyan, Algebraic orbit elements difference description of dynamics models for satellite formation flying, *Proceeding of Recent Advances in Space Technologies (RAST), 6th International Conference on, IEEE*, pp. 277-280, 2013
- [8] G. Inalhan, M. Tillerson, J. P. How, Relative dynamics and control of spacecraft formations in eccentric orbits, *Journal Of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 25, No. 1, pp. 48-59, 2002.
- [9] R. G. Melton, Time-explicit representation of relative motion between elliptical orbits, *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 23, No. 4, pp. 604-610, 2000.
- [10] D. W. Gim, K. T. Alfriend, The state transition matrix of relative motion for the perturbed non-circular reference orbit, *Proceedings of the 11 th Annual* AAS/AIAA Space Flight Mechanics Meeting, Santa Barbara, pp. 913-934, 2001.
- [11] J. Marsden, W. Koon, R. Murray, J. Masdemont, J2 dynamics and formation flight, *Proceedings of AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference*, Montreal: August, AIAA, Vol. 4090, 2001.
- [12] H. Schaub, K. T. Alfriend, J 2 invariant relative orbits for spacecraft formations, *Celestial Mechanics and Dynamical Astronomy*, Vol. 79, No. 2, pp. 77-95, 2001.
- [13] K. T. Alfriend, H. Schaub, Dynamic and control of spacecraft formations: challenges and some solutions, *Journal of Astronautical Sciences*, Vol. 48, No. 2, pp. 249-267, 2000.
- [14] T. Carter, M. Humi, Clohessy-Wiltshire equations modified to include quadratic drag, *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 25, No. 6, pp. 1058-1063, 2002.
- [15] D. J. Scheeres, F. Y. Hsiao, N. Vinh, Stabilizing motion relative to an unstable orbit: applications to spacecraft formation flight, *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 26, No. 1, pp. 62-73, 2003.
- [16] S. G. Kim, J. L. Crassidis, Y. Cheng, A. M. Fosbury, J. L. Junkins, Kalman filtering for relative spacecraft attitude and position estimation, *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 30, No. 1, pp. 133-143, 2007.
- [17] W. Clohessy, Terminal guidance system for satellite rendezvous, *Journal of the Aerospace Sciences*, Vol. 27, No. 9, pp. 653-658, 2012.
- [18] T. Carter, M. Humi, Fuel-optimal rendezvous near a point in general Keplerian orbit, *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 10, No. 6, pp. 567-573, 1987.
- [19] N. J. Kasdin, P. Gurfil, E. Kolemen, Canonical modelling of relative spacecraft motion via epicyclic orbital elements, *Celestial Mechanics and Dynamical Astronomy*, Vol. 92, No. 4, pp. 337-370, 2005.
- [20] H. Pan, V. Kapila, Adaptive nonlinear control for spacecraft formation flying with coupled translational and attitude dynamics, *Proceedings of the 40th IEEE Conference on Decision and Control, IEEE*, Florida, USA, pp. 2057-2062, 2001.
- [21] S. R. Ploen, F. Y. Hadaegh, D. P. Scharf, Rigid body equations of motion for modeling and control of spacecraft formations. Part 1: Absolute equations of motion, *Proceeding of, IEEE*, pp. 3646-3653.
- [22] S. Segal, P. Gurfil, Effect of kinematic rotation-translation coupling on relative spacecraft translational dynamics, Journal of Guidance, Control, and Dynamics, Vol. 32, No. 3, pp. 1045-1050, 2009.
- [23] M. Navabi, M. R. Akhloumadi, Nonlinear optimal control of orbital rendezvous problem for circular and elliptical target orbit, *Modares Mechanical Engineering (MME)*, Vol. 15, No. 12, pp. 132-142, 1394. (in Persian, فارسی)
- [24] M. Navabi, M. R. Akhloumadi, Nonlinear optimal control of space docking and rendezvous problem, *Journal of Space Science & Technology (JSST)*, Vol. 8, No. 3, pp. 27-40, 1394. (in Persian) ()
- [25] P. Fortescue, G. Swinerd, J. Stark, Spacecraft Systems Engineering, Third Edittion, pp. 49-62, England: John Wiley & Sons Ltd., 2005.
- [26] M. Beglari, Control of Geostationary Satellite in the Approach Phase of the GEO Orbit, Ms Thesis, Department of Aerospace Engineering, University of Tehran, 1395. (in Persian, افارسی)
- [27] B. N. Agrawal, *Design of geosynchronous spacecraft*, Second Edittion, pp. 106-115, United States of America: International Telecommunications Satellite Organization, 1986.
- [28] M. J. Sidi, Spacecraft Dynamics and Control: A Practical Engineering Approach, Second Edittion, pp. 22-111: Cambridge university press, 1997.
 [29] W. Fehse, Automated Rendezvous and Docking of Spacecraft, Third Edittion,
- pp. 424-428, New York: Cambridge university press, 2003.
 [30] P. H. Zipfel, Modeling and Simulation of Aerospace Vehicle Dynamics,
- [50] P. H. Zhper, Modeling and Simulation of Aerospace venicle Dynamics, Second Edition, pp. 165-197, Reston, Virginia: American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., 2000.
- [31] A. G. Sahebi, Guidance Algorithm Development and 6DOF Control in Final Rendezvous Phase with Uncooperative Target, Ms Thesis, Department of

متقابل موقعیت و وضعیت ماهواره بر یکدیگر را در مانورها و شرایط گوناگون بررسی کرد.

در این مقاله بهطور ویژه کیفیت اثرگذاری وضعیت بر موقعیت نسبی در فرآیند تقرب از موقعیتی در نزدیکی پنجرهی مداری تا موقعیت هدف بررسی شده است. با توجه به نتایج ارائه شده، لازم است وضعیت ماهواره پیش از ورود به پنجرهی مداری با دقتی هر چند اندک بهطور نسبی کنترل و ماهواره با شرایط نسبتاً آرامی وارد مانور شود. بدین ترتیب موقعیت ماهواره در فرآیند تقرب به موقعیت هدف خطای اندکی نسبت به موقعیت بهدست آمده از معادلات مستقل از وضعیت خواهد داشت. بنابراین در چنین شرایطی می توان موقعیت ماهواره را براساس معادلات مستقل از وضعیت تعیین نمود.

مسیر تقرب ماهواره به موقعیت تعیین شده در مأموریت باید به گونهای باشد که با سایر ماهواره های موجود در پنجرهی مداری فاصلهی مناسبی داشته باشد تا تهدیدی برای مأموریت هیچ یک از اجزاء این ناوگان فضایی ایجاد نکند. بدینترتیب نوع معادلات مورد استفاده در مدلسازی فرآیند تقرب ماهواره به موقعیت هدف، براساس شرایط حاکم در پنجرهی مداری، اعم از وضعیت اولیهی ماهواره، وجود ماهوارههای دیگر، تراکم ناوگان فضایی، موقعیت سایر فضاپیماها نسبت به ماهوارهی مورد بررسی و سایر عوامل تأثیرگذار تعیین می شود.

ابتدا مسیر تقرب ماهواره به موقعیت هدف با به کارگیری معادلات کوپل و با حداکثر دقت قابل دستیابی شبیه سازی می شود. در صورت تراکم ماهواره ها در پنجرهی مداری و به خطر افتادن مأموریت هر یک از فضاپیماها، استفاده از معادلات موقعیت نسبی کوپل شده با معادلات وضعیت الزامی است. اما در صورتی که ماهواره فضای عملیاتی مناسب برای انجام مانورهای موردنظر داشته باشد و خطای ناشی از صرفنظر کردن از اندرکنش معادلات حرکت انتقالی و وضعی ماهواره تهدیدی برای مأموریت هیچ یک از فضاپیماها ایجاد نکند، پرداز شگر ماهواره می تواند از معادلات انتقالی مستقل از وضعیت استفاده کند. موقعیت نسبی فضاپیماهای موجود در پنجرهی مداری نسبت به ماهوارهی مورد بررسی تعیین کننده ی دقت موردنیاز در شبیه سازی های دینامیکی می باشد.

موقعیت و وضعیت ماهواره در حین فرآیند براساس قانون کنترلی بهینهی PD کنترل شده است. همچنین با توجه به جامعیت معادلات و عدم اعمال سادهسازیها و خطیسازیهای مرسوم، معادلات بهدست آمده، قابلیت استفاده در مانورها و مأموریتهای گوناگون فضایی از جمله ملاقاتهای فضایی را دارا میباشند. اگرچه بهمنظور بررسی دقیقتر اثر وضعی ماهواره بر موقعیت نسبی آن هیچ گونه اغتشاشی در شبیه سازیها صورت نگرفته، اما در استخراج معادلات اصلی ترمهای اغتشاشی نیز درنظر گرفته شده است که با اعمال اغتشاشات مؤثر بر ماهواره، میتوان به طراحی دقیقتر آرایش پروازی ماهواره و سایر ماهوارههای موجود در ناوگان فضایی پرداخت.

7- مراجع

- [1] G. Krieger, A. Moreira, H. Fiedler, I. Hajnsek, M. Werner, M. Younis, M. Zink, TanDEM-X: A satellite formation for high-resolution SAR interferometry, IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing, Vol. 45, No. 11, pp. 3317-3341, 2007.
- [2] W. Fowler, S. Bettadpur, B. Tapley, Mission planning for the twin GRACE satellites, *Proceeding ofAAS/AIAA Space Flight Mechanics Meeting*, Paper AAS 00-164, Clearwater, Florida. 2000.
- [3] C. Dunn, W. Bertiger, G. Franklin, I. Harris, G. Kruizinga, T. Meehan, S. Nandi, D. Nguyen, T. Rogstad, J. B. Thomas, The instrument on NASA's GRACE mission: augmentation of GPS to achieve unprecedented gravity field measurements, 2002.
- [4] C. Beugnon, B. Calvel, S. Boulade, F. Ankersen, Design & modelling of the

DOR: 20.1001.1.10275940.1396.17.9.22.8

امیررضا کوثری و مہدیہ بگلری

مدلسازی پرواز آرایشمند یک ماهواره زمینآهنگ براساس معادلات حرکت انتقالی متأثر از وضعیت در فاز تقرب نپایی

[32] R. L. Haupt, S. E. Haupt, Practical Genetic Algorithms, Second Edition, pp. 187-195, New Jersey: John Wiley & Sons, Inc. Publication, 2004. Aerospace Engineering, Sharif University of Technology, 1389. (in Persian فارسى)