

روش تکمیلی طراحی مفهومی زیرسیستم تأمین انرژی ماهواره

مهران میرشمس^۱، اسد صاغری^{۲*} و احسان ذبیحیان^۳

۱، ۲ و ۳- آزمایشگاه تحقیقات فضایی، دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی

تهران، کدپستی: ۳۳۲۸۱ - ۱۶۷۶۵

Asad.saghari@ut.ac.ir

در این مقاله، به ارائه روش تکمیلی برای طراحی زیرسیستم تأمین انرژی ماهواره پرداخته شده است. هر یک از روش‌های ارائه شده در مراجع مختلف برای طراحی زیرسیستم تأمین انرژی ماهواره، دارای مزایا و معایبی هستند و در هر روش بخشی از این زیرسیستم بیشتر مورد توجه و دقت بوده است. در تحقیق انجام گرفته، ابتدا، با بررسی روش‌های موجود برای طراحی زیرسیستم تأمین انرژی، مزایا و معایب هر یک مشخص شده و در ادامه به ارائه روشی کامل بر پایه مزایای هر یک از روش‌های پیشین پرداخته‌ایم. در خلال روش جدید در برخی مراحل به تکمیل و تغییر روند طراحی با تکیه بر شبیه‌سازی‌های دقیق اقدام شده است. شبیه‌سازی‌های انجام گرفته به منظور تعیین دقیق موقعیت و وضعیت ماهواره در فضا استفاده شده است. با تکیه به این شبیه‌سازی‌ها، پارامترهای کلیدی همچون زمان سایه مداری و زاویه تابش خورشید با هر سطح از آرایه‌های خورشیدی در هر وضعیت ماهواره و هر لحظه از مأموریت قابل تعیین خواهد بود. در نهایت با استفاده از تحلیل‌های آماری پایگاه داده‌ها، یک روش جامع و دقیق با مزایای بیشتر و معایب کمتر از روش‌های قبلی ارائه شده است. در انتها با استفاده از اطلاعات ماهواره‌ای مشخص و همچنین نتایج طراحی آماری، مزایای روش تکمیلی صحت‌سنجی شده است.

واژه‌های کلیدی: زیرسیستم تأمین انرژی ماهواره، طراحی مفهومی، آرایه خورشیدی، شبیه‌سازی

		علائم و اختصارات	
T	(min)	دوره تناوب مداری	
R_E	(km)	شعاع متوسط زمین	
T_n	(min)	مدت زمان در سایه بودن مدار	0 (deg)
α	(deg)	زاویه تابش خورشید	
ω	(deg)	چرخش زاویه‌ای	δ (deg)
P_T	(w)	توان کل ماهواره	
P_d	(w)	توان مورد نیاز در روز	Az_p (deg)
P_n	(w)	توان مورد نیاز در شب	El_p (deg)
P_{sa}	(w)	توان تولیدی مورد نیاز ماهواره	H (km)
X_{a-b}		افت انتقال از آرایه تا باتری در روز مداری	i (deg)
X_{b-1}		افت انتقال از باتری تا بار در سایه مداری	
X_{a-1}		افت انتقال از آرایه تا بار در روز مداری	
η_c		افت شارژر	
η_b		افت شارژر باتری	

۱. دانشیار

۲. کارشناس ارشد (نویسنده مخاطب)

۳. دانشجوی دکتری

بررسی روش‌های طراحی زیرسیستم تأمین انرژی

با بررسی روش‌های متداول در طراحی مفهومی زیرسیستم تأمین انرژی، نقاط ضعف و قوت هر روش تعیین می‌شود و در روش تکمیلی، با ترکیب روش‌های موجود و اصلاح برخی روابط و فرض‌ها سعی در برطرف کردن نقاط ضعف شده است.

عمده نقاط ضعف موجود در روش‌های متداول عبارتند از:

- عدم محاسبه دقیق بودجه جرمی تمام بخش‌های زیرسیستم تأمین انرژی (روش‌های موجود در مراجع [۳ و ۶])
- عدم محاسبه دقیق زمان سایه و لحاظ تغییرات سایه مداری در طول سال (روش‌های موجود در مراجع [۳-۶])
- عدم محاسبه دقیق زاویه تابش خورشید و در نتیجه، افت‌های ناشی از تغییر زاویه تابش خورشید با آرایه‌ها (روش‌های موجود در مراجع [۴-۶])
- عدم محاسبه دقیق تعداد سلول خورشیدی و مساحت آرایه‌های خورشیدی مورد نیاز (روش‌های موجود در مراجع [۳، ۴ و ۶])
- نبود اطلاعات و روابط آماری برای تخمین مشخصه‌های جرمی انرژی آرایه‌های خورشیدی و باتری‌های ثانویه (روش‌های موجود در مراجع [۳-۶])
- اهمیت‌دادن به بخش خاص زیرسیستم در هر یک از روش‌های طراحی

روش تکمیلی طراحی زیرسیستم تأمین انرژی

روش ارائه شده در این تحقیق با رویکرد، به‌کارگیری در طراحی ماهواره‌هایی با کلاس وزنی زیر ۱۰۰ کیلوگرم در مدارهای زمین مرکز تدوین شده است. برای این ماهواره‌ها استفاده از مولدهای فتوولتائیک بهینه‌ترین انتخاب خواهد بود. این مولدها که شامل نمونه‌های متنوع سلول‌های خورشیدی هستند، وظیفه تبدیل شار تابشی خورشید به انرژی الکتریکی مورد نیاز ماهواره را بر عهده دارند. انرژی الکتریکی تولیدشده برای فعال نگه‌داشتن ماهواره در روز مداری و شارژ باتری‌های ثانویه مورد استفاده قرار می‌گیرد [۷]. مدت زمان سایه مداری یا (زمان سایه مداری) را می‌توان یکی از مهم‌ترین پارامترهای مداری در تعیین الزامات زیرسیستم تأمین انرژی ماهواره دانست. از طرفی داشتن یک تخمین مناسب از تغییر سالیانه زمان سایه مداری برای اخذ تصمیمات بهینه در طراحی مفهومی و جلوگیری از تحمیل هزینه اضافی یا ریسک بالا، بسیار حیاتی است. از این رو، قبل از ورود به بخش طراحی زیرسیستم تأمین انرژی، ابتدا، زمان سایه مدار را دقیق محاسبه می‌کنیم [۷ و ۸].

η_{rad}		افت توان ناشی از تشعشعات خورشیدی
t_c	(C°)	دمای سلول در شرایط تست آزمایشگاهی
D_c	(number / m^2)	چگال سلول
ρ_s	(kg / m^2)	چگالی سطحی سلول خورشیدی
ρ_w	(W / kg)	چگالی عملکردی سلول خورشیدی
ρ_E	($W \cdot hr / kg$)	چگالی ویژه باتری ثانویه
N_c		تعداد سیکل‌های شارژ و دشارژ ماهواره
n		تعداد گردش ماهواره حول زمین در شبانه روز
τ	(Year)	عمر مأموریت بر حسب سال
E_B	($W \cdot hr$)	انرژی ذخیره شده در باتری‌ها
DoD		عمق دشارژ

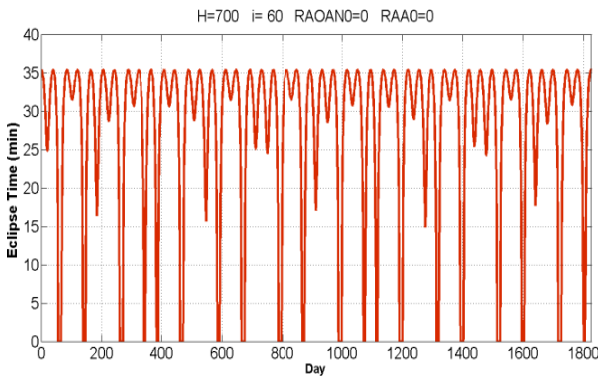
مقدمه

از شروع عصر فضا همواره تلاش برای رسیدن به یک روش جامع و دقیق طراحی مفهومی ماهواره ادامه داشته است و در راستای این فعالیت‌ها روش‌های مختلفی برای طراحی مفهومی ماهواره ارائه شده است، که هر کدام از جنبه‌های خاصی به مسئله طراحی می‌نگرند. بنابراین، هر کدام دارای نواقص و محدودیت‌هایی بوده‌اند، از این رو بررسی و مطالعه دقیق روش‌های گذشته در رسیدن به روشی جامع با کمترین نقص امری اساسی است. نکته بسیار مهمی که باید در طراحی مفهومی ماهواره در نظر گرفته شود عدم وجود پاسخ یا طرح واحد برای انجام پروژه طراحی ماهواره است. در حل یک مسئله ریاضی مانند پاسخ 2×2 تنها یک پاسخ صحیح وجود دارد؛ ولی در یک مسئله طراحی تنها یک پاسخ صحیح وجود ندارد؛ بلکه با توجه به محدودیت‌ها و مطلوبیت‌ها جواب‌های صحیح بسیاری وجود خواهد داشت. علت این مسئله پیچیدگی شدید فضای طراحی و عدم امکان استفاده از روش‌های ریاضی در تمام مراحل طراحی است [۱].

هر طراح ممکن است با رویکرد خاص خود این زیرمجموعه را طراحی کند و از آنجا که پارامترهای زیادی تعیین و انتخاب می‌شوند (که بعضاً هم مستقل نیستند)، بنابراین، بسته به تصمیمات اولیه طراحی، معیارها و اولویت‌های طرح و روش طراحی، طرح نهایی می‌تواند متفاوت باشد. این کاملاً امکان‌پذیر است که برای یک مأموریت مشخص پیکربندی‌های مختلفی قابل قبول باشد.

از آنجا که هر روش طراحی باید در جهت بهبود بخشیدن به نتایج طراحی پیشین تلاش کند، استفاده از پایگاه داده‌های آماری و در نظر گرفتن طرح‌های پیشین امری بدیهی است. از این رو در این تحقیق نیز، نتایج هر مرحله از طراحی با داده‌های آماری گذشته و نتایج طراحی آماری مورد بررسی قرار گرفته است. طراحی آماری مورد استفاده در این تحقیق، دارای پشتوانه قوی از پایگاه داده‌هاست؛ بنابراین، معیار خوبی برای صحه‌گذاری طراحی نیز می‌تواند باشد [۲].

ماهواره‌ای در مدار ۷۰۰ کیلومتری با شیب ۶۰ درجه با بیشینه زمان سایه ۳۵ دقیقه و میانگین زمان سایه ۲۷/۵ دقیقه، انتخاب زمان سایه بیشینه قابل قبول است (شکل ۲):



شکل ۲- تغییرات زمان سایه مداری برای مداری با ارتفاع ۷۰۰ کیلومتر و شیب ۶۰ درجه در طول ۵ سال [۷]

البته ممکن است در مراحل بعدی طراحی، با استفاده از برنامه‌های تجاری موجود، زمان سایه محاسبه شود، اما داشتن اطلاعات کافی در مورد تغییرات زمان سایه در مراحل اولیه طراحی منجر به اتخاذ تصمیم‌های اولیه دقیق‌تر و جلوگیری از ایجاد تغییرات هزینه‌بر در مراحل بعدی طراحی می‌شود. از طرفی اجتناب در استفاده از فرضیات ثابت برای مأموریت‌ها در مدارهای مختلف جامعیت روش طراحی را افزایش خواهد داد.

بحث دیگر، قبل از شروع روند اصلی طراحی، تهیه یک بانک اطلاعاتی قوی از ماهواره‌های مختلف و اجزای تشکیل‌دهنده زیرسیستم تأمین انرژی است. وجود چنین بانک اطلاعاتی در انتخاب دقیق‌تر فرضیات اولیه طراحی، و همچنین تخمین‌های مورد استفاده در روند طراحی بسیار مؤثر است. بر پایه اطلاعات این بانک، طراح قادر خواهد بود روابط دقیق‌تری برای تعیین بودجه‌های جرمی و انرژی اجزای زیرسیستم استخراج کند و نتایج، مرحله به مرحله صحت‌سنجی شوند. بر همین اساس یکی از ویژگی‌های عمده این روش، وجود حلقه‌های بازخورد در مراحل مختلف طراحی است، به طوری که در هر مرحله ابتدا با تکیه بر بانک اطلاعاتی، یک انتخاب اولیه صورت می‌گیرد، و در ادامه، اثر این انتخاب بر روند طراحی توسط حلقه‌های بازخورد بررسی شده و در صورت مغایرت با قیود و الزامات مأموریتی و عدم همخوانی با دیگر زیرسیستم‌ها فرض اولیه تغییر می‌کند. این فرایند در مراحل مختلف طراحی و برای هر انتخاب اولیه پیاده‌سازی شده است. در نهایت خروجی طراحی بهترین انتخاب خواهد بود. روندنمای کلی روش تکمیلی در شکل (۳) نمایش داده شده است.

شبیه‌سازی زمان سایه مداری [۷، ۸، ۱۰، ۱۱ و ۱۲]

برای فراتر رفتن از یک تخمین سطحی متداول، با مجموعه‌ای از روابط مثلثاتی و تبدیل مختصات نجومی مواجه خواهیم بود. علاوه بر ارتفاع مداری و شیب مداری متغیرهایی مانند، زاویه گره صعودی، انحراف صفحه استوایی زمین نسبت به صفحه استوای خورشید و موقعیت زاویه‌ای زمین نسبت به خورشید نیز در محاسبه مدت زمان سایه مداری نقش دارند.

با در نظر گرفتن پارامترهای بیان شده زمان سایه مداری از رابطه (۱) محاسبه می‌شود [۷-۹]:

$$\begin{cases} T_e = \left(\frac{1}{180}\right) \cos^{-1} \left[\frac{(H^2 + 2R_E H)^{1/2}}{(R_E + H) \cos \beta} \right] P & \text{if } |\beta| < |\beta^*| \\ T_e = 0 & \text{if } |\beta| \geq |\beta^*| \end{cases} \quad (1)$$

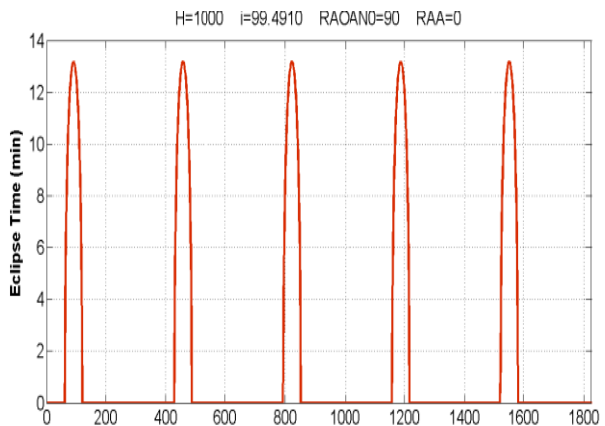
که در رابطه (۱):

β زاویه صفحه مدار با بردار خورشید است و از رابطه (۲) قابل محاسبه است [۷-۹]:

$$\beta = \sin^{-1}(\cos \delta \sin i \sin(\Omega - \alpha) + \sin \delta \cos i) \quad (2)$$

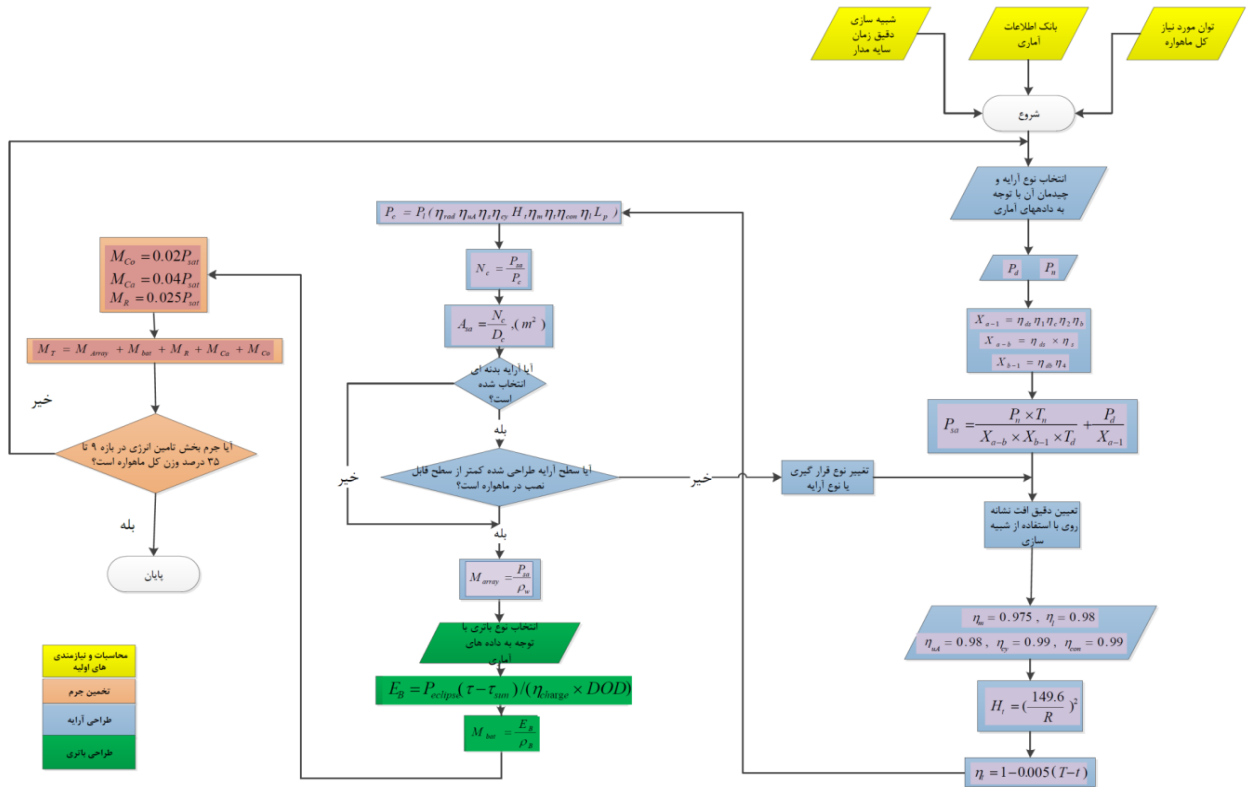
β^* زاویه بتای مدار در جایی است که سایه شروع می‌شود [۱۰].

در شکل (۱) نتایج شبیه‌سازی برای یک مدار با شیب ۹۹/۴۹ درجه و ارتفاع مداری ۱۰۰۰ کیلومتر در طول ۵ سال نشان داده شده است.



شکل ۱- تغییرات زمان سایه مدار خورشید آهنگ با ارتفاع ۱۰۰۰ کیلومتر در طول ۵ سال [۷]

همان‌طور که در شکل (۱) مشهود است، دامنه تغییرات سایه مداری از صفر تا ۱۳ دقیقه با شیب تند تغییر می‌کند؛ به طوری که میانگین زمان سایه ۱/۷۷ دقیقه است. از این رو در نظر گرفتن بیشینه زمان سایه تصمیمی محافظه‌کارانه است. از طرفی در مورد



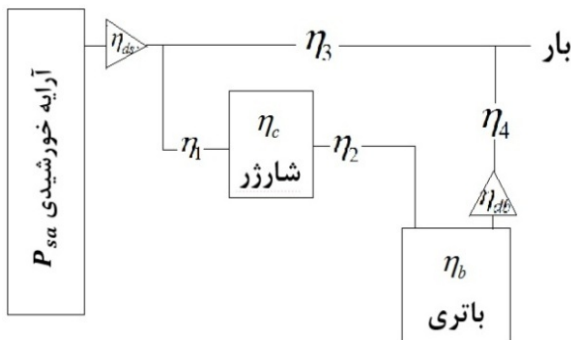
شکل ۳- روند نمای روش تکمیلی طراحی زیرسیستم تأمین انرژی ماهواره مراجع

$$X_{a-b} = \eta_{ds}\eta_s$$

$$X_{b-1} = \eta_{ab}\eta_4$$

$$X_{a-1} = \eta_{ds}\eta_1\eta_c\eta_2\eta_b$$

در شکل (۴) راندمان انتقال در مسیر جریان الکتریکی نمایش داده شده است.



شکل ۴- نمایش راندمان در مدار الکتریکی ماهواره [۱]

گام ۴: انتخاب نحوه فرارگیری آرایه خورشیدی [۷ و ۸]:
به طور کلی آرایه‌های خورشیدی به دو صورت بدنه‌ای و بازشونده وجود دارند، که با تکیه بر بانک اطلاعات آماری موجود، اکثر ماهواره‌ها با

تشریح روندنمای ارائه شده

در این روش، روند طراحی زیرسیستم به سه بخش کلی تقسیم شده است، که در ادامه به آنها می‌پردازیم.

بخش ۱- طراحی مولد انرژی

در این بخش با مشخص بودن مورد نیاز ماهواره، به طراحی و انتخاب نوع و مساحت آرایه‌های خورشیدی مورد نیاز برای ماهواره می‌پردازیم.

گام ۱: انتخاب اولیه نوع آرایه با استفاده از بانک اطلاعاتی، که بر مبنای مأموریت و کلاس وزنی می‌توان به تخمین درستی از نوع آرایه رسید.

گام ۲: تخمین میانگین توان مورد نیاز روز و سایه مداری براساس توان مورد نیاز دیگر اجزای ماهواره

گام ۳: محاسبه توان مورد نیاز تولیدی توسط آرایه‌ها در انتهای مأموریت از طریق رابطه (۴):

$$P_{sa} = \frac{P_n T_n}{X_{a-b} X_{b-1} T_d} + \frac{P_d}{X_{a-1}} \quad (4)$$

بردار عمود سطح برای هر وجه را می‌توان در یک سیستم مختصات ثابت بدنی توسط کسینوس‌های هادی به‌صورت زیر تعریف کرد:

$$\begin{aligned} n_x &= \sin(Az_p)\sin(El_p) \\ n_y &= \sin(Az_p)\cos(El_p) \\ n_z &= \cos(Az_p) \end{aligned} \quad (5)$$

محاسبه زاویه مؤثر تابش خورشید نیازمند انتقال بردار عمود سطح ماهواره از چارچوب ثابت بدنی به مرکز زمینی است. این انتقال نیازمند تعیین وضعیت ماهواره در یک مدار است. با توجه به نوع مأموریت ماهواره، می‌توان فرض کرد که یک محور به‌طور دائم در رو به زمین نشانه رفته و محور دیگر به سوی قطب مدار است [۷].

این فرض یک تخمین مناسب برای مأموریت‌های سنجش از دور است؛ زیرا یک محور همواره در جهت رو به زمین قرار دارد. این موضوع دید دائمی زمین را سبب می‌شود. در این حالت تغییر مختصات هر یک از سطح‌ها در یک مدار را می‌توان به‌راحتی در چارچوب مختصات اینرسی مدار با چرخش زاویه‌ای حول یک محور تشریح کرد. با احتساب چرخش، مختصات سطح p در مختصات اینرسی مدار را با استفاده از رابطه (۶) می‌توان به مختصات سطح n در مختصات بدنی به‌صورت تابعی از زمان t مرتبط کرد:

$$\begin{aligned} p_x &= \cos(\omega t) \cdot n_x - \sin(\omega t) \cdot n_z \\ p_y &= n_y \\ p_z &= \sin(\omega t) \cdot n_x + \cos(\omega t) \cdot n_z \end{aligned} \quad (6)$$

انتقال مختصات سطح از چارچوب اینرسی به مختصات زمین مرکزی نیازمند چرخش‌های مناسب برای احتساب پارامترهای مداری است.

$$\begin{aligned} e_x &= \cos(\Omega) \cdot p_x - \sin(\Omega) \cdot \sin(i) \cdot p_y \\ &+ \sin(\Omega) \cdot \cos(i) \cdot p_z \\ e_y &= \cos(\Omega) \cdot p_x + \cos(\Omega) \cdot \sin(i) \cdot p_y \\ &- \cos(\Omega) \cdot \cos(i) \cdot p_z \\ e_z &= \cos(i) \cdot p_y + \sin(i) \cdot p_z \end{aligned} \quad (7)$$

در نهایت پس از اینکه مختصات سطح در چارچوب مرکز زمین ارائه شد. زاویه بین سطح ماهواره و بردار تابش خورشید از رابطه (۸) تعیین می‌شود:

$$\alpha = \cos^{-1}(e_x s_x + e_y s_y + e_z s_z) \quad (8)$$

S بردار خورشید برای یک مدار ثابت می‌ماند ولی در طول سال به زمان وابسته است.

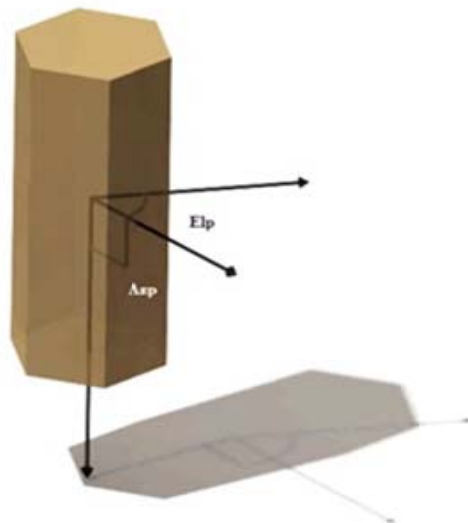
در شکل (۶) تغییر زاویه خورشید برای هر یک از سطح‌های یک ماهواره شش‌ضلعی در طول یک دوره مداری و یک روز از سال نشان داده شده است. آرایه‌هایی که زاویه تابش خورشید بیش از ۹۰ درجه دارند هیچ توانی تولید نخواهند کرد. در واقع این آرایه‌ها، در وجه رو به خورشید ماهواره قرار ندارند.

جرم کمتر از ۱۰۰ کیلوگرم در مدار نزدیک زمین، دارای چیدمان بدنه‌ای هستند. از این رو انتخاب اولیه ما نیز چیدمان بدنه‌ای خواهد بود و در صورت عدم ارضای مطالبات مأموریتی چیدمان در حلقه‌های بازخورد تغییر خواهد کرد.

انتخاب نحوه قرارگیری تعیین‌کننده زاویه بین بردار تابش خورشید و آرایه‌های پارامتر L_p (خطای نشانه روی آرایه) است. در روش‌های متداول طراحی زیرسیستم تأمین انرژی، با ثابت فرض کردن زاویه بین بردار تابش و آرایه‌ها، مقدار این افت را ثابت فرض می‌کنند، به این طریق که یک زاویه مشخص به‌عنوان زاویه بین بردار خورشید و سطح آرایه در نظر گرفته می‌شود یا یک مقدار مشخص تخمین زده می‌شود (۱ درجه در روش بیان شده در مرجع [۳]، ۲۳/۵ درجه در روش بیان شده در مرجع [۴]، ۱ و ۴۵ درجه در روش بیان شده در مرجع [۵]، ۶/۵ درجه در روش بیان شده در مرجع [۶]).

اما در روش تکمیلی ارائه شده با شبیه‌سازی زاویه بین بردار خورشید و سطح آرایه‌ها مقدار دقیق این افت قابل محاسبه خواهد بود. در این روش با ایجاد رابطه منطقی بین دستگاه مختصات بدنی ماهواره، دستگاه مختصات زمین مرکز و دستگاه مختصات خورشید مرکز، قادر خواهیم بود در هر لحظه از دوره مداری، زاویه بردار خورشید با آرایه‌های خورشیدی را تعیین کنیم. در ادامه، روند شبیه‌سازی یک ماهواره نوعی با مأموریت سنجشی را شرح می‌دهیم:

با توجه به شکل (۵) سطح‌های مختلف ماهواره، توسط زوایای آزیموت Az_p و فراز El_p در یک سیستم مختصات ثابت بدنی تعریف می‌شود. تمامی پیکربندی‌ها دارای زاویه آزیموت یکسان خواهد بود (۹۰ درجه از جهت رو به زمین) لیکن زاویه فراز به ازای هر سطح تغییر خواهد کرد [۹ و ۷].



شکل ۵- زوایای آزیموت و فراز یک وجه [۷] و [۸]

جدول ۱- فاصله متوسط خورشیدی از سیاره [۱۳]

سیاره	طول متوسط (Km × 10 ⁶)
عطارد	۵۷/۹
زهره	۱۰۸/۲
زمین	۱۴۹/۶
مریخ	۲۲۸
مشتری	۷۷۸/۴
زحل	۱۴۳۲/۳
اورانوس	۲۸۸۲/۸
نپتون	۴۵۱۶/۸

η_t توان تنظیمی برای دمای کارکرد از رابطه (۱۱) زیر به دست می آید.

$$\eta_t = 1 - 0.005(T_c - t_c) \quad (11)$$

t_c دمای آزمایش آرایه که با توجه به استاندارد ECSS بین

۲۵ تا ۲۸ درجه است.

گام ۶: محاسبه تعداد سلول‌های مورد نیاز از رابطه (۱۲)

$$N_c = \frac{P_{sa}}{P_c} \quad (12)$$

گام ۷: محاسبه مساحت سطح آرایه با استفاده از رابطه (۱۳)

$$A_{sa} = \frac{N_c}{D_c} \quad (13)$$

D_c چگالی سلول مورد استفاده (که از روی فاکتور کنار هم قرارگیری آرایه می‌توان آن را تعیین کرد). این فاکتور در واقع تعداد آرایه‌ها در یک متر مربع را نشان می‌دهد که از ضرب کردن فاکتور کنار هم قرارگیری آرایه با اندازه آرایه به دست می‌آید و واحد آن سلول بر متر مربع است.

گام ۸: حلقه بازخورد چیدمان آرایه‌ها

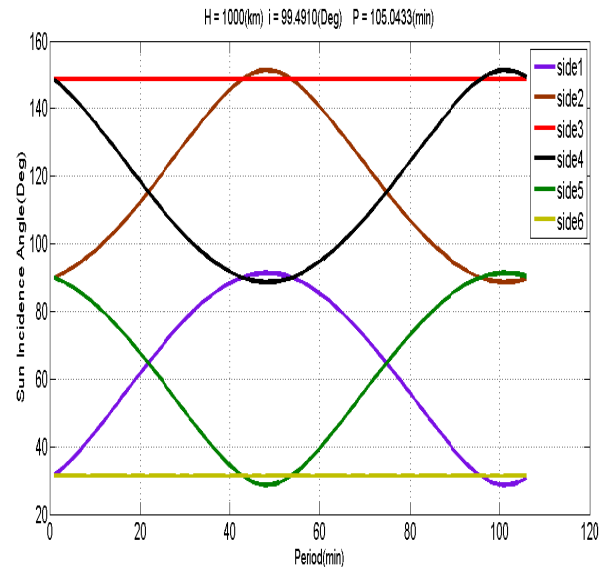
اکنون که سطح مورد نیاز آرایه‌های خورشیدی تعیین شده است، با در نظر گرفتن مساحت سطح‌هایی از ماهواره که قابلیت نصب آرایه‌ها را دارند، انتخاب اولیه طراحی در مورد نوع چیدمان آرایه‌ها را بررسی می‌کنیم. در واقع این بخش یکی از نقاط تلاقی طراحی زیرسیستم تأمین انرژی با بخش سازه است. در صورتی که سطح آرایه مورد نیاز بیش از سطح قابل نصب ماهواره باشد، مجبور به تغییر نوع چیدمان آرایه‌ها هستیم.

گام ۹: محاسبه جرم آرایه‌ها [۷، ۱۴، ۱۶ تا ۱۹]:

پس از تأیید نوع چیدمان آرایه‌ها اکنون برای محاسبه جرم آرایه‌ها می‌توان از دو روش استفاده کرد:

۱. با استفاده از پارامتر ρ_s چگالی سطحی (kg/m²)
۲. با استفاده از پارامتر ρ_w چگالی عملکردی (W/kg)

در رابطه (۱۴) هر دو روش محاسبه ارائه شده است.



شکل ۶- تغییر زاویه تابش خورشید با شش وجه جانبی در طول یک دوره مداری [۷]

نتایج حاصل از این شبیه‌سازی این امکان را خواهد داد که افت ناشی از خطای نشانه‌روی آرایه‌های خورشیدی را به طور دقیق و در طول دوره مأموریتی محاسبه کرد، و با گسترش شبیه‌سازی برای تمام روزهای مأموریتی، به تحلیلی درست از میزان افت ناشی از نشانه‌روی آرایه‌ها و در نتیجه توان قابل تولید ماهواره دست یافت.

گام ۵: محاسبه توان تولیدی یک سلول خورشیدی با استفاده از رابطه

$$P_c = P_1 (\eta_{rad} \cdot \eta_{ua} \cdot \eta_s \cdot \eta_{cy} \cdot \eta_m \cdot \eta_t \cdot \eta_{con} \cdot \eta_1 \cdot H_t \cdot L_p) \quad (9)$$

که در آن پارامترها به صورت زیر تعریف می‌شوند.

P_c : توانی که از یک سلول تحت شرایط کارکرد تولید می‌شود.

P_1 : توان گزارش شده تولیدی از یک سلول در شرایط آزمایشگاهی

که از ضرب کردن اندازه هر سلول مورد استفاده و راندمان آن در دمای آزمایشگاه و شدت تابش خورشید به دست می‌آید. اگر اندازه سلول خورشیدی در دسترس نبود، می‌توان اندازه ۸ سانتی‌متر مربع را به عنوان اندازه استاندارد در نظر گرفت. این اندازه، اندازه متداول سلول خورشیدی است.

η_1 و η_m را تلفات ناشی از کنار هم قرارگیری آرایه‌ها گویند که

مقدار آنها $\eta_1 = 0.98$ و $\eta_m = 0.975$ است. و داریم:

$$\eta_{ua} = 0.98 \quad \eta_{cy} = 0.99 \quad \eta_{con} = 0.99$$

H_t بستگی به شدت تابش خورشید و مکان مدار دارد و با استفاده از

رابطه (۱۰) محاسبه می‌شود:

$$H_t = \left(\frac{149.6}{R} \right)^2 \quad (10)$$

مقدار R از جدول (۱) به دست می‌آید.

گام ۳: محاسبه انرژی ذخیره‌شونده در باتری با استفاده از رابطه (۱۶)

$$E_B = \frac{P_n \cdot T_n}{\eta_{charge} \cdot DoD} \quad (16)$$

η_{charge} بازده شارژ آرایه به طور معمول ۰/۹ در نظر گرفته می‌شود. در نهایت با استفاده از رابطه (۱۷) جرم باتری قابل محاسبه خواهد بود.

$$M_{bat} = \frac{E_B}{\rho_B} \quad (17)$$

که در آن ρ_B همان چگالی ویژه باتری است. در جدول (۳) چگالی ویژه باتری‌های مورد استفاده در ماهواره‌ها آورده شده است.

جدول ۳- چگالی ویژه باتری‌های مورد استفاده در ماهواره‌ها [۱۶ و ۱]

نوع باتری	چگالی انرژی ویژه (وات ساعت بر کیلوگرم)
نیکل - کادمیوم	۲۸-۳۴
نیکل - هیدروژن	۳۰-۵۴
نقره-روی	۱۰۰
لیتیوم یون	۹۰
لیتیوم-دی‌اکسید سولفور	۹۰-۱۵۰
لیتیوم-کلرید تیونل	۲۰۰-۲۵۰

تخمین جرم کل زیرمجموعه تأمین انرژی

گام ۱: محاسبه جرم بخش کنترل و تنظیم انرژی از رابطه (۱۸)

$$M_{co} = 0.02 P_{sat} \quad (18)$$

گام ۲: محاسبه جرم بخش سیم‌کشی از رابطه (۱۹)

$$P_{ca} = 0.04 P_{sat} \text{ to } 0.01 P_{sat} \quad (19)$$

گام ۳: محاسبه جرم بخش رگولاسیون ولتاژ از رابطه (۲۰)

$$M_r = 0.025 P_{sat} \quad (20)$$

گام ۴: محاسبه جرم کل زیرمجموعه تأمین انرژی با استفاده از رابطه (۲۱)

$$M_{total} = M_{Array} + M_{bat} + M_r + M_{ca} + M_{co} \quad (21)$$

گام ۵: بازخورد نهایی جرم: با توجه به بانک اطلاعات آماری، بسته به نوع مأموریت ماهواره و کلاس وزنی آن جرم زیرسیستم تأمین توان بازه ۹ الی ۳۵ درصد وزن کل ماهواره است. با مقایسه جرم محاسبه شده با این بازه می‌توان از صحت روند محاسبات اطمینان یافت [۱۶، ۱۷، ۱۸ و ۱۹].

صحت‌سنجی

به‌منظور صحت‌سنجی روش تکمیلی، ابتدا، زیرسیستم تأمین انرژی یک ماهواره نمونه را با روش تکمیلی دوباره طراحی می‌کنیم و در مرحله دوم نتایج را با روش طراحی آماری نیز مقایسه می‌کنیم. برای

در جدول (۲) ویژگی‌های سلول‌های خورشیدی ارائه شده است.

$$M_{array} = A_{sa} \cdot \rho_s$$

یا

$$M_{array} = \frac{P_{sa}}{\rho_w} \quad (14)$$

جدول ۲- مشخصات سلول‌های خورشیدی مورد استفاده در ماهواره‌ها [۱، ۱۵ و ۱۷]

نوع سلول	سیلیکون	گالیم ارسناید	ایندیم فسفات	مولتی جانکشن
راندمان تئوری سلول	٪۱۸	٪۲۳	٪۲۲	٪۲۶
راندمان محقق شده	٪۱۴	٪۱۸	٪۱۹	٪۲۲
انرژی تولیدی بر واحد سطح (w/m2)	۹۵	۱۶۹	۲۴۰
چگالی سطحی (kg/m2)	۰/۲۳	۰/۳
چگالی عملکرد (W/kg)	۷۵	۸۵	۱۱۲	۲۱۰
میزان افت سالیانه (درصد)	۳/۷۵	۲/۷۵	۱/۵	۰/۵

طراحی منبع ذخیره انرژی

با مشخص‌بودن توان مورد نیاز در سایه مدار و زمان سایه مدار، به انجام محاسبات این بخش می‌توان پرداخت.

گام ۱: انتخاب اولیه نوع باتری با استفاده از بانک اطلاعاتی، که بر مبنای مأموریت و کلاس وزنی می‌توان به تخمین درستی از نوع باتری رسید.

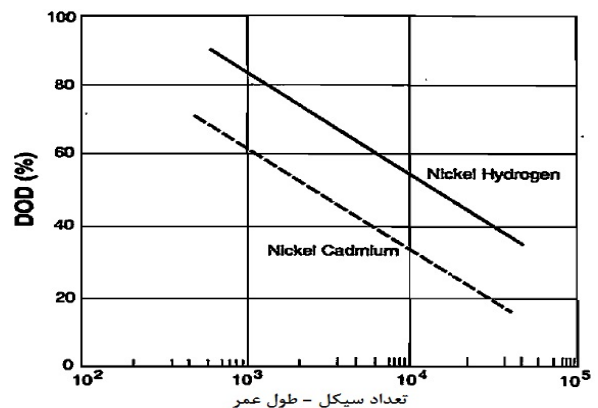
گام ۲: محاسبه میزان عمق دشارژ

عمق دشارژ باتری مهم‌ترین عامل در کیفیت و طول عمر آن است. با در اختیار داشتن گراف‌های عملکردی باتری و محاسبه تعداد سیکل شارژ و دشارژ می‌توان عمق دشارژ را تعیین کرد.

در یک ماهواره، تعداد سیکل شارژ و دشارژ باتری‌ها متناسب است با دوره مداری ماهواره که از رابطه (۱۵) قابل محاسبه است.

$$N_c = 365 \cdot \tau \cdot n \quad (15)$$

نمونه‌ای از گراف‌های عملکردی باتری‌ها در شکل (۷) نمایش داده شده است:



شکل ۷- تغییرات عمق دشارژ بر حسب تعداد سیکل شارژ و دشارژ [۴]

این کار از اطلاعات ماهواره اورستد^۱ را، که در جدول (۴) مشاهده می‌شود، مبنای طراحی قرار داده‌ایم:

جدول ۴- مشخصات ماهواره اورستد

نام ماهواره	اورستد
کشور سازنده	دانمارک
ماموریت	سنجش میدان مغناطیسی زمین
شیب مدار	۹۶/۵ درجه
ارتفاع مدار	۸۵۷ × ۶۵۵ کیلومتر
عمر ماموریت	حداقل یک سال و مطلوب ۳ سال
دوره مداری	۹۹/۹۳ دقیقه
جرم کل	۶۰/۷ کیلوگرم
پیکربندی ماهواره	مکعب مستطیل ۰/۳۴ × ۰/۴۵ × ۰/۷۲
بیشترین توان مصرفی	۵۴ وات
میانگین توان مصرفی	۴۰ وات
جرم زیرسیستم تامین انرژی	۸.۵ کیلوگرم
نوع چیدمان آرایه‌ها	بدنه‌ای
نوع آرایه‌های خورشیدی	گالیوم آرسناید
نوع باتری‌های ثانویه	نیکل کادمیم
روش پایدارسازی	ترکیبی از گرادیان جاذبه و گشتاوردهنده مغناطیسی سه محوره

همان‌طور که در جدول (۵) مشهود است، اختلاف نتایج روش تکمیلی و نمونه واقعی کمتر از ۱۵ درصد است. یکی از علت‌های اصلی این اختلاف متفاوت بودن خروجی‌های فاز طراحی مفهومی و ساخت است. در فاز ساخت عموماً رزروهایی برای باتری‌های ثانویه در نظر گرفته می‌شود، درحالی که در نتایج به‌دست‌آمده بدون احتساب این رزرو است.

نتیجه‌گیری

در مقاله حاضر، به ارائه روشی تکمیلی برای طراحی زیرسیستم تأمین انرژی ماهواره پرداخته شد. از آنجا که روش‌های ارائه شده برای طراحی این زیرسیستم هر کدام دارای کمبودهایی هستند، روش ارائه شده در این مقاله می‌تواند به عنوان یک روش جامع مورد استفاده قرار گیرد. ویژگی‌های روش تکمیلی حاصله را می‌توان اینگونه بیان کرد:

۱. افزایش دقت تصمیمات اولیه و روابط محاسباتی با تکیه بر بانک اطلاعات آماری گسترده و مقایسه و ترکیب روش‌های مختلف محاسباتی
۲. به‌کارگیری روش‌های شبیه‌سازی دقیق برای محاسبه زمان سایه‌مداری و زاویه بردار تابش خورشید با سطح آرایه‌ها
۳. ایجاد حلقه‌های بازخورد مناسب در روند طراحی و در نتیجه کاهش احتمال ایجاد تغییرات هزینه بر در فازهای بعدی طراحی
۴. یکپارچه‌سازی روند طراحی و نگاه یکسان به همه بخش‌های زیرسیستم و در نتیجه خروجی‌های معقول و قابل اطمینان طراحی

مراجع

- [1] Zabihian, E., "Laboratory Modeling of Space Power Supply Sub-System," (M. Sc. Thesis), K. N. Toosi University of Technology, 2013 (In Persian).
- [2] Mirshams, M., Zabihian, E. and Zabihian, A.R. "Statistical Model of Power Supply Subsystem Satellite," 6th International Conference on Recent Advances in Space Technologies (RAST), Istanbul, Turkey, 2013.
- [3] Fortescue, P., *Spacecraft Systems Engineering*, 4th Edition., Graham Swinerd, John Stark Peter Fortescue, Editor, UK, John Wiley & Sons, 2011.
- [4] Larson, W.J. and Wertz, J.R. *Space Mission Analysis and Design*, 3rd Edition. Microcosm Press, 1999.
- [5] Brown, Ch., D., *Elements of Spacecraft Design*, J. S. Przemlenlechl, Editor, Colorado, U.S.A, AIAA, 2002.
- [6] Capderou, M., *Satellites Orbits and Missions*, France, Springer, 2005.
- [7] Saghari, A., *Satellite Conceptual Design Algorithms under Uncertainty*, (Thesis M. Sc.) K. N. Toosi University of Technology, 2012 (In Persian).

در جدول (۵) نتایج حاصل از روش تکمیلی، نتایج حاصل از طراحی آماری و مقادیر نمونه واقعی مقایسه شده‌اند. در روش طراحی آماری با توجه به کلاس وزنی و مأموریت ماهواره از روابط (۲۲) و (۲۳) برای تخمین توان مورد نیاز تولیدی و وزن زیرسیستم تأمین توان استفاده شده است [۲].

$$P_{sat} = 1.1344.M_{sat} - 11.384 \quad (22)$$

$$M_{total} = 0.1012.M_{sat} + 3.255 \quad (23)$$

جدول ۵- مقایسه نتایج حاصل از روش تکمیلی با نمونه واقعی و طراحی آماری

پارامتر طراحی	نمونه واقعی	روش تکمیلی	خطا (درصد)	طراحی آماری
جرم زیرمجموعه تأمین انرژی	۸/۵ کیلوگرم	۷/۲۴ کیلوگرم	۱۵	۹/۴۲ کیلوگرم
سطح آرایه مورد نیاز	۰/۴۱ متر مربع	۰/۳۵۵۶ مترمربع	۱۳/۴	۰/۳۷۳۳ مترمربع
نحوه چیدمان آرایه	بدنه‌ای	بدنه‌ای	۰	بدنه‌ای
نوع آرایه	گالیوم آرسناید	گالیوم آرسناید	۰	گالیوم آرسناید یا سیلیکون
نوع باتری	نیکل کادمیم	نیکل کادمیم	۰	نیکل کادمیم یا لیتیوم یون

- [14] Cho, B.H. and Lee, F.C.Y., "Modeling and analysis of Spacecraft Power System," *IEEE Transaction on Power Electronics*, Vol. 3. No. 1, January 1998.
- [15] Zahran, M., "In Orbit Performance of LEO Satellite Electrical Power Subsystem - SW Package for Modelling and Simulation Based on MatLab. 7 GUI," *International Conference on Energy & Environmental Systems*, Chalkida, Greece, 2006.
- [16] Hyder, A.K., *Spacecraft Power Technologies*, London, UK, Anthony K. Hyder, 2000.
- [17] Patel, M.R., *Spacecraft Power Systems*, Washington, U.S.A: CRC Press, 2005.
- [18] Meyer, U.X., *Elements of space technology for Aerospace Engineers*, California, U.S.A, Academic Press, 1999.
- [19] Zabihian, E., "Analysis and Estimates of Power Supply Sub-System for HAGH100 Satellite Simulator," Faculty of Aerospace Engineering - K. N. Toosi University of Technology-Space Research Lab, 2012.
- [8] Saghari, A., Mirshams, M. and Jafarsalehi, A. "Comprehensive Code of Remote Sensing Satellite Conceptual Design," *Journal Space Science and Technology*, Vol. 7, No. 2, 2014, pp. 35-47, (In Persian)
- [9] Gilmore, D. G., *Spacecraft Thermal Control Handbook*, Vol. I, 2nd Edition, David G. Gilmore, Editor, Virginia, U.S.A, AIAA, 2002.
- [10] Taylor, E. R. Evaluation of Multidisciplinary Design Optimization Techniques as Applied to the Spacecraft Design Process, (PhD Thesis) University of Colorado, Department of Aerospace Engineering Sciences, U.S.A, 1999.
- [11] Capderou, M., *Satellites Orbits and Missions*, France, Springer, 2005.
- [12] Mirshams, M., "Determine the Orbital Parameters and Specifications for Remote Sensing Small Satellite," *International Conference on Aerospace*, Sharif University of Technology, 2001.
- [13] Mosher, T. J., Improving Spacecraft Design Using A Multidisciplinary Design Optimization Methodology, (PhD Thesis), University of Colorado, U.S.A, 2000.