Vol.8 / No. 3/ 2015

JSST
Journal of Space Science & Technology

(Technical Report)

Introduction to Tadbir satellite Orbit Determination System

H. Bolandi[1], M. H. Ashtari[2]* ,Gh. Barati[3], J. Kochaki[4], S. Zayghami[5] and M. Esmaeilzadeh[6]

1-6- Satellite Research Center of Iran University of Science and Technology

Postal code: 1684613114, Tehran, IRAN

***Hassan_ashtari@yahoo.com**

In the mission of satellites, instantaneous positioning and estimation of the future position are necessary. In the communication satellite, this matter is so important. Thus in the Tadbir satellite, for the first time in the country, we consider an orbit determination subsystem that equipped with a spaceborne GPS receiver and contains appropriate algorithms in order to achieve satellite position data during the lunch period and in the orbit. In this paper a brief review of the software and hardware parts of this subsystem is presented. In additional the process of testing to achieve good performance, including functional tests of ODS processor board and functional test of GPS receiver with GPS simulator, environmental condition tests, mechanical tests, thermal vacuum cycle tests, electromagnetic compatibility test and finally integrated satellite tests are stated. This paper, in addition to a description of the Tadbir satellite orbit determination subsystem, an implementation testing of a satellite subsystem is demonstrated, which can be useful to other space field researchers.

Kewwords: Orbit Determination, Tadbir Satellite, Spaceborne GPS Receiver, SGP4 Algorithm, Envirmental Tests

1. Associate Professor
2. PhD (Corresponding Author)
3. M. Sc.
4. M. Sc.
5. M. Sc.
6. Assistant Professor

Recived: 2014.06.24 , Accepted: 2016.01.13

JSST
فصلنامهٔ علمی - پژوهشی علوم و فناوری فضایی

جلد ۸ / شمارهٔ ۳/ پاییز ۱۳۹۴
ص. ص. ۷۰- ۶۵

یادداشت فنی

طراحی، ساخت و آزمایش زیرسیستم تعیین موقعیت ماهوارهٔ تدبیر

حسین بلندی[۱]، محمدحسن اشتری[۲*]، قدرت‌اله براتی[۳]، جعفر کوچکی[۴]، محمد صادق ضیغمی[۵]، مجید اسماعیل‌زاده[۶]

۱-۶- مرکز تحقیقات فضایی، دانشگاه علم و صنعت ایران

*تهران، کد پستی: ۱۶۸۴۱۳۱۱۴

Hassan_ashtari@yahoo.com

در انجام صحیح مأموریت هر ماهواره، دانستن موقعیت لحظه‌ای قرارگیری آن و پیش‌بینی موقعیت آتی ماهواره از الزامات اساسی است. این موضوع در ماهواره‌های سنجشی و مخابراتی اهمیت زیادی دارد. از این‌رو در ماهوارهٔ تدبیر، برای اولین بار در کشور، یک زیرسیستم کاملاً مجزا در درون ماهواره، مجهز به گیرندهٔ فضایی GPS و سایر الگوریتم‌های مورد نیاز، در راستای تولید داده موقعیتی ماهواره در حین پرتاب و پس از آن در مدار، درنظر گرفته شد. در این مقاله، به صورت مشروح بخش‌های نرم افزاری و سخت‌افزاری به‌کارگیری شده در این زیرسیستم تشریح شده است. علاوه بر این روند، تست‌های انجام شده به منظور اطمینان از عملکرد این زیرسیستم، شامل تست‌های تابعی برد پردازشگر زیرسیستم تعیین موقعیت و تست تابعی گیرندهٔ GPS، با شبیه‌ساز سیگنال GPS و تست‌های مختلف شرایط محیطی نظیر تست‌های مکانیکی، تست سیکل خلأ حرارتی، تست سازگاری الکترومغناطیسی و در ادامه مراحل مونتاژ مکانیکی و الکتریکی درون ماهواره و در انتها تست‌های تجمیعی ماهواره اشاره شده است. این مقاله، علاوه بر تشریح زیرسیستم تعیین موقعیت ماهوارهٔ تدبیر، الگویی کامل و جامع از طراحی، ساخت و تست یک زیرسیستم ماهواره‌ای است که می‌تواند مورد استفاده سایر محققان فضایی کشور قرار گیرد.

واژه‌های کلیدی: تعیین موقعیت، ماهوارهٔ تدبیر، گیرندهٔ فضایی GPS، الگوریتم SGP4، تست‌های شرایط محیطی

علائم و اختصارات

زیرسیستم تعیین موقعیت	ODS
داده‌های دوخطی مداری	TLE
مدل ساده شده اغتشاشات مداری	SGP4
سیستم موقعیت‌یاب جهانی	GPS
استاندارد آژانس فضایی اروپا	ECSS
استاندارد نظامی ایالات متحده	MIL-STD-461F

مقدمه

ماهوارهٔ تدبیر نسخه ارتقا یافتهٔ ماهوارهٔ نوید علم و صنعت محسوب می‌شود که در این راستا تغییرات اساسی نسبت به ماهوارهٔ نوید در آن انجام شده است. از جمله این تغییرات به افزوده شدن زیرسیستم تعیین موقعیت، افزوده شدن زیرسیستم ارسال و دریافت پیام، ارتقای ویژگی‌های فنی محموله تصویربرداری و ارتقای مشخصات سایر

---

۱. دانشیار
۲. دکتری (نویسنده مخاطب)
۳. کارشناس ارشد
۴. کارشناس ارشد
۵. کارشناس ارشد
۶. استادیار

دریافت مقاله: ۹۳/۰۴/۰۳ ، تأیید مقاله: ۹۴/۱۰/۲۳

زیرسیستم‌ها می‌توان اشاره کرد. در شکل (۱) تصویر ماهوارهٔ تدبیر نمایش داده شده است.

شکل ۱- ماهواره تدبیر

در این مقاله به تبیین و توصیف زیرسیستم تعیین موقعیت (ODS[۷]) ماهوارهٔ تدبیر و تعاملات آن با سایر زیرسیستم‌های ماهواره، در جهت برآوردسازی نیازمندی‌های مأموریت پرداخته می‌شود. زیرسیستم تعیین موقعیت ماهواره، یکی از زیرسیستم‌های کلیدی، وظیفهٔ تأمین داده‌های لازم برای زیرسیستم‌های تعیین و کنترل وضعیت[۸]، زیرسیستم تصویربرداری[۹]، زیرسیستم ذخیره و ارسال پیام[۱۰] و فراهم کردن برخی از داده‌های لازم برای تیم بهره‌بردار و تیم کنترل مأموریت زمینی را بر عهده دارد.

در این راستا، ضمن طراحی الگوریتم‌ها، سخت‌افزار الکترونیکی مناسب به منظور پیاده‌سازی این الگوریتم‌ها نیز طراحی و ساخته شد. از جمله دستاوردهای دیگر این زیرسیستم، به‌کارگیری گیرندهٔ GPS[۱۱] فضایی یکی از اجزای زیرسیستم تعیین موقعیت ماهواره را می‌توان نام برد.

با این مقدمه در بخش‌های آتی به معرفی بلوک دیاگرام نرم‌افزاری زیرسیستم تعیین موقعیت، بلوک دیاگرام سخت‌افزاری و ارتباطات این زیرسیستم با سایر اجزای ماهواره، تست‌های تابعی و تست‌های مختلف محیطی انجام شده پرداخته می‌شود و در انتها جمع‌بندی از مباحث مطرح شده ارائه می‌شود.

معرفی بخش نرم‌افزار

زیرسیستم تعیین موقعیت ماهواره به‌منظور برآورده کردن وظایف محولهٔ خود، از دو بخش زمینی و ماهواره‌ای تشکیل شده است.

7. Orbit Determination System
8. Attitude Determination and Control System
9. Image Payload System
10. Store & Forward System
11. Global Positioning System

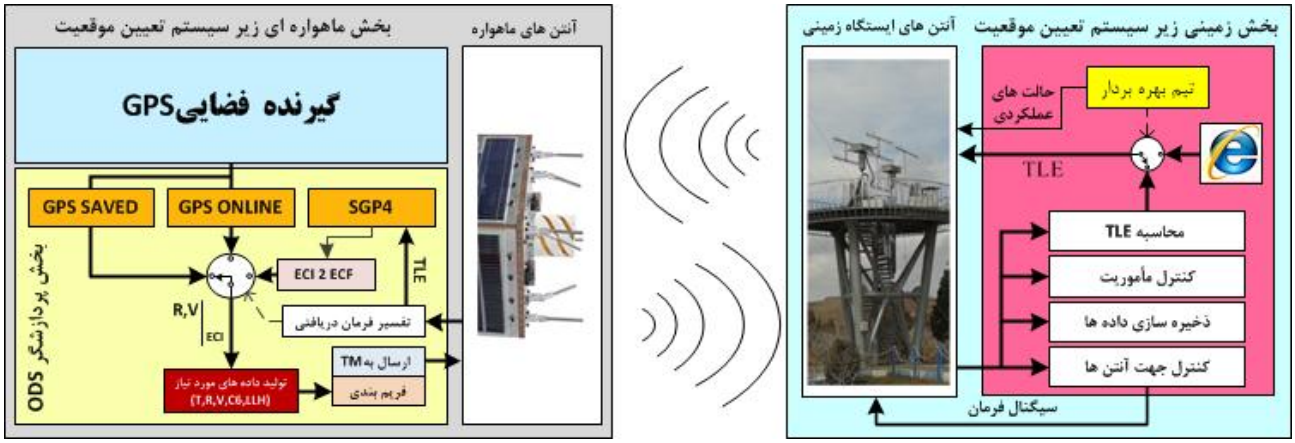
[۳-۱]. بلوک دیاگرام نرم‌افزاری زیرسیستم تعیین موقعیت ماهوارهٔ تدبیر در شکل (۲) نمایش داده شده است. همان‌طور که مشاهده می‌شود بخش ماهواره‌ای زیرسیستم، از دو قسمت الف) بخش پردازشگر ODS و ب) بخش گیرندهٔ فضایی GPS تشکیل شده است. گیرندهٔ فضایی GPS داده‌های موقعیت و سرعت ماهواره را در دستگاه ECEF[۱۲] تولید نموده و به بخش پردازشگر ODS تحویل می‌نماید.

وظیفهٔ اصلی زیرسیستم تعیین موقعیت در ماهواره، تولید داده‌های موقعیت و سرعت با برچسب زمانی مناسب است [۴]. لکن علاوه بر این داده‌ها، برخی از داده‌های دیگر مورد نیاز در تحلیل سایر زیرسیستم‌ها، شامل پارامترهای کلاسیک شش‌گانهٔ مداری C6، داده‌های طول، عرض و ارتفاع جغرافیایی LLH در این زیرسیستم محاسبه می‌شوند. پس از محاسبهٔ داده‌های مورد نیاز، عملیات فریم‌بندی بر روی این داده‌ها انجام شده و در قالب فریم ۳۸ بایتی و با نرخ به‌روزرسانی یک ثانیه، به زیرسیستم تله‌متری ماهواره برای ارسال به سمت زمین فرستاده می‌شود.

بخش پردازشگر ODS شامل چند حالت عملکردی مختلف است که از طریق فرمان‌های دریافتی از ایستگاه زمینی حالت عملکردی آن تعیین می‌شود. در صورتی که پیش‌بینی موقعیت ماهواره بر اساس داده TLE[۱۳] مدنظر باشد، حالت عملکردی SGP4 مورد استفاده قرار می‌گیرد. با کمک این الگوریتم، بردارهای موقعیت و سرعت ماهواره در دستگاه ECI[۱۴] محاسبه [۵] و به همراه سایر پارامترهای مورد نیاز زیرسیستم‌های ماهواره، در قالب فریم ۳۸ بایتی در حافظهٔ فلش و در محل مربوط به ذخیره‌سازی داده‌های SGP4 ذخیره می‌شوند.

حال اگر هدف تعیین موقعیت ماهواره به کمک گیرنده GPS باشد و در صورتی‌که ماهواره در رؤیت ایستگاه زمینی قرار داشته باشد، با اجراکردن حالت عملکردی GPS Online می‌توان بردار موقعیت و سرعت ماهواره را در دستگاه مختصات ECEF در اختیار داشت. در این حالت، داده‌های GPS به صورت مستقیم و با نرخ به‌روزرسانی ۱ ثانیه، برای ارسال به زمین به بخش تله‌متری انتقال می‌یابد. چنانچه در قسمتی از زمین که ماهواره در رؤیت ایستگاه قرار نداشته باشد و فرمان روشن شدن با تأخیر گیرنده GPS صادر شده باشد، این داده‌ها ذخیره‌سازی شده و در زمان رؤیت ماهواره توسط ایستگاه زمینی با ارسال فرمان GPS Saved داده‌های ذخیره‌سازی شده، به سمت زمین ارسال می‌شوند.

12. Earth -Centered, Earth-Fixed
13. Two-Line Element Set
14. Earth-Centered Inertial



شکل ۲- بلوک دیاگرام نرم‌افزاری زیرسیستم تعیین موقعیت ماهوارهٔ تدبیر

با توجه به اینکه مدت زمان رؤیت در ایستگاه زمینی به طور متوسط در حدود ۳ الی ۵ دقیقه است و با مدنظر قراردادن نرخ تبادل داده بین زیرسیستم تعیین موقعیت و زیرسیستم تله‌متری (هر ثانیه یک فریم ۳۸ بایتی)، به منظور در اختیار داشتن موقعیت ماهواره در حداقل یک دور مداری کامل و دریافت این داده‌ها در یک رؤیت ایستگاه زمینی، فواصل زمانی ۳۰ ثانیه‌ای برای ذخیره‌سازی داده‌های GPS، در بخش برد پردازشگر ODS درنظر گرفته شده است.

در بخش زمینی زیرسیستم تعیین موقعیت، دستورات و داده‌های لازم برای تعیین حالت عملکردی بخش ماهواره تولید و از طریق لینک‌های مخابراتی ایستگاه زمینی، برای ماهواره ارسال می‌شود. از دستورات شاخص، به تعیین حالت عملکردی زیرسیستم تعیین موقعیت ماهواره و از داده‌های شاخص ارسالی به ماهواره، می‌توان داده دوخطی TLE را نام بُرد. از جمله فعالیت‌های دیگر بخش زمینی زیرسیستم تعیین موقعیت ماهوارهٔ تدبیر به دریافت داده‌های تله‌متری ماهواره، پردازش و ذخیره‌سازی داده‌های مرتبط، ارسال داده‌های لازم به تیم بهره‌بردار و تیم کنترل مأموریت ماهواره، ارسال فرمان کنترل آنتن‌های زمینی و از همه مهم‌تر، به استخراج داده TLE ماهواره تدبیر می‌توان اشاره کرد [۶]. محاسبهٔ TLE بر اساس داده‌های موقعیتی ماهواره حاصل از گیرندهٔ GPS، برای اولین بار در سطح کشور به‌کارگیری و در ماهوارهٔ تدبیر پیاده‌سازی شده است.

معرفی بخش سخت افزار

بخش ماهواره‌ای زیرسیستم تعیین موقعیت ماهواره تدبیر، خود از دو بخش الف) برد پردازشگر ODS و ب) گیرندهٔ فضاییGPS تشکیل شده است. در مراحل طراحی و ساخت برد پردازشگر ODS، ابتدا نمونه آزمایشگاهی ساخته شد و پس از انجام آزمایش‌های لازم و تأیید عملکرد آن، نمونه پروازی این برد ساخته شد و تست‌های شرایط محیطی بر روی آن انجام شد. برد پردازشی زیرسیستم تعیین موقعیت به همراه گیرندهٔ فضایی GPS به صورت مجزا در یک باکس و تحت عنوان باکس ODS-GPS و مطابق شکل (۳) جانمایی شده‌اند [۷].

شکل ۳- جانمایی برد پردازشگر ODS (چپ) و گیرندهٔ فضایی GPS (راست) در باکس زیرسیستم تعیین موقعیت ماهوارهٔ تدبیر

در انتخاب پردازندهٔ مناسب برای برد پردازشگر ODS، پارامترهای مختلفی از جمله برآورده کردن نیازمندی‌های تابعی، برآورده‌کردن نیازمندی‌های ارتباطی، سابقهٔ استفاده در مأموریت‌های فضایی، توان الکتریکی مصرفی، بازه عملکرد دمایی و ارتعاشی قطعه، مورد توجه قرار گرفته شد. بر این اساس پردازندهٔ اصلی در زیرسیستم تعیین موقعیت ماهوارهٔ تدبیر، پردازندهٔ

ARM7 از محصولات شرکت اتمل[1] انتخاب شد [۸]. پروسسور این پردازنده در ماهواره‌های متعددی از جمله AAUSat-2 و AAUSat-3 و DTUSat-2 به‌کارگرفته شده است [۹-۱۱]. این پردازنده ۳۲ بیتی دارای فرکانس ۵۵ مگاهرتز، ۲۵۶ کیلوبایت حافظهٔ فلش و ۶۴ کیلوبایت حافظه SRAM است.

تست‌های انجام شده

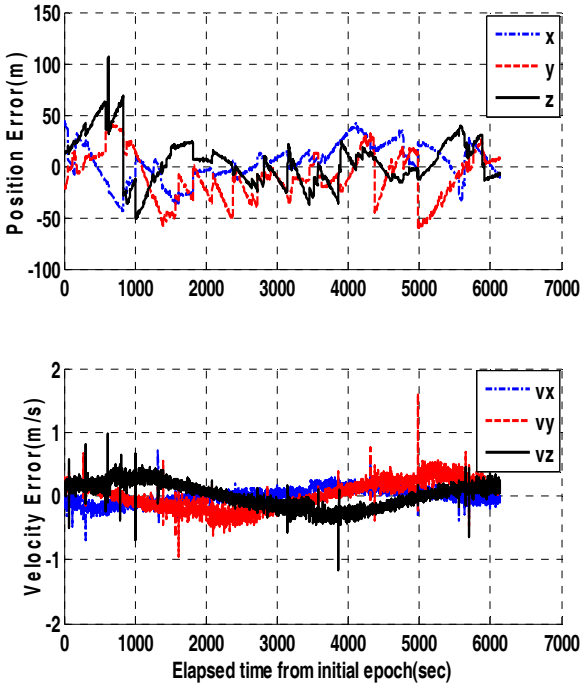
پس از طراحی و ساخت مدارهای الکترونیک، برد پردازشگر ODS و گیرندهٔ فضایی GPS، تست‌های مختلفی بر زیرسیستم تعیین موقعیت ماهواره انجام پذیرفت. از جمله این موارد به انجام تست-های تابعی هر یک از مدارهای مذکور می‌توان اشاره کرد. پس از تأیید نتایج عملکردی، تست‌های محیطی مختلف نظیر تست‌های مکانیکی [۱۲]، تست سیکل خلأ حرارتی [۱۳]، تست‌های سازگاری الکترومغناطیسی EMC [۱۴] و تست تجمیعی ماهواره [۱۵] انجام شده است. در تنظیم پروفایل انجام تست‌های مکانیکی و حرارتی از استاندارد ECSS [۱۶] و در تست سازگاری الکترومغناطیسی از استاندارد MIL-STD-461F [۱۷] استفاده شده است. در ادامه به صورت مختصر دربارهٔ هر یک از تست‌ها مطالبی ارائه می‌گردد.

تست‌های تابعی

هدف از انجام تست‌های تابعی، تایید عملکرد مودهای کاری مختلف یک تجهیز یا یک سامانه می‌باشد. برای این منظور باید شرایط راه‌اندازی و ارتباطات الکتریکی و ملاحظات مکانیکی احتمالی، مشابه با نمونه نهایی محصول برقرار گردد. با توجه به این‌که زیرسیستم تعیین موقعیت ماهوارهٔ تدبیر، دارای دو بخش سخت‌افزاری تقریباً مجزا است، در ادامه ابتدا، تست‌های تابعی انجام شده بر روی برد پردازشگر ODS و سپس تست‌های تابعی انجام شده بر روی گیرندهٔ فضایی GPS تشریح می‌شود.

برد پردازشگر ODS برای عملکرد صحیح خود شامل مودهای عملکردی مختلف (GPS SAVED, GPS ONLINE, SGP4) است. تأیید عملکرد برد پردازشگر ODS، شامل تأیید عملکرد بخش سخت‌افزاری و تأیید کارکرد کلیه مودهای عملکردی و زیر توابع به‌کارگیری شده در آن است. ارزیابی و تأیید مود عملکردی SGP4 با ارسال داده‌های TLE ماهوارهٔ نوید علم و صنعت به برد پردازشگر و پیش‌بینی موقعیت برای ۲ ساعت آینده و مقایسهٔ نتایج با خروجی نرم‌افزار STK انجام شد. تست مودهای عملکردی GPS SAVED و GPS ONLINE در سناریوهای ثابت و متحرک به دفعات انجام و دقت و تکرارپذیری نتایج مورد ارزیابی و تأیید قرار گرفت. در ادامه با تولید سایر داده‌های مورد نیاز و فریم‌بندی آنها مطابق با طرح درنظر گرفته شده و ارسال این فریم به زیرسیستم تله‌متری ماهواره و دریافت موفق فریم توسط آن زیرسیستم، عملکرد مجموعهٔ برد پردازشگر ODS مورد تأیید قرار گرفت. توضیحات تکمیلی درخصوص طرح تست در سند VCD[2] زیرسیستم تعیین موقعیت ارائه شده است[۱۸].

به منظور صحه‌گذاری عملکرد گیرندهٔ فضایی GPS، از شبیه‌ساز سیگنال GPS[3] مدل اسپیرنت-۶۷۰۰[4] استفاده شد. سناریوی انجام تست بر اساس مدار حرکتی ماهواره، در بازه ارتفاعی ۳۰۰ الی ۵۰۰ کیلومتری از سطح زمین تنظیم شد. به عنوان نمونه، منحنی خطای موقعیت‌یابی در یکی از تست‌های انجام شده با شبیه‌ساز سیگنال GPS، در شکل (۴) نمایش داده شده است. همان‌طورکه مشاهده می‌شود، دقت این گیرنده در طول انجام تست بهتر از ۱۰۰ متر بوده که نیازمندی‌های انجام مأموریت را برآورده می‌سازد. پس از صحه‌گذاری عملکرد گیرندهٔ فضایی GPS، با توجه به عدم دسترسی آسان به این شبیه‌ساز، سایر تست‌ها بر اساس سیگنال GPS ذخیره‌سازی شده و بازبخش آن در محیط، توسط ضبط‌کنندهٔ سیگنال‌های مخابراتی[5] مدل GSS6400RPS از محصولات دیگر شرکت اسپیرنت انجام شده است.



شکل ۴- خطای تعیین موقعیت گیرنده GPS نسبت به داده‌های موقعیتی حاصل از شبیه‌ساز سیگنال GPS

1. Atmel

2. Verification Control Document
3. GPS Simulation
4. Spirent-6700
5. RF Recorder

پس از تأیید عملکرد هر دو بخش برد پردازشگر ODS و گیرندهٔ GPS، با انجام آزمایش‌های سخت‌افزار در حلقه، ارتباطات این دو بخش با یکدیگر و به صورت زمان حقیقی مورد ارزیابی قرار گرفت. این آزمایش‌ها در محیط xPC Target از نرم‌افزار متلب که یک بستر مناسب برای تست‌های سخت‌افزار در حلقه است انجام پذیرفت. نتایج این آزمایش‌ها گویای عملکرد صحیح زیرسیستم تعیین موقعیت ماهوارهٔ تدبیر بوده است.

تست‌های مکانیکی

در تست‌های مکانیکی موارد مختلفی شامل جستجوی فرکانسی، ارتعاش سینوسی، ارتعاش تصادفی و شوک مکانیکی مطابق با استاندارد ECSS به طور مجزا، در سه جهت به باکس زیرسیستم تعیین موقعیت ماهوارهٔ تدبیر، با وزن نهایی ۳۹۲ گرم اعمال شده است. زیرسیستم تعیین موقعیت در طول فرایند پرتاب ماهواره روشن بوده و باید به‌رغم وجود ارتعاشات ناشی از پرتابگر، عملکرد این زیرسیستم به صورت صحیح انجام پذیرد. از این‌رو در طول انجام تمام تست‌های مکانیکی، برد پردازشگر ODS و گیرندهٔ فضایی GPS هر دو روشن بوده و صحت کارکرد آنها مورد ارزیابی قرار گرفت [۱۲].

تست‌های سیکل خلأ حرارتی

در این آزمون قطعه یا زیرسیستم مورد نظر، در شرایط خلأ و تحت شرایط دمایی مشخص قرار داده شد و در بازه‌های زمانی معین تحت تست کارکردی قرار می‌گیرد. با توجه به این‌که سطح تست کیفی بالاتر از تست پذیرش است، بر روی مجموعهٔ زیرسیستم تعیین موقعیت ماهوارهٔ تدبیر، تست کیفی انجام پذیرفت. این تست‌ها مطابق با استاندارد ECSS-E-10-03A [۱۶] و در ۴ سیکل حرارتی عملیاتی و یک سیکل غیرعملیاتی انجام شده است. به منظور اطمینان از صحت عملکرد زیرسیستم تعیین موقعیت در طول دورهٔ مأموریت، مطابق با استاندارد ECSS در هر یک از سیکل‌های عملیاتی و پس از پایدار شدن دمای محفظه، بردهای پردازشگر ODS و گیرندهٔ فضایی GPS مورد تست و ارزیابی قرار گرفته شدند. توضیحات تکمیلی در خصوص مراحل آماده‌سازی و نتایج انجام تست در [۱۹] ارائه شده است.

تست‌های سازگاری الکترومغناطیسی

از آنجا که گیرندهٔ GPS امواج الکترومغناطیسی منتشر شده از ماهواره‌های GPS را دریافت می‌کند و عملیات موقعیت‌یابی را انجام می‌دهد، لازم است تست سازگاری الکترومغناطیسی برای این ماژول انجام شود. از این رو با توجه به تجهیزات آزمایشگاهی در دسترس، تست‌های RE102t، CE102، CS114 و RS103 مطابق با استاندارد MIL-STD-461F [۱۷] بر روی گیرندهٔ GPS انجام شد.

تست‌های تجمیعی ماهواره

پس از تأیید عملکرد هر یک از زیرسیستم‌های ماهواره، چه در حوزهٔ تست‌های تابعی و چه در حوزهٔ تست‌های شرایط محیطی، عملکرد متقابل کلیهٔ زیرسیستم‌های ماهواره با یکدیگر مورد ارزیابی قرار می‌گیرد. هدف از انجام تست تجمیعی، اتخاذ تمهیدات لازم برای برخورد با نکاتی است، که احتمالاً در طرح تست زیرسیستم‌ها نادیده گرفته شد. به عبارت دیگر بررسی صحت عملکرد یک ماهواره، خود نیازمند انجام یک تست تابعی است که تحت عنوان تست تجمیعی روی میز گسترده از آن یاد می‌شود. در تست روی میز ماهواره، تمام مودهای عملکردی زیرسیستم‌ها مورد ارزیابی قرار می‌گیرد [۱۵].

پس از تأیید عملکرد زیرسیستم‌ها با یکدیگر، تمامی قطعات درون سازهٔ ماهواره، جانمایی شده و ارتباطات الکتریکی درون ماهواره بسته شده و مجدداً تست تابعی ماهواره در سطح خفیف‌تر انجام می‌شود. هدف از انجام این تست، بررسی صحت کابلاژ الکتریکی و مونتاژ آن درون ماهواره است.

در مرحلهٔ بعد، تست‌های مکانیکی و حرارتی مشابه با تست‌هایی که بر روی زیرسیستم‌ها اعمال شده، این‌بار بر کل ماهواره اعمال می‌شود تا از صحت طراحی مکانیکی و حرارتی ماهواره، صحت مونتاژ کابل‌های ارتباطی و عملکرد صحیح و متقابل زیرسیستم‌ها در حین انجام تست‌ها اطمینان حاصل شود.

پس از اطمینان از عملکرد صحیح تمامی اجزای ماهواره در تعامل با یکدیگر و تأیید مراحل طراحی و ساخت ماهواره، تست‌های سازگاری ماهواره و ماهواره‌بر [۱۹] انجام شده و به‌منظور انجام فرایند پرتاب، ماهواره به تیم پرتابگر تحویل شد.

نتیجه‌گیری

در این مقاله، زیرسیستم تعیین موقعیت ماهوارهٔ تدبیر، شامل برد پردازشگر ODS و گیرندهٔ فضایی GPS معرفی و سپس مراحل طراحی، ساخت، تست و ارزیابی عملکرد این زیرسیستم به صورت اجمالی شرح داده شد.

در این راستا بلوک دیاگرام نرم‌افزاری و ارتباطات سخت‌افزاری این زیرسیستم تشریح شد. سپس آزمایش‌های مختلف انجام شده بر روی هر یک از اجزای زیرسیستم تعیین موقعیت و در تعامل با یکدیگر به صورت مختصر تشریح شد. از جمله آزمایش‌های انجام شده به تست عملکردی گیرندهٔ فضایی GPS با شبیه‌ساز سیگنال GPS می‌توان اشاره کرد. انجام این آزمایش‌ها به منظور اطمینان از صحت نتایج حاصل از طراحی و آنچه در عمل رخ می‌دهد ضروری

است. به همین منظور بخش‌های مختلف این زیرسیستم، تحت آزمایش‌های عملکردی به ترتیبی که ارائه شد، قرار گرفتند.

پس از تأیید سیستم از لحاظ طراحی، آزمایش‌های محیطی مختلفی از جمله آزمون مکانیکی، آزمون سیکل خلأ حرارتی و آزمون سازگاری الکترومغناطیسی به منظور بررسی قابلیت‌های سیستم تحت شرایط کاری واقعی انجام شد. با توجه به نتایج آزمون‌های انجام شده و انجام اصلاحات مورد نیاز و با برگزاری آزمون‌های مجدد، عملکرد اجزای مختلف زیرسیستم تعیین موقعیت ماهوارهٔ تدبیر، مورد تأیید قرار گرفت. در ادامه با انجام تست تجمیعی ماهواره، عملکرد این زیرسیستم در تعامل با سایر اجزای ماهواره تأیید شد.

بنابراین، به طور خلاصه تمام فعالیت‌های مورد نیاز مطابق با استانداردها، برای دست‌یابی به زیرسیستمی کارا برای تعیین موقعیت ماهوارهٔ تدبیر در حین پرتاب و پس از آن در مدار و اطمینان از کارکرد مناسب آن انجام و در این مقاله ارائه شده است. امید است که با لطف خدا، فعالیت‌های انجام شده منجر به عملکرد مطلوب این زیرسیستم در مأموریت ماهوارهٔ تدبیر شود.

مراجع

[1] Karslioglu, M., Friedrich, J. and Urhan, W., "A Ground-Based Orbit Determination for BILSAT," *2nd International Conference on Recent Advances in Space Technologies*, 2005, pp. 155-158.

[2] Weixing, Z., Wanke, L. and Xiaoying, G. "Influence of Ground Station Number and its Geographical Distribution on Combined Orbit Determination of Navigation Satellite," *Procedia Environmental Sciences*, Vol. 10, Part C., 2011, pp. 2058 – 2066.

[3] Lee, B.S., Yoon, J. C., Hwang, Y. and Kim, J., "Orbit Determination System for the KOMPSAT-2 using GPS Measurement Data," *Acta Astronautica*, Vol. 57, Issue 9, 2005, pp. 747 – 753.

[4] Ning, X., Ma, X., Peng, C., Quan, W. and Fang, J., "Analysis of Filtering Methods for Satellite Autonomous Orbit Determination Using Celestial and Geomagnetic Measurement," *Mathematical Problems in Engineering*, Vol. 2012, Article ID 267875, 16 pages, 2012.

[5] Zhou, N., Onboard Orbit Determination Using GPS Measurements for Low Earth OrbitSatellites, (Phd Thesis), Queensland University of Technology, 2004.

[6] Design Description Document of Mobin Satellite Orbit Determination System of Iran Science and Technology, *ISI2/ODS-E-F-DDF-01* (In Persian).

[7] Communication Control Document of Mobin Satellite Orbit Determination System of Iran Science and Technology, *ISI2/ODS-E-F-06-01* (In Persian).

[8] Available, [on line]: http://www.atmel.com/images/6120s.pdf

[9] Available, [on line]: https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/a/aausat-2

[10] Available, [on line]: http://www.space.aau.dk/aausat4/index.php?n=Main.Tech

[11] Available, [on line]: https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/d/dtusat-2

[12] Vibration test report of Mobin Satellite Orbit Determination System of Iran Science and Technology, *SI2/ODS-E-F-17-01* (In Persian).

[13] Thermal Vacuum Test Report of Mobin Satellite Orbit Determination System of Iran Science and Technology, *SI2/ODS-E-F-17-02* (In Persian).

[14] Electromagnetic compatibility test of Mobin Satellite Orbit Determination System of Iran Science and Technology, *ISI2/ODS-E-F-17-03* (In Persian).

[15] Operational test plan of Mobin Satellite Orbit Determination System of Iran Science and Technology, *ISI2/ODS-E-F-DDF-01* (In Persian).

[16] ECSS Standards, ECSS-E-10-03A- "Space Engineering Testing," Standard.

[17] MIL-STD-461F, "USA Department of Defense Interface Standard, Requirements for the Control of Electromagnetic Interference Characteristics of Subsystems and Equipment," 10 December 2007 .

[18] Verification Control Document of Mobin Satellite Orbit Determination System of Iran Science and Technology, *ISI2/ODS-E-F-13-01* (In Persian).

[19] A Brief Operational Test Plan Through Connectors of Mobin Satellite Orbit Determination System of Iran Science and Technology, *SJS-1 ISI2/SYS-E-F-16-04* (In Persian).