JSST
Journal of Space Science & Technology

Vol. 2, No. 5, Fall 2009 and Winter 2010

Simulation of Tracking Process and Communication Link with Satellite

M. Nasirian[1*], R. Saleh[2] and R. Shojaee[3]

1, 2 and 3. Space Industries Group

[*]Nobonyad Square, Tehran, IRAN

nasir@ee.kntu.ac.ir

What is done in this paper is simulation of telemetry and telecommand communication between satellite and earth station as what exists in real earth station. Three software: Satellite predictive motion software, Monitoring and Control (M&C) software, processing Software are used in the simulation. Satellite predictive motion software uses orbital equation extracted from Two Line Elements (TLE) to generate tracking elevation and azimuth angles of satellite. These angles as text file are input of M & C software. The M & C software has four modes as simulation mode, online mode, test mode and emergency mode. In simulation mode Acquisition Of satellite (AOS), Loss Of Satellite (LOS) and Pass Time (PT) are seen. The angles are produced and transferred to antenna servo system for moving antenna to desirable direction. Time of simulation is controllable and received signal level is displayed simultaneously. In this mode when satellite is observable, the telecommand can be send. In online mode all explained capabilities are valid except changing of time. In test mode antenna axis could move in desirable velocity and acceleration. In the other hand, when the satellite becomes lost, the system enters to emergency mode for searching of satellite. In the normal mode after receiving the telemetry data by M & C software this data as text file transferred to processing software. Processing software by protocol which accepted by satellite (HDLC based) recognizes the first and the end of telemetry frame and then extracts and displays the parameters. The telemetry parameters include online and offline data.

Keywords: telemetry, telecommand, orbit prediction, monitoring & control (M & C), processing

1. PhD. Control Postdoc, Space Industries Group (Corresponding Author)
2. M.Sc. Telecomunication, Space Industries Group
3. B.Sc. Computer Software, Space Industries Group

JSST
جلد ۲/ شمارهٔ ۵ / پاییز و زمستان ۱۳۸۸
ص. ص ۵۶- ۵۱

شبیه‌سازی فرآیند ردگیری و ارتباط مخابراتی با ماهواره

مهرزاد نصیریان[۱*]، رضا صالح[۲] و رضا شجاعی[۳]

۱. فوق دکترای کنترل ۲. کارشناس ارشد مخابرات سیستم ۳. کارشناس نرم‌افزار
۱، ۲و 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، زاویهٔ 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

ایدهٔ قرارگرفتن 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 عرصهٔ جدیدی در تکنولوژی و مهندسی شده‌است. به‌طوری‌که امروزه می‌توان با دقت بالا کلیهٔ اتفاقات عملی و پیچیده را توسط شبیه‌سازها تحلیل کرد. همچنین به کمک یک سری از نرم‌افزارها می‌توان فرایند ردگیری و ارتباط با ماهواره را شبیه‌سازی کرد.

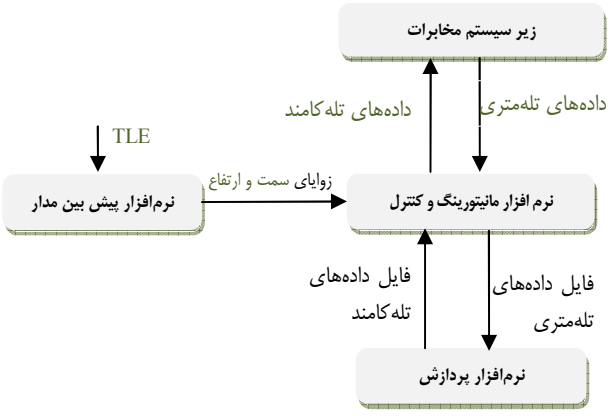
ماهواره‌هایی که در مدار خود در حال گردش هستند، برای اعلام وضعیت زیرسیستم‌ها، اطلاعاتی را با عنوان داده‌های تله‌متری به ایستگاه زمینی ارسال می‌کنند. بعد از تحلیل داده‌های تله‌متری، فرمان‌های لازم در قالب داده‌های تله‌کامند برای ماهواره ارسال می‌شود. برای برقراری یک ارتباط کامل باید برخی از تمهیدات درنظرگرفته شود. نخست آنکه باید زاویهٔ سمت و ارتفاع ماهواره در هر لحظهٔ 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 نحوهٔ 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، برنامهٔ نرم‌افزاری قابل اتصال به سخت‌افزار است که مشخصات کامل ماهواره (مدار، زاویهٔ میل، زمان قرارگیری در مدار و...) و مشخصات کامل آنتن ایستگاه زمینی را به‌عنوان ورودی دریافت می‌کند و در انتها سرعت و زوایای

سه محور چرخانندهٔ آنتن ایستگاه زمینی را در هر لحظه از زمان به همراه گراف تصویر ماهواره بر روی زمین و منطقهٔ دید آن بر روی نقشهٔ جغرافیایی زمین ارائه می‌دهد.

بعد از شبیه‌سازی ردگیری ماهواره نوبت به شبیه‌سازی ارتباط بین ایستگاه زمینی با ماهواره می‌رسد. در این قسمت تعاملات موجود بین زیرسیستم‌های مختلف ایستگاه زمینی و همچنین تبادل اطلاعات بین ماهواره و ایستگاه زمینی شبیه‌سازی می‌شود.

برای پوشش این نیازمندی‌ها سه نرم‌افزار مختلف طراحی شده است. نرم‌افزار پیش‌بین که وظیفهٔ تعیین زاویهٔ سمت و ارتفاع ماهواره را برعهده دارد؛ نرم‌افزار پردازش که بر طبق پروتکل مورد توافق، داده‌های تله‌متری و تله‌کامند را با ماهواره رد و بدل می‌کند؛ و نرم‌افزار مانیتورینگ و کنترل نیز وظیفهٔ ایجاد هماهنگی و نمایش عملکرد بخش‌های مختلف را بر عهده دارد. شمای ارتباطات بین سه نرم‌افزار و ورودی و خروجی هر یک در شکل (۱) مشاهده می‌شود. هر یک از این نرم‌افزارها بر روی کامپیوتر مستقلی نصب شده است و از طریق شبکهٔ داخلی LAN با یکدیگر تبادل اطلاعات می‌کنند. به این ترتیب، با استفاده از این مجموعه نرم‌افزارها می‌توان ضمن ردگیری هر ماهوارهٔ دلخواه، مانیتورینگ و کنترل زیرسیستم‌های مختلف ایستگاه زمینی اطلاعات تله‌متری ماهوارهٔ مورد نظر را دریافت و فرمان‌های 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 نرم‌افزار می‌توان از صحت عملکرد ایستگاه اطمینان حاصل کرد. در ادامه، ضمن معرفی هریک از نرم‌افزارها، قابلیت‌های آنها بیان می‌شود.



شکل ۱- شمای ارتباط بین سه نرم‌افزار

در فعالیت‌های پیشین [۱] و [۲] در ارتباط با بالستیک مدار کارهای بسیاری انجام شده است؛ اما نکته‌ای که در این مقاله مورد توجه ویژه قرارگرفته است؛ تلفیق مباحث مربوط به تله‌کامند، تله‌متری، پردازش اطلاعات، مانیتورینگ و کنترل ایستگاه زمینی با بحث بالستیک مدار است؛ به این ترتیب با استفاده از سه نرم‌افزار پیش‌بین مدار، مانیتورینگ-کنترل و پردازش موفق شدیم یک ایستگاه TT & C را به‌طور کامل پیاده‌سازی کنیم. در ادامه برای تکمیل فعالیت‌های فنی و ارزیابی صحت عملکرد ایستگاه طراحی شده، به‌خصوص مباحث بالستیک مدار، مجموعه‌ای از تست‌های کارکردی برروی یک ماهوارهٔ واقعی انجام شده است که نتایج حاصل از آن در این مقاله ارائه می‌شود.

نرم‌افزار پیش‌بین

این نرم‌افزار با گرفتن اطلاعات TLE[1] ماهوارهٔ مورد نظر و مشخصات ایستگاه زمینی، زوایای سمت و ارتفاع آنتن ایستگاه را به‌منظور ردیابی ماهواره به صورت یک فایل در اختیار نرم‌افزار مانیتورینگ قرار می‌دهد [۱] و [۲]. در طراحی این شبیه‌ساز، کلیهٔ محاسبات و نتایج، در زمان استاندارد بین‌المللی (UTC[2], GMT[3]) انجام می‌شود. این شبیه‌ساز دارای قابلیت نمایش انیمیشن حرکت ماهواره در فضای دو بعدی و سه بعدی است. اساس طراحی این شبیه‌ساز شامل مراحل زیر است:

الف- تعیین ورودی‌های لازم شامل پارامترهای کپلر از روی TLE، اطلاعات موقعیت و سرعت ماهواره و مشخصات ایستگاه زمینی

ب- حل معادلهٔ کپلر به منظور تعیین موقعیت ماهواره در فضای دو بعدی

ج- انتقال‌های فضاهای ماتریسی به‌منظور تعیین موقعیت ماهواره در فضای سه بعدی

د- بررسی اختلالات محیطی و دخالت آنها بر روی حرکت ماهواره در فضای سه بعدی

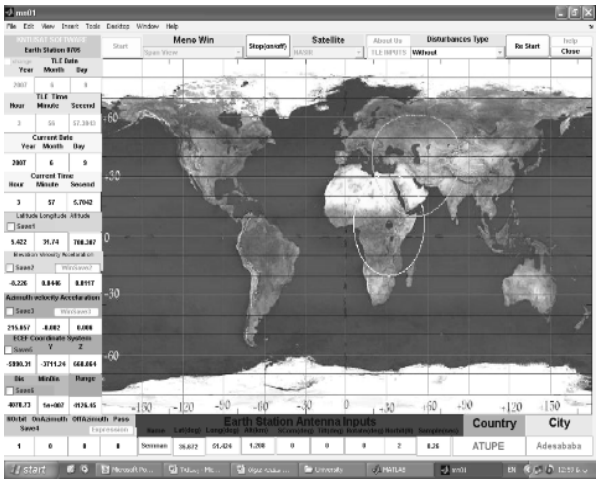
ه- تعیین موقعیت ماهواره در مختصات ایستگاه زمینی

ر- تعیین زوایا، سرعت‌ها، و شتاب‌های آنتن به منظور ردگیری ماهواره

ز- طراحی انیمیشن مربوطه در فضای سه بعدی

شمای این نرم‌افزار در شکل (۲) مشاهده می‌شود. این نرم‌افزار همچنین این قابلیت را دارد که رد ماهواره و کلیه مشخصات ایستگاه را برای چند ماه بعد هم پیش‌بینی کند؛ زاویهٔ 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 می‌شود [۳].

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



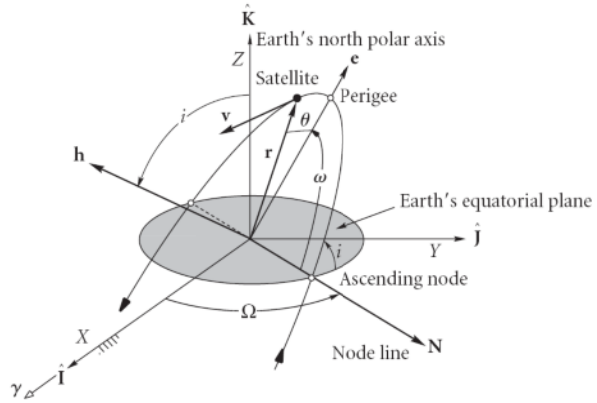
شکل ۲- شمای نرم‌افزار پیش‌بین حرکت

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، زاویهٔ میل مدار i، بعد زاویه‌ای از نقطهٔ اعتدال بهارین **Ω**، آرگومان نقطهٔ 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 معادلهٔ (۱) حل می‌شود [۴]:

Kepler equation :

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

Solution :

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

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

$$v = a(1 - e^2)^{.5}\sin E$$

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

$$T = 2\Pi\sqrt{\frac{a^3}{\mu}} \qquad (۱)$$

در روابط فوق x و y مختصات ماهواره در سیستم مختصات پریفوکال، v سرعت ماهواره در مدار و **μ** ضریب ثابت $\mu=398600.5 km^3/s$، E(t) ناهنجاری خروج از مرکز بیضی و a نصف قطر بزرگ بیضی مدار است.

در مرحلهٔ بعد با کمک ماتریس‌های انتقال معادلهٔ (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) به‌دست می‌آید [۲].

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

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

همچنین با مشخص بودن موقعیت ایستگاه زمینی و ماهواره در سیستم مختصات توپوسنتریک با روابط سادهٔ ریاضی زاویهٔ سمت و ارتفاع یا هر نوع اطلاعات مورد نیاز دیگر به‌راحتی قابل محاسبه است.

اختلال اتمسفری [۶ و ۷]

$$S_m = .25 \times S$$

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

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

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

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

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 فاصلهٔ مبنا (فاصلهٔ بین زمین و خورشید)، x_1، x_2 و x_3 مختصات ماهواره در سیستم مختصات اینرسی است.

اختلالات جاذبهٔ ماه و خورشید [۴و۵]

$$\Delta a = 0$$

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

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

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

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

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

در این روابط μ0(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 μ=398600.5km3/s است [۱].

نرم‌افزار مانیتورینگ و کنترل

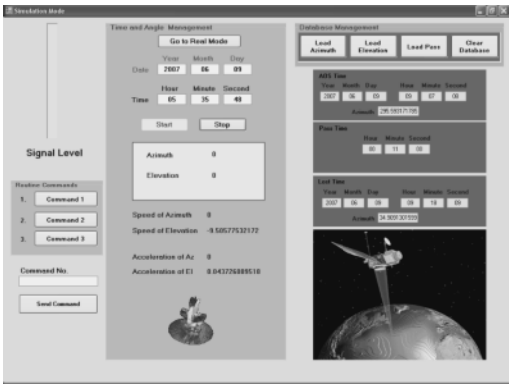
این واحد به صورت کاملاً نرم‌افزاری پیاده‌سازی شده است و با نرم‌افزارهای واحد پردازش و واحد پیش‌بین حرکت ماهواره در تعامل است. نرم‌افزار مانیتورینگ از مدهای بلادرنگ، شبیه‌سازی، تست و حالت اضطراری تشکیل شده است که از هر کدام از این حالت‌ها می‌توان بر حسب نیاز استفاده کرد. از وظایف نرم‌افزار مانیتورینگ می‌توان به نمایش وضعیت کلیهٔ قسمت‌های سخت افزاری ایستگاه زمینی و دادن هشدار در صورت از کار افتادن هر یک از بخش‌های ایستگاه، انجام تست‌های سه گانه (مکانیکی، مخابراتی و حفاظتی)، نمایش و ارسال زوایای سمت و ارتفاع در هر لحظه از زمان به درایور آنتن، ارسال تله‌کامندهای از پیش تعیین شده به ماهواره و دریافت اطلاعات تله‌متری، امکان سوییچ 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 المان‌های مکانیکی موجود است که باید تحت تست‌های سرعت و شتاب ماکزیمم قرار گیرد. به این گونه تست‌ها که معمولاً برای بدترین حالت در نظر گرفته می‌شود؛ تست‌های مکانیکی گفته می‌شود.

در مورد تست‌های مخابراتی، پارامترهایی نظیر سطح سیگنال دریافتی، اندازهٔ توان ارسالی اندازه‌گیری می‌شود.

در ایستگاه‌های زمینی معمولاً یکسری سنسور برای مانیتورینگ بخش‌های مختلف نصب می‌شود که معمولاً برای نمایش به موقع خرابی‌ها از آنها استفاده می‌گردد. برای این منظور، پیش از آغاز هر گذر از همهٔ سنسورها فیدبک گرفته می‌شود تا از صحت عملکرد آنها اطمینان حاصل شود. به این عملیات، تست‌های حفاظتی می‌گویند.

این نرم‌افزار زوایای سمت و ارتفاع را به عنوان ورودی از نرم‌افزار پیش‌بین حرکت ماهواره می‌گیرد و به عنوان خروجی، فرمت باینری اطلاعات تله‌متری دریافتی از ماهواره را به نرم‌افزار واحد پردازش تحویل می‌دهد. نمایش شمای نرم‌افزار مانیتورینگ در مد شبیه‌سازی و تست مکانیکی در شکل‌های (۴) و (۵) مشاهده می‌شود [۸ و ۹].



شکل ۴- شمای نرم‌افزار مانیتورینگ و کنترل در مد شبیه‌سازی

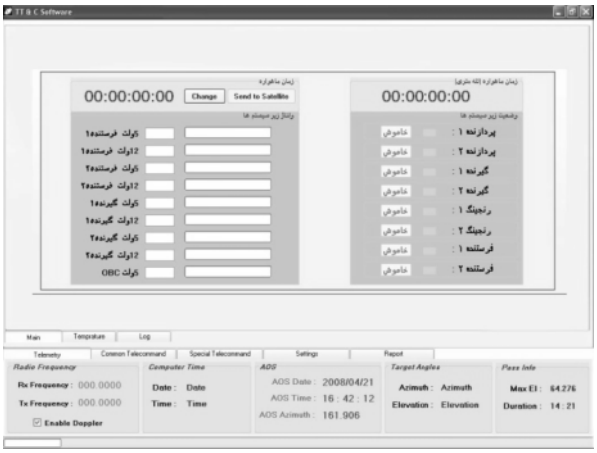
شکل ۵- شمای نرم‌افزار مانیتورینگ و کنترل در مد تست مکانیکی

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.

همان‌طورکه در شکل (۶) مشاهده می‌شود، پارامترهای تله‌متری شامل دو دسته داده‌های درون‌خطی و برون‌خطی هستند. داده‌های درون‌خطی شامل ساعت ماهواره و وضعیت فعال یا غیرفعال‌بودن 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 هنگامی‌که 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 مشاهدهٔ 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 کلیهٔ پارامترها تولید می‌شود.



شکل۶- 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 بتواند با شرایط یک مأموریت فضایی آشنا شوند استفاده کرد. از محدودیت‌های این شبیه‌سازی می‌توان به عدم درنظرگرفتن 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 شبیه سازهای ردگیر ایستگاه زمینی و کنترل وضعیت ماهواره، رساله دکتری، دانشگاه خواجه نصیرالدین طوسی، شهریور ۸۶.

[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.

[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.