

کد جامع طراحی مفهومی ماهواره‌های سنجش از دور

اسد صاغری^۱، مهران میرشمس^{۲*} و علی جعفر صالحی^۳

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

*تهران، کد پستی: ۱۶۷۶۵۳۳۸۱

mirshams@kntu.ac.ir

در این مقاله، نتایج حاصل از تحقیق برای رسیدن به کد جامع طراحی مفهومی ماهواره‌های سنجش از دور ارائه شده است. در تدوین کد طراحی با در نظر گرفتن فلسفه طراحی «بهتر، سریع‌تر و ارزان‌تر» تلاش بر این بوده که علاوه بر استفاده از فناوری‌های روز و همچنین نظر کارشناسان خبره، محدودیت‌های بومی مانند محدودیت‌های پرتابگر داخلی نیز لحاظ شود. مزیت اصلی کد ارائه شده نسبت به نمونه‌های متداول، استفاده از روش‌های شبیه‌سازی دقیق‌تر و مدل‌های به روزتر در روند طراحی مفهومی زیرسیستم‌هاست. همچنین با در نظر گرفتن تجربیات گذشته برای انتخاب بهترین نقطه شروع طراحی، دستیابی به یک طرح عملیاتی با کاهش احتمال تغییرات پرهزینه مراحل بعدی طراحی محقق شده است.

واژه‌های کلیدی: کد طراحی، شبیه‌سازی، طراحی مفهومی، ماهواره سنجش از دور

Ω (deg)	موقعیت زاویه‌ای گره صعودی مدار نسبت به راستای اعتدال بهاری	علائم و اختصارات	
مقدمه			نیم قطر بزرگ
		a (km)	موقعیت زاویه‌ای زمین نسبت به نقطه اعتدال بهاری
		α (deg)	زاویه بتای مدار
		β (deg)	زاویه انحراف صفحه استوای خورشید نسبت به صفحه استوای زمین
		δ (deg)	زاویه آزیموت وجه ماهواره
		Az_p (deg)	زاویه فراز وجه ماهواره
		El_p (deg)	زاویه نذیر
		η (deg)	ارتفاع مداری
		H (km)	شیب مداری
		i (deg)	زاویه از مرکز زمین
		λ (deg)	دوره تناوب مداری
		P (min)	شعاع زاویه‌ای زمین
		ρ (deg)	شعاع متوسط زمین
		R_E (km)	مدت زمان در سایه بودن مدار
		T_e (min)	زاویه تابش خورشید
		θ (deg)	چرخش زاویه‌ای
		ω (deg)	

مرحله طراحی مفهومی بخشی از روند طراحی است که جهت‌گیری اصلی روند طراحی را تعیین می‌کند و تکلیف بیش از ۶۰ درصد تصمیمات بودجه طرح را نیز، تعیین می‌کند. از این رو اهمیت بسزایی در مدیریت بودجه و ریسک طراحی دارد. در این مرحله عموماً مشخصات سیستمی، پارامترهای اصلی طراحی، ابعاد و اندازه وسیله فضایی مشخص می‌شود. از این رو پرداختن به این مرحله از روند طراحی کاملاً قابل دفاع خواهد بود. در واقع بهینه قدم گذاردن در ابتدای طراحی، طرح را به سمت یک ایده کم هزینه با عملکرد بالا هدایت خواهد کرد [۵-۱].

با شروع عصر فضا، فلسفه‌های متنوعی برای طراحی فضاپیماها شکل گرفت. در واقع، گذشت زمان و تغییرات شرایط سیاسی و اقتصادی جهان این فلسفه‌ها را دچار تحول و بلوغ کرد. آخرین فلسفه طراحی که با پایان یافتن دوران جنگ سرد ارائه شد، فلسفه طراحی «بهتر، سریع‌تر و ارزان‌تر» است که توسط یکی از مدیران ناسا به نام «دن گلدین»^۴ در سال ۱۹۹۰ معرفی شد. هدف

۳. دانشجوی دکتری

4. Dan Goldin

۱. کارشناسی ارشد

۲. دانشیار (نویسنده مخاطب)

پیشین و همچنین استفاده از نظر کارشناسان خبره و فنی فرضیات زیر در انتخاب نقطه شروع طراحی مدنظر قرار گرفته است:

- مانورهای تغییر فاز و تغییر صفحه نداریم و همچنین خروج از مرکزیت مدار را ناچیز فرض می‌کنیم.
- پرتاب ماهواره انفرادی انجام می‌گیرد.
- فرض اولیه برای وزن ماهواره را بیشترین وزن قابل حمل توسط پرتابگر در نظر می‌گیریم.

از طرفی با توجه به فلسفه طراحی «بهتر، سریع‌تر و ارزان‌تر» فرضیات اولیه برای شروع طراحی زیرسیستم‌ها شامل انتخاب‌هایی از عملی‌ترین، کم‌ریسک‌ترین و ساده‌ترین نوع خواهد بود، به عنوان نمونه:

- استفاده از ساختار مکعبی در فرض اولیه سازه ماهواره
- استفاده از یک کامپیوتر مرکزی برای زیرسیستم فرمان و مدیریت اطلاعات در فرض اولیه
- استفاده از پیکربندی بدنه‌ای^۵ برای نصب آرایه‌های خورشیدی در فرض اولیه زیرسیستم تأمین توان الکتریکی
- استفاده از سیستم کنترل دمای غیرفعال در فرض اولیه زیرسیستم کنترل دما
- بدیهی است در صورت عدم ارضای مطالبات مأموریتی، در چرخه‌های طراحی این فرضیات مورد بازبینی قرار خواهند گرفت.

تحلیل مدار

تحلیل مدار اهمیت اساسی در کل روند طراحی ماهواره دارد. مدار به عنوان یک عامل تعیین‌کننده و محدودکننده عمر ماهواره مطرح است و همچنین در تعیین مدت زمان کارکرد قطعات خاص ماهواره مانند باتری‌ها بسیار مؤثر است. مدار به عنوان یک عامل اساسی در تعیین مشخصات هندسی ماهواره و همچنین در طراحی زیرسیستم‌های تأمین انرژی و کنترل حرارت ماهواره مطرح است. در واقع می‌توان اینگونه بیان کرد که پارامترهای مدار یک اثر والدینی روی دیگر زیرسیستم‌های ماهواره دارد و هر تغییری در آنها، کل زیرسیستم‌های ماهواره را تغییر خواهد داد [۴-۸].

نقطه شروع طراحی در این بخش بر اساس قیده‌های ناشی از ماهواره‌بر، ایستگاه پرتاب، ایستگاه زمینی دریافت اطلاعات و الزامات مأموریتی خواهد بود. در شکل (۱) روند تحلیل مدار به همراه ورودی‌ها و خروجی‌های مورد انتظار آورده شده است [۴-۸].

از این فلسفه طراحی، تمرکز ناسا بر به‌کارگیری فناوری‌های نوین با درنظر گرفتن ریسک قابل قبول و تلاش برای کاهش هزینه و زمان تولید در عین بهبود عملکرد مأموریت‌های تحقیقاتی فضایی ناسا بود. این فلسفه طراحی ما را به سمت الگوی تولید «فضایم‌های کوچک، هزینه پایین» سوق می‌دهد. به‌کارگیری شبیه‌سازی‌های دقیق در روند طراحی مفهومی به منظور شفاف‌سازی فضای طراحی و کاهش ریسک در تصمیمات مقدماتی طراحی و همچنین اتخاذ فرضیات اولیه طراحی با تکیه بر پایگاه‌های اطلاعات آماری و تجربیات گذشته از جمله راهکارهای تحقق فلسفه نوین طراحی است که در این کد به‌کار گرفته شده است [۵-۱].

از طرفی با نگاه به فرصت‌ها و محدودیت‌های بومی کشور عزیزمان و لزوم تأمین نیازهای کشور با استفاده از فناوری‌های بومی، کد تدوین شده با قابلیت پذیرفتن محدودیت‌های بومی برای طراحی مفهومی ماهواره‌هایی با مأموریت سنجش از دور در کلاس وزنی میکرو و مدار عملیاتی کم ارتفاع زمین (LEO) تدوین شده است [۵-۱].

فرضیات اولیه

با توجه به مأموریت کلی ماهواره، کد طراحی شامل بخش‌های زیر است:

۱. تحلیل مدار (طراحی مأموریت)
۲. طراحی و تعیین مشخصات جرمی انرژی بار محموله
۳. طراحی و تعیین مشخصات جرمی انرژی زیرسیستم‌های پشتیبانی ماهواره شامل:

- سازه
 - زیرسیستم تعیین و کنترل وضعیت
 - زیرسیستم مخابرات
 - زیرسیستم فرمان و مدیریت اطلاعات
 - زیرسیستم تأمین توان الکتریکی
 - زیرسیستم کنترل دما
- با در نظر گرفتن نوع مأموریت و کلاس وزنی ماهواره عموماً سیستم پیشران‌ش مستقل نیازی نیست.

در روند طراحی، انتخاب نقطه شروع مناسب و حرکت در جهت صحیح، طرح را در معرض تحمیل هزینه و زمان اضافی قرار نمی‌دهد. از آنجاکه مرحله طراحی مفهومی جزء مراحل اولیه طراحی است، مطلوب است فرضیاتی اتخاذ شود که طرح در مسیر درست قرار گیرد و تا حد ممکن از بازبینی و تغییرات بنیادی در روند طراحی پیشگیری شود. از این رو با استفاده از پایگاه داده‌های آماری مربوط به طرح‌های

رابطه نهایی از شبیه‌سازی زمان در سایه بودن از قرار زیر است:

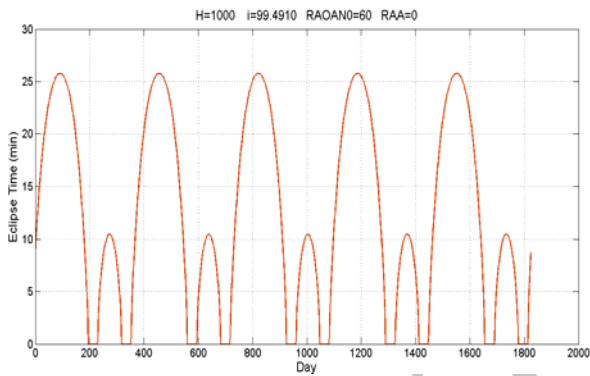
$$\begin{cases} T_e = \left(\frac{1}{180}\right) \cos^{-1} \left[\frac{(H^2 + 2R_E H)^{1/2}}{(R_E + H) \cos \beta} \right] P & \text{if } |\beta| < |\beta^*| \\ T_e = 0 & \text{if } |\beta| \geq |\beta^*| \end{cases} \quad (1)$$

در رابطه فوق β زاویه صفحه مدار با بردار خورشید است. همچنین β^* زاویه بتای مدار در جایی است که سایه شروع می‌شود. مقادیر دو زاویه فوق از روابط (۲) و (۳) محاسبه می‌شوند.

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

$$\beta^* = \sin^{-1} \left[\frac{R_E}{(R_E + H)} \right] \quad 0 \leq \beta^* \leq 90 \quad (3)$$

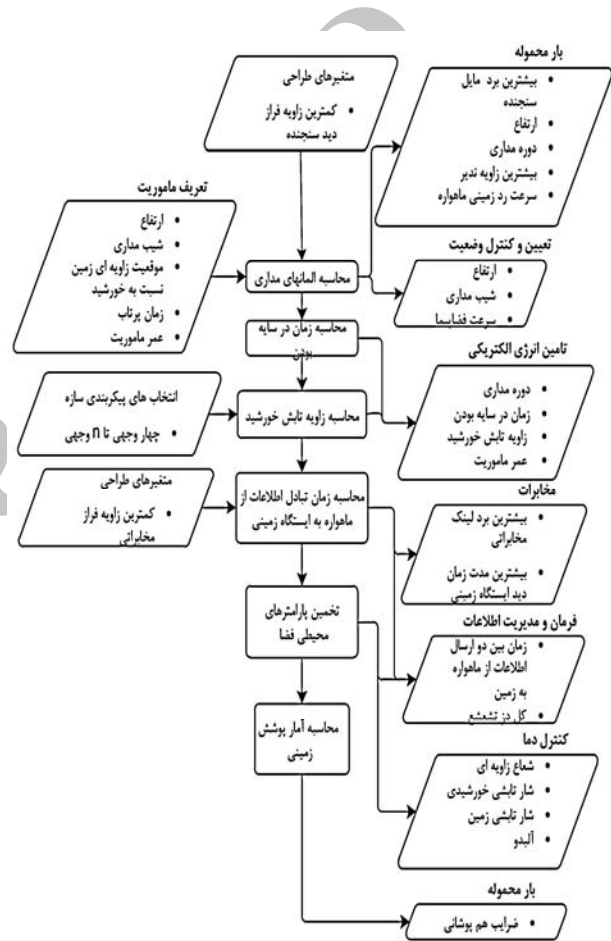
در شکل (۲) نتایج شبیه‌سازی برای یک مدار مفروض با مشخصات (ارتفاع ۱۰۰۰ کیلومتر، خورشیدآهنگ، اولین گذرگره صعودی در موقعیت 60° درجه نسبت به راستای اعتدال بهاری) نشان داده شده است.



شکل ۲- مدت زمان سایه مدار برحسب روزهای مأموریتی

با توجه به فلسفه طراحی «بهتر، سریع‌تر، ارزان‌تر»، فرض اول برای نحوه چیدمان آرایه‌های خورشیدی، چیدمان بدنه‌ای است. از این رو تعیین زاویه تابش خورشید، که بین بردار عمود هر سطح ماهواره و بردار تابش خورشید اندازه‌گیری می‌شود، اهمیت اساسی در محاسبات مربوط به زیرسیستم‌های توان، سازه و حرارت دارد. پارامتری که با کسینوس زاویه برخورد خورشید مرتبط است در روش‌های متداول ارائه شده در مراجع [۶ و ۷] عموماً با اعمال یک سری ضرایب یا در نظر گرفتن سطح نرمال، زاویه بردار تابش خورشید با آرایه‌ها تخمین زده می‌شود، که در کل دوران مأموریت این زاویه ثابت فرض می‌شود. اما در حقیقت در طول مأموریت ماهواره، این زاویه با دامنه وسیعی تغییر می‌کند. در کد تدوین شده می‌توان زاویه لحظه‌ای بردار خورشید با هر یک از وجه‌های ماهواره را در هر زمان از مأموریت محاسبه کرد. با توجه به شکل (۳) سطح‌های مختلف ماهواره توسط زوایای آزموت (Az_p) و فراز (El_p) در یک سیستم مختصات ثابت بدنی تعریف می‌شود.

برخلاف روش‌های متداول و تخمینی ارائه شده در مراجع [۶ و ۷] برای محاسبه مدت زمان قرارگیری مدار در سایه، که عموماً مقدار بیشینه را مبنای طراحی قرار می‌دهد، در این تحقیق به منظور حرکت به سمت یک طرح بهینه با در نظر گرفتن فلسفه طراحی مورد بحث اقدام به تدوین کد شبیه‌سازی دینامیک برای محاسبه مدت زمان در سایه بودن مدار شده است. این شبیه‌سازی دید خوبی به طراح در مورد دامنه و نحوه تغییرات زمان سایه مدار خواهد داد که تأثیر مهمی در طراحی زیرسیستم‌های تأمین توان الکتریکی و کنترل دمای ماهواره دارد.



شکل ۱- روندنما تحلیل مدار به همراه ورودی‌ها و خروجی‌های مورد انتظار [۴]

در کد تدوین شده با استفاده روابط مثلثاتی و تبدیلات مختصات نجومی، با در نظر گرفتن پارامترهایی همچون ارتفاع مداری، شیب مداری، زاویه گره صعودی، انحراف صفحه استوای زمین نسبت به صفحه استوای خورشید و موقعیت زاویه‌ای زمین نسبت به خورشید، می‌توانی زمان سایه مدار را برای هر دوره مداری در هر لحظه از مأموریت محاسبه کرد.

مداری است.

$$\begin{aligned} e_x &= \cos(\Omega) \cdot p_x - \sin(\Omega) \cdot \sin(i) \cdot p_y + \sin(\Omega) \cdot \cos(i) \cdot p_z \\ e_y &= \cos(\Omega) \cdot p_x + \cos(\Omega) \cdot \sin(i) \cdot p_y - \cos(\Omega) \cdot \cos(i) \cdot p_z \\ e_z &= \cos(i) \cdot p_y + \sin(i) \cdot p_z \end{aligned} \quad (۶)$$

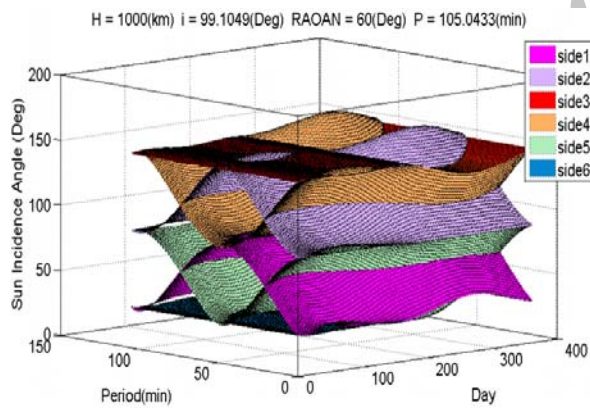
در نهایت پس از اینکه مختصات سطح در چارچوب مرکز زمین ارائه شد، زاویه بین سطح ماهواره و بردار تابش خورشید از رابطه زیر قابل تعیین است:

$$\theta = \cos^{-1}(e_x s_x + e_y s_y + e_z s_z) \quad (۷)$$

s بردار خورشید برای یک مدار ثابت می ماند ولی در طول سال به زمان وابسته است.

با توسعه شبیه سازی فوق برای تمام روزهای سال و اعمال تغییر زوایا در طول سال می توان به یک تخمین نزدیک به واقعیت از میزان انرژی تولیدی و بارهای حرارتی وارده بر ماهواره در کل دوران مأموریت رسید و این یعنی کمک به پیشبرد طرح در فضایی بهینه تر، دقیق تر و کم ریسک تر.

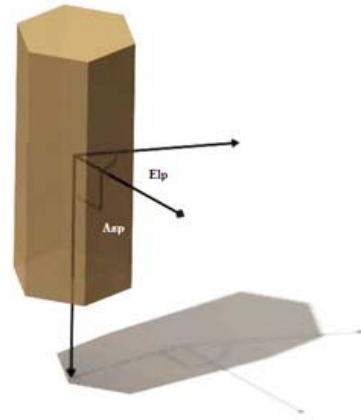
در شکل (۳) نتایج شبیه سازی برای یک مدار مفروض با مشخصات (ارتفاع ۱۰۰۰ کیلومتر، خورشید آهنگ، اولین گذرگره صعودی در موقعیت ۶۰ درجه نسبت به راستای اعتدال بهاری) نسبت به دوره مداری در مدت یک سال نشان داده شده است.



شکل ۴- تغییر زاویه تابش خورشید با هر یک از وجه های ماهواره [۴]

طراحی بار محموله

با توجه به مطالبات مأموریتی بار محموله ماهواره های سنجش از دور که شامل کلاس های مختلف دوربین های مرئی و غیر مرئی هستند از پایگاه داده ها انتخاب می شود، ولی در این تحقیق به منظور وارد کردن اثرات دیگر پارامترها در مشخصات جرمی انرژی بار محموله، محاسبه و تخمین مشخصات بار محموله براساس قیدها و مطالبات مأموریتی صورت گرفته است. در واقع با مشخص شدن محدوده تفکیک پذیری مورد نیاز، کلاس دوربین، قیدهای ناشی از محدوده سنجش زمینی و تحلیل مدار، پارامترهای جرمی انرژی بار محموله



شکل ۳- زوایای آزیموت و فراز یک وجه

تمامی پیکربندی ها زاویه آزیموت یکسان خواهد بود (۹۰ درجه از ندیر) لیکن زاویه فراز به ازای هر سطح تغییر خواهد کرد. بردار عمود سطح برای هر وجه را می توان در یک سیستم مختصات ثابت بدنی توسط کسینوس های هادی به صورت زیر تعریف کرد:

$$\begin{aligned} n_x &= \sin(Az_p) \sin(El_p) \\ n_y &= \sin(Az_p) \cos(El_p) \\ n_z &= \cos(Az_p) \end{aligned} \quad (۴)$$

محاسبه زاویه مؤثر تابش خورشید نیازمند انتقال بردار عمود سطح ماهواره از چارچوب ثابت بدنی به مرکز زمینی است. این انتقال نیازمند فرض وضعیت ماهواره در یک مدار است. با توجه به نوع مأموریت ماهواره، می توان فرض کرد که یک محور به طور دائم در جهت ندیر نشانه رفته و محور دیگر به سوی قطب مدار است. همچنین فرض می کنیم ماهواره به یکی از روش های گردایان جاذبه، سه محوره یا چرخشی پایدارسازی شده است.

این فرض تخمینی مناسب برای مأموریت های سنجش از دور است، زیرا یک محور همواره در جهت ندیر قرار دارد. این موضوع دید دائمی زمین را سبب می شود. در این حالت تغییر مختصات هر یک از سطح ها در یک مدار را می توان به راحتی در چارچوب مختصات اینرسی مدار با چرخش زاویه ای حول یک محور تشریح کرد. با احتساب چرخش، مختصات سطح p در مختصات اینرسی مدار را با استفاده از رابطه ۵ می توان به مختصات سطح n در مختصات بدنی به صورت تابعی از زمان t مرتبط کرد:

$$\begin{aligned} p_x &= \cos(wt) \cdot n_x - \sin(wt) \cdot n_z \\ p_y &= n_y \end{aligned} \quad (۵)$$

$p_z = \sin(wt) \cdot n_x + \cos(wt) \cdot n_z$
انتقال مختصات سطح از چارچوب اینرسی به یک مختصات زمین مرکزی نیازمند چرخش های مناسب برای احتساب پارامترهای

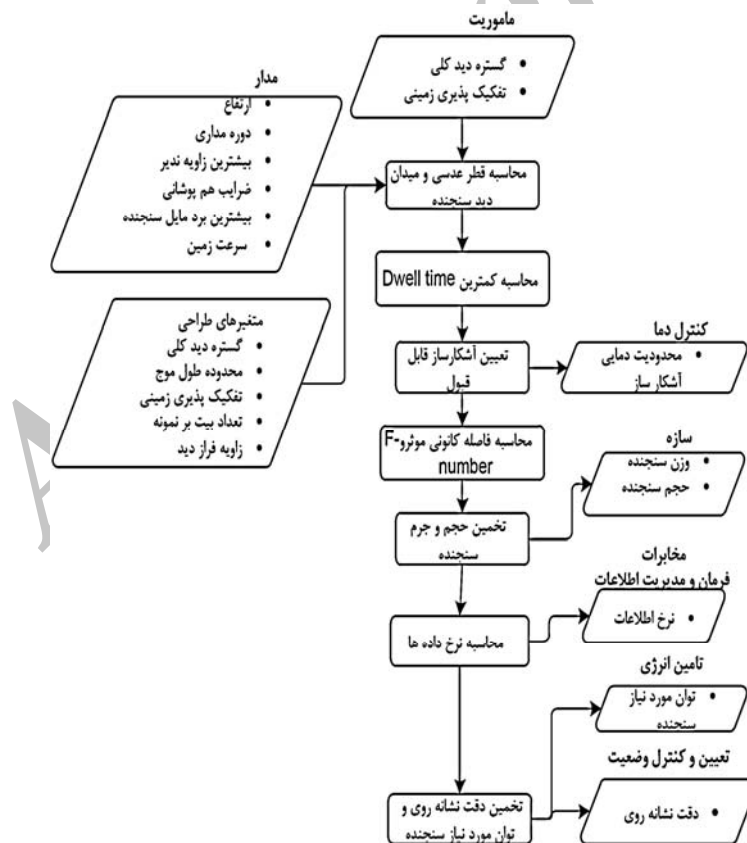
مأموریت، سازه ماهواره باید قادر به تحمل محیط دینامیکی پرتابگر باشد. در طول طراحی مفهومی، خواص جرمی حاصل شده از تحلیل سازه، اهمیت اساسی در ایمنی ماهواره دارد. در طراحی زیرسیستم تعیین و کنترل وضعیت، ممان اینرسی و مرکز جرم ضروری است. سطوح جانبی جهت محاسبات زیرسیستم تأمین توان الکتریکی و تحلیل‌های حرارتی مورد نیازند و ابعاد سازه محدودکننده ابعاد آنتن‌ها در بخش مخابرات هستند. در این تحلیل با توجه به قیدهای بومی مشخصات پرتابگر معلوم فرض شده است و در نتیجه جرم و حجم کل ماهواره توسط پرتابگر محدود می‌شود. در نتیجه نقطه شروع طراحی این بخش براساس مشخصات پرتابگر و همچنین فرض اولیه پیکربندی بر اساس فلسفه طراحی تعیین می‌شود. کد تدوین شده این قابلیت را دارد که در طی روند طراحی هر کجا که پیکربندی مفروض مطالبات مأموریتی را ارضاء نکرد آن را از مکعبی (چهار وجه جانبی) که فرض اولیه است تا پیکربندی استوانه‌ای (n وجه جانبی) مرحله به مرحله تغییر دهد [۳-۵] [۹ و ۱۰].

را تخمین می‌زنیم. نقطه شروع روند طراحی در این بخش بر اساس قیدهای ناشی از الزامات مأموریتی خواهد بود [۴-۶]. در شکل (۵) روندنمای طراحی آورده شده است.

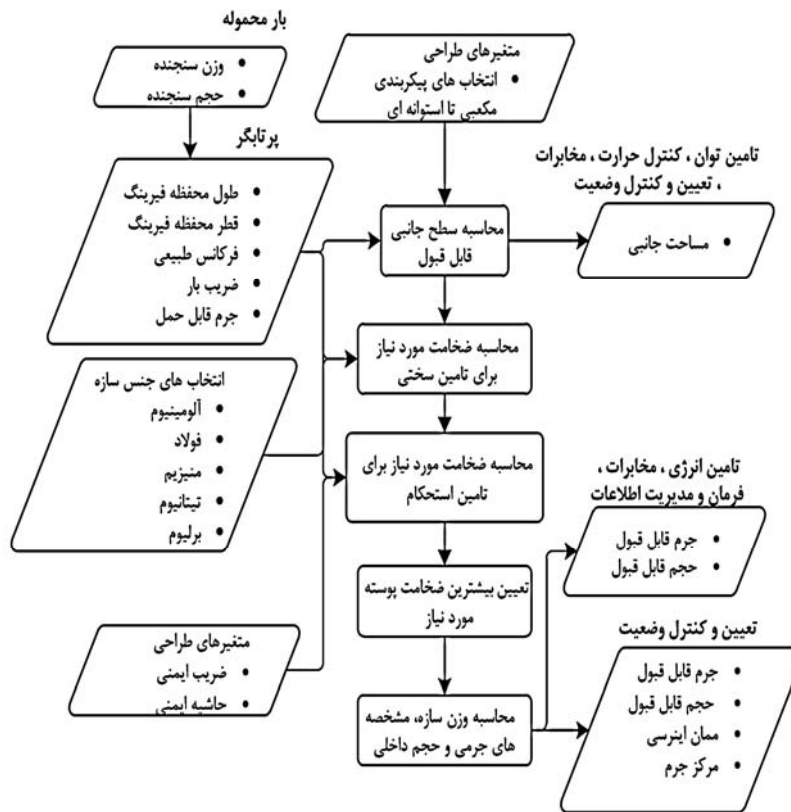
اساساً تخمین اندازه یک محموله خاص مسئله مشکلی است. در روش به‌کارگرفته شده در این تحقیق، قطر روزنه^۶ یک محموله به‌واسطه الزامات حسگر و دقت تفکیک‌پذیری مورد نیاز مأموریت تعیین و بر اساس قطر روزنه، حجم محموله تخمین زده می‌شود و با استفاده از نمونه‌های مشابه، جرم و توان مصرفی بار محموله تخمین زده می‌شود. محدوده دمایی کارکرد بار محموله نیز از اطلاعات مربوط به محدودترین جزء، که به‌طور معمول آشکارساز است تعیین می‌شود. نکته مهم درباره این روش این است که دقت تخمین آن تابعی از پایگاه داده‌های موجود است [۴-۶].

طراحی سازه

علاوه بر پشتیبانی مکانیکی تمام زیرسیستم‌های ماهواره در طول



شکل ۵- روندنمای طراحی بار محموله به همراه ورودی‌ها و خروجی‌های مورد انتظار [۴]



شکل ۶- روندنما طراحی سازه به همراه ورودی‌ها و خروجی‌های مورد انتظار [۴]

بر اساس جدول (۱) انتخاب کرد.

جدول ۱- مقادیر و مفاهیم حاشیه اطمینان [۸]

مفهوم	حاشیه اطمینان
شکست	$M_S < 0$
طراحی بهینه	$0 < M_S < 0.5$
طراحی قابل قبول	$0.5 < M_S < 1.5$
طراحی بدبینانه (محافظه کارانه)	$M_S > 1.5$

طراحی زیرسیستم تعیین و کنترل وضعیت

برای اغلب ماهواره‌های سنجشی زمین، طراحی این زیرسیستم با توجه به مطالبات محموله که بایستی بطور ثابت روبه زمین باشد، نیازمندی‌های آنتن که گاهی اوقات باید به سوی زمین نشانه‌روی کند و مطالبات آرایه‌های خورشیدی که بایستی در مواقع لزوم به سمت خورشید نشانه‌روی کند انجام می‌شود [۴-۷] [۱۱-۱۳].

در شکل (۷) روندنمای طراحی به همراه ورودی‌ها و خروجی‌های مورد انتظار نشان داده شده است.

تحلیل دقیق سازه‌های اغلب توسط تحلیل المان محدود برای رسیدن به مشخصات جرمی انجام می‌شود. برای طراحی پیکربندی ماهواره و مدل‌سازی تنش‌های بین ماهواره و پرتابگر می‌توان از نرم‌افزارهای رایانه‌ای موجود استفاده کرد. هر چند، در طول طراحی اولیه، تخمین‌های اولیه را می‌توان با کمک روابط تحلیلی و فرضیات کلی به دست آورد. از این رو با یک سری فرضیات ساده‌سازی شده و بر اساس ارضای قیود ناشی از استحکام و صلبیت ماهواره در بحرانی‌ترین شرایط طول عمر ماهواره مشخصات جرمی و حجمی سازه قابل دست‌یابی خواهد بود. در شکل (۶) روندنمای طراحی سازه به همراه ورودی‌ها و خروجی‌های مورد انتظار آورده شده است [۵-۳] [۱۰ و ۹].

یکی از موارد مهم در روند طراحی سازه انتخاب عقلانی ضرایب اطمینان و حاشیه‌های اطمینان است. در واقع رسیدن به یک طرح سنگین و محافظه کارانه یا برعکس، رسیدن به یک طرح با احتمال شکست بالا، شدیداً تحت تأثیر این دو انتخاب خواهد بود. از طرفی انتخاب درست این ضرایب وابسته به وسعت اطلاعات آماری و اشراف کلی به عدم قطعیت‌های احتمالی در روند بارگذاری و استحکام سازه است. F_S ضریب اطمینان سازه است و به‌طور تجربی $1/2$ تا $1/5$ در نظر گرفته می‌شود و M_S حاشیه اطمینان سازه است که می‌توان

(۲) نمونه‌ای از بسته‌های پیشنهادی براساس دقت تعیین وضعیت مورد نیاز ارائه شده‌اند [۷-۴] [۱۳-۱۱].

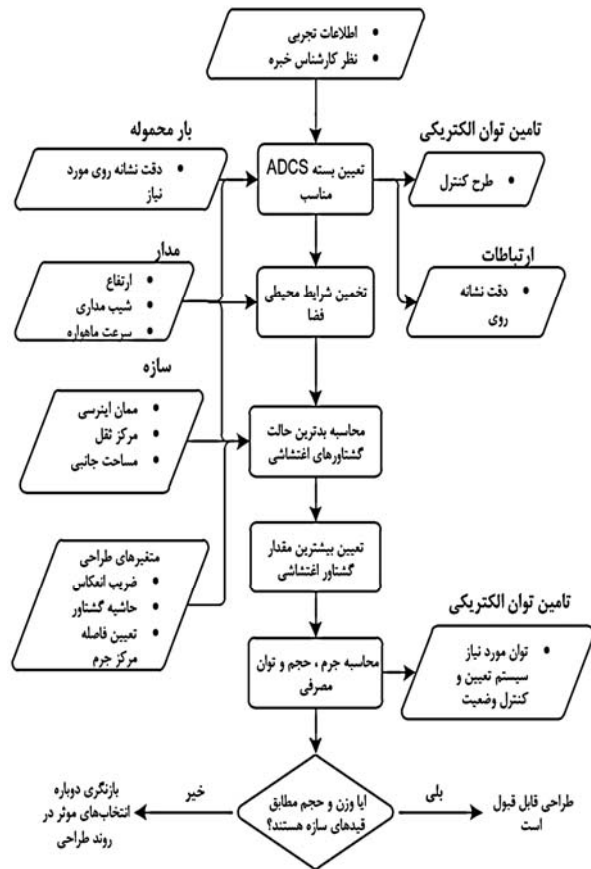
جدول ۲- بسته‌های پیشنهادی برای زیرسیستم تعیین و کنترل وضعیت [۴]

بسته پیشنهادی برای زیرسیستم تعیین و کنترل وضعیت		محدود دقت (درجه)
ترکیب اجزا	طرح کنترلی	
چرخ عکس‌العملی یا جابروهای کنترل ممان + حسگر ستاره‌ای + گشتاوردهنده مغناطیسی + مغناطیس سنج + جی پی اس	سه محوره	$< 1 \times 10^{-3}$
چرخ عکس‌العملی یا جابروهای کنترل ممان + جابروسکوپ + حسگر ستاره‌ای + گشتاوردهنده مغناطیسی + مغناطیس سنج + جی پی اس	سه محوره	1×10^{-3} to 5×10^{-2}
چرخ عکس‌العملی یا جابروهای کنترل ممان + حسگر خورشید + گشتاوردهنده مغناطیسی + مغناطیس سنج + جی پی اس	سه محوره	1×10^{-3} to 1×10^{-1}
چرخ مومنتومی + حسگر خورشید + گشتاوردهنده مغناطیسی + مغناطیس سنج + جی پی اس	مومنتومی	1×10^{-1} to 1
چرخ مومنتومی + حسگر خورشید + گشتاوردهنده مغناطیسی + مغناطیس سنج + جی پی اس	چرخشی دو محوره	1×10^{-1} to 1
گشتاوردهنده مغناطیسی + حسگر زمین + مغناطیس سنج + جی پی اس	چرخشی	5×10^{-1} to 2
بوم + حسگر زمین + گشتاوردهنده مغناطیسی + مغناطیس سنج + جی پی اس	گرادیان جاذبه	$2 <$

شایان ذکر است، با توجه به محدوده وسیع دقت عملگرها و حسگرهای استفاده شده، محدوده‌ها و اجزای بسته‌های آورده شده در جدول (۲) در برخی موارد می‌توانند خارج از چارچوب ارائه شده باشند.

طراحی زیرسیستم مخابرات

زیرسیستم مخابرات، وظیفه دستیابی، تجمیع و انتقال داده (به‌واسطه لینک‌های رادیو فرکانسی) بین ماهواره و زمین را بر عهده دارد. اندازه‌گذاری^۷ زیرسیستم مخابرات عبارت است از: بررسی تمام سخت‌افزارهای مربوط به لینک که گیرنده‌ها^۸، فرستنده‌ها^۹، داپلکسرها^{۱۰} و آنتن‌ها را شامل می‌شود. از این اجزاء، آنتن لینک پایین^{۱۱} ماهواره بیشترین اثر را بر روی کل سیستم ماهواره دارد [۱۴] [۷-۳].



شکل ۷- روند طراحی زیرسیستم تعیین و کنترل وضعیت به همراه ورودی‌ها و خروجی‌های مورد انتظار [۴]

با توجه به شکل (۷) در روند طراحی و انتخاب المان‌های زیرسیستم تعیین و کنترل وضعیت، در رویکردی جدید با هدف رسیدن به طرح عملیاتی‌تر، مجموعه حسگرها و عملگرها در یک بسته یکپارچه ارائه شده است. این بسته پیشنهادی با فرض دقت نشانه‌روی معین و همچنین در نظر گرفتن محدودیت‌های پیاده‌سازی و سازگاری اجزاء، ارائه شده است. در واقع در روند طراحی و انتخاب علاوه بر دقت مورد نیاز، امکان پیاده‌سازی و سازگاری اجزا با یکدیگر و همچنین محدودیت‌های عملیاتی و استاندارد مانند اجزای رزرو در سطوح مختلف نیز لحاظ شده است. در واقع با به کار گرفتن تجربیات صنعتی و نظر کارشناسان خبره، پیشنهاد پیکربندی مناسب برای حصول الزامات مأموریتی در چارچوب فلسفه طراحی مورد نظر، ارائه شده است. در روند طراحی و انتخاب، دقت تعیین وضعیت به عنوان عامل کلیدی در ارائه بسته‌های پیشنهادی مطرح است که این عامل وابستگی شدید به مطالبات محموله سنجشی ماهواره دارد. در جدول

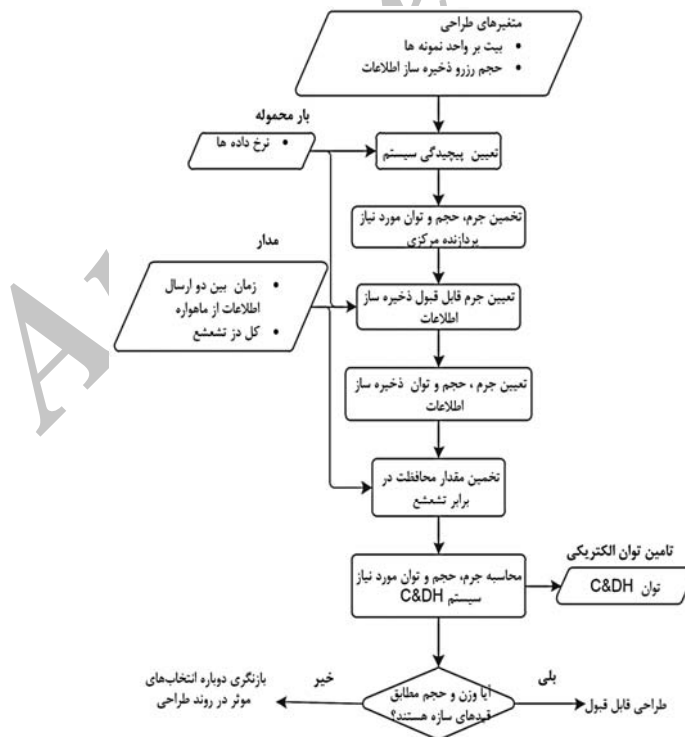
10. Diplexers
11. Down Link

7. Sizing
8. Receivers
9. Transmitters

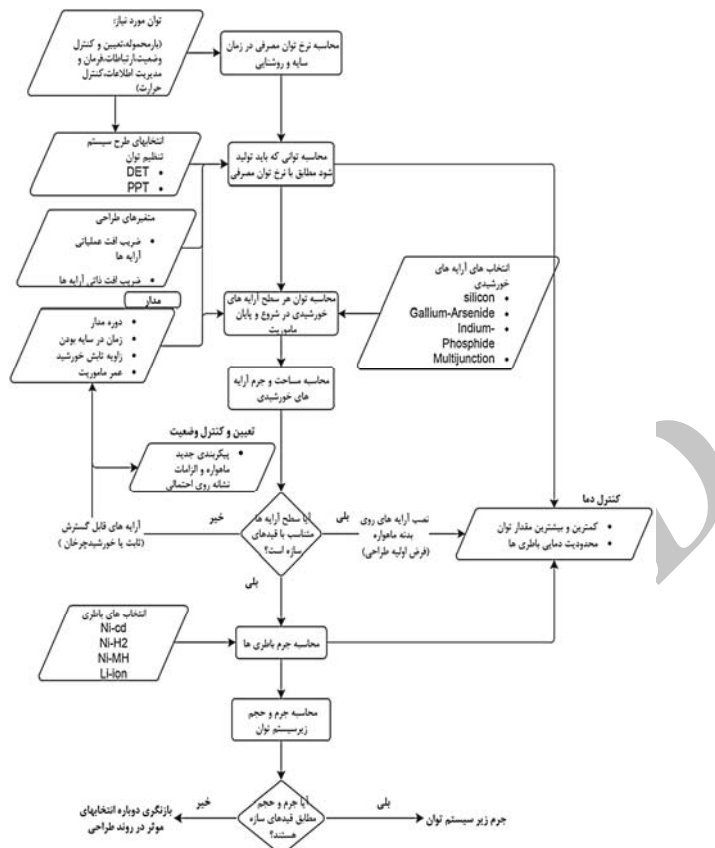
طراحی زیرسیستم تأمین توان الکتریکی

هدف اصلی زیرسیستم تأمین توان الکتریکی، تولید، ذخیره‌سازی و توزیع توان الکتریکی برای استفاده توسط زیرسیستم‌های ماهواره است. از آنجا که کارکرد تمام دیگر زیرسیستم‌ها وابسته به توان تولیدی توسط این زیرسیستم است، این زیرسیستم برای موفقیت مأموریت نقش اساسی دارد. به‌طور معمول، طراحی زیرسیستم توان محدودیت‌های اساسی بر روی عملکرد و طول عمر ماهواره را اعمال می‌کند. به‌خصوص عملکرد، تحت تأثیر میزان توان تولید شده و ذخیره‌سازی در طول مدت زمان انجام مأموریت است. هر چند زیرسیستم توان با تمام زیرسیستم‌های دیگر در ارتباط است اما، حصول اطمینان از تولید توان کافی و ذخیره‌سازی آن، مستلزم تحلیل دقیق تأثیر متقابل بین این زیرسیستم و زیرسیستم‌های کنترل دما و کنترل وضعیت است. به عنوان مثال، تغییر در پیکربندی آرایه‌های خورشیدی از حالت بدنه‌ای به آرایه‌های بازشونده، ممکن است کل زیرسیستم تعیین و کنترل وضعیت را دچار تغییر کند و همچنین اثرات شدیدی روی معادلات تعادل حرارتی و نحوه کنترل دمای ماهواره داشته باشد. به همین منظور تا حدی که مطالبات مأموریتی به خطر نیفتد، در راستای حفظ پیکربندی مفروض اولیه تلاش باید کرد. در شکل (۱۰) روندنمای طراحی زیرسیستم تأمین توان به همراه ورودی‌ها و خروجی‌های مورد انتظار آورده شده است [۱۷ و ۱۶] [۱۰] [۴-۷].

به‌طور متداول برای کنترل و مدیریت موفق ماهواره نیاز به سخت‌افزاری متشکل از واحدهای پردازش اطلاعات مرکزی، حافظه اجزایی، حافظه ذخیره‌سازی و ابزار ورودی و خروجی است. در این تحقیق بر اساس فلسفه طراحی و رسیدن به ایده «ماهواره کوچک، هزینه پایین» از یک کامپیوتر مرکزی که واحد پردازش مرکزی ۱۵ نامیده می‌شود، به‌طور مستقیم برای نظارت و کنترل زیرسیستم‌ها یا مدیریت چندین میکروپروسور زیرسیستمی استفاده می‌شود. سطح پیچیدگی واحد پردازش مرکزی تابعی از نرخ اطلاعات بار محموله (برای مأموریت‌های سنجشی نرخ اطلاعات بار محموله با نرخ داده مربوط به تله‌متری جمع می‌شود) و میزان بیت هر نمونه گرفته شده از حسگرهای مختلف ماهواره است. عموماً پیچیدگی سیستم در سه سطح ساده، متوسط و پیچیده دسته‌بندی می‌شود. از آنجا که سرعت پردازش روز به روز افزایش می‌یابد نمی‌توان یک مرز مشخص برای هر کدام از این سه سطح تعیین کرد، در عوض می‌توان با تخمین سرعت پردازش مورد نیاز و نرخ اطلاعات، با درصدی حاشیه اطمینان، از میان نمونه‌های واحد پردازش مرکزی یونیورسال یکی را انتخاب کرد. در شکل (۹) روندنمای طراحی زیرسیستم فرمان و مدیریت اطلاعات به همراه ورودی‌ها و خروجی‌های مورد انتظار آورده شده است [۱۴] [۳-۷].

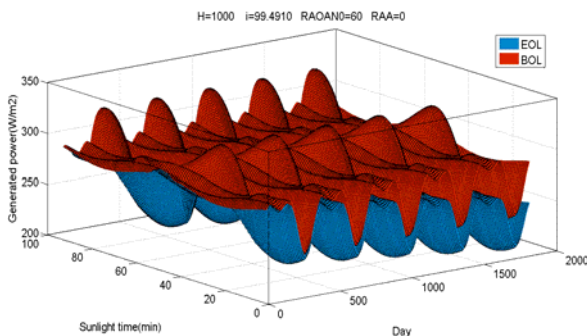


شکل ۹- روندنمای طراحی زیرسیستم فرمان و مدیریت اطلاعات به همراه ورودی‌ها و خروجی‌های مورد انتظار [۴]



شکل ۱۰- روندنمای طراحی زیرسیستم تأمین توان به همراه ورودی‌ها و خروجی‌های مورد انتظار [۴]

و طرح کنترلی سیستم توزیع توان را برای حرکت حول نقطه بهینه مصرف و ذخیره‌سازی انرژی استخراج کرد. شکل (۱۱) نمونه‌ای از نتایج حاصل از کد شبیه‌سازی توان تولیدشده را نشان می‌دهد که براساس آن می‌توان مقدار توان قابل تولید به ازای واحد سطح را در هر لحظه از مأموریت با اعمال افت‌ها و همچنین در حالت ایده‌آل تعیین کرد. در شکل (۱۱) رویه قرمز رنگ بیانگر توان قابل تولید آرایه‌های ماهواره بدون اعمال افت‌ها در طول مأموریت ۲۰۰۰ روزه است و رویه آبی رنگ روند تأثیر افت‌ها بر تولید توان را در طول مأموریت نشان می‌دهد.



شکل ۱۱- مقدار توان تولیدشده به ازای واحد سطح در هر لحظه از مأموریت [۴]

در روش‌های متداول ارائه شده در مراجع [۶ و ۷] برای کل دوران مأموریت ماهواره با فرض یک مقدار مشخص برای زمان سایه ماهواره (که عموماً هم زمان بیشینه است) محاسبات زیرسیستم تأمین توان انجام می‌گیرد. به طوری که محاسبه توان قابل تولید آرایه‌های خورشیدی، با مشخص بودن نوع آرایه‌ها و یک زاویه تابش تخمینی ثابت صورت می‌گیرد. این در واقع یک طراحی استاتیک و محافظه‌کارانه صرفاً برای محدوده بدترین شرایط عملکردی زیرسیستم تأمین توان است (که البته روش تعیین چنین محدوده‌ای در مراجع فوق دقیق نیست. برای تخمین نزدیک به واقعیت، نیازمند استفاده از روش‌هایی برای شبیه‌سازی موقعیت ماهواره در مدار، تغییرات زمان سایه و زاویه تابش خورشید با ارائه هستیم). در این تحقیق، طراحی بر اساس عملکرد در کل دوران مأموریت پیش می‌رود و طراح می‌تواند دید کلی و البته دقیق روی عملکرد زیرسیستم در تمام دوران مأموریت داشته باشد. با استفاده از روش شبیه‌سازی پویا در محاسبه زمان سایه و زاویه بردار تابش خورشید با آرایه‌ها، میزان توان مورد نیاز ماهواره و توان قابل تولید به ازای واحد سطح آرایه‌های خورشیدی که در طول مأموریت متغیر است، امکان‌پذیر خواهد بود. از این رو با تطبیق و تحلیل نقاط کمینه و بیشینه کانتورهای به‌دست آمده برای توان‌های مورد نیاز و تولیدشده، می‌توان تصمیم‌گیری بهینه را انجام داد

جمع بندی

در نهایت بعد از تحلیل و اندازه‌گذاری مدار، بار محموله و زیرسیستم‌های ماهواره، می‌توان به تخمینی از مشخصات جرمی انرژی کل ماهواره دست یافت. هر یک از مشخصه‌های به‌دست آمده زیرسیستم‌ها، به‌عنوان عملگرهای ورودی توابع هدف الگوریتم‌های بهینه‌سازی است که می‌تواند شامل: هزینه، عملکرد، قابلیت اطمینان و ... باشند وارد روند بهینه‌سازی می‌شوند. جرم نهایی ماهواره با تکرار روند طراحی تا همگرا شدن وزن نهایی با وزن اولیه (که براساس محدودیت‌های پرتابگر در بخش طراحی سازه فرض شده است) به‌دست خواهد آمد. توان نهایی ماهواره نیز با توجه به قیود زیرسیستم تأمین توان که تابع عواملی همچون نوع پیکربندی ماهواره، راندمان آرایه‌ها و پارامترهای مداری است تعیین می‌شود. در نهایت تعیین رابطه بین هر یک از بخش‌ها و زیرسیستم‌ها و مشخص کردن مسیرهای بازخورد و تجدید نظر، روندنمای جامع طراحی، آنگونه که در شکل (۱۳) نشان داده شده است تدوین می‌شود. اهم ویژگی‌های کد تولید شده شامل موارد زیر است:

- تدوین کد شبیه‌سازی دقیق برای محاسبه مدت زمان سایه ماهواره با قابلیت محاسبه مدت زمان سایه در هر روز از مأموریت.
- تدوین کد شبیه‌سازی دقیق برای محاسبه زاویه بردار تابش خورشید نسبت به آرایه‌های خورشیدی، با قابلیت تعیین زاویه بردار تابش با هر یک از آرایه‌ها در هر لحظه از مأموریت.
- ارائه تجهیزات زیرسیستم تعیین و کنترل وضعیت به صورت یک مجموعه واحد براساس دقت مورد نیاز تعیین وضعیت، با در نظر گرفتن نظر کارشناسان فنی، قیود سازگاری و استانداردی اجزا.
- تدوین کد شبیه‌سازی دقیق برای محاسبه توان کل مورد نیاز و توان قابل تولید آرایه‌های خورشیدی در هر لحظه از مأموریت، و در ادامه فراهم آوردن شرایط برای رصد لحظه‌ای توان تولیدی و مصرفی و استخراج طرح کنترلی برای مدیریت و توزیع توان به‌منظور بهینه‌سازی تولید و ذخیره‌سازی و مصرف توان الکتریکی.

صحت‌سنجی

به‌منظور صحت‌سنجی، نیازمند ماهواره‌ای با تمام مشخصات مورد نیاز اعم از الزامات مأموریتی و الزامات انتخاب شده در زیرسیستم‌ها هستیم. از طرفی با توجه به رویکرد بومی در روند تدوین، کد طراحی بهترین گزینه برای صحت‌سنجی ماهواره سنجش از دور بومی می‌تواند باشد. در ادامه، مشخصه‌های

مأموریتی ماهواره بومی انتخاب شده می‌پردازیم (لازم به توضیح است بنا به محدودیت‌های سازمانی اجازه انتشار کلیه مشخصات در این مقاله داده نشده است). مشخصات مأموریتی قابل انتشار ماهواره در جدول (۴) آورده شده است.

جدول ۴- مشخصات مأموریتی یک ماهواره بومی ساخته شده

سنجش از دور (تصویربرداری مرئی)	مأموریت
دو سال	عمر مأموریتی
۵۰۰ کیلومتر	ارتفاع مداری
۵۵ درجه	شیب مداری
داخلی (ابعاد مؤثر فیرینگ ۰/۹×۱)	ماهواره‌بر
آلومینیوم	جنس سازه
مرئی	نوع دوربین
۵۰ متر	تفکیک پذیری زمین
۵۰ کیلومتر	عرض جاروب بار محموله
۸ متر	قطر آنتن ایستگاه زمینی
هیلیکس (مارپیچی)	نوع آنتن انتقال داده ماهواره
QPSK	روش مدولاسیون
L	فرکانس لینک پایین
متوسط	سطح پیچیدگی سیستم
سیلیکونی	جنس آرایه‌های خورشیدی
PPT	روش ریگولاسیون
نیکل-کادمیم	نوع باتری ذخیره‌ساز
مشکی	رنگ بدنه

با وارد کردن مشخصات در دسترس از ماهواره مینا و همچنین اعمال قیدها و محدودیت‌های بومی و تکنولوژیکی در کد طراحی می‌توان به بررسی نتایج حاصله پرداخت. در جدول (۵) نتایج حاصل از مدل طراحی تدوین شده با مقادیر نمونه ساخته شده مقایسه شده است.

همان‌طور که در جدول (۵) مشهود است، برای یک مأموریت مشخص، نتایج حاصل از کد تدوین شده، طرح را به سمت یک ماهواره سبک‌تر و کم‌توان‌تر هدایت می‌کند، و این در حالی است که بنا بر محدودیت‌های بومی و تکنولوژیکی، مجبور به حذف برخی انتخاب‌ها در الزامات بومی شده‌ایم. به‌عنوان مثال، در انتخاب جنس آرایه‌های خورشیدی، نمونه‌هایی با راندمان بالاتر نیز وجود دارد که بنا به محدودیت‌های بومی در دسترس نیست. از طرفی با مقایسه مشخصه‌های عملکردی زیرسیستم‌های ماهواره ساخته شده، درستی انتخاب‌های صورت گرفته در روند طراحی مفهومی برای مشخصه‌های زیرسیستمی تأیید می‌شود. در نهایت می‌توان گفت که این تحقیق، در دستیابی به یک مدل طراحی مفهومی با ویژگی داشتن نقاط شروع بهینه و کم‌ریسک موفق بوده است.

University of Colorado Department of Aerospace Engineering Sciences, 2002.

- [4] Saghari, A., Satellite Conceptual Design Algorithms under Uncertainty, (Thesis M.Sc.) K. N. Toosi University of Technology, 2012, (In Persian).
- [5] Riddle Taylor, E., Evaluation of Multidisciplinary Design Optimization Techniques as Applied to the Spacecraft Design Process, (Thesis PhD), U.S.A, University of Colorado Department of Aerospace Engineering Sciences, 1999.
- [6] Larson, W. J. and Wertz, J. R. *Space Mission Analysis and Design*, 3rd Edition, Microcosm Press, 1999.
- [7] Brown, Ch. D., *Elements of Spacecraft Design*, J. S. Przemienleckl, Edition, Colorado, U.S.A, AIAA, 2002.
- [8] Capderou, M., *Satellites Orbits and Missions*, France, Springer, 2005.
- [9] Job Wijker, J., *Spacecraft Structures*, Berlin, Germany, Springer, 2008.
- [10] Fortescue, P., *Spacecraft Systems Engineering*, 4th edition, Graham Swinerd, John Stark Peter Fortescue, Ed. UK, John Wiley & Sons, Ltd., 2011.
- [11] K. Maini, A. and Agrawal, V., *Satellite Technology Principles and Applications*, 2nd Edition, John Wiley & Sons Ltd, 2011.
- [12] Moin, A., Stability and Attitude Control System Design for a MicroSatellite Universal Platform, (Thesis M.Sc.) K. N. Toosi University of Technology, 2008, (in Persian).
- [13] Tayebi, J., Gyroscopic Actuators Design for Quick Maneuvers, (Thesis M.Sc) K. N. Toosi University of Technology, 2011, (In Persian).
- [14] L. Morgan, W., *Comminucations Satellite Handbook*, U.S.A, CRC, 2000.
- [15] K. Hyder, A., *Spacecraft Power Technologies*, London, UK, Anthony K. Hyder, 2000.
- [16] R. Patel, M., *Spacecraft Power Systems*, Washington, U.S.A: CRC Press, 2005.
- [17] Gilmore, D. G., *Spacecraft Thermal Control Handbook Volume I*, 2nd Edition, Virginia, U.S.A, American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2002.
- [18] Meyer, Rudolf X., *Elements of Space Technology for Aerospace Engineers*, California, U.S.A, Academic Press, 1999.

جدول ۵- مقایسه نتایج حاصل از مدل طراحی با یک نمونه واقعی

پارامتر	اندازه‌های نمونه واقعی	خروجی کد	درصد انحراف
دوره مداری (Min)	۹۴/۶	۹۴/۴۴
زمان سایه (Min)	۳۰/۰۲
جرم سازه (kg)	۱۳/۵	۱۳/۰۱	-۳٪
جرم زیرسیستم تعیین و کنترل وضعیت (kg)	۱۳/۳	۱۰/۹۹	٪ ۱۷/۴
توان زیرسیستم تعیین و کنترل وضعیت (W)	۱۹/۸۴
جرم زیرسیستم مخابرات (kg)	۱۲/۲	۱۳/۹۱	+۱۴٪
توان زیرسیستم مخابرات (W)	۱۸/۱
جرم زیرسیستم فرمان و مدیریت اطلاعات (kg)	۳/۳	۴/۰۲	+۲۱٫۸٪
توان زیرسیستم فرمان و مدیریت اطلاعات (W)	۱۰/۶۴
جرم زیرسیستم تامین توان (Kg)	۱۶/۵	۱۳/۱۴	۲۰/۴٪
جرم زیرسیستم کنترل حرارت (Kg)	۲/۳	۰/۹۶	۰/۸۵٪
توان زیرسیستم کنترل حرارت (W)	۰
توان بار محموله (W)	۱۶/۹۷
جرم سیم کشی ، اتصالات و تجهیزات جدایش (Kg)	۹/۹	۷/۱۰۴	٪-۲۸/۲
جرم کل بایس ماهواره (Kg)	۷۱	۶۳/۱۲	-۱۱٪
جرم خشک کل ماهواره (Kg)	۸۵/۸	۷۷/۵	-۹/۷٪
توان مصرفی کل ماهواره (W)	۸۲	۷۶	٪-۷

مراجع

- [1] Jilla, C. D., A Multiobjective, Multidisciplinary Design Optimization Methodology for the Conceptual of Distributed Satellite Systems, (Thesis PhD), U.S.A, Massachusetts Institute of Technolog, 2002.
- [2] Mosher, T. J., Improving Spacecraft Design Using a Multidisciplinary Design Optimization Methodology (Thesis PhD), U.S.A, University of Colorado, 2000.
- [3] Byoungsoo, K., Conceptual Space Systems Design Using Meta-Heuristic Algorithms, (Thesis PhD), U.S.A,