بررسی اثر تغییر پارامترهای مداری بر توزیع دمای یک نمونه ماهواره واقع

در مدار همزمان با خورشید

مجید قاسمی — دانشیار دانشکدهٔ مکانیک، دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی
مجتبی قاسمی باقر آبادی — محقق گروه کنترل حرارت، مرکز تحقیقات عالی الکترونیک

چكيده

هدف از طراحي حرارتي يك ماهواره، نگهداشتن دماي قطعاتش در محدودهٔ كاركرد مناسب مي‌باشد. از جمله پارامترهايي كه در طراحي حرارتي يك ماهواره و توزيع دماي قطعات آن مؤثرند، پارامترهاي مداري مي‌باشند. اين پارامترها بر شرايط مرزي ماهواره تاثير بهسزائی مي‌گذارند. پارامترهاي مشخص‌كننده مدار همزمان با خورشيد، ارتفاع و ساعت محلي هستند. هدف اين مقاله، بررسي تأثيرات اين دو پارامتر بر توزيع دماي قطعات يك نمونه ماهواره واقع در اينگونه مدار مي‌باشد. نتايج بدست آمده نشان مي‌دهد كه با افزايش ارتفاع دماي قطعات داخلي ماهواره افزايش يافته و مقايسه ساعت‌هاي محلي نيز نشان مي‌دهد كه دماي قطعات داخلي در ساعت ۱۰:۳۰ بيشتر از ساعت ۱۲:۰۰ بوده و نيز با افزايش ارتفاع ميزان افزايش دماي قطعات داخلي در ساعت ۱۰:۳۰ بيشتر مي‌باشد.

كلمات كليدی: **مدار همزمان با خورشيد، زاوية β، ارتفاع، ساعت محلی**

Effect of Orbital Parameters on Satellite Temperature Distribution

Located in Sun-synchronous Orbit

M. Ghassemi — Dept. of Mech. Eng., KNT university of Technology
M. Ghessemi Bagherabadi — Advanced Electronic Research Center

Abstract

The goal of this paper is to investigate the effect of orbital parameters on thermal behavior of a small satellite located in sun-synchronous orbit. In sun-synchronous orbit, altitude and local time are the most important parameters that influence the satellite thermal design. These parameters influence satellite boundary conditions. The governing energy equations are a system of coupled nonlinear algebraic equations. For thermal analysis a finite difference method, lumped parameter method, is used. Thermal network for heat interacting nodes are drawn and a finite difference based code is utilized to solve the set of non-linear algebraic equations. Results show that internal component temperature increase when altitude increase. Also, at 10:30 local time internal components show higher temperature than 12:00 local time.

Key words: Sun Synchronous Orbit, Beta Angle, Altitude, Local Time

۱- مقدمه

ماهوارهها با توجه به محمولههائی که بههمراه دارند و مأموریت محوله در مدارهای مختلفی قرار می‌گیرند. از جمله مدارهایی که برای مأموریتهای مختلف در نظر گرفته می‌شوند مـی‌توان از مـدار قطبی (Polar Orbit)، مـدار شیبـدار (Inclined Orbit) و مدار همزمان با خورشید نام برد. مدار همزمان با خورشید مداری است که در آن ماهوارة استوای زمین را همیشه در یک موقعیت ثابت نسبت به خورشید قطع می‌کند. مدار همزمان با خورشید بهطور دقیق با دانستن ارتفاع و زمان عبور از استوا (Local Time) تعیین می‌شود [1]. تا بهحال مطالعات مفصلی در مورد مدارهای مختلفی که ماهوارهها در آن قرار می‌گیرند، انجام گرفته است [2] و [3]. در یکی از این مطالعات که در مرکز تحقیقات فضائی ناسا انجام شده است، برنامه‌ای برای محاسبة پارامترهای مداری مربوط به تحلیل حرارتی یک ماهواره نوشته شده است [1]. تا بهحال مطالعهای دربارة تأثیر پارامترهای مداری روی توزیع دمای قطعات ماهواره انجام نشده است و یا اگر انجام گرفته است در دسترس نبوده است. تنها تحقیق انجام گرفته بررسی اثر تغییر ارتفاع بر روی توزیع دمای قطعات یک نمونه ماهواره می‌باشد [۴].

در این تحقیق که هدفش بررسی پارامترهای مداری می‌باشد اثر ارتفاعهای مختلف ۶۰۰ ، ۸۰۰ ، ۱۰۰۰ ، ۱۲۰۰ و ۱۵۰۰ کیلومتر در دو ساعت محلی ۱۲:۰۰ و ۱۰:۳۰ با محاسبة دقیق زاویة بتا، بر روی توزیع دمای قطعات یک نمونه ماهواره بررسی شده است.

در مطالعة قبلی فقط اثر تغییر ارتفاع بررسی شده بود بعلاوة آنکه مقداری تقریبی برای زاویة بتا که زاویة بین صفحة مدار و راستای تابش خورشید است در نظر گرفته شده بود و نیز نوع کنترل وضعیت ماهوارة مطالعة قبلی بوم گرادیان بود اما در این مطالعه علاوه بر ارتفاع اثر ساعت محلی نیز بررسی شده است. همچنین در این مطالعه زاویة بتا بهطور دقیقی محاسبه شده است که نتایج آن بسیار نزدیک بهمطالعة انجام گرفته در مرکز تحقیقات فضائی ناسا می‌باشد. در ضمن نوع کنترل وضعیت این ماهواره پایدار چرخان می‌باشد [5] که تفاوت زیادی از نقطهنظر شارهای دریافتی نسبت به ماهوارهای با سیستم کنترل بوم گرادیان دارد.

روش تحلیل استفاده شده در هر دو مطالعه روش پارامترهای تودهای است [۶] و [7]. این روش کاربرد بسیار فراوانی در تحلیل حرارتی ماهوارهها دارد. چون معادلات حاکم غیر خطی می‌باشند روش تکراری نیوتن-رافسون برای تبدیل معادلات غیرخطی بهمعادلات خطی و روش تکراری گوس-سایدل برای حل معادلات خطی انتخاب شده است. در مطالعة قبلی از روش مستقیم حذف گوس استفاده گردیده بود که هر دو روش از روشهای معتبر در حل معادلات خطی می‌باشند [8].

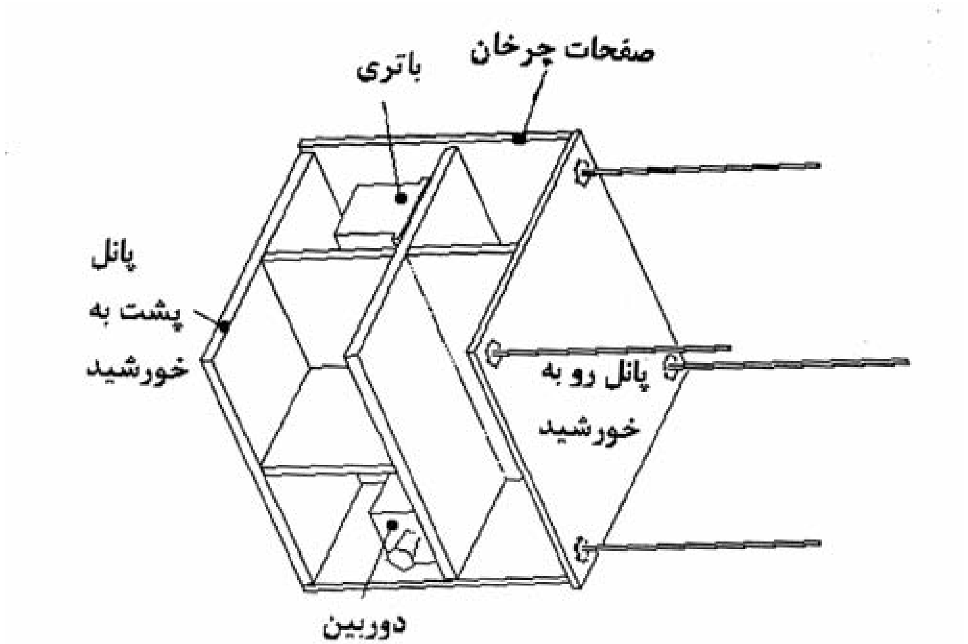
۲- مشخصات ماهوارة نمونه

مـاهـوارة نمـونـه، یک ماهوارة میکـرو و مکعبـی بـا ابعـاد ۶۰*۶۰*۶۰ سانتیمتر مکعب و جرم ۶۰ کیلوگرمی می‌باشد شکل(۱). این ماهواره در یک مدار دایروی همزمان با خورشید واقع شده است. سیستم کنترل حرارت این ماهواره از نوع غیرفعال و سیستم کنترل وضعیت آن از نوع پایدار چرخان و سرعت چرخش این ماهواره حول محور چرخشش (محور Pitch) حدود rpm ۴ می‌باشد [9]. ماهواره دارای دو طبقه می‌باشد که برای جاسازی تجهیزات الکتریکی و بردهای الکترونیکی تعبیه گردیده است. برای تأمین انرژی این ماهواره در طول مأموریتش از سلولهای خورشیدی استفاده شده است. این سلولهای خورشیدی بر روی پنج وجهی که در مقابل خورشید قرار می‌گیرند، نصب می‌شوند شکل (۱). صفحات خارجی این ماهواره از نقطهنظر دریافت شار به سه نوع صفحة خارجی دستهبندی می‌شوند. این سه صفحه عبارتند از: صفحهای که همیشه در مقابل خورشید قرار می‌گیرد و آنتنها بر روی آن نصب شده است (Sun Side یا همیشه رو بهخورشید)، صفحهای که پشت ماهواره قرار می‌گیرد و هیچگاه خورشید را نمی‌بینند (Anti Sun Side یا همیشه پشت بهخورشید)، چهار صفحه خارجی دیگر مـاهواره کـه همیشه در حال چرخش حول محور Pitch می‌باشد (Belly Band یا صفحات جانب) شکل (۱).

۳- پارامترهای مداری

ارتفاع و ساعت محلی که در این مطالعه اثر تغییرات آنها بر توزیع دمای قطعات ماهواره بررسی می‌گردد، پارامترهای معین کننده مدار همزمان با خورشید هستند.

ارتفاع که در حقیقت فاصله ماهواره از سطح زمین می‌باشد در یک مـدار همزمـان بـا خورشیـد بـر روی پریود مـدار و شیب مداری تأثیر مـی‌گذارد. پریود کـه نشان دهنـده زمان چرخش



شکل ۱- شماتیک ماهوارهٔ نمونه که مورد تحلیل قرار گرفته است.

یک دور کامل ماهواره به دور زمین می‌باشد از رابطهٔ (۱) قابل محاسبه است [۱۰]. شیب مداری نیز که معرف زاویهٔ بین صفحه مدار و صفحه استوا می‌باشد در یک مدار دایروی از رابطه (۲) محاسبه می‌شود [2].

$$P = 2\pi\left(\frac{a^3}{\mu}\right)^{1/2} \qquad (۱)$$

$$RI = \arccos\left[-(0.09910)\left(\frac{a}{6371}\right)^{3.5}\right] \qquad (۲)$$

در رابطهٔ (۱) مقدار $398601.19 Km^3/s^2$ برای پارامتر جاذبهٔ زمین (μ) در نظر گرفته می‌شود.

از پارامترهای دیگری که از ارتفاع اثر می‌پذیرد و بر شرایط مرزی ماهواره مؤثر است، ضریب دید صفحات خارجی ماهواره نسبت بهزمین است. صفحات خارجی این ماهواره همیشه در دو حالت عمود یا موازی نسبت بهسطح زمین قرار می‌گیرند. ضریب دید یک صفحه موازی نسبت بهسطح یک کره از رابطهٔ (۳) و ضریب دید یک صفحه عمود بر سطح یک کره از رابطهٔ (۴) قابل محاسبه است [11].

$$F_{12H} = 2\int_0^{\cos^{-1}\frac{1}{1+v}} \frac{B\times\sin\varphi\times Cos\varphi - B^{\frac{1}{2}}\times\sin^3\varphi}{A^2}\, d\varphi \qquad (۳)$$

$$F_{12V} = \frac{2}{\pi}\int_0^{\cos^{-1}\frac{1}{1+v}} \frac{B^{\frac{1}{2}}\sin^2\varphi\cos\varphi - \sin^4\varphi}{A^2}\, d\varphi \qquad (۴)$$

در دو رابطهٔ (۳) و (۴) پارامترهای A و B معادل عبارتهای زیر می باشند:

$$A = \left\lfloor 1+(1+v)^2 - 2(1+v)\cos\varphi \right\rfloor$$

$$B = \left\lfloor 1+(1+v)^2 - 2(1+v)\cos\varphi - \sin^2\varphi \right\rfloor$$

ساعت محلی که زاویهٔ بین نقطهٔ صعود یا Ascending node[(1)] و موقعیت اعتدال بهاری در روز اول سال می‌باشد در یک مدار

۱- Ascending Node: نقطه‌ای از مدار که ماهواره در آن صفحه استوا را قطع کرده و از سمت جنوب بهسمت شمال می‌رود.

همزمان با خورشید تقریباً همیشه ثابت است [۱۰]. ساعت محلی تأثیر مستقیم بر زاویهٔ β (زاویهٔ بین بردار خورشیدی و صفحهٔ مدار) که مهمترین پارامتر مداری برای طراحی حرارتی ماهواره می‌باشد، دارد. زاویهٔ β نیز بر مقدار شار ورودی به‌ماهواره تأثیر مستقیم دارد. تعریف ریاضی زاویهٔ β بهصورت معادلهٔ (۵) می‌باشد [۱۰]:

$$\beta = Sin^{-1}(Cos\,\delta_s.SinRI.Sin(\Omega - \Omega_s) + Sin\,\delta_s.CosRI) \quad (۵)$$

اگر فرض کنیم که زمین ثابت و خورشید به دور زمین می‌چرخد، زاویهٔ Ω_s موقعیت خورشید را نشان می‌دهد. این زاویه روی صفحه استوایی قرار دارد و از اعتدال بهاری سنجیده می‌شود. Ω_s را می‌توان از رابطهٔ $\Omega_s = \dot{\Omega}_t$ محاسبه کرد، بطوریکه در آن $\dot{\Omega}$ که همان سرعت چرخش خورشید بهدور زمین می‌باشد معادل مقدار $0.9856 Deg/day$ خواهد بود. با توجه بهمعالهٔ $\Omega = \dot{\Omega}t + \Omega_\circ$ داریم:

$$\Omega - \Omega_s = \Omega_\circ \quad (۶)$$

$\Omega_\circ$ همان زاویهای است که معادل ساعت محلی می‌باشد. مثلاً برای یک ماهواره که ساعت محلی آن ۱۰:۳۰ صبح می‌باشد بدین معناست که این ماهواره همیشه هنگام عبور از نقطهٔ صعود، مدارش موقعیتی به مانند شکل (۲) نسبت بهخورشید دارد. یعنی این ماهواره همیشه هنگام عبور از استوا موقعیتش ۱/۵ نصفالنهار جلوتر از خورشید است و این ۱/۵ نصفالنهار معادل زاویهای بهاندازهٔ ۲۲/۵ درجه می‌باشد. بهدلیل این که مدار زمین بدور خورشید دایروی نیست، مقدار $\Omega_\circ$، ثابت نبوده و تغییراتی دارد.

و نیز زاویهٔ بین موقعیت خورشید از دید ناظری واقع بر روی خط استوا در ساعت ۱۲ با راستای عمود سطح زمین را δ_s می‌نامند که از رابطهٔ (۷) محاسبه می‌شود.

$$\delta_s = 23.4 \times \sin(\frac{2\pi}{365.25}.t) \quad (۷)$$

از پارامترهای دیگر که زمان ورود شار بهماهواره را مشخص می‌کند زمان سایه است. زمان سایه، مدت زمانی است که ماهواره در سایه زمین قرار می‌گیرد و خورشید را نمی‌بیند. برای بهدست آوردن زمان سایه در مدار دایروی می‌توان از رابطهٔ (۸) استفاده کرد [۱۰].

$$f_E = \begin{cases} \frac{1}{180^\circ} Cos^{-1}\left[\frac{(h^2 + 2Rh)^{0.5}}{(R+h)Cos\beta}\right] & if\,|\beta| < \beta^* \\ 0 & if\,|\beta| \geq \beta^* \end{cases} \quad (۸)$$

که در رابطهٔ (۸)، f_E نشان دهنده کسری از پریود مدار است که در آن ماهواره در سایه قرار می‌گیرد. برای بهدست آوردن β^* می‌توان از رابطهٔ (۹) استفاده کرد.

$$\beta^* = Sin^{-1}\left[\frac{R}{R+h}\right] \quad ;0 \leq \beta^* \leq 90^\circ \quad (۹)$$

۴- شرایط مرزی حرارتی

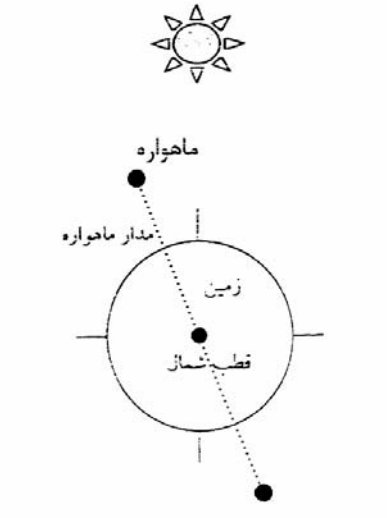
بهطور کلی ماهوارههای واقع در مدار کمارتفاع و هم زمان با خورشید سه نوع شار حرارتی دریافت می‌کنند. این سه نوع شار حرارتی عبارتند از: شار خورشید، شار انعکاسی خورشید توسط زمین، تشعشع مادون قرمز زمین. بدنه ماهواره نیز بهعلت دمائی که دارد مقداری انرژی حرارتی بهاعماق فضا صادر می‌کند [۱۲].

در محاسبه شار برخوردی خورشیدی سطح پشت بهخورشید که همیشه نسبت بهخورشید در پشت ماهواره قرار می‌گیرد و هیچگونه شار مستقیمی از خورشید دریافت نمی‌کند، برای سطوح همیشه رو بهخورشید و سطوح جانبی نیز می‌توان از روابط (۱۰) و (۱۱) برای بهدست آوردن شار برخوردی خورشیدی استفاده کرد. لازم بهذکر است این صفحات هنگامی که ماهواره در سایه قرار می‌گیرند هیچ شاری از خورشید دریافت نمی‌کنند.

$$Q_{sun-Belly\ Band} = A.\alpha_s.S_a.Cos\beta/\pi \quad (۱۰)$$

$$Q_{Sun-Sun\ side} = A.\alpha_s.S_a.Sin\beta \quad (۱۱)$$

در محاسبهٔ شار برخوردی انعکاسی از زمین هر دو سطح همیشه رو بهخورشید و سطح پشت بهخورشید در این ماهواره و در این ساعتهـای محلی مورد مطالعه بهیک میزان شار انعکاسی دریافت می‌کنند.



شکل ۲- موقعیت خورشید نسبت به مدار ماهواره برای ساعت محلی ۱۰:۳۰

لازم بهذکر است که فرض می‌شود این شار علاوه بر زمان سایه در θ بین ۹۰ تا ۲۷۰ درجه نیز برخوردی با صفحات ماهواره ندارد.

$$Q_{albedo-Sun.\,Anti\ Sun\ Side} = A.\alpha_s.S_a.f_a.\cos\theta.F_{12V}.\sin\beta \qquad (۱۲)$$

$$Q_{albedo-Belly\,Band} = A\alpha_s.S_\alpha.f_a.\cos\theta.F_{12H}.\cos\beta/\pi \qquad (۱۳)$$

شار تابیده شده از زمین بهسطوح خارجی ماهواره مطابق معادلات (۱۴) و (۱۵) می‌باشند و نکته حائز اهمیت این است که این شار در تمام زمان پریود مدار بر صفحات خارجی ماهواره بهصورت ثابت وارد می‌شود.

$$Q_{earth-sun,Anti\ sun\ side} = A.\varepsilon.G.F_{12v} \qquad (۱۴)$$

$$Q_{earth-Belly\ Band} = A.\varepsilon.G.F_{12H}/\pi \qquad (۱۵)$$

در روابط (۹) تا (۱۵)، S_a و G با دو مقدار ۱۳۵۳ و ۲۵۲/۳ وات بر مترمربع جایگزین می‌شوند، برای f_a نیز مقدار متوسط ۰/۳۴ فرض می‌شود [۱۲].

۵- معادلهٔ حاکم و روش حل

معادلهٔ حاکم، معادلهٔ انرژی است. که بهعلت پائین بودن دانسیته هوا در مدار ماهواره، از جمله جابجائی معادله انرژی صرفنظر می‌گردد. حالت خلاصه شده معادله حاکم بهصورت زیر می‌باشد [13]:

$$m_i c_{P_i}\frac{dT_i}{dt} + \sum_{j=1}^{n} C_{ij}(T_i - T_J) + \sum_{j=1}^{n+1} R_{ij}(T_i^4 - T_j^4) - Q_i = 0 \qquad (۱۶)$$

اگر دما را تابع خطی زمان در بازهٔ زمانی Δt فرض کنیم، می‌توان مشتق زمانی $\frac{dT_i}{dt}$ را بهصورت زیر گسستهسازی نمود.

$$\frac{dT_i}{dt} = \frac{T_i' - T_i}{\Delta t} \qquad (۱۷)$$

پریم در معادلهٔ (۱۷) نشان دهندهٔ زمان $t+\Delta t$ می‌باشد. پس از داخل کردن ضریب وزنی f (ضریب کرانک-نیکلسون) برای کنترل روند حل، معادلهٔ کلی بهشکل زیر تبدیل خواهد شد: در دو رابطهٔ (۱۶) و (۱۸) Cij و Rij بهترتیب ارتباط هدایتی و تشعشعی بوده که با استفاده از روابط (۱۹) و (۲۰)

$$m_i c_{p_i} \frac{(T_i - T_i)}{\Delta t} + f(\sum_{j=1}^{n} C_{ij}(T_i - T_j)$$
$$+ \sum_{j=1}^{n} R_{ij}(T_i^4 - T_j^4) + R_{i-space}(T_i^4 - T_{space}^4))$$
$$+ (1-f)(\sum_{j=1}^{n} C_{ij}(T_i - T_j) + \sum_{j=1}^{n} R_{ij}(T_i^4 - T_j^4)$$
$$+ \sigma R_{i=space}(T_i^4 - T_{space}^4)) = Q_i \quad (۱۸)$$

محاسبه می‌گردند.

$$C_{ij} = \frac{K_{ij} A_{ij}}{L_{ij}} \quad (۱۹)$$

$$R_{ij} = \sigma \varepsilon_i \varepsilon_j A_i F_{ij} = \sigma \varepsilon_i \varepsilon_j A_i F_{ji} \quad (۲۰)$$

و Q_i شامل شرایط مرزی حراتی وارده بر ماهواره و همچنین توانهای اتلافی در ماهواره می‌باشد. همانطور که ملاحظه می‌گردد، معادلهٔ حاکم (معادلهٔ (۱۸)) یک معادلهٔ دیفرانسیلی غیرخطی درجه چهار می‌باشد. در روش پارامترهای توده‌ای، ماهواره به تعدا n گره (Node) تقسیم می‌گردد. فرض می‌شود که مشخصات حرارتی و ترمودینامیکی و همچنین جرم هر گره در مرکز آن متمرکز می‌باشد. نوشتن معادله انرژی برای هر گره یک دستگاه معادلات n*n غیرخطی خواهیم داشت که پارامترهای مجهول آن مقادیر دمایی هستند. با حل دستگاه فوق، مقادیر دمایی مربوط به هر گره حاصل خواهد شد. در حل دستگاه معادلات از روش نیوتن-رافسون برای خطی‌سازی معادلات و از روش گوس-سایدل برای حل معادلات خطی استفاده شده است.

۶- نتایج

از آنجایی که رفتار دمائی قطعات مختلف ماهواره از شرایط مرزی وارده تأثیر می‌پذیرند، ابتدا بهبررسی شرایط مرزی وارده بر سطوح ماهواره می‌پردازیم. مقدار شار وارده بر سطوح جانبی ماهواره با تغییر ارتفاع و ثابت بودن ساعت محلی به دو فاکتور ضریب دید صفحات جانبی ماهواره بهزمین و درصد زمان سایه وابسته است. مطابق جدول (۱) با افزایش ارتفاع ماهواره مقدار ضریب دید دو صفحهٔ افقی و عمودی کاهش می‌یابد که با توجه به روابط (۱۲) تا (۱۵) مشاهده می‌گردد که با کاهش ضرایب دید، شارهای زمین و انعکاسی زمین کاهش می‌یابند. نیز مطابق جدول (۱) ملاحظه می‌شود که با افزایش ارتفاع درصد زمان سایه نیز کاهش می‌یابد و این بدان معناست که ماهواره درصد زمان بیشتری در برابر شار خوشید قرار می‌گیرد که با توجه به روابط (۱۰) و (۱۱) نتیجه می‌گیریم که با افزایش ارتفاع مقدار شار خورشیدی وارده افزایش می‌یابد. برای آنکه بتوان تشخیص داد کدام پارامتر اثر بیشتری دارد کل ماهواره را یک گره فرض کرده و جرم و توان اتلافی کل ماهواره را به آن نسبت می‌دهیم مطابق جدول (۲) مشاهده می‌گردد که برای این ماهوارهٔ فرضی با افزایش ارتفاع شار زمین و انعکاسی زمین کاهش و شار خورشید افزایش می‌یابد و در مجموع کل شار وارده بر ماهوراه، با افزایش ارتفاع ماهواره، افزایش می‌یابد. اختلاف بین بیشترین و کمترین مقدار شار وارده در ساعت ۱۰:۳۰ حدود ۱/۷ کل شار وارده و برای ساعت محلی ۱۲:۰۰ در حدود ۰/۲ کل شار وارده می‌باشد و چون افزایش شار وارده باعث افزایش دمای قطعات داخلی ماهواره می‌گردد، می‌توان پیشبینی کرد میزان افزایش دمای قطعات داخلی ماهواره با افزایش ارتفاع در ساعت محلی ۱۰:۳۰ بیشتر از ساعت محلی ۱۲:۰۰ باشد و با مشاهدهٔ مقادیر این شارهای وارده نیز می‌توان پیشبینی کرد دمای قطعات داخلی ماهواره در حالت ساعت محلی ۱۰:۳۰ در یک ارتفاع ثابت بیشتر از ساعت محلی ۱۲:۰۰ باشد.

برای بررسی رفتار دمائی قطعات مختلف ماهواره دمای گرههای ۱، ۱۵ و ۳۰ که بهترتیب سطوح همیشه پشت بهخورشید و همیشه رو بهخورشید و باتری (بهعنوان یکی از قطعات داخلی ماهواره) می‌باشند مورد تحلیل و ارزیابی قرار می‌گیرند. برای ساعت محلی ۱۰:۳۰ با توجه بهمنحنی‌های (۱) و (۲) مشاهده می‌شود که با افزایش ارتفاع دمای گرههای ۱ و ۱۵ کاهش می‌یابند. چون گره ۱ همان سطح Anti Sun Side بوده و این سطح فقط در معرض شارهای زمین و انعکاسی زمین قرار می‌گیرد و با توجه به جدول (۳) که با افزایش ارتفاع کاهش در مقدار این دو شار را نشان می‌دهد این رفتار دمائی معقول بهنظر می‌رسد. برای گره ۱۵ نیز با توجه به جدول (۳) که با افزایش ارتفاع کاهش در مقدار شار وارده بر این سطح را نشان می‌دهد، این رفتار دمائی صحیح می‌باشد. با مشاهدهٔ منحنی (۳) افزایش در دمای باتری با افزایش ارتفاع مشاهده می‌گردد و این بدان علت است که بـا توجـه به جدول (۲) با افزایش ارتفاع مقدار شار کلی وارده به ماهواره افزایش می‌یابد.

جدول ۱- اثرات تغییر ارتفاع بر روی پارامترهای مداری برای دو ساعت محلی ۱۰:۳۰ و ۱۲:۰۰

			ساعت محلی ۱۰:۳۰		ساعت محلی ۱۲:۰۰			
ارتفاع مدار (km)	شیب مدار (Degree)	پریود ماهواره (Sec)	متوسط زاویه β (Degree)	درصد زمان سایه %	متوسط زاویة β (Degree)	درصد زمان سایه %	F_{12V}	F_{12H}
۶۰۰	۹۷/۷۷	۵۷۹۰	۲۱/۳۳	۳۵/۶	۱/۹۷	۳۶/۶	۰/۲۴۹	۰/۸۳۵
۸۰۰	۹۸/۵۹	۶۰۴۵	۲۱/۲۹	۳۳/۶	۲/۱۸	۳۴/۸	۰/۲۱۸	۰/۷۹
۱۰۰۰	۹۹/۴۶	۶۳۰۰	۲۱/۲۴	۳۱/۸	۲/۴	۳۳/۲	۰/۱۹۳	۰/۷۴۷
۱۲۰۰	۱۰۰/۴۰	۶۵۵۵	۲۱/۱۸	۳۰/۳	۲/۶۴	۳۱/۱۸	۰/۱۷۳	۰/۷۰۸
۱۵۰۰	۱۰۱/۹۴	۶۹۵۰	۲۱/۰۸	۲۸/۳	۳/۰۲	۲۹/۹	۰/۱۴۹	۰/۶۵۵

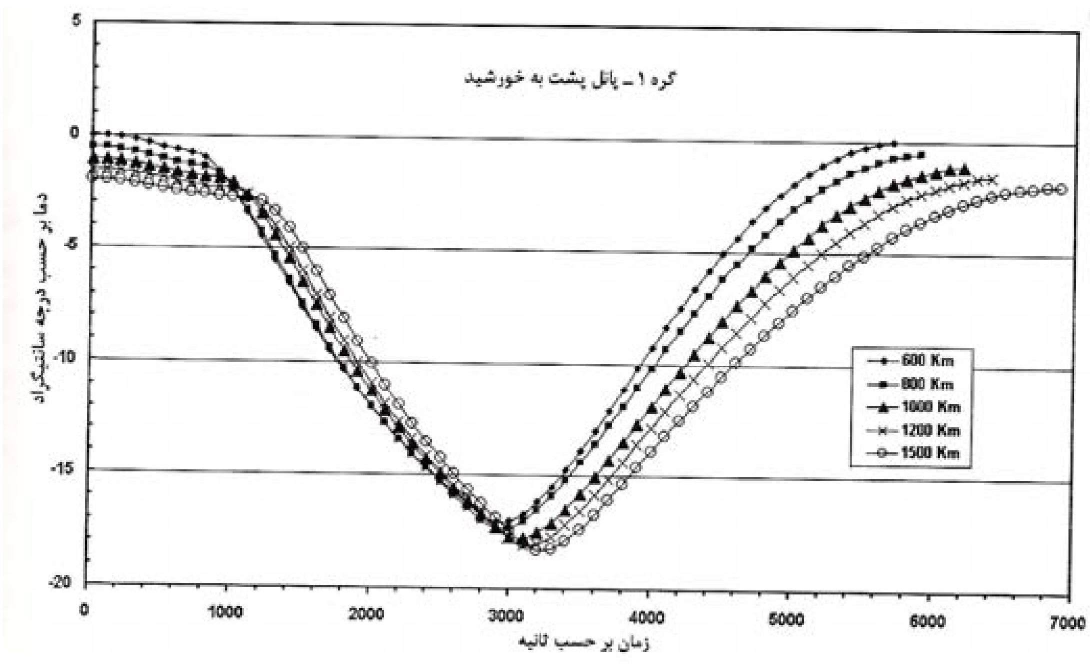
جدول ۲- اثرات تغییر ارتفاع بر روی شارهای وارده بر یک ماهوارة تک گرهای در دو ساعت محلی ۱۰:۳۰ و ۱۲:۰۰

	ساعت محلی ۱۰:۳۰				ساعت محلی ۱۲:۰۰			
ارتفاع مدار (km)	شار خورشیدی(Watt)	شار زمین (Watt)	شار انعکاسی زمین (Watt)	کل شار وارده * (Watt)	شار خورشیدی (Watt)	شار زمین (Watt)	شار انعکاسی زمین (Watt)	کل شار وارده *(Watt)
۶۰۰	۴۴۵/۶	۹۸/۶۲	۶۲/۳	۶۳۵/۱	۳۷۲/۵۱	۹۸/۶۲	۶۶/۸۳	۵۶۶/۵۴
۸۰۰	۴۶۰/۹۴	۹۱/۴۹	۵۷/۹۴	۶۳۸/۹۵	۳۸۳/۲۹	۹۱/۴۹	۶۲/۱۳	۵۶۵/۵
۱۰۰۰	۴۷۲/۳۹	۸۵/۱۵	۵۴/۰۴	۶۴۰/۱۷	۳۹۴/۱۷	۸۵/۱۵	۵۷/۹۳	۵۶۵/۸۳
۱۲۰۰	۴۸۳/۸	۷۹/۶۸	۵۰/۶۷	۶۴۲/۷۴	۴۰۱/۹۱	۷۹/۶۸	۵۴/۲۸	۵۶۴/۴۷
۱۵۰۰	۴۹۸/۹۵	۷۲/۵۸	۴۶/۲۷	۶۴۶/۳۹	۴۱۶/۹۹	۷۲/۵۸	۴۹/۵۲	۵۶۷/۶۸

توان اتلافی متوسط کل ماهواره ۲۸/۵۸ وات در نظر گرفته شده است.

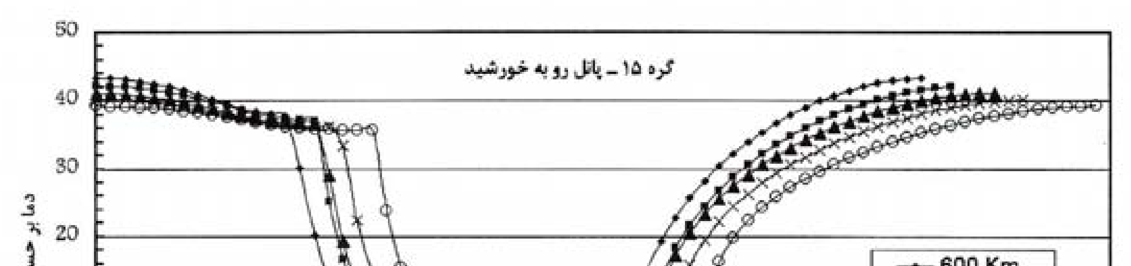
جدول ۳- اثرات تغییر ارتفاع بر روی شارهای وارده بر دو سطح Sun Side و Anti Sun Side در ساعت ۱۰:۳۰

	برای صفحه Sun Side				برای صفحه Anti Sun Side			
ارتفاع (km)	شار خورشید (Watt)	شار زمین (Watt)	شار انعکاسی زمین (Watt)	شار کلی وارده (Watt)	شار خورشید (Watt)	شار زمین (Watt)	شار انعکاسی زمین (Watt)	شار کلی وارده (Watt)
۶۰۰	۱۰۴/۵۹	۱۷/۰۷	۳۷/۷۲	۱۵۹/۳۸	۰	۱۷/۰۷	۳۷/۷۲	۵۴/۷۹
۸۰۰	۱۰۸/۰۱	۱۴/۹۵	۳۵/۶۹	۱۵۸/۶۶	۰	۱۴/۹۵	۳۵/۶۹	۵۲/۶۴
۱۰۰۰	۱۱۰/۴۸	۱۳/۲۳	۳۳/۷۶	۱۵۷/۴۸	۰	۱۳/۲۳	۳۳/۷۶	۴۶/۹۹
۱۲۰۰	۱۱۲/۸۸	۱۱/۸۶	۳۲/۰۱	۱۵۶/۷۶	۰	۱۱/۸۶	۳۲/۰۱	۴۳/۸۷
۱۵۰۰	۱۱۵/۹۵	۱۰/۲۱	۲۹/۶۴	۱۵۵/۸۱	۰	۱۰/۲۱	۲۹/۶۴	۳۹/۸۵

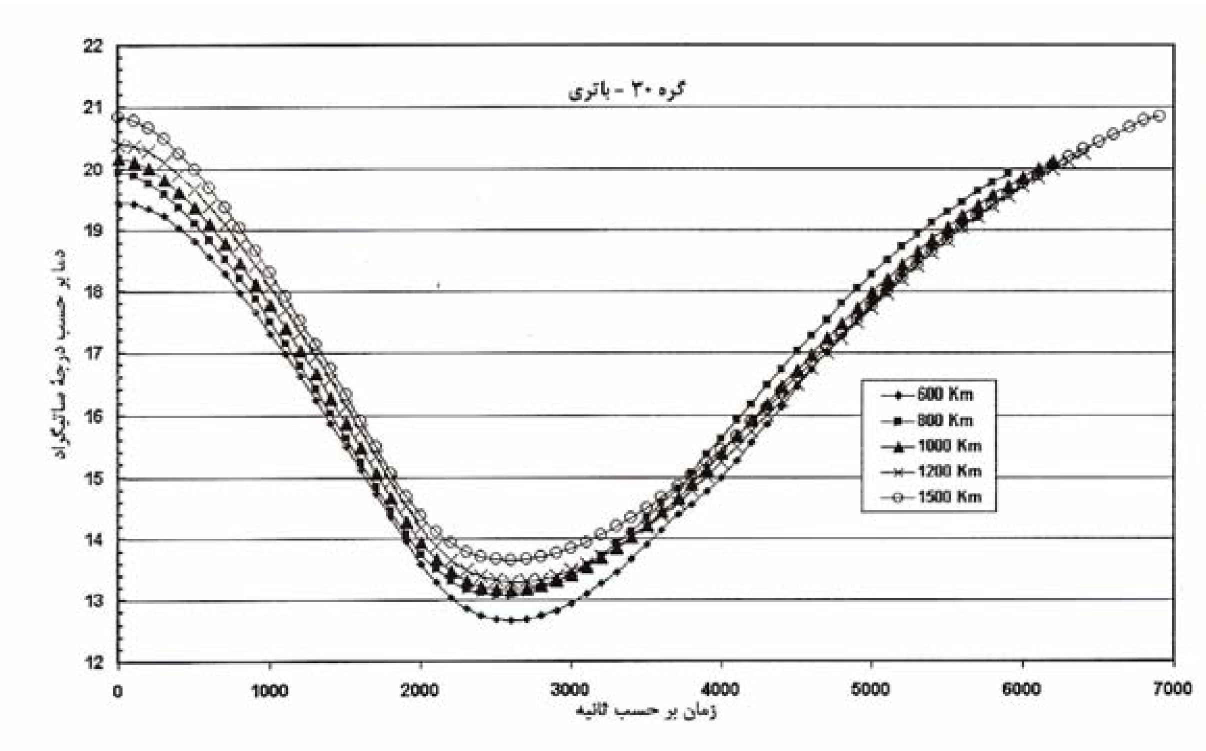


منحنی ۱- تغییرات دمای سطح Anti Sun Side در اثر تغییر ارتفاع در ساعت محلی ۱۰:۳۰

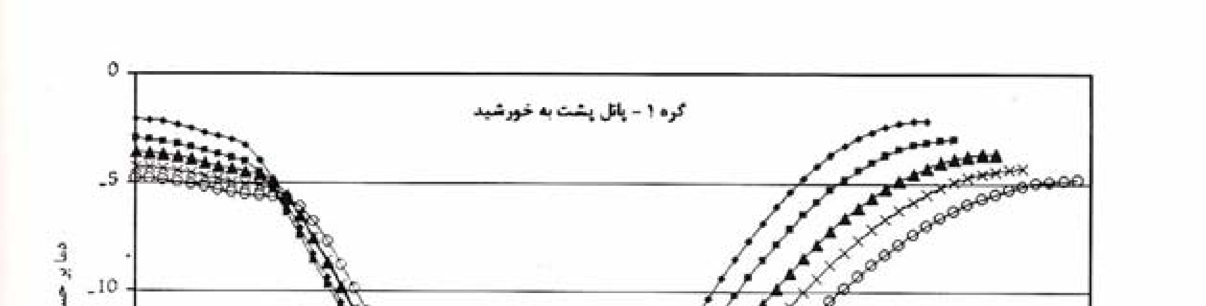
در بررسی دقیقتر نتیجه‌گیری می‌شود. که علت افزایش دمای باتری و یا بهطور کلی دمای قطعات داخلی ماهواره با وجود کاهش دمای دو وجه این ماهوارۀ مکعبی، افزایش دمای سطوح جانبی بوده است. برای ساعت محلی ۱۲:۰۰ نیز از روی منحنی‌های (۴) و (۵) می‌توان مشاهده کرد که دمای گرههای ۱ و ۱۵ با افزایش ارتفاع کاهش می‌یابند.



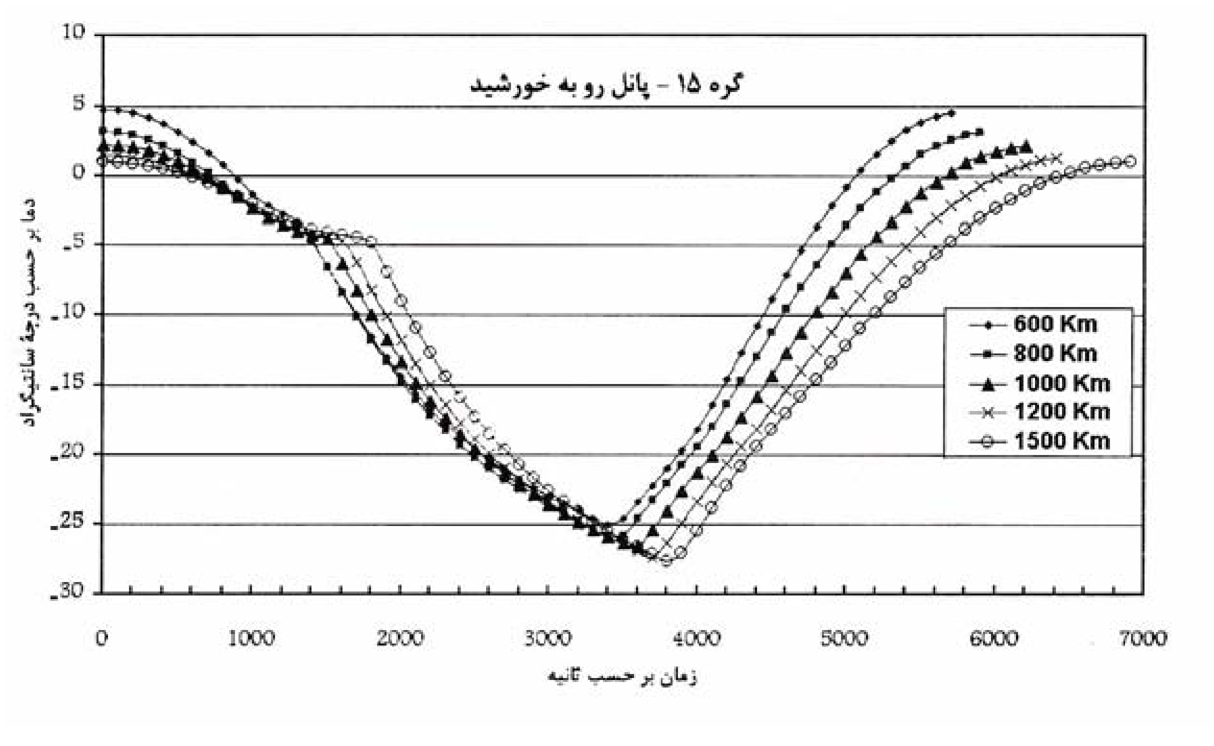
منحنی ۲- تغییرات دمای سطح Sun Side در اثر تغییر ارتفاع در ساعت محلی ۱۰:۳۰



منحنی ۳- تغییرات دمای باتری در اثر تغییر ارتفاع در ساعت محلی ۱۰:۳۰



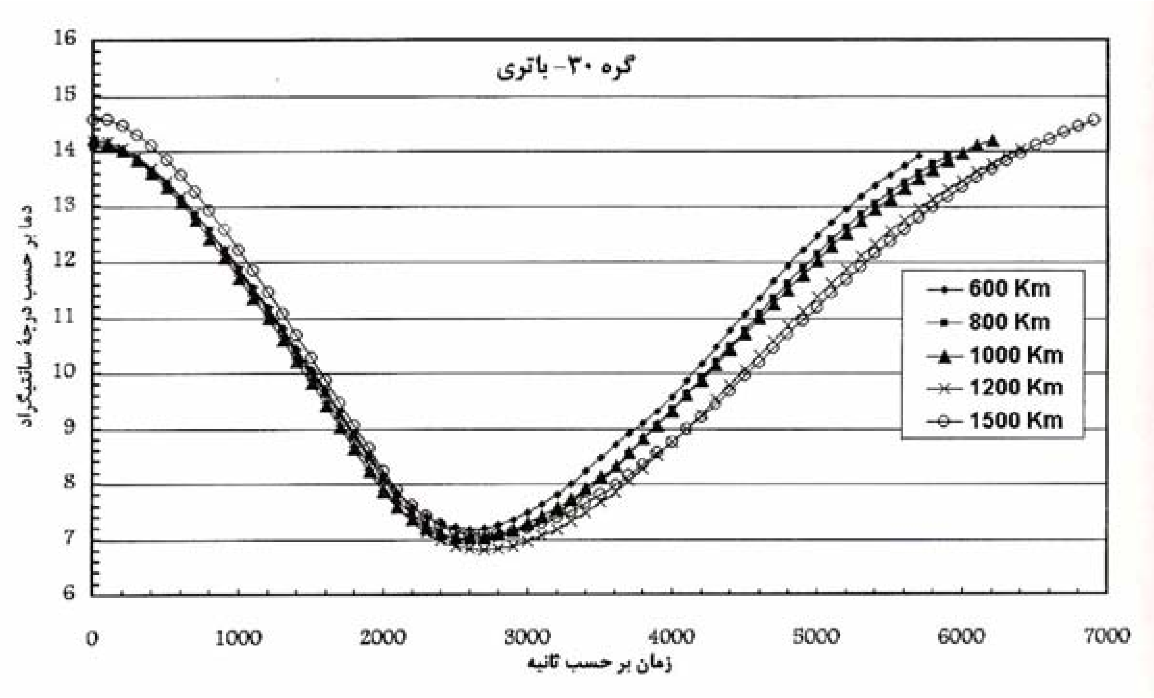
منحنی ۴- تغییرات دمای سطح Anti Sun Side در اثر تغییر ارتفاع در ساعت محلی ۱۲:۰۰



منحنی ۵- تغییرات دمای سطح Sun Side در اثر تغییر ارتفاع در ساعت محلی ۱۲:۰۰

این رفتار با توجه به شارهای وارده به این سطوح کاملاً منطقی بهنظر می‌رسد. با توجه به جدول (۲) می‌توان ملاحظه کرد که با افزایش دما مقدار کل شار وارده بر ماهوارهٔ تک گرهای رفتار مشخصی ندارد (بااینکه با افزایش ارتفاع افزایش در شار خورشید و کاهش در شار زمین و انعکاسی زمین دیده می‌شود). این رفتار نامشخص در شار ورودی بر رفتار دمائی ماهواره نیز

تأثیر گذاشته، بهطوریکه با توجه به منحنی (۶) دمای باتری با افزایش ارتفاع در قسمتی افزایش و در قسمتی دیگر کاهش می‌یابد.



منحنی ۶- تغییرات دمای باتری در اثر تغییر ارتفاع در ساعت محلی ۱۲:۰۰

با مقایسهٔ منحنی‌های (۳) و (۶) می‌توان مشاهده کرد که با افزایش دما میزان افزایش دما در ساعت ۱۰:۳۰ بیشتر از ساعت ۱۲:۰۰ می‌باشد. نیز می‌توان مشاهده کرد که مقدار دماها در یک ارتفاع ثابت در ساعت ۱۰:۳۰ بیشتـر از ساعت ۱۲:۰۰ می‌باشد. با مقایسهٔ منحنـی‌های (۲) و (۵) می‌توان ملاحظه نمود تغییر در ساعت محلی حدود ۳۵ درجه در دمای سطح همیشه رو بهخورشید تغییر خواهد داشت که با توجه به جدول (۳) معقول بهنظر می‌رسد. زیرا در ساعت محلی ۱۲:۰۰ سطح همیشه رو بهخورشید تقریباً موازی تابش خورشید شده و شاری دریافتی از طرف خورشید این سطح تقریباً صفر می‌شود.

۷- نتیجهگیری

در مدار همزمان با خورشید و برای این ماهواره با سیستم کنترل وضعیت پایدار چرخان می‌توان نتایج زیر را گرفت:

۱- با افزایش ارتفاع در یک ساعت محلی ثابت، افزایش دما در قطعات داخلی ماهواره و کاهش دما در سطح همیشه رو بهخورشید و سطح پشت بهخورشید را نتیجه می‌دهد.

۲- دمای قطعات ماهواره در یک ارتفاع ثابت در ساعت محلی ۱۰:۳۰ بیشتر از ساعت محلی ۱۲:۰۰ می‌باشد.

۳- با افزایش ارتفاع میزان افزایش دمای قطعات داخلی ماهواره در ساعت ۱۰:۳۰ بیشتر از ساعت محلی ۱۲:۰۰ می‌باشد.

نمادها

A_i	مساحت سطح گرهٔ i ام، m^2
a	فاصلهٔ ماهواره تا مرکز زمین، Km^2
C_{ij}	کوپلینگ هدایتی بین گرههای i و j، W/K
C_{pi}	ظرفیت گرمائی ویژه گرهٔ i ام، j/kg k
F_{12H}	ضریب دید سطح افقی
F_{12V}	ضریب دید سطح عمودی
f_a	ضریب انعکاسی زمین
f_E	درصد زمان سایه
G	شدت تابش حرارتی زمین، W/m^2
h	ارتفاع ماهواره، Km
K	ضریب هدایت حرارتی، W/m K

m_i	جرم گرة i ام، Kg
P	پریود مدار ماهواره، Sec
R	شعاع زمین، Km
RI	زاویة شیب مدار ماهواره
R_{ij}	کوپلینگ هدایتی گرههای i و j، W/K^4
S_a	شدت تابش خورشید، W/m^2
T_i	دمای گرة i ام، K
t	زمان، Sce
α_s	ضریب جذب خورشیدی
β	زاویة بین بردار خورشید و صفحة مدار
δ_s	زاویة میل خورشید
ε	ضریب صدور حرارتی
μ	پارامتر جاذبة زمین، Km^3/s^2
ν	نسبت ارتفاع ماهواره به شعاع زمین
σ	ثابت استفاده بولتزمن، W/m^2K^4
Ω	زاویة گرة صعود
Ω_s	زاویة صعود راست خورشید

مراجع

[1] Killough, B. D., “A Simplified Orbit Analysis Program for Spacecraft Thermal Design” NASA Langley Research Center, Hampton VA, 1996.

[2] Davidoff, M., “The Radio Amateur´s Satellite Handbook”, Published by The American Radio Relay League, Newington, 1998.

[3] Logsdon, T., “Orbital Mechanics Theory and Application”, John Wiley & Sons, Printed in USA, 1988.

[۴] قاسمی، م. صباغ، ع. "بررسی اثرات ارتفاع در طراحی سیستم کنترل حرارت ماهواره با استفاده از روش پارامترهای تودهای در مدارهای Sun synchronors". مجموعه مقالات اولین کنفرانس علمی و کاربردی سازمان هوافضا، شهریور ۱۳۷۹.

[5] Wertz, J. R., “Spacecraft Atitude Determination and Control”, Kluwer Academic Pubilsher 1978.

[۶] قاسمی،م. صباغ، ع، "طراحی سیستم کنترل حرارت ماهواره کوچک بهروش پارامترهای تودهای". مجموعه مقالات سومین کنفرانس هوافضا، ایران-تهران، دانشگاه صنعتی شریف، اردیبهشت ۱۳۷۹.

[7] Ghassemi, M., Kharati, M. “Design and Analysis of Passive Thermal Control System of a Small satallite Located in Low Earth Orbit”, International Journal of Engineering Science, No 2, Vol. 12, Summer 2001.

[8] Krishnaprakas, C.K., “Application of Accelerated Iterative Method for Solution of Thermal Models of Spacecraft”, Journal of Spacecraft and Rocket, Vol. 32, No. 4, July-August 1995.

[9] Gilmore, D.G., “Satellite Thermal Conteol Handbook”, The Aerospace Corporation Press, California 1994.

[۱۰] بلندی، ح. قربانی، ب. "طراحی سیستم کنترل وضعیت یک ماهوارة چرخان با استفاده از گشتاوردهندة مغناطیسی". مجموعه مقالات هشتمین کنفرانس مهندسان مکانیک، تهران، دانشگاه صنعتی شریف ۱۳۷۹.

[11] Karam, R. D., “Satellite Thermal Control for System Engineering”, Vol. 181, Progress in Astronautics and Aeronautics, 1998.

[۱۲] قاسمی، م. سلیمی، ع. "اصول طراحی حرارتی ماهوارههای کوچک". چاپ دانشگاه علم و صنعت ایران، مرکز تحقیقات عالی الکترونیک، سال ۱۳۷۹.

[13] Ghasemi, M. Sabbagh, A., “Design and Analysis of Passive Thermal Control System of a Small Satellite Located in Low Earth Orbit”, International Journal of Engineering Science, Iran University of Science and Technology, Number 2, Vol. 12, Summer 2001.