

Evaluation of the Impacts of Orbit Parameters Change on Specifications and Performance of Power Sources of LEO Satellites

O. Shekoofa^{1*} and M. Taherbane²

1, 2. Iranian Space Agency

*No. 74, Fourtin Ave., Saadat Abad Ave., Tehran, Iran

omid.shekoofa@isa.ir

This paper intends to study the impacts of orbit parameters change and evaluate their importance in Electrical Power Subsystem (EPS) design. Two main objectives have been followed in this research: 1) understanding the impacts of the orbital parameters change and the mechanisms of their interactions with the EPS design and operation, 2) evaluation of the importance of their effects. To this end, a typical cube satellite has been considered in different LEO orbits, to investigate the impacts of variation in the main orbit parameters e. g. altitude and inclination angle. Then the sizing, operation and performance of power sources have been evaluated via comparing the results of in-orbit simulations of EPS operation. In addition, some indirect impacts of the orbit parameters change are evaluated, by analysis and calculation of the interaction between EPS and other subsystems such as Telecommunication and Telemetry (TMTC), Attitude Determination and Control Subsystem (ADCS) and Thermal Control. The results show how the sizing and operation of solar array and battery are under the influence of orbit parameters change via certain factors such as orbit period, duration and the fraction of eclipse to sunlit phases, received solar irradiance by solar panels, and received thermal fluxes from the sun. According to the acquired results, any altitude increment leads to have better margins in power source sizing but there is an optimum value for inclination angle from this point of view.

Key word: LEO orbit, orbit parameters, electrical power subsyste, solar array, battery

ارزیابی اثرات تغییر پارامترهای مداری بر تعیین مشخصات منابع انرژی و کارایی آنها در زیرسیستم توان الکتریکی ماهواره‌های LEO

امید شکوفا^{۱*} و محسن طاهربانه^۲

۱- سازمان فضایی ایران، پژوهشکده تحقیقات فضایی

۲- سازمان پژوهش‌های علمی و صنعتی ایران و دانشگاه صنعتی امیرکبیر، دانشکده مهندسی برق

* تهران، سعادت آباد، میدان کاج

omid.shekoofa@isa.ir

این مقاله به بررسی اثرات تغییر پارامترهای مداری و ارزیابی اهمیت آن در طراحی اولیه ماهواره می‌پردازد. بدین منظور گروهی از مأموریت‌های LEO با دو هدف اصلی مورد مطالعه قرار گرفته‌اند. هدف اول، شناخت انواع و ساز و کارهای تأثیرات ناشی از تغییر پارامترهای مداری بر عملکرد منابع انرژی در زیرسیستم توان الکتریکی است. هدف دوم، ارزیابی میزان این تأثیرات بر طراحی اولیه و اهمیت آنهاست. مطالعات برای مأموریت هر ماهواره مکعبی، در مدارهایی با ارتفاع‌ها و زاویه‌های میل متفاوت انجام گرفته است، و برای هر مدار روند برآورد مشخصات و تعیین میزان کارایی آرایه‌های خورشیدی و باتری در طی مأموریت بررسی شده است. همچنین تعامل‌های مختلف با سایر زیرسیستم‌ها که ناشی از تغییر مشخصات مداری است و موجب تأثیرات غیرمستقیم بر زیرسیستم توان الکتریکی می‌شوند، مورد بررسی قرار گرفته‌اند. بررسی‌ها نشان می‌دهند که پارامترهای ارتفاع و زاویه میل از طریق فاکتورهای نظیر پیرو، مدت زمان خورشیدگرفتگی، نسبت روشنایی به خورشیدگرفتگی، زاویه تابش به آرایه‌های خورشیدی و همچنین میزان شارهای دریافتی از خورشید؛ راندمان و عملکرد منابع انرژی را تحت تأثیر قرار می‌دهد. نتایج بیانگر آن است که افزایش ارتفاع مدار، حاشیه‌های بهتری را برای طراحی زیرسیستم توان فراهم می‌سازد و لذا مطلوب تلقی می‌شود، اما برای زاویه میل مقدار بهینه‌ای وجود دارد، که باید در روند طراحی مد نظر قرارگیرد.

واژه‌های کلیدی: ماهواره LEO، پارامترهای مداری، زیرسیستم توان الکتریکی، آرایه خورشیدی، باتری

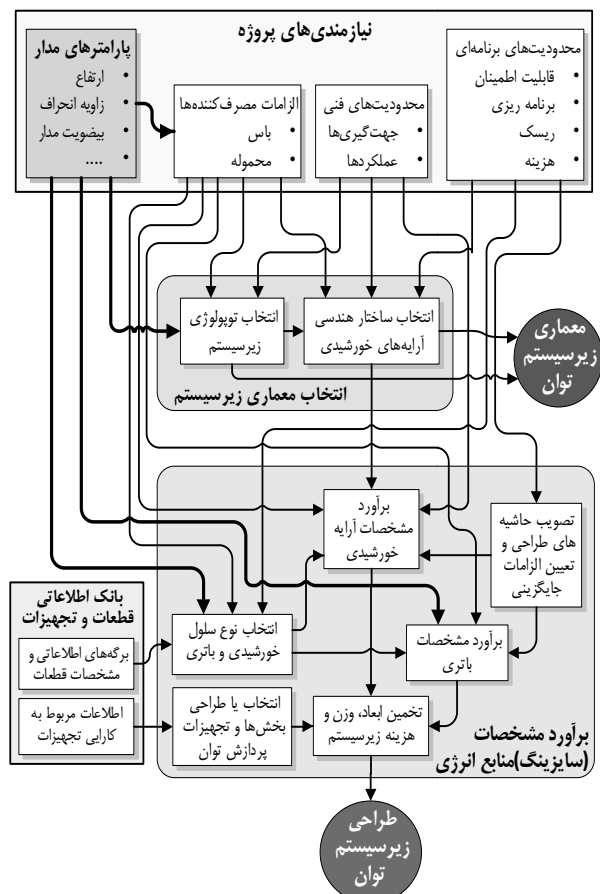
مقدمه

در ماهواره‌های LEO روند عملکرد اغلب زیرسیستم‌ها، از جمله زیرسیستم توان الکتریکی، کاملاً متأثر از مشخصات مدار است. به همین دلیل مشخصات مداری نقش مهمی را در طراحی و عملکرد ماهواره ایفا می‌کند. آگاهی هر چه دقیق‌تر از این مشخصات، هم در میزان موفقیت و طول عمر مأموریت نقش اساسی دارد؛ و هم اثرات عمده‌ای بر نحوه طراحی، پیاده‌سازی، عملکرد و کارایی زیرسیستم‌های

ماهواره، به‌ویژه زیرسیستم توان الکتریکی خواهد داشت. اهمیت مشخصات مدار از بالاترین سطوح طراحی و از نخستین گام‌های انجام هر پروژه فضایی نمایان است و دامنه اثرگذاری آنها بر کلیه ابعاد و جوانب مأموریت گسترده می‌شود.

مطابق دیاگرام شکل (۱)، دو پارامتر ارتفاع و زاویه میل (زاویه انحراف صفحه مدار) به دلیل تأثیری که بر اغلب شرایط مداری دارند، اهمیت ویژه‌ای دارد، پس باید در فرآیند طراحی زیرسیستم‌های

ماهواره دارند. دیاگرام شکل (۲) به روشنی نشان می‌دهد که پارامترهای مداری چگونه فرآیند طراحی زیرسیستم توان الکتریکی (EPS) یک فضاپیما را تحت تأثیر قرار می‌دهند، به طوری که کلیه تصمیمات مربوط به انتخاب ساختارها، انتخاب المان‌های اساسی زیرسیستم، تعیین مشخصات آنها، تخمین هزینه‌ها و برآورد بودجه‌های مربوطه، به نوعی متأثر از این پارامترها خواهند بود.

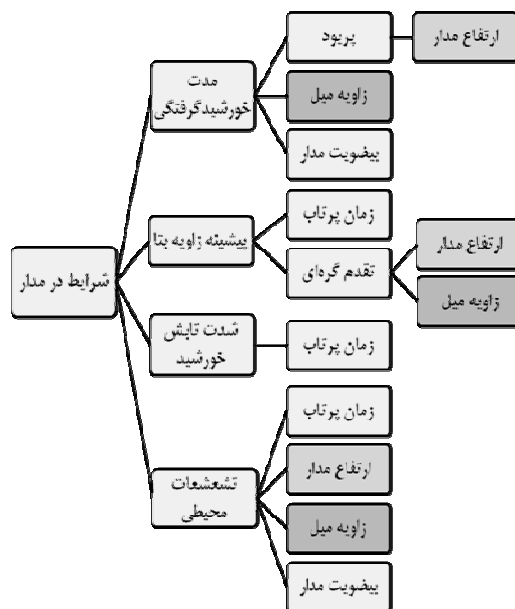


شکل ۲- تأثیر پارامترهای مداری بر روند طراحی زیرسیستم توان الکتریکی [۸]

مطابق این شکل، پارامترهای مداری مستقیماً بر انتخاب توپولوژی زیرسیستم، نوع سلول‌های خورشیدی، نوع و ظرفیت باتری؛ و به‌طور غیرمستقیم بر روی هندسه و ابعاد آرایه‌های خورشیدی، تخمین ابعاد، وزن و هزینه زیرسیستم و همچنین بر روی الزامات مصرف انرژی توسط بخش‌های مختلف ماهواره تأثیرگذار هستند. در رابطه با مورد اخیر باید یادآور شد که چون روند عملکرد زیرسیستم‌های مختلف تابع شرایط مداری است، آنچه برای زیرسیستم توان اهمیت می‌یابد الزامات بار، یعنی میزان انرژی و توان مصرفی هر یک از بخش‌ها و زیرسیستم‌ها در شرایط مختلف است. این مسئله

مختلف ماهواره از همان نخستین مراحل طراحی مدنظر قرار گیرند. این پارامترها از طریق فاکتورهایی چون پررود چرخش، زاویه بنا، مدت زمان و نسبت زمانی روشنایی به خورشیدگرفتگی، در کنار فاکتورهای دیگری همچون زمان پرتاب و شرایط محیطی (شامل شدت تابش روزانه و سالانه خورشید) که ماهواره در آن واقع می‌شود، می‌توانند وضعیت و سیکل‌های تابشی/ حرارتی متفاوتی را برای ماهواره ایجاد کنند. این مسئله موجب می‌شود که پارامترهایی نظیر تابش، دما و تشعشعات دریافتی توسط آرایه‌های خورشیدی (شامل ذرات باردار، اکسیژن اتمی، تابش ماورای بنفش و ...)، همچنین دما، رژیم شارژ/ دشارژ و عمق دشارژ باتری (DOD) به‌طور اساسی تحت تأثیر قرار گیرند. همچنین احتمال رخ‌دادن پدیده‌هایی همانند دشارژ الکترواستاتیکی (ESD) و Latch-up نیز می‌تواند بر حسب پارامترهای مدار متغیر باشد.

مشخصات مداری همچنین بر پارامترهای فرعی‌تر (از نظر زیرسیستم توان الکتریکی)، نظیر نرخ برخورد با اجرام و زباله‌های فضایی و همچنین ضریب پسا مؤثر هستند؛ که می‌تواند بر عملکرد زیرسیستم توان الکتریکی تأثیر بگذارند، اما به‌دلیل اهمیت کمترشان در این مقاله مورد بررسی قرار نمی‌گیرند. همچنین لازم به تأکید است که از میان فاکتورهای اصلی شکل (۱) تشعشعات محیطی مورد بحث این مقاله نخواهد بود.



شکل ۱- پارامترهای مؤثر در تعیین شرایط مداری با تأکید بر نقش ارتفاع مدار و زاویه میل

همان‌گونه که ذکر شد پارامترهای مداری علاوه بر تعیین شرایط در مدار، نقش عمده‌ای در روند طراحی اجزای مختلف

جدول (۱) است. این اطلاعات نتایج شبیه‌سازی عملکرد مداری ماهواره فرضی در هر یک از مدارهای انتخاب شده، در طی مدت یک‌سال از ۲۰۰۳/۴/۱ تا ۲۰۰۴/۴/۱ میلادی است که توسط نرم‌افزار 'STK' نسخه ۵ انجام گرفته است. بر این اساس مشخصات مداری اصلی این هیجده مأموریت مطابق جدول (۱) خواهد بود.

جدول ۱- مشخصات مداری اصلی برای مأموریت‌های مورد بررسی

گروه (الف) و (ب)				گروه (ج)			
ارتفاع [km]	زاویه میل [°]		تعداد چرخش طی ۳ سال	ارتفاع [km]	پریود [sec]	تعداد چرخش طی ۳ سال	تعداد چرخش طی ۳ سال
	الف	ب					
۴۰۰	۹۷	۵۵۵۳/۶	۱۷۰۳۵	۴۰			
۵۰۰	۹۷/۴	۵۶۷۷	۱۶۶۶۵	۵۰			
۶۰۰	۹۷/۸	۵۸۰۱/۲	۱۶۳۰۸	۶۰			
۷۰۰	۹۸/۲	۵۹۲۶/۴	۱۵۹۶۴	۷۰	۵۹۲۶/۴	۱۵۹۶۴	۷۰
۸۰۰	۹۸/۶	۶۰۵۲/۴	۱۵۶۳۱	۸۰			
۹۰۰	۹۹	۶۱۷۹/۳	۱۵۳۱۰	۹۰			
۱۰۰۰	۹۹/۵	۶۳۰۷/۱	۱۵۰۰۰	۱۰۰			
۱۱۰۰	۹۹/۹	۶۴۳۵/۸	۱۴۷۰۰	۱۱۰			
۱۲۰۰	۱۰۰/۴	۶۵۶۵/۳	۱۴۴۱۰	۱۲۰			

زمان خورشیدگرفتگی

از میان همه شرایط مداری که در دیاگرام شکل (۱) مورد توجه قرار گرفته‌اند، وضعیت خورشیدگرفتگی بیشترین و گسترده‌ترین تأثیرات را بر شرایط کار و عملکرد زیرسیستم توان الکتریکی دارد. وضعیت خورشیدگرفتگی که تابعی از پارامترهای ارتفاع، زاویه میل (انحراف) و همچنین بیضویت مدار است، خود بر حسب دو پارامتر زمان خورشیدگرفتگی و نسبت زمان خورشیدگرفتگی به کل پریود بیان می‌گردد. نحوه محاسبه مدت و سهم زمانی خورشیدگرفتگی در بخش (۳-۲) و در ارتباط با پارامتر مهم دیگری به نام زاویه بتا بیان می‌شود.

روند تغییرات این دو پارامتر، مدت و سهم خورشیدگرفتگی، بر حسب ارتفاع در نمودارهای شکل (۳) نشان داده شده است. شایان ذکر است که در این جا مقادیر میانگین این پارامترها مد نظر بوده است. این مقادیر برای مدارهای خورشیدآهنگ تفاوت چندانی با مقادیر بیشینه آنها ندارد. اما در مدارهای غیرخورشیدآهنگ، این دو پارامتر در گستره زیادی (از صفر تا مقادیر ماکزیمم) تغییر می‌کنند و به همین دلیل بهتر دیده شد که از مقادیر میانگین استفاده شود که البته برای زیرسیستم توان الکتریکی هر دوی مقادیر میانگین سالانه و لحظه‌ای پارامترهای فوق اهمیت دارد.

خود تأثیرات ثانویه و مضاعفی بر یکایک فرآیندهای طراحی و معماری زیرسیستم توان الکتریکی خواهد داشت.

با وجود اهمیت بارزی که مشخصات مداری و لزوم تعیین دقیق آنها در فرآیند طراحی ماهواره دارد، همواره این احتمال وجود دارد که در هر یک از مراحل طراحی و ساخت یک ماهواره کوچک، مشخصات پرتاب‌کننده یا فرصت پرتاب عوض شود و در نتیجه مشخصات مدار قابل حصول تغییر کند. بنابراین طراحی زیرسیستم توان الکتریکی، در سطوح و مراحل مختلف، باید به گونه‌ای باشد که آمادگی و تحمل پذیرش کافی برای گستره منطقی از این گونه تغییرات وجود داشته باشد. در این راستا و در مقاله پیش‌رو تلاش می‌شود تا با مطالعه و ارزیابی عملکرد زیرسیستم توان الکتریکی در مدارهایی با ارتفاع‌ها و زوایای انحراف مختلف، روند تعیین مشخصات بخش‌های اصلی زیرسیستم توان الکتریکی یعنی آرایه‌های خورشیدی و باتری، بر مبنای تبعات ناشی از تغییر پارامترهای مدار ماهواره، مورد بررسی قرار گیرد و حاشیه‌های طراحی معین شوند.

محور بررسی‌ها و مأموریت‌های تعریف شده

برای تعیین کمی و کیفی میزان اهمیت و نقشی که پارامترهای مدار در طراحی و عملکرد زیرسیستم توان دارند، مناسب دیده شد که در گستره‌ای از مدارهای پر کاربردتر LEO (از نظر تعدد مأموریت‌های انجام شده)، مأموریت‌های مشابهی تعریف شوند که تنها تفاوتشان در مشخصات مداری ماهواره باشد. بر این اساس، ساده‌ترین راه برای ارزیابی اثرات تغییر در مشخصات مدار، بررسی و مقایسه عملکردهای لحظه‌ای و طولانی مدت این ماهواره‌ها و الزامات طراحی آنها خواهد بود.

بررسی‌های این مقاله شامل تعیین مشخصات منابع تولید و ذخیره‌سازی انرژی در زیرسیستم توان الکتریکی، برای سه گروه از مأموریت‌های LEO با ارتفاع‌ها و زوایای میل متفاوت است. گروه (الف) شامل ۹ ماهواره خورشیدآهنگ در ارتفاع‌های مختلف، گروه (ب) شامل ۹ ماهواره غیرخورشیدآهنگ در مدار دایروی با زاویه میل یکسان اما ارتفاع‌های متفاوت، و گروه (ج) شامل ۹ ماهواره غیرخورشیدآهنگ دیگر با ارتفاع مدار یکسان اما با زوایای میل متفاوت است. طول عمر همه مأموریت‌ها دست‌کم سه سال، اما سناریوی‌های عملکردی آنها یکسان فرض می‌شود.

پارامترها و مشخصات مداری مأموریت‌های

مورد بررسی

مشخصات مداری اصلی برای هیجده مأموریت تعریف شده، مطابق

زاویه بتا

مقدار و رفتار زاویه بتا (β) تأثیر مهم و چشم‌گیری بر عملکرد زیرسیستم توان الکتریکی دارد و بنابراین در روند طراحی مقدار و روند تغییرات آن باید مد نظر قرار گیرد. دلیل این امر، تأثیرات مستقیم و غیرمستقیمی است که زاویه بتا بر سایر شرایط مداری و محیطی ماهواره می‌گذارد، به طوری که بدون لحاظ شدن این پارامتر، ارزیابی نقش پارامترهای مداری در بازه‌های طولانی مدت، ممکن نیست و به نتایج درستی منجر نخواهد شد. اندازه زاویه بتا که به صورت زاویه حاد مابین بردار خورشید و صفحه مداری چرخش ماهواره تعریف می‌گردد (مطابق شکل ۵)، از رابطه (۱) تعیین می‌شود [۳].

$$\sin(\beta) = \cos(\delta_s) \sin(\text{In}) \sin(\Omega - \Omega_s) + \sin(\delta_s) \cos(\text{In}) \quad (1)$$

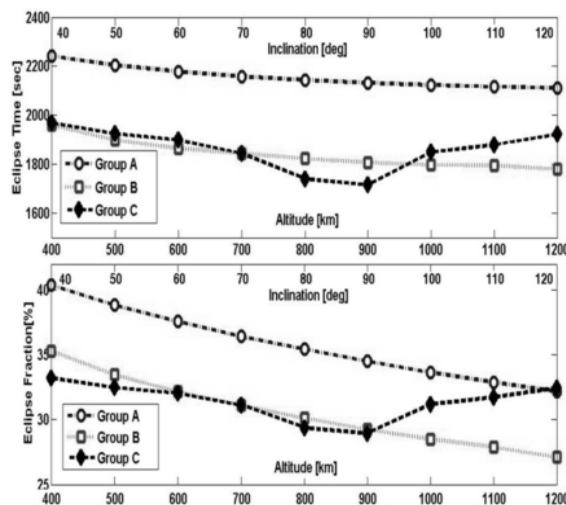
در این رابطه δ_s زاویه میل خورشید نسبت به محور استوا، In زاویه میل (انحراف مداری) ماهواره، Ω زاویه RAAN ماهواره و Ω_s زاویه عبور خورشید از صفحه استواست. جدول (۲) مقادیر کمینه و بیشینه زاویه بتا برای مأموریت‌های تعریف شده را با فرض زاویه RAAN صفر برای مدارهای غیرخورشیدآهنگ نشان می‌دهد.

جدول ۲- محدوده تغییرات زاویه بتا در مدارهای مورد بررسی

ارتفاع [km]	گروه (الف) [°]		گروه (ب) [°]		زاویه میل [°]		گروه (ج) [°]
	β_{\max}	β_{\min}	β_{\max}	β_{\min}	β_{\max}	β_{\min}	
۴۰۰	-۴/۴	۴/۵	-۷۴	۸۷/۶	-۶۰/۴۶	۶۳	۴۰
۵۰۰	-۴/۵	۴/۶	-۷۳/۷	۸۶/۶	-۷۳/۴۳	۷۲/۵۴	۵۰
۶۰۰	-۴/۶	۴/۷	-۷۳/۶	۸۵/۶	-۷۸/۵۲	۸۱/۴۵	۶۰
۷۰۰	-۴/۷	۴/۹	-۷۳/۶	۸۸	-۸۷/۵۹	۸۸/۵	۷۰
۸۰۰	-۴/۸	۵/۰	-۷۳/۸	۸۹/۳	-۷۹/۶۹	۸۸/۵۵	۸۰
۹۰۰	-۴/۹	۵/۲	-۷۴/۲	۸۶/۸	-۶۶/۵۶	۶۶/۵۶	۹۰
۱۰۰۰	-۵/۱	۵/۳	-۷۴/۷	۸۴/۵	-۶۶/۵۱	۶۶/۴۷	۱۰۰
۱۱۰۰	-۵/۲	۵/۵	-۷۵/۳	۸۲/۴	-۷۰/۲۶	۷۰/۵۹	۱۱۰
۱۲۰۰	-۵/۳	۵/۷	-۷۶/۱	۸۰/۵	-۶۹/۵۲	۸۳/۳۱	۱۲۰

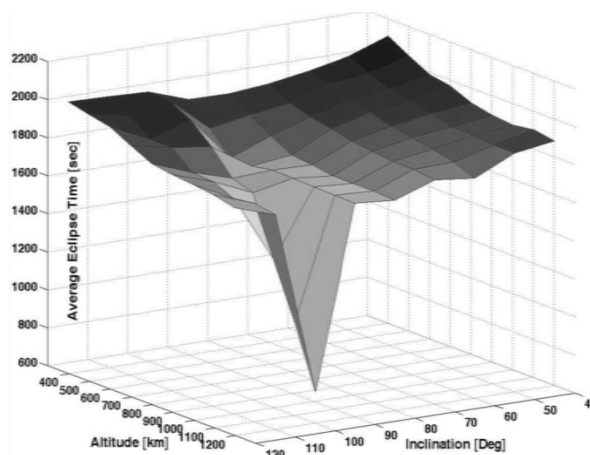
برخلاف نقش بارزی که زاویه میل در رابطه (۱) دارد، در نگاه نخست ارتباطی بین دو پارامتر زاویه بتا و ارتفاع مدار دیده نمی‌شود. اما دلیل مطرح شدن زاویه بتا و ارتباط آن با دو پارامتر ارتفاع و زاویه میل، به تأثیر زاویه بتا بر شرایط خورشیدگرفتگی و لذا بر دریافت شارهای تابشی و حرارتی ماهواره از خورشید، برمی‌گردد.

مدت زمان و نسبت خورشیدگرفتگی، و تغییرات آنها در طی سال، که از جمله مهم‌ترین پارامترها از دید زیرسیستم‌های توان الکتریکی و کنترل حرارت هستند، نه تنها تابعی از ارتفاع مدار ماهواره‌اند، بلکه کاملاً به مقدار زاویه بتا و در نتیجه زاویه میل وابسته‌اند. از آنجا که زاویه بتا در طی گردش وضعی زمین به دور خورشید، به طور روزانه تغییر می‌کند (به دلیل وجود پارامتر Ω_s در



شکل ۳- تغییرات متوسط زمان خورشیدگرفتگی (بالا) و نسبت خورشیدگرفتگی به کل پریود (پایین)

نمودارها نشان می‌دهند که با افزایش ارتفاع، میانگین سالانه زمان خورشیدگرفتگی و نسبت آن به کل پریود، اکیداً کاهش می‌یابد. نرخ کاهش پارامتر دوم نسبتاً بیشتر است، زیرا همزمان با کاهش مدت خورشیدگرفتگی، طول پریود چرخش هم افزایش می‌یابد. اما برای تغییرات هر دو پارامتر مذکور با تغییرات زاویه میل، مقادیر مینیممی وجود دارد که در حوالی مدارهای قطبی رخ می‌دهد. در شکل (۴) تغییرات میانگین سالانه مدت خورشیدگرفتگی به طور توأمان نسبت به تغییرات ارتفاع و زاویه میل نشان داده شده است. همان‌گونه که دیده می‌شود، به غیر از محدوده‌ای خاص در همسایگی زوایای میل قطبی، تغییرات مدت خورشیدگرفتگی نسبت به هر دو پارامتر ارتفاع و زاویه میل از یک روند تقریباً خطی و هموار تبعیت می‌کند.



شکل ۴- تغییرات میانگین سالانه زمان خورشیدگرفتگی بر حسب ارتفاع و زاویه میل

مشخصات زیرسیستم توان الکتریکی در این بررسی‌ها

در این بررسی‌ها، میانگین و بیشینه توان مصرفی ماهواره برای همه مأموریت‌ها به ترتیب ۴۰ و ۱۰۰ وات فرض شده‌اند. همچنین فرض بر این است که توان‌های مصرفی یاد شده برای فازهای روشنایی و خورشیدگرفتگی تفاوتی با هم ندارند. ماهواره دارای ساختار معکبی شکل بوده و پانل‌های خورشیدی آن فقط در چهار وجه جانبی نصب شده است. فرض می‌شود که در زیرسیستم توان ماهواره از تکنیک‌هایی چون ردیابی خورشید و ردیابی نقطه بیشینه توان (MPPT) استفاده نشده است. زاویه تابش خورشید به پانل در بدترین حالت ۴۵ درجه فرض شده است و قید مهم دیگر آن است که در هر لحظه، هر پانل باید به تنهایی بتواند توان میانگین را تأمین نماید. برای سهولت در دنبال کردن مباحث و ارزیابی نتایج مقاله، مشخصات اولیه مفروض برای زیرسیستم توان مطلوب در جدول (۳) ارائه شده است. برخی از داده‌های این جدول در بخش‌های آتی مورد استفاده قرار می‌گیرند.

جدول ۳- الزامات و فرض‌های اولیه برای زیرسیستم توان الکتریکی

پارامتر	مقدار/ نوع	واحد/ توضیحات
مشخصات کلی ماهواره		
میانگین توان مصرفی	۴۰	وات
بیشینه توان مصرفی	۱۰۰	وات
ساختار ماهواره	معکبی شکل	---
مدت مأموریت	۳	سال
مشخصات آرایه خورشیدی		
تعداد پانل	۴	عدد (در وجه جانبی)
جنس سلول‌ها	GaAs	سه لایه (سه پیوندی)
راندمان	۲۶	درصد
ضریب FF	۷۷	درصد
افت کارایی	۸	درصد (در طی ۳ سال)
توان قابل تولید در BOL	۱۹۲/۲	وات بر متر مربع
توان قابل تولید در EOL	۱۷۶/۸	وات بر متر مربع
ردیابی خورشید	ندارد	---
ردیابی نقطه بیشینه توان	ندارد	---
مشخصات باتری		
تکنولوژی سلول‌ها	NiCd	---
میانگین ولتاژ باتری	۲۸	ولت (خط غیر رگوله)
بیشینه عمق دشارژ	۲۰	درصد
چگالی انرژی مخصوص	۳۰	Wh/kg
چگالی انرژی	۵۰	Wh/lit

رابطه (۱)، بنابراین نسبت و مدت زمان خورشیدگرفتگی تابعی مرکب از پارامتر ارتفاع مدار، زمان پرتاب و کلیه فاکتورهای رابطه (۱) خواهد بود.

بر این اساس و در بررسی‌های طولانی‌مدت، ناگزیر از لحاظ کردن توأمان، دو عامل زاویه بتا و ارتفاع مدار، مطابق رابطه (۲) خواهیم بود. رابطه مذکور رایج‌ترین رابطه برای محاسبه پارامتر سهم خورشیدگرفتگی (نسبت زمان خورشیدگرفتگی به کل پرپود) در مدارهای دایروی به‌شمار می‌آید. در این رابطه مقدار $\beta^* = \sin^{-1}(R_{Earth}/R_{orbit})$ معرف زاویه بتایی است که به ازای مقادیر بیش از آن امکان قرارگرفتن ماهواره در خورشیدگرفتگی وجود ندارد. همچنین زمان خورشیدگرفتگی بر حسب ساعت، با دقت مناسبی از رابطه (۳) قابل محاسبه خواهد بود. در این روابط R_{Earth} شعاع کره زمین و R_{orbit} شعاع چرخش مدار ماهواره، با احتساب شعاع کره زمین است [۳ و ۴].

$$f_E = \frac{1}{\pi} \cos^{-1} \left(\frac{\sqrt{1 - (R_{Earth}/R_{orbit})^2}}{\cos(\beta)} \right), \quad \text{if } |\beta| < \beta^* \quad (2)$$

$$T_E = \frac{1}{2} + \frac{1}{\pi} \sin^{-1} \left(\frac{\sqrt{1 - (R_{Earth}/R_{orbit})^2}}{\cos(\beta)} \right), \quad \text{if } |\beta| < \beta^* \quad (3)$$

تابش خورشید

فعالیت‌ها و به تبع آن شدت تابش خورشید به‌طور پیوسته در طول سال تغییر می‌کنند. انحراف محور چرخش وضعی زمین و همچنین تفاوت فاصله بین زمین و خورشید در فصول مختلف، موجب می‌شوند تا میزان تابش دریافتی در طول سال تغییر نماید که این مسئله به‌ویژه در مدارهای خورشیدآهنگ ملموس‌تر خواهد بود.

با تمام این اوصاف، فاکتورهای مذکور اهمیت چندانی در طراحی و عملکرد زیرسیستم توان الکتریکی یک ماهواره در مأموریت‌های LEO ندارند و به‌طور معمول شدت تابش خورشید در ماورای جو زمین مقدار ثابت ۱۳۵۳ وات بر مترمربع در نظر گرفته می‌شود.

حتی با صرف‌نظر کردن از رابطه بین شدت تابش و پارامترهای مدار، آشکار است که تغییرات روزانه در اندازه زاویه بتا شرایط خورشیدگرفتگی را تغییر می‌دهد. همچنین به‌دلیل مانورها و اسپین ماهواره میزان تابش دریافتی توسط ماهواره کاملاً متغیر خواهد بود. بنابراین تعیین این پارامتر برای محاسبه توان قابل تولید توسط آرایه‌های خورشیدی ضروری است که محاسبه تقریبی آن در بخش (۵-۲) مورد بررسی قرار می‌گیرد.

برآورد مشخصات (سایزینگ) منابع انرژی

غیرخورشیدآهنگ از میانگین زمان خورشیدگرفتگی استفاده شده است. تبعات ناشی از این تصمیم با مدیریت صحیح ذخیره‌سازی و مصرف بهینه انرژی تحمل‌پذیر است و با چنین انتخابی وزن، ابعاد و هزینه‌های زیرسیستم توان به‌طرز چشم‌گیری کاهش می‌یابد. در غیر این صورت و در شرایطی که تنها معیار، محاسبه برای بدترین وضعیت‌ها باشد، داده‌های محاسبه شده برای مدارهای خورشیدآهنگ با خطایی اندک برای مدارهای غیرخورشیدآهنگ نیز معتبر خواهند بود.

جدول ۵- برآورد مشخصات آرایه‌های خورشیدی، گروه (ج)

زاویه میل [°]	گروه (ج)		
	توان [W]	سطح	وزن [kg]
۴۰	۷۷/۷	۰/۴۴	۳/۱۰۷
۵۰	۷۶/۷	۰/۴۳	۳/۰۶۷
۶۰	۷۶/۱	۰/۴۳	۳/۰۴۲
۷۰	۷۴/۹	۰/۴۲	۲/۹۹۵
۸۰	۷۲/۷	۰/۴۱	۲/۹۰۶
۹۰	۷۲/۱	۰/۴۱	۲/۸۸۵
۱۰۰	۷۵/۰	۰/۴۲	۲/۹۹۸
۱۱۰	۷۵/۷	۰/۴۳	۳/۰۲۶
۱۲۰	۷۶/۶	۰/۴۳	۳/۰۶۵

از فرض‌ها و مطالب مطرح شده در بخش‌های قبل می‌توان نتیجه گرفت که الزامات مأموریت، مشخصات مداری و مدت مأموریت ماهواره‌های تعریف شده طوری است که استفاده از سیستم فتوولتائیک در تولید و ذخیره‌سازی انرژی برای آنها، منطقی‌ترین گزینه به شمار می‌آید. به همین دلیل باید دو گام اصلی برای طراحی زیرسیستم صورت گیرد که عبارتند از: تعیین مشخصات آرایه‌های خورشیدی و باتری. بنابراین منطقی به نظر می‌رسد که تأثیرات تغییر پارامترهای مدار بر نحوه تعیین مشخصات این دو بخش مهم و اصلی زیرسیستم به دقت مورد بررسی قرار گیرد.

سایزینگ آرایه‌های خورشیدی (منبع تولید توان)

در بررسی‌های این مقاله فرض بر این است که ماهواره مورد بحث، از آرایه‌های خورشیدی متشکل از سلول‌های GaAs سه لایه با راندمان ۲۶٪ استفاده می‌کند. سلول‌ها دارای مشخصاتی چون $FF=0.77$ و افت کارایی ۸٪ (مجموعاً) در طی سه سال هستند. توان قابل تولید توسط پانل‌های متشکل از این سلول‌ها در ابتدا و انتهای مأموریت به ترتیب برابر $192/2 \text{ W/m}^2$ و $176/8 \text{ W/m}^2$ برآورد می‌شود. بر این مبنای برآورد اولیه مشخصات (سایزینگ) آرایه‌های خورشیدی مورد نیاز برای این گروه از ماهواره‌ها، مطابق جداول (۴) و (۵) خواهد بود.

عملکرد آرایه‌های خورشیدی در طی مأموریت

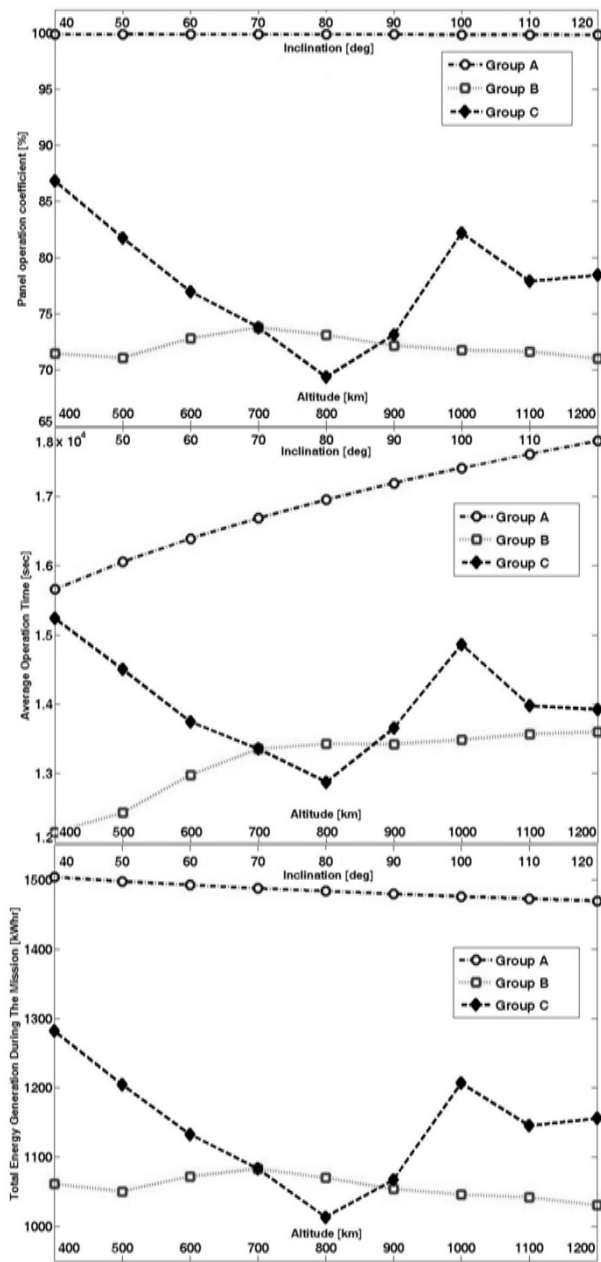
پس از برآورد مشخصات آرایه‌های خورشیدی، لازم است که میزان عملکرد و بهره‌وری آرایه‌ها در مدار و در طول مدت مأموریت تعیین شود. در ساده‌ترین فرم ممکن این فاکتور را می‌توان به صورت شانس قرارگیری آرایه‌ها در معرض خورشید بیان کرد که این خود معیاری مناسب برای میزان دریافت انرژی از خورشید است. میزان انرژی دریافتی از خورشید توسط آرایه‌ها، علاوه بر پرلود چرخش مداری و نسبت زمانی خورشیدگرفتگی، تابعی از دو عامل دیگر یعنی زاویه تابش و ضریب کارکرد آرایه‌های خورشیدی است [۳ و ۲].

همان‌گونه که پیشتر عنوان شد، زاویه تابش به آرایه‌ها در بدترین حالت معادل ۴۵ درجه فرض شده است. اما عامل دوم یعنی ضریب کارکرد (Duty Cycle) آرایه خورشیدی به صورت نسبت مجموع زمان‌هایی که آرایه خورشیدی می‌تواند الکتریکی تولید کند، به کل زمانی که ماهواره در معرض تابش خورشید قرار دارد، تعریف می‌گردد. با تعیین این پارامتر در طی مدت مأموریت می‌توان کل انرژی تحویلی از سوی آرایه‌های خورشیدی را در هر مدار مورد بررسی تخمین زد و به تبع آن می‌توان نقش و تأثیر پارامترهای

جدول ۴- برآورد مشخصات آرایه‌های خورشیدی، گروه‌های الف و ب

ارتفاع [km]	گروه (الف)			گروه (ب)		
	توان [W]	سطح [m ²]	وزن [kg]	توان [W]	سطح [m ²]	وزن [kg]
۴۰۰	۸۸/۷	۰/۵	۳/۵۴۸	۸۰/۶	۰/۴۶	۳/۲۲۵
۵۰۰	۸۶/۱	۰/۴۹	۳/۴۴۶	۷۸/۰	۰/۴۴	۳/۱۱۹
۶۰۰	۸۴/۱	۰/۴۸	۳/۳۶۳	۷۶/۲	۰/۴۳	۳/۰۴۹
۷۰۰	۸۲/۳	۰/۴۷	۳/۲۹۳	۷۴/۹	۰/۴۲	۲/۹۹۵
۸۰۰	۸۰/۸	۰/۴۶	۳/۲۳۲	۷۳/۶	۰/۴۲	۲/۹۴۴
۹۰۰	۷۹/۵	۰/۴۵	۳/۱۷۹	۷۲/۵	۰/۴۱	۲/۹
۱۰۰۰	۷۸/۳	۰/۴۴	۳/۱۳۱	۷۱/۶	۰/۴	۲/۸۶۴
۱۱۰۰	۷۷/۲	۰/۴۴	۳/۰۸۸	۷۰/۹	۰/۴	۲/۸۳۵
۱۲۰۰	۷۶/۲	۰/۴۳	۳/۰۴۹	۶۹/۹	۰/۴	۲/۷۹۷

نکته حائز اهمیت آن است که برخلاف مدارهای خورشیدآهنگ (گروه الف)، در مدارهای غیرخورشیدآهنگ (گروه ب) مدت زمان خورشیدگرفتگی در گستره بزرگی (از تقریباً) صفر تا بیشینه خود که مساوی با مدت خورشیدگرفتگی در مدارهای خورشیدآهنگ است، تغییر می‌کند. لذا در محاسبات مدارهای



شکل ۶- ضریب کارکرد آرایه‌ها (بالا)، میانگین زمان کارکرد آرایه‌ها (وسط) و مجموع سالانه انرژی تولیدی توسط آرایه‌ها

این نتایج با فرض دمای میانگین ۲۵ درجه سانتی‌گراد برای پانل‌ها، به‌ازای نرخ اسپین ۵ دور یا بیشتر (که باعث برقراری تعادل دمایی بهینه برای پانل‌ها در وجوه مختلف ماهواره می‌شود) بدست آمده است. همچنین فرض بر این بوده که در فاز روشنایی دست‌کم یکی از پانل‌ها قادر به دریافت انرژی و تولید توان باشد که البته این فرض لزوماً همواره معتبر نیست (برای مثال با سازه مکعبی و نصب پانل‌ها در وجوه جانبی، با زوایای ندر و RAAN صفر درجه، در هنگام اعتدال بهاری و در لحظات عبور ماهواره از صفحه استوا،

مداری بر تولید توان و انرژی در آرایه‌های خورشیدی را با هم مقایسه کرد.

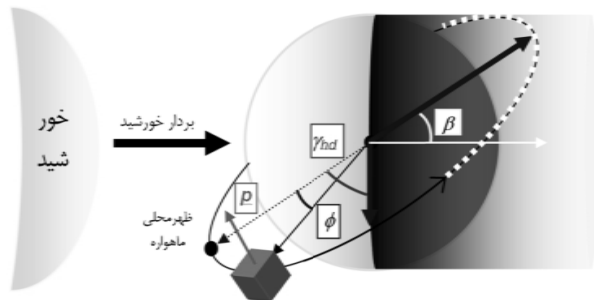
در یک سیکل چرخش معین، ضریب کارکرد آرایه‌ها از رابطه (۴) محاسبه می‌شود. رابطه (۴) عبارت ساده شده روش نسبتاً مفصل و پیچیده‌ای است که در مرجع [۵] مورد استفاده قرار گرفته است و در حالت‌های خاص، از جمله با فرض صفر بودن زاویه ندر، معتبر است.

$$C_a = \frac{1}{2\pi} \int_{-\gamma_{hd}}^{\gamma_{hd}} (p_1 \sin\beta \sin\phi + p_2 \cos\beta + p_3 \sin\beta \cos\phi) d\phi \quad (4)$$

در این رابطه (p_1, p_2, p_3) بردار نرمال پانل، زاویه لحظه‌ای موقعیت ماهواره در مدار چرخش خود، و زاویه γ_{hd} زاویه نصف روز با راستای ظهر محلی ماهواره، مطابق شکل (۵) است. در صورتی که تعیین ضریب کارکرد آرایه‌ها در بازه طولانی مدت مثلاً یک‌سال مورد نظر باشد، مطابق رابطه (۵) می‌توان انتگرال C_a را در بازه تغییرات زاویه بتا برای مدت مورد بحث محاسبه کرد.

$$U_{C_a} = \frac{1}{\beta_2 - \beta_1} \int_{\beta_1}^{\beta_2} C_a d\beta \quad (5)$$

در نمودار بالایی شکل (۶)، مقدار U_{C_a} در ظهر محلی ماهواره برای پانلی با بردار نرمال $p=(0, 1, 0)$ و برای کلیه مدارهای مورد بررسی، ترسیم شده است. برای مدارهای خورشیدآهنگ (گروه ج) این پارامتر معادل ۹۹/۸٪ محاسبه شده است.



شکل ۵- وضعیت ماهواره در مدار و نمایش زوایای مورد اشاره در روابط (۴) و (۵)

در نمودار میانی این شکل، زمان کارکرد میانگین پانل مورد نظر در طی سه سال مأموریت ترسیم شده است. بر اساس این داده‌ها، میانگین انرژی تولید شده توسط آرایه‌ها برای مدارهای مختلف محاسبه شده و در نمودار پایین شکل (۶) ترسیم شده است.

زاویه تابش به سطح پانل‌های خورشیدی ماهواره‌های مفروض، تقریباً صفر درجه بوده و علی‌رغم قرار داشتن در روشنایی، توان تولیدی پانل‌ها ناچیز خواهد بود.

سایزینگ باتری (منبع ذخیره‌سازی انرژی)

باتری مورد استفاده برای این مأموریت‌ها از نوع نیکل کادمیم NiCd با میانگین ولتاژ خط نامی ۲۸ ولت، بیشینه عمق دشارژ ۲۰٪، چگالی انرژی مخصوص ۳۰ Wh/kg و چگالی انرژی Wh/lit ۵۰ انتخاب می‌شود، که نتایج محاسبات مربوط به برآورد مشخصات الکتریکی آن در جداول (۶) و (۷) دیده می‌شود. این داده‌ها شامل ولتاژ در انتهای دشارژ، ظرفیت قابل استفاده در انتهای مأموریت، ظرفیت مورد نیاز در ابتدای مأموریت و مقدار واقعی عمق دشارژ است. بر مبنای این مفروضات و با توجه به محاسبات انجام شده، انتخاب یک باتری با ظرفیت ۱۲ آمپر ساعت برای همه مأموریت‌های فوق مناسب خواهد بود.

عملکرد باتری در طی مأموریت

ستون دوم جداول (۶) و (۷) که با عنوان VED معرفی شده، بیانگر ولتاژ باتری در انتهای دشارژ (یعنی پایان فاز خورشیدگرفتگی در هر سیکل چرخش) است که در ابتدای مأموریت و در حالت نرمال باید ۲۶/۴ ولت باشد. این پارامتر با فرض کاهش ۰/۰۱۸۲ ولت به ازای هر ۱۰۰۰ سیکل شارژ-دشارژ محاسبه شده است. این ضریب افت کارایی به‌طور معمول برای یک باتری NiCd فضایی استاندارد، با عمق دشارژ ۲۰ تا ۲۵ درصد، و در حین کار پس از ده‌هزارمین سیکل شارژ-دشارژ، معتبر است [۶].

جدول ۶- برآورد اولیه برای مشخصات الکتریکی باتری در گروه‌های الف و ب

ارتفاع مدار [km]	VED @ EOL [V]	گروه (الف)				گروه (ب)			
		با C [Ah]		مقدار واقعی DOD [%]	با C [Ah]		مقدار واقعی DOD [%]		
		DOD=20%	EOL		DOD=20%	EOL			
۴۰۰	۱۹/۱	۶/۹۳	۱۰/۱۷	۱۳/۲۵	۶/۳۲	۹/۰۲	۱۳/۸۹		
۵۰۰	۱۹/۳	۶/۸۵	۹/۹۷	۱۴/۹۲	۶/۲۳	۸/۸۸	۱۳/۴۵		
۶۰۰	۱۹/۵	۶/۷۹	۹/۷۷	۱۴/۶۶	۶/۱۷	۸/۸	۱۳/۱۷		
۷۰۰	۱۹/۶	۶/۷۴	۹/۶۲	۱۴/۴۳	۶/۰۵	۸/۶۳	۱۲/۹۵		
۸۰۰	۱۹/۸	۶/۷۱	۹/۴۹	۱۴/۲۳	۵/۸۲	۸/۳	۱۲/۷۳		
۹۰۰	۲۰	۶/۶۸	۹/۳۷	۱۴/۰۵	۵/۷۷	۸/۲۲	۱۲/۵۵		
۱۰۰۰	۲۰/۱	۶/۶۶	۹/۲۷	۱۳/۹	۶/۰۶	۸/۶۴	۱۲/۴		
۱۱۰۰	۲۰/۳	۶/۶۵	۹/۱۷	۱۳/۷۶	۶/۱۳	۸/۷۴	۱۲/۳		
۱۲۰۰	۲۰/۴	۶/۶۴	۹/۰۹	۱۳/۶۴	۶/۲۲	۸/۸۸	۱۲/۱۳		

ظرفیت‌های مورد نیاز در ابتدا و انتهای مأموریت از رابطه (۶) محاسبه شده‌اند که در آن P_e مقدار میانگین توان مورد نیاز در هنگام خورشیدگرفتگی، T_e مدت خورشیدگرفتگی، N تعداد باتری مورد استفاده در زیرسیستم توان و n راندمان مسیر دشارژ از باتری تا مصرف کننده (بار) است. در این بررسی‌ها $N=1$ و $n=90\%$ فرض شده‌اند.

$$C = \frac{P_e \cdot T_e}{DOD \cdot N \cdot n \cdot V_{bus}} \quad (۶)$$

برای اعمال بدترین شرایط از نظر مصرف انرژی در فرآیند دشارژ باتری (خط ولتاژ غیر رگوله)، فرض می‌شود که در هر خورشیدگرفتگی باتری به مدت ۱۰ دقیقه توان ۱۰۰ وات را برای سرویس‌های پرمصرف محموله، نظیر ارسال داده‌ها به ایستگاه زمینی فراهم نموده و در ادامه فاز خورشیدگرفتگی توان ۴۰ وات معمول را تامین می‌کند. همچنین دمای محیطی باتری ثابت و برابر ۱۰ درجه سانتی‌گراد فرض شده است.

جدول ۷- برآورد اولیه برای مشخصات الکتریکی باتری در گروه ج

زاویه میل [°]	VED@ EOL [V]	گروه (ج)		
		با C [Ah]		مقدار واقعی DOD [%]
		DOD=20%	EOL	
۴۰	۶/۳۲	۹/۰۲	۱۳/۵۳	
۵۰	۶/۲۳	۸/۸۸	۱۳/۳۲	
۶۰	۶/۱۷	۸/۸	۱۳/۲	
۷۰	۶/۰۵	۸/۶۳	۱۲/۹۵	
۸۰	۵/۸۲	۸/۳	۱۲/۴۶	
۹۰	۵/۷۷	۸/۲۲	۱۲/۳۴	
۱۰۰	۶/۰۶	۸/۶۴	۱۲/۹۶	
۱۱۰	۶/۱۳	۸/۷۴	۱۳/۱۱	
۱۲۰	۶/۲۲	۸/۸۸	۱۳/۳۱	

در تحلیل اثرات تغییر پارامترهای مدار بر شرایط عملکردی باتری می‌توان گفت که با افزایش ارتفاع، پیروید چرخش ماهواره به‌دور زمین افزایش می‌یابد، در حالی که تعداد کل چرخش‌ها در طی مأموریت کاهش می‌یابد. این امر تعداد سیکل‌های شارژ-دشارژ باتری را کاهش داده و افزایش عمر آن با یک عمق دشارژ معین را در پی دارد. به عبارت دیگر، امکان استفاده از همان باتری با عمق دشارژ بیشتر برای یک مأموریت با طول عمر معین را فراهم می‌کند. هر دوی این شرایط بدان معناست که افت کارایی باتری کاهش می‌یابد. از سوی دیگر هنگامی که در یک ارتفاع معین زاویه میل افزایش می‌یابد، با وجود ثابت بودن پیروید چرخش، مدت و نسبت

مطابق دیاگرام شکل (۲) پارامترهای مدار بر الزامات مصرف انرژی زیرسیستم‌های مختلف و در نتیجه تعیین بودجه توانی ماهواره تأثیرگذار هستند و به همین دلیل است که بین دو کادر بالا از سمت چپ آن شکل، یعنی مابین پارامترهای مدار و الزامات مصرف‌کننده‌ها، یک مسیر ارتباطی منظور شده است. این ارتباط بیانگر آن است که هنگامی که مقدار، نرخ و پروفایل مصرف انرژی در یک مصرف‌کننده تغییر کند، عملکرد و کارایی زیرسیستم توان الکتریکی و اغلب بخش‌های آن تحت تأثیر قرار می‌گیرند. بنابراین برای تبیین بهتر این مسئله که تغییر ارتفاع مدار و زاویه میل با چه سازوکاری و تا چه حد، مقدار و رژیم مصرف انرژی در بخش‌های مختلف ماهواره را تحت تأثیر قرار می‌دهند، سه زیرسیستم مختلف که در ساختار ماهواره‌ها وجودشان الزامی است و تعاملات متفاوتی با زیرسیستم توان الکتریکی دارند، در این بخش بررسی خواهند شد. برای ماموریت‌های مفروض در این مقاله زیرسیستم‌های مخابرات (به همراه بخش محموله)، کنترل وضعیت و کنترل حرارت به شرح زیر مد نظر قرار گرفته‌اند:

تعامل با زیرسیستم مخابرات و بخش محموله

روند مصرف انرژی در بارهای پرمصرف نظیر فرستنده‌های مخابراتی تابعی از تعداد و مدت رؤیت ایستگاه(ها)ی زمینی و همچنین سناریوی برقراری ارتباط با سایر کاربران است که این امر بر رژیم دشارژ باتری شدیداً تأثیرگذار است، چرا که در اغلب توپولوژی‌های رایج برای زیرسیستم توان الکتریکی، بارهای پرمصرف مستقیماً به خط باتری متصل هستند. در یک بررسی کمی برای مجموعه ماموریت‌های تعریف شده، تعداد دسترسی، میانگین مدت دسترسی در هر چرخش و کل زمان دسترسی ماهواره به یک ایستگاه مرکزی مفروض در تهران برای مدت سه سال محاسبه شده است که نتایج آن در جدول‌های (۹) و (۱۰) دیده می‌شود.

جدول ۹- دسترسی به ایستگاه مرکزی برای گروه (الف) و (ب)

ارتفاع [km]	دسترسی گروه (الف)			دسترسی گروه (ب)		
	تعداد [#]	زمان میانگین [sec]	کل زمان [hr]	تعداد [#]	زمان میانگین [sec]	کل زمان [hr]
۴۰۰	۴۸۲۷	۴۸۰/۶	۶۴۴/۳۹	۵۱۸۱	۴۹۴/۴	۷۱۱/۴۶
۵۰۰	۵۲۶۲	۵۴۳/۱	۷۹۳/۸۱	۵۶۳۷	۵۶۲/۷	۸۸۱/۰۸
۶۰۰	۵۶۷۶	۶۰۱/۵	۹۴۸/۴۳	۶۰۸۷	۶۲۱/۴	۱۰۵۰/۷
۷۰۰	۵۹۶۴	۶۶۱/۸	۱۰۹۶/۳۹	۶۴۵۳	۶۸۰/۴	۱۲۹۰/۵۶
۸۰۰	۶۲۴۳	۷۱۷/۵	۱۲۴۴/۱۹	۶۷۷۴	۷۳۷/۹	۱۳۸۸/۴۸
۹۰۰	۶۵۰۱	۷۶۹/۸	۱۳۹۰/۲	۷۰۹۲	۷۹۰/۸	۱۵۵۷/۸۷
۱۰۰۰	۶۷۲۹	۸۲۲/۲	۱۵۳۶/۸۳	۷۳۷۷	۸۴۳/۲	۱۷۲۷/۸۸
۱۱۰۰	۶۹۴۲	۸۷۲/۶	۱۶۸۲/۶۶	۷۶۶۵	۸۹۲/۹	۱۹۰۱/۰۶
۱۲۰۰	۷۱۳۷	۹۲۲/۳	۱۸۲۸/۴۹	۸۰۰۴	۹۳۵/۸	۲۰۸۰/۵۹

خوشیدگرفتگی کاهش می‌یابد که مطابق جداول (۶) و (۷) تغییرات تقریباً مشابهی در عملکرد باتری ایجاد می‌نماید. نهایتاً و با در نظر داشتن همه موارد فوق می‌توان مشخصات مکانیکی باتری در مدارهای مختلف را مطابق جدول (۸) فهرست کرد. لازم به یادآوری است که در عمل، حجم و وزن واقعی یک بسته باتری تابعی از وزن و حجم سلول‌های تشکیل‌دهنده آن خواهد بود، اما در اینجا فرض بر یکپارچه‌بودن مجموعه باتری، بدون سازه بسته باتری، بدون مجموعه سنسورها و مدارهای مانتورینگ، بدون اجزای لازم برای کنترل حرارت و نظایر آن است. بدیهی است که در عمل وزن و حجم باتری واقعی از مقادیر ذکر شده بیشتر خواهد بود.

جدول ۸- برآورد اولیه برای مشخصات مکانیکی باتری

ارتفاع مدار [km]	گروه (الف)		گروه (ب)		زاویه Inc. [°]	گروه (ج)	
	وزن [kg]	حجم [lit]	وزن [kg]	حجم [lit]		وزن [kg]	حجم [lit]
۴۰۰	۹/۴۹	۵/۶۹	۸/۶۴	۵/۱۸	۴۰	۸/۴۲	۵/۰۵
۵۰۰	۹/۲۹	۵/۵۷	۸/۳۷	۵/۰۲	۵۰	۸/۲۹	۴/۹۷
۶۰۰	۹/۱۲	۵/۴۷	۸/۱۹	۴/۹۱	۶۰	۸/۲۱	۴/۹۳
۷۰۰	۸/۹۸	۵/۳۹	۸/۰۶	۴/۸۳	۷۰	۸/۰۶	۴/۸۳
۸۰۰	۸/۸۵	۵/۳۱	۷/۹۲	۴/۷۵	۸۰	۷/۷۵	۴/۶۵
۹۰۰	۸/۷۵	۵/۲۵	۷/۸۱	۴/۶۹	۹۰	۷/۶۸	۴/۶۱
۱۰۰۰	۸/۶۵	۵/۱۹	۷/۷۲	۴/۶۳	۱۰۰	۸/۰۷	۴/۸۴
۱۱۰۰	۸/۵۶	۵/۱۴	۷/۶۵	۴/۵۹	۱۱۰	۸/۱۶	۴/۹
۱۲۰۰	۸/۴۹	۵/۰۹	۷/۵۵	۴/۵۳	۱۲۰	۸/۲۸	۴/۹۷

تعامل زیرسیستم توان با سایر زیرسیستم‌ها

علاوه بر منابع تولید توان و ذخیره‌سازی انرژی، روند عملکرد و ضریب کارکرد سایر اجزای زیرسیستم توان نظیر مدار شارژر باتری و همچنین مبدل‌های DC/DC تحت تأثیر تغییر پارامترهای مدار قرار می‌گیرند که البته دامنه این اثرات در مقایسه با آرایه‌های خورشیدی و باتری چندان وسیع و مهم نیست. اما در سطحی فراتر و مهم‌تر، تغییر پارامترهای مدار از طریق تأثیر بر عملکرد سایر زیرسیستم‌ها و تعامل (اینترفیس) آنها با زیرسیستم توان الکتریکی، تأثیرات ثانویه‌ای بر زیرسیستم توان و اجزای آن دارد که باید مورد بحث قرار گیرند. این تأثیرات ثانویه به نوبه خود می‌تواند مستقیماً از طریق اتصالات الکتریکی، یا غیرمستقیم از طریق اینترفیس‌های حرارتی باشد.

ارتفاع مدار [km]	گروه (الف)		گروه (ب)		گروه (ج)	
	انرژی [kWhr]	DOD [%]	انرژی [kWhr]	DOD [%]	میل [°]	انرژی [kWhr]
۷۰۰	۱۰۹/۶	۵/۴۷	۱۲۲	۵/۶۲	۷۰	۱۲۲
۸۰۰	۱۲۴/۴	۵/۹۳	۱۳۸/۸	۶/۱	۸۰	۱۱۰/۸
۹۰۰	۱۳۹	۶/۳۶	۱۵۵/۸	۶/۵۴	۹۰	۱۰۷/۶
۱۰۰۰	۱۵۳/۷	۶/۸	۱۷۲/۸	۶/۹۷	۱۰۰	۱۱۰/۸
۱۱۰۰	۱۶۸/۳	۷/۲۱	۱۹۰/۱	۷/۳۸	۱۱۰	۱۲۱/۶
۱۲۰۰	۱۸۲/۸	۷/۶۲	۲۰۸/۱	۷/۷۴	۱۲۰	۱۵۹/۹

تعامل با زیرسیستم کنترل حرارت

همان‌گونه که پیش‌تر نیز اشاره شد، تغییر ارتفاع و تغییر زاویه میل (و در نتیجه تغییرات زاویه بتا) موجب تغییرات عمده‌ای در شرایط و پارامترهای خورشیدگرفتگی می‌گردد. این تغییرات در بازه‌های طولانی مدت، وسیع‌ترین تأثیرات را بر رفتار و عملکرد حرارتی بسیاری از قطعات، بخش‌ها و زیرسیستم‌های ماهواره دارد.

در زیرسیستم توان الکتریکی، رفتار حرارتی اجزای اصلی به‌ویژه آرایه‌های خورشیدی و باتری کاملاً متأثر از شرایط حرارتی برونی و درونی ماهواره است. این تأثیرپذیری به‌گونه‌ای است که نه تنها راندمان تولید و ذخیره‌سازی انرژی را تحت تأثیر قرار می‌دهد، بلکه گاهی تمهیدات خاصی نظیر استفاده از گرم‌کن (هیتر) برای باتری را ایجاد می‌نماید. زیرا در هنگام گذر از فاز خورشیدگرفتگی کاهش دمای درون ماهواره می‌تواند موجب تغییر موقتی نقطه کار، یا افت کارایی دائمی و برگشت‌ناپذیر در مشخصه‌های عملکردی باتری شود.

در خصوص به‌کارگیری گرم‌کن برای باتری، اگر فرض شود که شرایط سردترین و گرم‌ترین حالت برای باتری ماهواره در همهٔ مأموریت‌ها یکسان باشد (که البته لزوماً چنین نخواهد بود)، و با این قید که در همهٔ زمان‌های خورشیدگرفتگی از گرم‌کن با توان مصرفی ۱۰ وات استفاده شود، آنگاه افزایش در انرژی مصرفی توسط زیرسیستم کنترل حرارت و میزان تأثیر آن بر پارامتر عمق دشارژ در جدول (۱۲) دیده می‌شود.

جدول ۱۲ - تأثیر پارامترهای مدار بر مقدار انرژی مصرفی گرم‌کن‌های باتری و افزایش عمق دشارژ

ارتفاع مدار [km]	گروه (الف)		گروه (ب)		گروه (ج)	
	انرژی [kWhr]	DOD [%]	انرژی [kWhr]	DOD [%]	میل [°]	انرژی [kWhr]
۴۰۰	۱۰۸/۶۳	۲/۷۹	۹۰/۹۷	۲/۳۳	۴۰	۹۶/۲۱
۵۰۰	۱۰۴/۰۳	۲/۷	۸۷/۳۲	۲/۲۷	۵۰	۹۶/۲۷
۶۰۰	۱۰۰/۲۴	۲/۶۳	۸۳/۵۴	۲/۱۹	۶۰	۹۶/۳۶
۷۰۰	۹۶/۹۹	۲/۵۸	۷۹/۹۱	۲/۱۲	۷۰	۹۶/۴۷
۸۰۰	۹۴/۱۲	۲/۵۳	۷۶/۴۱	۲/۰۶	۸۰	۹۶/۶۳
۹۰۰	۹۱/۵۵	۲/۴۹	۷۳/۱۱	۱/۹۹	۹۰	۹۶/۶۹

مشاهده می‌شود که در تغییر ارتفاع مدار از ۴۰۰ کیلومتر به ۱۲۰۰ کیلومتر هم تعداد دفعات و هم میانگین زمان دسترسی به ایستگاه زمینی تقریباً یک و نیم برابر می‌شوند و به همین خاطر کل زمان دسترسی تقریباً سه برابر خواهد شد.

جدول ۱۰ - دسترسی به ایستگاه مرکزی برای گروه (ج)

میل [°]	تعداد [#]	دسترسی گروه (ج)	
		زمان میانگین [sec]	کل زمان [hr]
۴۰	۷۵۰۹	۷۹۰/۳	۱۶۴۸/۳۶
۵۰	۸۱۰۹	۷۷۵/۷	۱۷۴۷/۱۵
۶۰	۸۶۶۷	۶۶۴	۱۵۹۸/۵۷
۷۰	۶۴۵۳	۶۸۰/۴	۱۲۱۹/۵۶
۸۰	۵۸۷۴	۶۷۸/۹	۱۱۰۷/۷
۹۰	۵۷۹۰	۶۶۹/۱	۱۰۷۶/۰۹
۱۰۰	۶۰۳۹	۶۶۰/۲	۱۱۰۷/۵۴
۱۱۰	۶۸۳۱	۶۴۱	۱۲۱۶/۲۲
۱۲۰	۹۴۲۶	۶۱۰/۷	۱۵۹۹/۱۲

اگر در هر پریود چرخش، ماهواره حداکثر به مدتی برابر با زمان میانگین دسترسی به ایستگاه مرکزی، توان مصرفی به بیشینهٔ خود (۱۰۰ وات) برسد؛ آنگاه در تغییر ارتفاع تعیین شده، کل انرژی مصرفی بخش محموله نیز تقریباً سه برابر خواهد شد (البته این فرض در عمل محقق نخواهد شد، چون ماهواره ایستگاه مرکزی را در همهٔ چرخش‌ها نخواهد دید بلکه این امر در هر سه الی چهار بار گردش ماهواره به دور زمین تنها یک‌بار اتفاق می‌افتد). مطابق جدول (۹) دیده می‌شود که امکان دسترسی ماهواره به ایستگاه مرکزی برای مدارات خورشیدآهنگ (گروه الف)، به دلیل زاویهٔ میل زیادتر آنها، کمتر از مدارهای غیرخورشیدآهنگ با زاویهٔ میل ۷۰ درجه (گروه ب) است.

از سوی دیگر، میزان و روند تأثیراتی که تغییر زاویهٔ میل بر مشخصات دسترسی ماهواره دارد نسبت به اثر تغییر ارتفاع قدری پیچیده‌تر است. به‌طور کلی افزایش زاویهٔ میل موجب کاهش عمق دشارژ باتری می‌شود اما کمترین انرژی مصرفی برای زاویهٔ میل ۹۰ درجه رخ می‌دهد. جدول (۱۱) میزان تغییرات در توان و انرژی مصرفی محموله و سهم آن در عمق دشارژ باتری با مفروضات فوق را نشان می‌دهد.

جدول ۱۱ - تأثیر پارامترهای مدار بر مصرف انرژی فرستنده‌ها و سهم آنها در میزان عمق دشارژ

ارتفاع مدار [km]	گروه (الف)		گروه (ب)		گروه (ج)	
	انرژی [kWhr]	DOD [%]	انرژی [kWhr]	DOD [%]	میل [°]	انرژی [kWhr]
۴۰۰	۶۴/۴	۳/۹۷	۷۱/۱	۴/۰۹	۴۰	۱۶۴/۸
۵۰۰	۷۹/۴	۴/۴۹	۸۸/۱	۴/۶۵	۵۰	۱۷۴/۷
۶۰۰	۹۴/۸	۴/۹۷	۱۰۵/۱	۵/۱۴	۶۰	۱۵۹/۹

نتیجه گیری

مشخصات و پارامترهای مداری عامل بسیار مهمی در طراحی زیرسیستم توان الکتریکی، به ویژه در تعیین مشخصات آرایه‌های خورشیدی و باتری به شمار می‌روند. این واقعیت به روشنی از نتایج بررسی‌های این مقاله که در شکل‌ها و جداول مختلف ارائه شده‌اند، قابل استنباط است.

این نتایج نشان می‌دهند که رعایت الزامات تولید و ذخیره‌سازی انرژی با افزایش ارتفاع ساده‌تر می‌شود چرا که می‌توان زیرسیستم را با وزن و حجم کمتر و در نتیجه با هزینه پایین‌تر طراحی کرد. اما در ارتباط با زاویه میل باید توجه کرد که شرایط بهینه طراحی به ازای مدارهای تقریباً قطبی به دست می‌آیند. تأثیرات ثانویه‌ای که از تعامل زیرسیستم توان با سایر زیرسیستم‌ها ناشی می‌شوند، نیز تقریباً از همان شرایط کلی تبعیت می‌کنند. از سوی دیگر تفسیر نتایج حاکی از آن است که در ماهواره‌های خورشیدآهنگ رعایت حاشیه‌های اطمینان در طراحی، دشوارتر از ماهواره‌های غیر خورشیدآهنگ هم‌ارتفاع‌شان است.

مراجع

- [1] Eakman, D., Lambeck, R., Mackowski, M. and Slifer, L., "Small Spacecraft Power and Thermal Subsystems," NASA Contractor Report 195029, McDonnell Douglas Aerospace, 1994.
- [2] Wertz, J. R. and Larson, W. J., *Space Mission Analysis and Design*, Kluwer Academic Publishers, USA, 1991.
- [3] Gilmore, D. G., *Satellite Thermal Control Handbook*, The Aerospace Corporation Press, El Segundo, California, 1994.
- [4] Patel, M. R., *Spacecraft Power Systems*, CRC Press, 2004.
- [5] Anigstein, P. A. and Sanchez Pena, R. S., "Analysis of Solar Panel Orientation in Low Altitude Satellites," *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, Vol. 34, No. 2, 1998.
- [6] Brewster, J. C., The 1996 NASA Aerospace Battery Workshop [microform]: Proceedings of a Workshop / Sponsored by the NASA Aerospace Flight Battery Systems Program, Held Huntsville, Alabama, December 3-5, 1996.

گروه (ج)			گروه (ب)		گروه (الف)		ارتفاع مدار
DOD	انرژی	میل	DOD	انرژی	DOD	انرژی	
۲/۵۸	۹۶/۹۵	۱۰۰	۱/۹۳	۶۹/۹	۲/۴۶	۸۹/۲۲	۱۰۰۰
۲/۵۹	۹۷/۲۷	۱۱۰	۱/۸۷	۶۷/۰۶	۲/۴۳	۸۷/۰۸	۱۱۰۰
۲/۵۹	۹۷/۵۱	۱۲۰	۱/۸۲	۶۴/۴	۲/۴۱	۸۵/۱	۱۲۰۰

تعامل با زیرسیستم کنترل وضعیت

استفاده از مولدهای گشتاور مغناطیسی در زیرسیستم کنترل وضعیت ماهواره‌های کوچک، گزینه مرسوم است. توان مصرفی این مولدهای گشتاور تابعی از ارتفاع ماهواره است، و در ارتباط با آنها دو پدیده کلی مطرح است: نخست، تغییر شدت میدان مغناطیسی زمین و میزان تأثیر آن بر عملکرد مولدهای گشتاور، و دوم تغییر زمان‌های فعال بودن و در نتیجه تغییر جریان (و توان) مصرفی آنها.

در حالت کلی شدت میدان مغناطیسی زمین در فواصل نزدیک به آن، مطابق معادله (۷) بیان می‌شود که در آن B شدت میدان مغناطیسی زمین، R ارتفاع مدار و M ممان دوقطبی مغناطیسی ماهواره است. بر مبنای این رابطه با تغییر ارتفاع، شدت میدان به نسبت $1/R^3$ تغییر خواهد کرد. به این ترتیب، به طور مثال در ارتفاع ۱۰۰۰ کیلومتری شدت میدان تقریباً ۳۵٪ شدت میدان در ارتفاع ۷۰۰ کیلومتری و ۲۶/۱٪ شدت میدان در ارتفاع ۶۰۰ کیلومتری خواهد بود.

$$B = \frac{M}{R^3} \sqrt{1 + 3 \sin^2 \lambda} \quad (7)$$

با توجه به رابطه نیروی لورنتس، یعنی $F = \vec{B} \times \vec{I}$ بدیهی است که در زاویه‌ای معین، جریان گذرنده از کویل مولدهای گشتاور و شدت میدان مغناطیسی آن باید به نسبت عکس اندازه همدیگر تغییر نمایند تا نیروی تولید شده ثابت بماند. بنابراین جریان مصرف شده در کویل‌ها با در نظر گرفتن مقدار ۳۵٪ باید ۲/۸۵ برابر گردد. از سوی دیگر و با توجه به این که انرژی ذخیره شده در هر سیم‌پیچ متناسب با مجذور جریان گذرنده از آن است، بنابراین توان مصرفی کویل‌ها حدوداً ۸ برابر می‌شود. معمولاً این توان مستقیماً از باتری دریافت می‌شود؛ بنابراین باید در بودجه توان تصحیحات مربوطه لحاظ گردد.