

شبیه‌سازی فرآیند ردگیری و ارتباط مخابراتی با ماهواره

مهرداد نصیریان^{۱*}، رضا صالح^۲ و رضا شجاعی^۳

۱. فوق دکترای کنترل ۲. کارشناس ارشد مخابرات سیستم ۳. کارشناس نرم‌افزار
 ۱، ۲ و ۳. گروه صنایع فضایی، صنعت ایستگاه زمینی، شرکت صنایع الکترونیک

*تهران، خ. پاسداران، م. نوبنیاد،

nasir@ee.kntu.ac.ir

در این مقاله ارتباط تله‌متری و تله‌کامند ایستگاه زمینی با ماهواره شبیه‌سازی شده است. برای شبیه‌سازی از سه نرم‌افزار: پیش‌بین، مانیتورینگ، کنترل، و پردازش بر روی سه کامپیوتر مستقل، بهره گرفته شده است. نرم‌افزار پیش‌بین با توجه به معادلات مداری، زاویه سمت و ارتفاع ماهواره را در حین گذر در اختیار نرم‌افزار مانیتورینگ قرار می‌دهد. نرم‌افزار مانیتورینگ فرمان‌های لازم را برای قرار گرفتن آنتن در جهت ماهواره به درایورها ارسال می‌کند. داده‌های تله‌متری دریافتی از ماهواره توسط نرم‌افزار مانیتورینگ در اختیار نرم‌افزار پردازش قرار می‌گیرد تا با توجه به پروتکل مورد توافق، اطلاعات مربوطه از آن استخراج شده و برای کاربر نمایش داده شود. کاربر با توجه به وضعیت داده‌های تله‌متری، فرمان لازم را برای ماهواره ارسال می‌کند.

واژه‌های کلیدی: تله‌متری، تله‌کامند، واحد پیش‌بین، واحد مانیتورینگ و کنترل، واحد پردازش

مقدمه

می‌شود. برای برقراری یک ارتباط کامل باید برخی از تمهیدات در نظر گرفته شود. نخست آنکه باید زاویه سمت و ارتفاع ماهواره در هر لحظه گذر از دید ایستگاه زمینی مشخص شود تا بتوان آنتن‌ها را در جهت آن قرار داد. بعد از دریافت داده‌های تله‌متری، اطلاعات مربوط به زیرسیستم‌های ماهواره بر طبق پروتکل (قاعده‌ای که نوع پارامترها و نحوه چیدمان آن را در فریم مشخص می‌کند) مورد توافق ایستگاه زمینی و ماهواره از آن استخراج و بعد از بررسی این اطلاعات، فرمان‌های لازم در قالب پروتکل تله‌کامند برای ماهواره ارسال می‌شود. همچنین برای ایجاد هماهنگی بین بخش‌های مختلف ایستگاه زمینی و بررسی صحت عملکرد آنها باید یک مدیریت واحد بر آنها نظارت داشته باشد.

شبیه‌ساز ردگیر ماهواره، برنامه نرم‌افزاری قابل اتصال به سخت‌افزار است که مشخصات کامل ماهواره (مدار، زاویه میل، زمان قرارگیری در مدار و...) و مشخصات کامل آنتن ایستگاه زمینی را به‌عنوان ورودی دریافت می‌کند و در انتها سرعت و زوایای

ایده قرار گرفتن یک جسم در فضا، اولین بار در سال ۱۶۸۷ به‌وسیله اسحاق نیوتن مطرح شد تا اینکه با پیشرفت علوم مختلف در سال ۱۹۵۷، اتحاد شوروی سابق اولین ماهواره به‌نام اسپوتنیک ۱ را در مدار قرار داد. در طول ۵۰ سال گذشته، استفاده از شبیه‌سازی فرایندها باعث گشوده شدن عرصه جدیدی در تکنولوژی و مهندسی شده‌است. به‌طوری‌که امروزه می‌توان با دقت بالا کلیه اتفاقات عملی و پیچیده را توسط شبیه‌سازها تحلیل کرد. همچنین به کمک یک سری از نرم‌افزارها می‌توان فرآیند ردگیری و ارتباط با ماهواره را شبیه‌سازی کرد.

ماهواره‌هایی که در مدار خود در حال گردش هستند، برای اعلام وضعیت زیرسیستم‌ها، اطلاعاتی را با عنوان داده‌های تله‌متری به ایستگاه زمینی ارسال می‌کنند. بعد از تحلیل داده‌های تله‌متری، فرمان‌های لازم در قالب داده‌های تله‌کامند برای ماهواره ارسال

تله متری، پردازش اطلاعات، مانیتورینگ و کنترل ایستگاه زمینی با بحث بالستیک مدار است؛ به این ترتیب با استفاده از سه نرم افزار پیش بین مدار، مانیتورینگ-کنترل و پردازش موفق شدیم یک ایستگاه TT & C را به طور کامل پیاده سازی کنیم. در ادامه برای تکمیل فعالیت های فنی و ارزیابی صحت عملکرد ایستگاه طراحی شده، به خصوص مباحث بالستیک مدار، مجموعه ای از تست های کارکردی بر روی یک ماهواره واقعی انجام شده است که نتایج حاصل از آن در این مقاله ارائه می شود.

نرم افزار پیش بین

این نرم افزار با گرفتن اطلاعات^۱ TLE ماهواره مورد نظر و مشخصات ایستگاه زمینی، زوایای سمت و ارتفاع آنتن ایستگاه را به منظور ردیابی ماهواره به صورت یک فایل در اختیار نرم افزار مانیتورینگ قرار می دهد [۱] و [۲]. در طراحی این شبیه ساز، کلیه محاسبات و نتایج، در زمان استاندارد بین المللی (UTC^۲, GMT^۳) انجام می شود. این شبیه ساز دارای قابلیت نمایش انیمیشن حرکت ماهواره در فضای دو بعدی و سه بعدی است. اساس طراحی این شبیه ساز شامل مراحل زیر است:

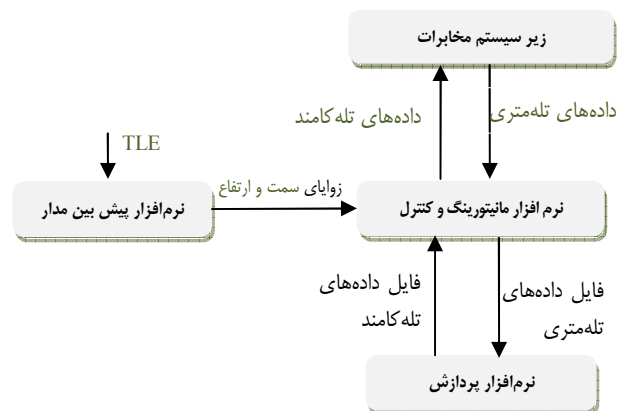
- الف- تعیین ورودی های لازم شامل پارامترهای کپلر از روی TLE، اطلاعات موقعیت و سرعت ماهواره و مشخصات ایستگاه زمینی
- ب- حل معادله کپلر به منظور تعیین موقعیت ماهواره در فضای دو بعدی
- ج- انتقال های فضاهای ماتریسی به منظور تعیین موقعیت ماهواره در فضای سه بعدی
- د- بررسی اختلالات محیطی و دخالت آنها بر روی حرکت ماهواره در فضای سه بعدی
- ه- تعیین موقعیت ماهواره در مختصات ایستگاه زمینی
- ر- تعیین زوایا، سرعت ها، و شتاب های آنتن به منظور ردگیری ماهواره
- ز- طراحی انیمیشن مربوطه در فضای سه بعدی

شمای این نرم افزار در شکل (۲) مشاهده می شود. این نرم افزار همچنین این قابلیت را دارد که رد ماهواره و کلیه مشخصات ایستگاه را برای چند ماه بعد هم پیش بینی کند؛ زاویه طلوع و غروب و مدت گذر ماهواره را نیز در ردهای متوالی ارائه دهد. در ادامه یک سری از روابط مورد نیاز برای طراحی این نرم افزار ارائه می شود [۳].

سه محور چرخاننده آنتن ایستگاه زمینی را در هر لحظه از زمان به همراه گراف تصویر ماهواره بر روی زمین و منطقه دید آن بر روی نقشه جغرافیایی زمین ارائه می دهد.

بعد از شبیه سازی ردگیری ماهواره نوبت به شبیه سازی ارتباط بین ایستگاه زمینی با ماهواره می رسد. در این قسمت تعاملات موجود بین زیرسیستم های مختلف ایستگاه زمینی و همچنین تبادل اطلاعات بین ماهواره و ایستگاه زمینی شبیه سازی می شود.

برای پوشش این نیازمندی ها سه نرم افزار مختلف طراحی شده است. نرم افزار پیش بین که وظیفه تعیین زاویه سمت و ارتفاع ماهواره را برعهده دارد؛ نرم افزار پردازش که بر طبق پروتکل مورد توافق، داده های تله متری و تله کامند را با ماهواره رد و بدل می کند؛ و نرم افزار مانیتورینگ و کنترل نیز وظیفه ایجاد هماهنگی و نمایش عملکرد بخش های مختلف را برعهده دارد. شمای ارتباطات بین سه نرم افزار و ورودی و خروجی هر یک در شکل (۱) مشاهده می شود. هر یک از این نرم افزارها بر روی کامپیوتر مستقلی نصب شده است و از طریق شبکه داخلی LAN با یکدیگر تبادل اطلاعات می کنند. به این ترتیب، با استفاده از این مجموعه نرم افزارها می توان ضمن ردگیری هر ماهواره دلخواه، مانیتورینگ و کنترل زیرسیستم های مختلف ایستگاه زمینی اطلاعات تله متری ماهواره مورد نظر را دریافت و فرمان های مقتضی را برای آن ارسال کرد. از آن جاکه قبل از پرتاب ماهواره باید کلیه عملیات ایستگاه زمینی بررسی و تأیید شود؛ با استفاده از این مجموعه نرم افزار می توان از صحت عملکرد ایستگاه اطمینان حاصل کرد. در ادامه، ضمن معرفی هر یک از نرم افزارها، قابلیت های آنها بیان می شود.



شکل ۱- شمای ارتباطات بین سه نرم افزار

در فعالیت های پیشین [۱] و [۲] در ارتباط با بالستیک مدار کارهای بسیاری انجام شده است؛ اما نکته ای که در این مقاله مورد توجه ویژه قرار گرفته است؛ تلفیق مباحث مربوط به تله کامند،

1. Two Line Element
2. Universal Coordinated Time
3. Greenwich Mean Time

Kepler equation :

$$E(t) - e \sin E(t) = MA$$

Solution :

$$r = a (1 - e \cos E)$$

$$x = a (\cos E - e)$$

$$v = a (1 - e^2)^{-0.5} \sin E$$

$$v = \sqrt{\frac{2\mu}{r} - \frac{\mu}{a}}$$

$$T = 2\pi \sqrt{\frac{a^3}{\mu}} \quad (1)$$

در روابط فوق x و y مختصات ماهواره در سیستم مختصات پریفوکال، v سرعت ماهواره در مدار و μ ضریب ثابت E(t) ناهنجاری خروج از مرکز بیضی و a نصف قطر بزرگ بیضی مدار است.

در مرحله بعد با کمک ماتریس‌های انتقال معادله (۲-۴) موقعیت فضای ماهواره مشخص می‌شود [۵]:

$$A_1 = \begin{bmatrix} \cos \omega & \sin(-\omega) & 0 \\ \sin(\omega) & \cos \omega & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

$$A_2 = \begin{bmatrix} \cos \Omega & \sin(\Omega) & 0 \\ \sin(-\Omega) & \cos \Omega & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

$$A_3 = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos i & \sin(-i) \\ 0 & \sin(i) & \cos i \end{bmatrix}$$

در نهایت طول و عرض جغرافیای ماهواره با کمک موقعیت ماهواره در سیستم مختصات اینرسی زمین ثابت از معادله (۵) به دست می‌آید [۲].

$$\text{Longitude} = \text{tg}^{-1} \frac{Y}{X}$$

$$\text{Latitude} = \text{tg}^{-1} \frac{Z}{\sqrt{X^2 + Y^2}}$$

همچنین با مشخص بودن موقعیت ایستگاه زمینی و ماهواره در سیستم مختصات توپوستریک با روابط ساده ریاضی زاویه سمت و ارتفاع یا هر نوع اطلاعات مورد نیاز دیگر به راحتی قابل محاسبه است.

اختلال اتمسفری [۶ و ۷]

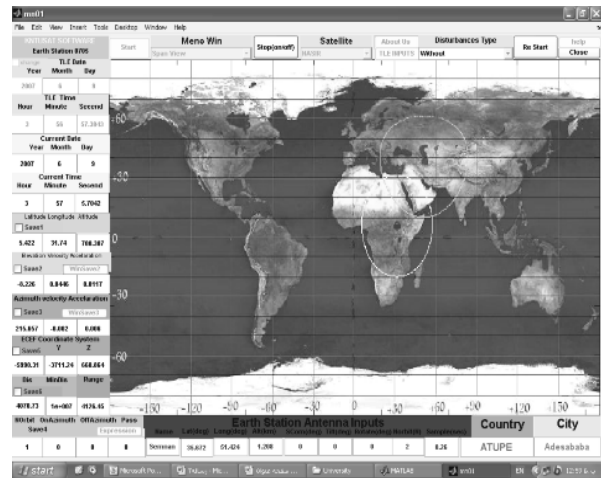
$$S_m = .25 \times S$$

$$C = \frac{.5 \times C_x \times S_m}{m}$$

$$\Delta r = -4 \times \Pi \times C \times \rho \times r^2$$

$$\Delta T = -12 \times \Pi \times C \times \rho \times \sqrt{\frac{r^5}{\mu_0}}$$

$$\Delta i = \frac{k \times \Omega \times \sin(i) \times \Delta T}{12 \times \Pi}$$



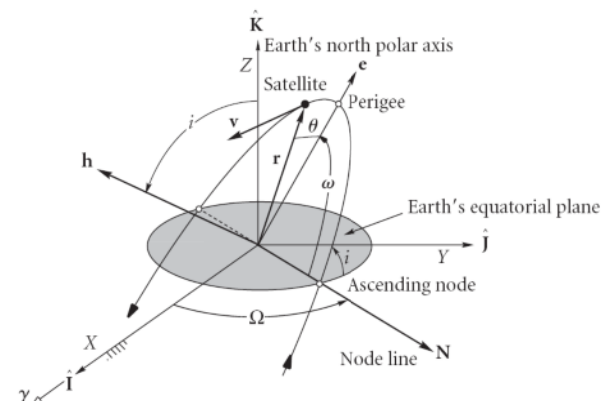
شکل ۲- شمای نرم‌افزار پیش‌بین حرکت

این نرم‌افزار با ورودی استاندارد TLE یا ورودی موقعیت و سرعت ماهواره کار می‌کند. یک نمونه از ورودی TLE در زیر آورده شده است که شامل پارامترهای کپلر از قبیل زمان، زاویه میل مدار i، بعد زاویه‌ای از نقطه اعتدال بهارین Ω، آرگومان نقطه حضیض ω، خروج از مرکز بیضی e، پارامتر فوکال مدار (شکل ۳) و زمان و اختلالات وارده بر ماهواره هستند [۴].

COSMOS 1602

1 15331U 84105A 05061.93211085 .00000780
 00000-0 60201-4 0 6740

2 15331 82.5313 342.2993 0016161 123.8498
 236.4266 15.00100370106956



شکل ۳- پارامترهای کپلر

بعد از استخراج پارامترهای کپلر از TLE مدار، معادلات کپلر در فضای دو بعدی با استفاده از معادله (۱) حل می‌شود [۴]:

نرم افزار مانیتورینگ و کنترل

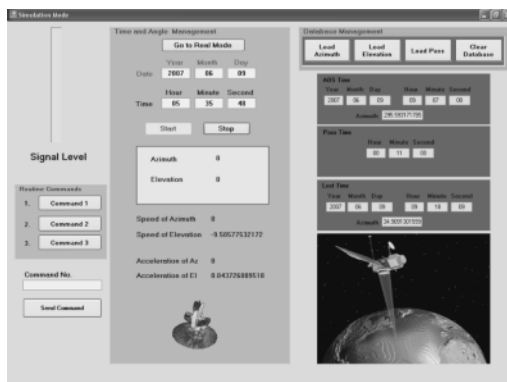
این واحد به صورت کاملاً نرم افزاری پیاده سازی شده است و با نرم افزارهای واحد پردازش و واحد پیش بین حرکت ماهواره در تعامل است. نرم افزار مانیتورینگ از مدهای بلادرنگ، شبیه سازی، تست و حالت اضطراری تشکیل شده است که از هر کدام از این حالت ها می توان بر حسب نیاز استفاده کرد. از وظایف نرم افزار مانیتورینگ می توان به نمایش وضعیت کلیه قسمت های سخت افزاری ایستگاه زمینی و دادن هشدار در صورت از کار افتادن هر یک از بخش های ایستگاه، انجام تست های سه گانه (مکانیکی، مخابراتی و حفاظتی)، نمایش و ارسال زوایای سمت و ارتفاع در هر لحظه از زمان به درایور آنتن، ارسال تله کامندهای از پیش تعیین شده به ماهواره و دریافت اطلاعات تله متری، امکان سویچ کردن به حالت اضطراری در وضعیت گم شدن ماهواره و نمایش زمان طلوع و غروب ماهواره به همراه مدت زمان گذر اشاره کرد.

در بخش پدستال و کنترل یک سری المان های مکانیکی موجود است که باید تحت تست های سرعت و شتاب ماکزیمم قرار گیرد. به این گونه تست ها که معمولاً برای بدترین حالت در نظر گرفته می شود؛ تست های مکانیکی گفته می شود.

در مورد تست های مخابراتی، پارامترهایی نظیر سطح سیگنال دریافتی، اندازه توان ارسالی اندازه گیری می شود.

در ایستگاه های زمینی معمولاً یکسری سنسور برای مانیتورینگ بخش های مختلف نصب می شود که معمولاً برای نمایش به موقع خرابی ها از آنها استفاده می گردد. برای این منظور، پیش از آغاز هر گذر از همه سنسورها فیدبک گرفته می شود تا از صحت عملکرد آنها اطمینان حاصل شود. به این عملیات، تست های حفاظتی می گویند.

این نرم افزار زوایای سمت و ارتفاع را به عنوان ورودی از نرم افزار پیش بین حرکت ماهواره می گیرد و به عنوان خروجی، فرمت باینری اطلاعات تله متری دریافتی از ماهواره را به نرم افزار واحد پردازش تحویل می دهد. نمایش شمای نرم افزار مانیتورینگ در مد شبیه سازی و تست مکانیکی در شکل های (۴) و (۵) مشاهده می شود [۸ و ۹].



شکل ۴- شمای نرم افزار مانیتورینگ و کنترل در مد شبیه سازی

در روابط فوق S مساحت کل ماهواره، S_m سطح مقطع عمود بر مسیر حرکت، C_x ضریب بالستیکی و m جرم ماهواره است.

اختلال ناشی از عدم گرد بودن زمین

$$\frac{d\Omega}{dt} = -2.06474 \times 10^{14} \frac{\cos(i)}{a^{3.5} (1-e^2)^2}$$

اختلالات تشعشعی خورشید [۵]

$$\Sigma = \frac{3\pi k q_0 a^2 s_m}{m \mu_0}$$

$$\Delta a = 0$$

$$\Delta e = -\Sigma x_2 \sqrt{1-e^2}$$

$$\Delta i = \Sigma x_3 \frac{e \cos \omega}{\sqrt{1-e^2}}$$

$$\Delta \omega = \Sigma \frac{x_1 \sqrt{1-e^2}}{e} - \Omega \cos i$$

در روابط فوق q_0 شار خورشیدی در فاصله مبنا (فاصله بین زمین و خورشید)، x_1 ، x_2 و x_3 مختصات ماهواره در سیستم مختصات اینرسی است.

اختلالات جاذبه ماه و خورشید [۵و۴]

$$\Delta a = 0$$

$$\Delta e = \frac{15\pi}{4} \frac{\mu_1}{\mu_0} \left(\frac{a}{r}\right)^3 e (1-e^2)^{\frac{1}{2}} \sin^2(i) \sin(2\omega)$$

$$\Delta \Omega = \frac{3\pi}{2} \frac{\mu_1}{\mu_0} \left(\frac{a}{r}\right)^3 (1-e^2)^{-\frac{1}{2}} (1-e^2 + 5e^2 \sin^2(\omega)) \cos(i)$$

$$\Delta i = \frac{15\pi}{8} \frac{\mu_1}{\mu_0} \left(\frac{a}{r}\right)^3 e^2 (1-e^2)^{-\frac{1}{2}} \sin 2i \sin 2\omega$$

$$\Delta \omega = \frac{3\pi}{2} \frac{\mu_1}{\mu_0} \left(\frac{a}{r}\right)^3 (1-e^2)^{-\frac{1}{2}} (5 \cos^2 i \sin^2 \omega + (1-e^2) (2 - 5 \sin^2(\omega)))$$

$$\Delta h_n = \frac{15\pi}{8} \frac{\mu_1}{\mu_0} \left(\frac{a}{r}\right)^3 a e (1-e^2)^{\frac{1}{2}} \sin^2 i \sin^2 \omega$$

در این روابط μ_0 (m³/s²) پارامتر گرانشی ناشی از جرم زمین و μ (m³/s²) پارامتر گرانشی ناشی از جرم M، a نصف قطر بزرگ بیضی مدار، s مساحت کامل ماهواره، S_m سطح مقطع مؤثر برخورد ماهواره با اتمسفر، C ضریب بالستیکی، ρ چگالی اتمسفر، ضریب ثابت $\mu = 398600.5 \text{ km}^3/\text{s}^2$ است [۱].



شکل ۶- شمای نرم‌افزار پردازش

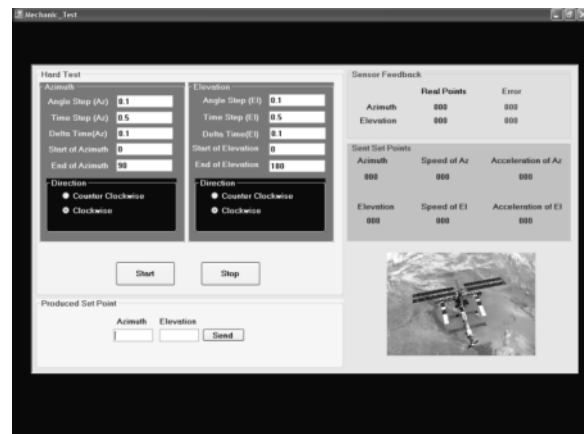
نتیجه گیری

با توجه به مطالب ذکر شده در بخش‌های قبل ملاحظه شد که با سه نرم‌افزار پیش‌بین، مانیتورینگ و پردازش می‌توان به طور کامل مسیر هر ماهواره دلخواه را پیش‌بینی کرد، آنتن را در جهت آن قرار داد و بعد از دریافت، نمایش و تحلیل داده‌های تله‌متری، فرمان‌های تله‌کامند مقتضی را برای ماهواره ارسال کرد. از این مجموعه نرم‌افزارها می‌توان به صورت بلادرنگ برای ارتباط با ماهواره و همچنین به صورت Offline برای آموزش به اپراتورها به نحوی که آنها بتوانند با شرایط یک مأموریت فضایی آشنا شوند استفاده کرد. از محدودیت‌های این شبیه‌سازی می‌توان به عدم در نظر گرفتن اثرات ذرات سرگردان در پیش‌بینی مدار ماهواره و نیاز به پروتکل دقیق برای برقراری ارتباط با ماهواره اشاره کرد.

مراجع

- [1] Nasirian, M., Bolandi, H., Khaki-Sedigh, A. and Khoogar, A. R., "A Satellite Simulator for Photography and Characteristic Determination", *Asian Journal of Geoinformatics*, Thailand, Vol. 7, No. 1, 2007.
- [2] Nasirian, M., Bolandi, H., Khaki-Sedigh, A. and Khoogar, A. R., Design of an Satellite Attitude Control Simulator, *1st IEEE International Symposium on System and Control in Aerospace and Astronautics*, 2006, Jan 19-21, China.
- [3] Nasirian, M., Bolandi, H., Khaki-Sedigh, A. and Khoogar, A. R., "A Satellite Simulator For Photography and Characteristic Determination", *Asian Journal of Geoinformatics*, Thailand, Vol. 7, No. 1, 2007.
- [4] Chobotov, V. A., *Orbital Mechanics*, 2nd Edition Series, AIAA, 1996.

[۵] مهرزاد نصیریان، طراحی شبیه‌سازهای ردگیر ایستگاه زمینی و کنترل وضعیت ماهواره، رساله دکتری، دانشگاه خواجه نصیرالدین طوسی، شه‌ریور ۸۶.



شکل ۵- شمای نرم‌افزار مانیتورینگ و کنترل در مد تست مکانیکی

نرم‌افزار پردازش

بعد از دریافت اطلاعات تله‌متری از ماهواره، بخش مانیتورینگ و کنترل، آنها را به صورت یک فایل در اختیار نرم‌افزار پردازش قرار می‌دهد. این نرم‌افزار بر اساس پروتکل مورد توافق با ماهواره، ابتدا و انتهای فریم تله‌متری را تشخیص می‌دهد و بعد از استخراج پارامترها آنها را بر روی صفحه نمایش می‌دهد. پروتکل مورد استفاده در این شبیه‌سازی مبتنی بر استاندارد HDLC [۸] است. نمای این نرم‌افزار در شکل (۵) مشاهده می‌شود. فریم تله‌متری از چند زیرفریم تشکیل شده است که برای تشخیص ابتدای هر یک از این زیرفریم‌ها از داده‌های سنکرون‌کننده استفاده می‌شود.

همان‌طور که در شکل (۶) مشاهده می‌شود، پارامترهای تله‌متری شامل دو دسته داده‌های درون‌خطی و برون‌خطی هستند. داده‌های درون‌خطی شامل ساعت ماهواره و وضعیت فعال یا غیرفعال بودن زیر بخش‌های مختلف ماهواره است. این پارامترها دقیقاً مربوط به زمانی است که ماهواره در حین گذر از ایستگاه زمینی است. وضعیت زیرسیستم‌ها و مقادیر سنسورهای مختلف جریان، ولتاژ و دما هنگامی که ماهواره از دید ایستگاه زمینی خارج است، در بخش داده‌های برون‌خطی می‌آید. برای مقابله با خطاهای کانال از کدینگ BCH استفاده شده است [۱۰]. کاربر با مشاهده مقادیر پارامترها و تحلیل آنها فرمان‌های لازم را می‌گیرد و آنها را برای ارسال در اختیار بخش مانیتورینگ و کنترل قرار می‌دهد.

یکی دیگر از قابلیت‌های این نرم‌افزار امکان گزارش‌گیری است که در صورت ایجاد تغییر در پارامترها، فایلی شامل زمان رخداد و مقادیر کلیه پارامترها تولید می‌شود.

- [9] Nasirian, M., Bolandi, H., Khaki. Sedigh, A. and Khoogar, A. R., "Design an Earth Through Satellite Viewing Simulator with Useful Application", 26th Asian Conference on Remote Sensing, ACRS, Hanoi, Vietnam, 7-11 November, 2005.
- [10] Lin, S., *Error Control Coding*, Prentice Hall, 1983.
- [6] Lane, M. H. and Cranford, K. H., "An Improved Analytical Drag Theory for the Artificial Satellite Problem", AIAA Paper No.69-925, August 1969.
- [7] King-Hele, D. G., *Satellite Orbits in an Atmosphere: Theory and Applications*, Blackie Ltd, London, 1987.
- [8] Tanenbaum, A. S., *Computer Networks*, 3rd Ed., Prentice Hall, 1996.