Scientific Journal of Radar
Vol. 12, No. 1, Spring and Summer2024, Serial No. 31, pp. 27- 35
ISSN: 2322-4347, E-ISSN: 2980-8979

Design and Thermal-Optical Analysis of a Space Telescope with a Resolution better than 5 meters

A. Bashiri*, M. Rajabalipour, A. Mohammadi, M. Salmanian

* Master's degree, Imam HusseinUniversity, Tehran, Iran

(Received: 2024/04/25, Revised: 2024/07/16, Accepted: 2024/08/03, Published: 2024/08/28)

DOR:https://dor.isc.ac/dor/20.1001.1.23454024.1403.12.1.1.4

ABSTRACT

Temperature variations lead to deformation of the optical and mechanical components of imaging payloads, and image quality is highly dependent on the optimized design of an imaging system. Thermal sensitivity of imaging payloads is therefore a major concern for aerospace manufacturers. To address this issue, active or passive thermo-optical control methods are typically employed. Prior to implementing such measures, thermal analysis is essential to identify critical components of the system.In this study, the optical design of a space telescope with a spatial resolution better than 5 meters is carried out, followed by the mechanical design of its mounts. Subsequently, a coupled thermo-optical analysis is performed using a three-dimensional finite element method. To calculate temperature transfer within the imaging system, a thermal model based on radiative heat transfer and energy exchange with the surrounding environment is developed. An optimized thermal simulation is then conducted, and the resulting non-uniform temperature distribution in the optical elements which leads to mechanical deformation is evaluated.For a temperature variation of 10 °C, the mechanical deformation of the optical components is analyzed using Zemax software. Finally, the simulation results are examined to identify the most thermally sensitive optical component by evaluating the modulation transfer function curves.

Keywords: imaging payload, optical analysis, optical thermal design, ray tracing, Thermal analysis.

Cite this article: Bashiri, A., Rajabalipour, M., Mohammadi, A. & Salmanian, M., "Design and thermal-optical analysis of a space telescope with a resolution better than 5 meters." *Radar*, vol. 12, no. 1 , pp.27- 35, 2024.

DOR:https://dor.isc.ac/dor/20.1001.1.23454024.1403.12.1.1.4

© The Author(s). retain the copyright and full publishing rights

Publisher: Imam Hossein University

Corresponding Author Email: kpbashiri@ihu.ac.ir

"رادار"
سال دوازدهم، شماره ۱، بهار و تابستان ۱۴۰۳، ص ۲۷- ۳۵
شاپا الکترونیکی: ۴۰۲۴ -۲۳۴۵ شاپا چاپی: ۴۰۳۲ -۲۳۴۵

علمی – پژوهشی

طراحی و تحلیل حرارتی – اپتیکی یک تلسکوپ فضایی با توان تفکیک بهتر از ۵ متر

عباس بشیری*[۱]، مرضیه رجبعلی‌پور[۲]، علی‌محمدی[۳]، مهدی سلمانیان[٤]

۱- کارشناسی‌ارشد، ۲- کارشناسی‌ارشد، ۳- کارشناسی‌ارشد، ٤- کارشناسی‌ارشد، دانشگاه جامع حسین (ع)، تهران، ایران

(دریافت: ۱۴۰۳/۰۳/۱۵، بازنگری: ۱۴۰۳/۰۵/۰۲، پذیرش: ۱۴۰۳/۰۵/۲۲، انتشار: ۱۴۰۳/۰۶/۰۱)

DOR:https://dor.isc.ac/dor/20.1001.1.23454024.1403.12.1.1.4

چکیده

تغییرات دما، منجر به تغییر شکل اجزای سامانه‌های نوری و مکانیکی محموله‌های تصویربرداری می‌شود همچنین کیفیت تصویر به طور چشم گیری به طراحی بهینه یک سامانه تصویربرداری وابسته است. حساسیت حرارتی محموله‌های تصویربرداری یکی از مسائل موردتوجه برای سازنده‌های حوزه‌ی فضایی است. برای این منظور از روش‌های کنترل حرارتی - نوری فعال یا غیرفعال استفاده می‌شود. قبل از انجام این فرایند، تحلیل وضعیت حرارتی برای مشخص نمودن نقاط حساس سامانه حائز اهمیت است. در این مقاله طراحی اپتیکی یک تلسکوپ فضایی با توان تفکیک بالاتر از ۵ متر انجام شده و در ادامه نگهدارنده‌های مکانیکی آن طراحی شده است. پس از آن، تجزیه‌وتحلیل حرارتی نوری با استفاده از روش تحلیل المان محدود سه‌بعدی انجام شده است. برای محاسبه انتقال دما در سامانه تصویربرداری یک مدل انتقال حرارت از طریق تابش و تبادل انرژی با محیط اطراف ایجاد شده است. در ادامه شبیه‌سازی تحلیل حرارتی بهینه انجام شده و در ادامه مرحله توزیع غیریکنواخت دما در مجموعه عناصر نوری که منجر به تغییر شکل مکانیکی اجزای آن می‌شود، سپس به‌ازای اختلاف دمای ۱۰ درجه سانتی‌گراد، تغییر شکل مکانیکی اجزای نوری با کمک نرم‌افزار زیمکس، مورد ارزیابی قرار گرفته است. در پایان نتایج شبیه‌سازی برای مشخص نمودن حساس‌ترین جز نوری با استفاده از رسم منحنی تابع انتقال مدولاسیون مورد بررسی قرار گرفته است.

کلیدواژه‌ها: تحلیل حرارتی، تحلیل نوری، ردیابی پرتو، طراحی حرارتی نوری، محموله تصویربرداری.

۱. مقدمه

محموله‌های تصویربرداری به طور گسترده در زمینه‌های مختلف نظیر علوم نظامی، اکتشافات فضایی برای ثبت اجرام آسمانی و رصد زمین استفاده می‌شوند [۱, ۲]. علاوه بر این محموله‌های تصویربرداری فضایی به شدت به تغییرات دما حساس هستند و پیامدهای شدیدی از جمله تغییر شکل اجزای نوری در مقیاس میکرو، ساختاری و کاهش کیفیت تصویر را به دنبال دارند. ماهواره مشاهده‌گر زمین با قرارگیری در مدار LEO که در فاصله ۵۰۰ کیلومتری از سطح زمین قرار دارد، تغییرات دمایی در بازه ۱۰ درجه بر آن‌ها اعمال می‌شود؛ بنابراین طراحان ماهواره‌های مشاهده‌گر زمین باید کنترل دما بر روی محموله الکترواپتیکی را موردتوجه قرار دهند تا به کیفیت مطلوب تصویر دست یابند [۳]. در چند دهه اخیر مطالعات گسترده‌ای در زمینه تحلیل حرارتی نوری محموله‌های تصویربرداری انجام شده است. دینگ و همکارانش [۴] یک روش تجزیه‌وتحلیل حرارتی نوری برای دوربین‌های فضایی پیشنهاد کردند. آنها در این روش رابطه بین میدان دما و کیفیت تصویر را مورد بررسی قرار دادند. چند سال

استناد: بشیری، عباس، رجبعلی پور، مرضیه، محمدی، علی و سلمانیان، مهدی، "طراحی و تحلیل حرارتی - اپتیکی یک تلسکوپ فضایی با توان تفکیک بهتر از ۵ متر." *رادار*، ۱۲(۱)، ۲۷- ۳۵، ۱۴۰۳.

DOR:https://dor.isc.ac/dor/20.1001.1.23454024.1403.12.1.1.4

© نویسنده(گان) حق نشر و حقوق کامل انتشار را برای خود محفوظ می‌دارند.

ناشر: دانشگاه جامع امام حسین(ع).

رایانامه نویسنده مسئول:mrooein@ihu.ac.ir

بعد بنیال و همکارانش [۵] تغییر شکل آینه‌های تلسکوپ با دهانه بزرگ را که به دلیل تغییرات دما ایجاد شده بود مورد بررسی قرار دادند. تغییر کیفیت تصویر در سامانه‌های نوری ناشی از تغییر شکل اجزای نوری از جمله دست آورد این پژوهش بود .ژانگ و همکارانش [۶] با انجام تحلیل حرارتی دوربین فضایی و استفاده از روش مونته کارلو برای ردیابی پرتوها، تأثیر تغییر شکل اجزای نوری محموله تصویربرداری بر کیفیت تصویر را مورد بررسی قرار دادند. بعد از آن لیو و همکارانش [۷] کنترل حرارتی محموله‌های تصویربرداری فضایی را موردمطالعه قرار دادند. بررسی‌های انجام شده توسط وی و همکارانش نشان داد عوامل مختلفی از جمله رسانندگی مواد به کار برده شده و تغییر در انتقال گرما می‌تواند تغییر شکل اجزای نوری محموله‌های تصویربرداری فضایی را به همراه داشته باشد. این عوامل در نهایت کیفیت تصویر را تحت‌تأثیر قرار می‌دهد. در این مقاله شرایط دمایی متغیر (گرادیان شعاعی و طولی دما) برای یک تلسکوپ ۱۰۰۰ میلی‌متری با یک مدل انتقال حرارت فیزیکی از طریق تابش و رسانش، ایجاد شده و به طور کمی بعد از تحلیل حرارتی هر جز نوری، اثر تغییر شکل آن بر کیفیت تصویر از طریق منحنی تابع انتقال مدولاسیون مورد ارزیابی قرار گرفت [۸]. هدف از این مطالعه ارائه یک روش قابل‌اعتماد برای طراحی ابزارهای نوری و تجزیه‌وتحلیل حرارتی نوری به‌منظور عملکرد بهینه محموله‌های تصویربرداری فضایی است. در ادامه این مقاله در بخش ۲ مدل‌های انتقال حرارت در محموله‌های تصویربرداری برای بررسی تغییرات دما در اجزای سازنده آن و ارتباط آن با تغییر شکل اجزای نوری موردمطالعه قرار می‌گیرد. در بخش ۳ ابتدا طراحی اپتیکی و اپتومکانیکی یک تلسکوپ ۱۰۰۰ میلیمتری نشان‌داده‌شده، سپس شبیه‌سازی تحلیل حرارتی و نوری آن مورد بررسی قرار می‌گیرد. در نهایت در بخش ۴ نتایج حاصل از تجزیه‌وتحلیل حرارتی نوری تلسکوپ ۱۰۰۰ میلیمتری به‌منظور کنترل عامل دما در عملکرد بهینه سامانه نوری ارائه شده است.

۲. روش تحقیق

یک محموله تصویربرداری در طول عمر خود با شارهای گرمایشی متفاوت که ناشی از حالت‌های مختلف انتقال حرارت است مواجه می‌شود. این رویکرد تعامل بین محموله تصویربرداری و محیط اطراف آن را فراهم می‌کند. معمولاً در یک محموله تصویربرداری گرما از طریق تابش و رسانایی منتقل می‌شود که انتقال حرارت بین اجزای محموله را در خلأ به وجود می‌آورد [۹]. انتقال حرارت از محموله به فضا و از اجرام آسمانی به محموله توسط تابش امکان‌پذیر است که به‌عنوان انرژی ساطع شده از یک ماده به شکل امواج الکترومغناطیس تعریف می‌شود و برای یک جسم بازتابنده کامل (جسم سیاه) به‌صورت رابطه ۱ به دست می‌آید:

$$q_e = \sigma T^4 \qquad (۱)$$

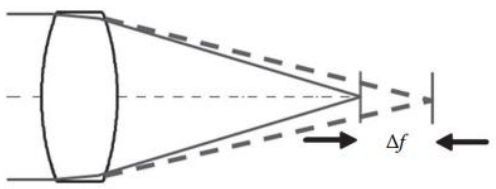
که در آن q_e شار گرما (جریان انرژی که در واحد سطح در واحد زمان منتشر می‌شود)، σ ثابت استفان بولتزمن ($۵.۶۷ \times ۱۰^{-۸}\ W/m^2 T^4$)، T دمای جسم است. علاوه بر انتقال حرارت از طریق تابش، تبادل گرما به‌وسیله رسانایی بین اجزای سازنده محموله صورت می‌گیرد. به عبارتی می‌توان گفت رسانایی انتقال حرارت از ذرات پر انرژی یک ماده به ذرات کم‌انرژی مجاور آن را توصیف می‌کند. رسانش به‌صورت گرادیان دما در یک ماده مطابق رابطه ۲ تعریف می‌شود:

$$\dot{Q} = -kA\frac{dT}{dx} \qquad (۲)$$

که در آن $\dot{Q}$ نرخ گسیل گرما به‌وسیله رسانش، k ضریب رسانش، A مساحت سطح، $\frac{dT}{dx}$ گرادیان دما در ماده‌ای به ضخامت x است. از رابطه ۲ در می‌یابیم سرعت رسانش گرما به هندسه، ضخامت ماده و تفاوت دما در سراسر ماده بستگی دارد. از طرفی علامت منفی در رابطه ۲ نمایانگر انتقال گرما از جسم با دمای بالاتر به جسمی با دمای پایین‌تر است؛ بنابراین باتوجه‌به مدل‌های انتقال حرارت ذکر شده؛ در محموله‌های تصویربرداری، انبساط و انقباضی که در اجزای سازنده به واسطه تغییرات دما ایجاد می‌شود تغییر شکل اجزای نوری را نیز به همراه دارد. این تغییرات شامل تغییر در ضخامت، قطر، شعاع انحنای اجزای نوری و... است که منجر به تخریب تصویر در صفحه آشکارساز می‌شود. به‌عبارت‌دیگر هنگامی که نور از یک عنصر نوری در محموله تصویربرداری که در آن گرادیان دما ایجاد شده عبور می‌کند طول مسیر نوری تغییر می‌کند در این حالت اختلاف راه نوری به وجود می‌آید که مطابق رابطه ۳ به‌صورت زیر تعریف می‌شود:

$$OPD = \frac{dn}{dT}(\Delta T)t \qquad (۳)$$

که در آن n ضریب شکست عنصر نوری، $\frac{dn}{dT}$ ضریب حرارتی نوری (تغییرات ضریب شکست با دما را نشان می‌دهد)، ΔT اختلاف دما، t ضخامت عنصر نوری است. شکل ۱ تغییر فاصله کانونی برای یک عدسی در محموله‌های تصویربرداری با تغییرات دما را نشان می‌دهد.



شکل (۱): تغییر فاصله کانونی یک عدسی به واسطه تغییرات یکنواخت دمای آن [۱۰].

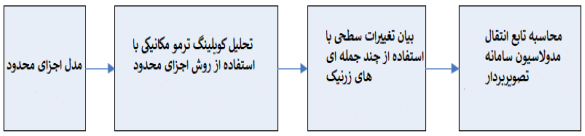
در این حالت تغییر فاصله کانونی به‌صورت رابطه ۴ تعریف می‌شود:

$$\Delta f = \left[\alpha - \left(\frac{1}{n-1}\frac{d_n}{dT}\right)\right] f \Delta T \qquad (۴)$$

که در آن عبارت داخل براکت ضریب انبساط حرارتی نوری است که نشان‌دهنده تغییرات انحنای سطوح نوری و تغییر در ضریب شکست آنها، f فاصله کانونی است. از طرفی تغییر در فاصله کانونی، تغییر در فوکوس روی صفحه‌تصویر را به دنبال دارد. تغییر فوکوس صفحه‌تصویر به‌صورت رابطه ۵ تعریف می‌شود:

$$\Delta_{Focus} = (\eta - \alpha_m) f \Delta T \qquad (۵)$$

که در آن η عامل انرژی فعال‌سازی ماده، α_m ضریب انبساط حرارتی است [۱۰]. معمولاً در محموله‌های تصویربرداری برای بررسی کیفیت تصویر حاصل از تغییرات دمای اجزای نوری از منحنی تابع انتقال مدولاسیون استفاده می‌شود. تابع انتقال مدولاسیون نشان‌دهنده توانایی یک سامانه نوری برای انتقال کنتراست از شیء به تصویر است که وابسته به فرکانس فضایی است. به‌عبارت‌دیگر درصد کنتراست منتقل شده برحسب فرکانس فضایی (جفت خط در هر میلی‌متر) از طریق رسم منحنی تابع انتقال مدولاسیون به دست می‌آید که تجزیه‌وتحلیل آن در محموله‌های تصویربرداری فضایی یک امر ضروری برای دستیابی به یک طراحی حرارتی نوری بهینه و کیفیت تصویر مطلوب است [۱۱]. به‌منظور دستیابی به یک تحلیل حرارتی - اپتیکی مناسب، ابتدا مدل سه‌بعدی سامانه تصویربردار ایجاد می‌شود که از نرم‌افزارهای مختلفی می‌توان بهره برد و سپس از مدل سه‌بعدی برای ساخت یک مدل المان محدود استفاده می‌شود. در مرحله بعد توزیع دمای سامانه تصویربردار فضایی با تحلیل حرارتی به دست می‌آید و تغییرات حرارتی سامانه تصویربردار باتوجه‌به توزیع دما محاسبه می‌شود. در ادامه، باتوجه‌به جابه‌جایی‌های حرارتی، تغییرات شکل در هر سطح لنز با استفاده از چندجمله‌ای‌های زرنیک بیان می‌شود. در نهایت، ازآنجایی‌که تابع انتقال مدولاسیون نوری می‌تواند کیفیت تصویربرداری یک سامانه نوری را معرفی کند. ارزیابی کیفیت تصویر توسط نرم‌افزار کد V یا سایر نرم‌افزارهای اپتیکی برای طراحی، تحلیل و بهینه‌سازی نوری انجام می‌شود که در ادامه نمودار بلوکی آن نمایش‌داده‌شده است [۸] .

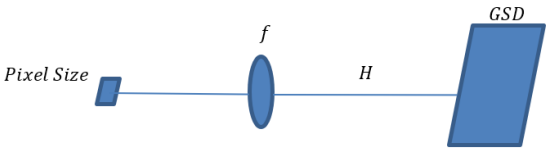


شکل ۲:نمودار بلوکی تحلیل حرارتی - اپتیکی سامانه تصویربردار [۸]

۳. بحث و نتایج

۳-۱. طراحی اپتیکی

برای محاسبه فاصله نمونه‌برداری از زمین[1] (GSD) که فاصله بین دو مرکز پیکسل متوالی روی زمین است مطابق شکل ۳ از تشابه مثلثاتی در سامانه اپتیکی استفاده می‌شود و رابطه ۶ به دست می‌آید.



شکل (۳): تشابه مثلثاتی در سامانه نوری[۱۲].

$$\frac{GSD}{H} = \frac{Pixel\ Size}{f} \qquad (۶)$$

در رابطه ۶، H فاصله محموله نوری در مدار از هدف بر روی زمین و f فاصله کانونی سامانه اپتیکی است [۱۲]. برای دستیابی به GSD کوچک‌تر از m ۵ به‌ازای فاصله حدود km ۴۵۰ و پیکسل سایز حدود μm ۹ یک سامانه اپتیکی فاصله کانونی حدود ۱۰۰۰mm نیاز دارد. سامانه‌های کانونی ساز عموماً از ردیف تلسکوپ‌های ترکیبی[2] هستند که متشکل از ساختار آینه‌ای جهت جمع‌کردن نور ورودی و مجموعه‌ای از لنزهای اپتیکی تصحیح‌کننده به‌منظور برطرف‌کردن ابیراهی‌های خارج از محور هستند. این نوع سامانه فاصله کانونی بزرگ‌تر در ابعاد کوچک‌تر نسبت به سایر دسته‌بندی‌ها ایجاد می‌کند. در جدول ۱ این موضوع به شکل نسبی نشان‌داده‌شده است [۱۳].

جدول (۱): مشخصات انواع تلسکوپ‌ها [۱۳].

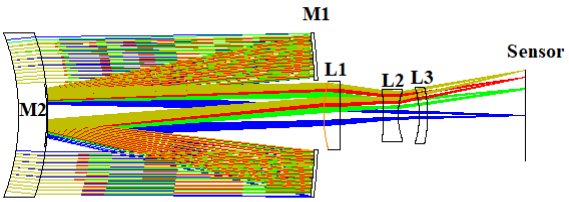
نوع	کیفیت	ابعاد	وزن
شکستی	خوب	بزرگ	زیاد
کسگرین	متوسط	متوسط	متوسط
ترکیبی	متوسط	کوچک	کم

شکل ۴ ساختار تلسکوپ طراحی شده اولیه در نرم‌افزار طراحی اپتیکی زیمکس را نشان می‌دهد.

ویژگی مثبت ساختار شکل ۴ آن است که آینه‌های M2،$M1$ و لنزهای L1، L2 و L3 دارای ساختار کروی بوده که برخلاف لنزهای غیر کروی در کارهای مرسوم سطح دنیا مانند محموله نوری سیمرا نشان‌داده‌شده در شکل ۵، ساخت آنها ساده و کم‌هزینه است[۱۴] .

[1] Ground Sampling Distance

[2] Catadioptric

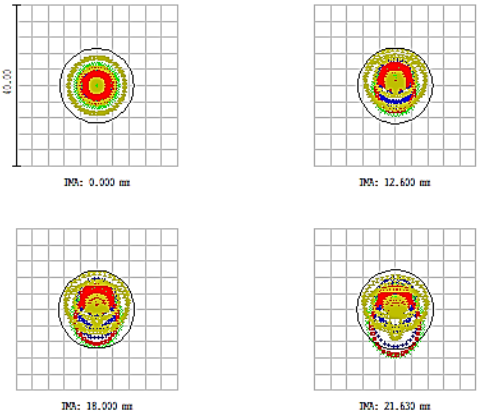


شکل (۴): ساختار تلسکوپ طراحی شده در نرم‌افزار زیمکس.



شکل (۵): محموله نوری سیمرا [۱۴].

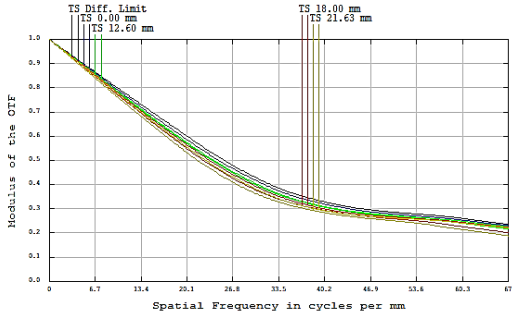
میدان دید سامانه نوری طراحی شده ۲.۴۸ درجه است. نمودار لکه کانونی شده بر روی آشکارساز در مکان‌های مختلف در شکل ۶ نشان‌داده‌شده است.



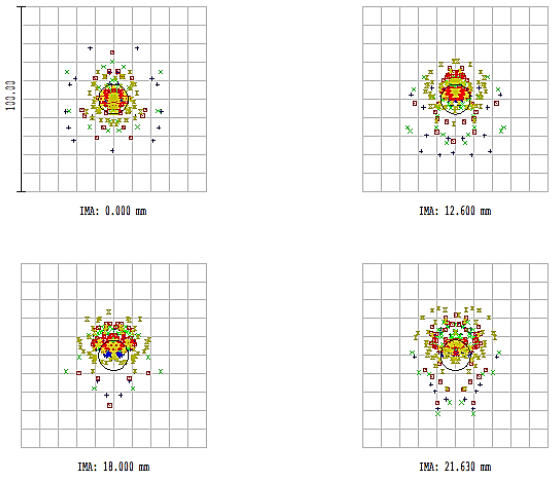
شکل (۶): نمودار نقطه‌ای به‌ازای مکان‌های مختلف بر روی آشکارساز.

همان‌طور که در شکل ۶ نشان‌داده‌شده است در هر ۴ حالت، لکه تشکیل شده بر روی آشکارساز کوچک‌تر از شعاع ایری که حدود $9.192\ \mu m$ است، است. در این حالت نمودار تابع انتقال مدولاسیون سامانه نوری مطابق شکل ۷ است.

همان‌طور که در شکل ۷ نشان‌داده‌شده است نمودار تابع انتقال مدولاسیون به‌ازای مکان‌های مختلف بر روی آشکارساز در محدوده حد پراش است که نشان‌دهنده حالت بهینه سامانه نوری است. مقدار تابع انتقال مدولاسیون به‌ازای ۶۷ زوج خط بر میلی‌متر حدود ۰.۲ است. به دلیل محدودیت‌های ساخت و جنس ادوات اپتیکی موجود، به‌جای استفاده از شیشه BK7 و F11 که در طراحی سامانه نوری شکل ۴ به‌کاررفته است از FK3 و F1 برای ساخت لنزهای L1، L2 و L3 بهره برده شده است که منجر به آن شده که سایز لکه کانونی شده به‌ازای مکان مختلف روی آشکارساز بزرگ‌تر از معیار شعاع ایری باشد که در شکل ۸ نشان‌داده‌شده است.

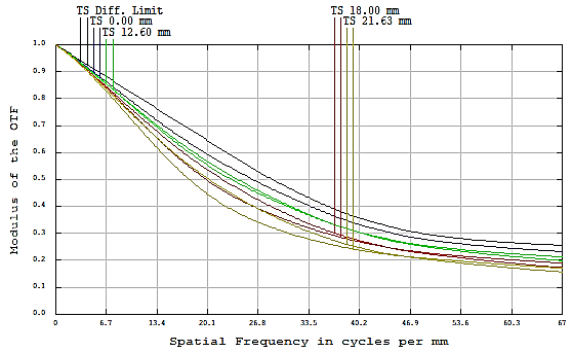


شکل (۷): نمودار تابع انتقال مدولاسیون به‌ازای لکه‌های کوچک‌تر از شعاع ایری.



شکل (۸): نمودار نقطه‌ای به‌ازای مکان‌های مختلف بر روی آشکارساز.

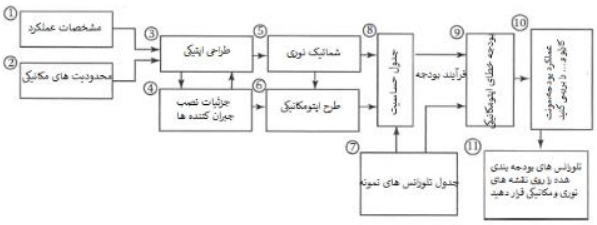
در این حالت نمودار تابع انتقال مدولاسیون سامانه نوری مطابق شکل ۹ است. همان‌طور که در شکل ۹ نشان‌داده‌شده است مقدار تابع انتقال مدولاسیون همچنان نزدیک به ۰.۲ به‌ازای ۶۷ زوج خط بر میلیمتر است که نشان‌دهنده کیفیت قابل‌قبول سامانه نوری باوجود تغییر جنس لنزهای ساخته شده است.



شکل (۹): نمودار تابع انتقال مدولاسیون به‌ازای لکه‌های بزرگ‌تر از شعاع ایری.

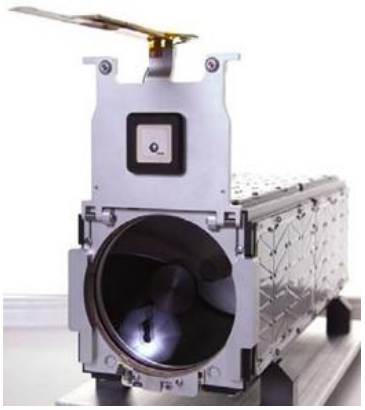
۳-۲.طراحی اپتومکانیک

ازآنجاکه تحلیل حرارتی یک طراحی نوری بدون درنظرگرفتن اپتومکانیک امکان‌پذیر نیست، بعد از انجام طراحی نوری و باتوجه‌به نقشه‌های ساخت قطعات، طراحی اولیه اپتومکانیک، جهت استفاده در تحلیل‌های حرارتی انجام گرفت. در حالت کلی بین نور و اپتومکانیک یک مصالحه وجود دارد و محدودیت هرکدام در طراحی دیگری مؤثر است. در شکل ۱۰ نمودار بلوکی این مصالحه نمایش‌داده‌شده است [۱۵].



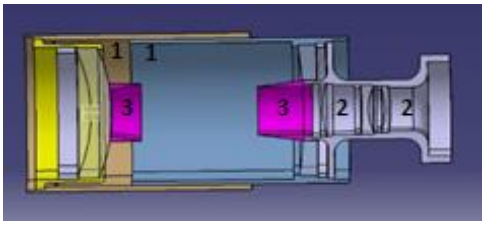
شکل (۱۰):نمودار بلوکی مصالحه بین اپتیک و اپتومکانیک در یک طراحی [۱۵].

در طراحی اپتومکانیک انتخاب درست جنس مواد بسیار مهم است. در این‌گونه طراحی‌ها معمولاً از سه جنس آلومینیوم، تیتانیوم و سوپر اینوار استفاده می‌شود. البته پیچیدگی ساخت در آلومینیوم از همه کمتر است و برای ایجاد یک کار جدید نخست طراحی و ساخت با احتساب آلومینیوم انجام می‌شود. در این مقاله نیز طراحی با آلومینیوم انجام شده است. ضرایب انبساط تیتانیوم و سوپر اینوار به شیشه نزدیک‌تر است و این امر باعث می‌شود بازه دمایی عملکرد صحیح به شکل ذاتی افزایش پیدا کند؛ اما باعث افزایش هزینه و پیچیدگی ساخت می‌شود [۱۶]ولی در کشورهای پیشرفته فضایی این مسائل محدودیت محسوب نمی‌شود که از جمله‌ی آنها می‌توان به ساخت ماهواره‌ی داو نشان‌داده‌شده در شکل ۱۱ اشاره کرد که از لحاظ ابعاد محموله به کار انجام شده در این پژوهش شباهت دارد[۱۷] .



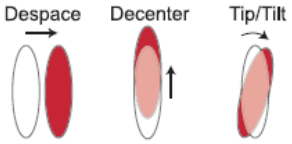
شکل (۱۱): ماهواره داو ساخت کشور آمریکا[۱۷] .

شکل ۱۲ نیز قرارگیری قطعات در جایگاه صحیح و تماس و تبادل حرارت آنها با بدنه مدنظر قرار گرفته شده را نشان می‌دهد. در آن جنس بدنه اپتومکانیک و نگهدارنده‌های لنزها، آلومینیوم در نظر گرفته شده است. به‌منظور تشکیل تصویر بر روی صفحه آشکارساز مطابق شکل ۱۲ مکانیک از دو قسمت مجزا (۱) تشکیل شده است. نگهدارنده المان‌های اصلاح‌کننده (۲) نیز به شکل مستقل طراحی شده‌اند که قابلیت اتصال به قسمت آبی‌رنگ را دارند و این کار به کاهش پیچیدگی در فرایند ساخت کمک می‌کند علاوه بر این قسمت‌هایی که با (۳) مشخص شده‌اند وظیفه جلوگیری از رسیدن پرتوهای سرگردان به صفحه کانونی را دارند که باعث افزایش کیفیت تصویر می‌شوند.



شکل (۱۲): قرارگیری قطعات اپتومکانیک در جایگاه صحیح.

همان‌طور که در شکل ۱۳ نشان‌داده‌شده است مکانیک باید طوری طراحی شود که مسئله شیب[1]، جابه‌جایی مرکزی [2]و جابه‌جایی محوری [3]کمینه شود. این کار باید با محدودیت‌های دستگاه‌های ساخت هماهنگ شود. در صورت عدم دقت کافی، سامانه تصویربرداری هرگز به کیفیت بیشینه خود نخواهد رسید [۱۵].



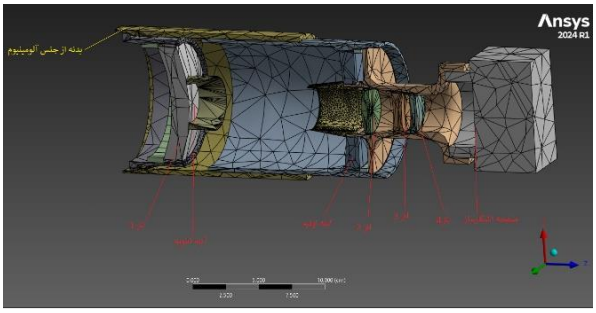
شکل (۱۳): طرحواره شیب، جابه‌جایی مرکزی و جابه‌جایی محوری لنزها [۱۵].

۳-۳. تحلیل حرارتی محموله تصویربرداری

در یک سامانه نوری تفاوت دما باعث تغییر شکل لنز شده که ابیراهی کروی و کما را ایجاد می‌کند. هر چه تغییر شکل ایجاد شده کمتر باشد، ابیراهی کمتری در یک سامانه نوری ایجاد می‌شود؛ بنابراین تابع انتقال مدولاسیون افزایش‌یافته و کیفیت تصویربرداری بهبود می‌یابد. در فضا، انتقال حرارت از نوع تابش برای تبادل حرارت در داخل محموله تصویربرداری بسیار مهم است؛ بنابراین می‌توان با یک تجزیه‌وتحلیل حرارتی - نوری تأثیر تابش سطح داخلی محموله بر کیفیت تصویربرداری را تعیین کرد

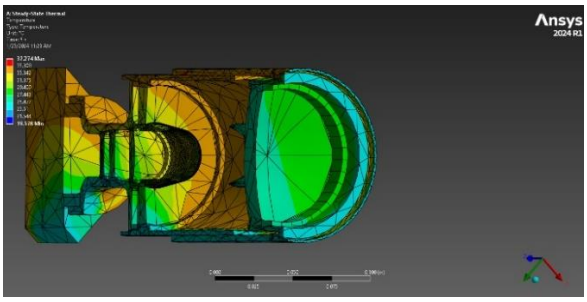
[1]Tilt
[2] Decenter
[3] despace

[۸]. تلسکوپ ۱۰۰۰ میلی‌متری طراحی شده به‌منظور دستیابی به یک تجزیه‌وتحلیل حرارتی نوری بهینه مطابق شکل ۱۴ متشکل از لنز ۱ از جنس شیشه FK_3 ، آینه اولیه با دیافراگمی به قطر ۹۰ میلی‌متر، آینه ثانویه که در بخشی از لنز ۱ پوشش داده شده است، لنز ۲ و ۳ و ۴ از جنس شیشه F_1 و صفحه‌تصویر که در فاصله ۲۸.۵ میلی‌متر از لنز نهایی قرار گرفته است. شبیه‌سازی محموله تصویربرداری طراحی شده برای طول‌موج‌های مرئی در ناحیه ۴۵۰ نانومتر تا ۸۵۰ نانومتر انجام شده است. برای شبیه‌سازی تحلیل حرارتی اجزای نوری تلسکوپ ۱۰۰۰ میلی‌متری از نرم‌افزار تحلیل حرارتی استفاده می‌شود. این نرم‌افزار برخلاف سایر نرم‌افزارها مانند CODE V که در اکثر موارد طراحی‌ها از آن استفاده می‌شود، قابلیت تحلیل جامع در زمینه‌های حرارتی، اپتیکی و مکانیکی را به‌صورت هم‌زمان دارد. بدین منظور در این مقاله برای یک تحلیل حرارتی - اپتیکی دقیق به‌صورت کیفی و کمی از این روش استفاده شده است.



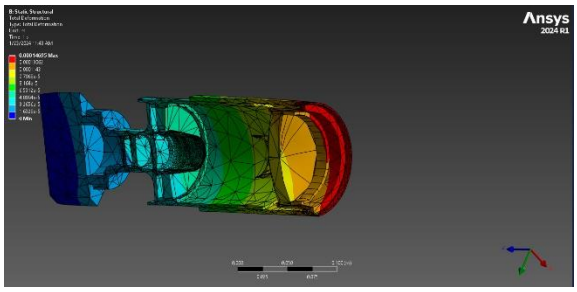
شکل (۱۴): نمایی از شبیه‌سازی تلسکوپ ۱۰۰۰ میلی‌متری طراحی شده.

ابتدا توزیع دما در اجزای نوری محموله با مدل‌سازی انتقال حرارت از طریق تابش و رسانش در ماژول حالت پایدار حرارتی مورد بررسی قرار می‌گیرد. این مدل‌سازی با ایجاد گرادیان شعاعی و طولی دما به‌ازای اختلاف دمای ۱۰ درجه سانتی‌گراد به‌صورت شکل ۱۵ است. همان‌طور که در شکل ۱۵ نشان‌داده‌شده است گرادیان دما روی آینه اولیه نسبت به سایر اجزای نوری بیشتر است. در ادامه تغییر شکل اجزای نوری به واسطه گرادیان دمای ایجاد شده (گرادیان شعاعی و طولی) مورد بررسی قرار می‌گیرد.



شکل (۱۵): گرادیان شعاعی و طولی دما ایجاد شده برای اجزای نوری تلسکوپ ۱۰۰۰ میلی‌متری.

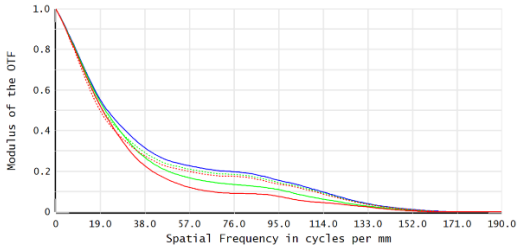
برای این مدل‌سازی از ماژول ساختار ایستا استفاده می‌شود. در شکل ۱۶ تغییر شکل اجزای نوری به واسطه اختلاف دمای ۱۰ درجه سانتی‌گراد نشان‌داده‌شده است. همان‌طور که در شکل ۱۶ مشخص است بیشترین تغییر شکل در لنز ۱ و آینه اولیه ایجاد شده است. باوجودآنکه تغییر شکل اجزای نوری از مرتبه 10^{-5} است؛ اما تأثیر به سزایی در عملکرد نوری ایجاد می‌کند.



شکل (۱۶): تغییر شکل اجزای نوری به واسطه گرادیان دمای ایجاد شده.

۴-۳. تحلیل اپتیکی محموله تصویربرداری

داده‌های حاصل از تحلیل حرارتی برای تحلیل نوری در بخش استار نرم‌افزار زیمکس بارگذاری می‌شوند. در ادامه برای بررسی عملکرد سامانه تصویربرداری طراحی شده در شرایط دمایی ایجاد شده از رسم منحنی تابع انتقال مدولاسیون استفاده می‌شود. شکل ۱۷ منحنی تابع انتقال مدولاسیون محموله تصویربرداری را در شرایط دمایی یکنواخت نشان می‌دهد.

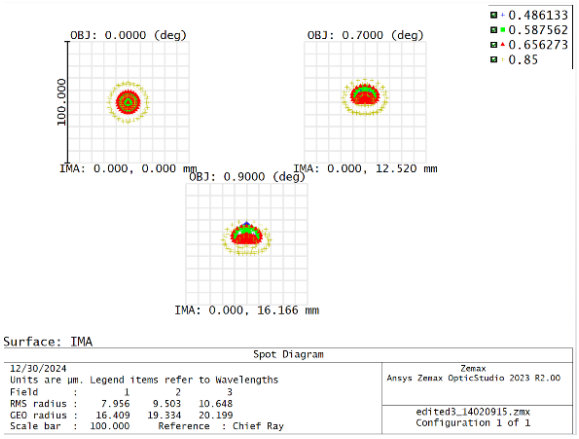


شکل (۱۷): منحنی تابع انتقال مدولاسیون سامانه نوری در شرایط دمایی یکنواخت.

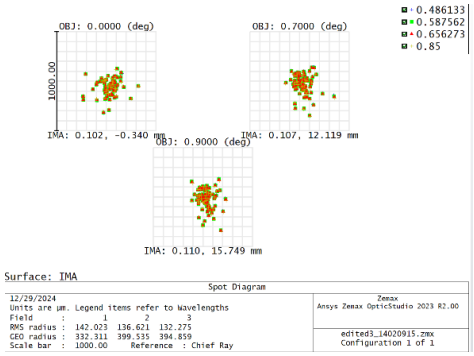
در حالتی که طراحی اپتومکانیک انجام شده نمودار نقطه‌ای در مکان‌های مختلف مطابق شکل ۱۸ است.

با ایجاد اختلاف دمای ۱۰ درجه سانتی‌گراد نمودار لکه کانونی شده بر روی آشکارساز در مکان‌های مختلف در شکل ۱۹ نشان‌داده‌شده است. همان‌طور که در شکل ۱۹ نشان‌داده‌شده است در مقایسه با نمودار نقطه‌ای شکل ۴ لکه ایجاد شده روی آشکارساز به واسطه اختلاف دمای ایجاد شده به شدت برهم می‌ریزد. در این حالت عملکرد سامانه تصویربرداری نیز افت می‌کند. اثر هر کدام از اجزای نوری روی عملکرد سامانه تصویربرداری مطابق شکل ۲۰ است. شکل ۲۰ الف منحنی تابع انتقال مدولاسیون در حالت تغییر شکل لنز ۱ نشان می‌دهد. در

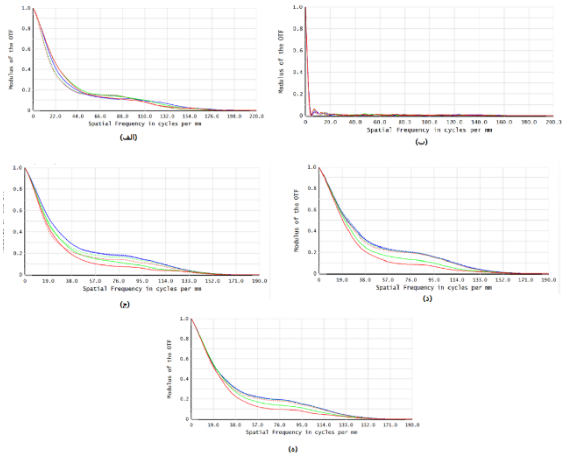
این حالت توانایی سامانه باتوجه‌به شیب تند منحنی برای انتقال کنتراست در فرکانس فضایی‌های مختلف کاهش‌یافته است.



شکل (۱۸):نمودار نقطه‌ای طراحی اپتومکانیک در مکان‌های مختلف روی آشکارساز.



شکل (۱۹): نمودار نقطه‌ای به‌ازای اختلاف دمای ۱۰ درجه سانتی‌گراد، مکان‌های مختلف بر روی آشکارساز.



شکل (۲۰): الف) منحنی تابع انتقال مدولاسیون در حالت تغییر شکل لنز ا. ب) منحنی تابع انتقال مدولاسیون در حالت تغییر شکل آینه اولیه. ج) منحنی تابع انتقال مدولاسیون در حالت تغییر شکل لنز ۲. د) منحنی تابع انتقال مدولاسیون در حالت تغییر شکل لنز ۳. ه) منحنی تابع انتقال مدولاسیون در حالت تغییر شکل لنز ۴.

شکل ۲۰ ب منحنی تابع انتقال مدولاسیون در حالت تغییر شکل آینه اولیه نشان می‌دهد. این حالت نشان‌دهنده تخریب کامل تصویر در صفحه آشکارساز است. از طرفی همان‌طور که پیش‌تر توضیح داده شد می‌توان نتیجه گرفت آینه اولیه حساس‌ترین عنصر نوری تأثیرگذار در این چیدمان است. شکل‌های (ج)، (د) و (ه) به ترتیب تغییر شکل لنزهای ۲، ۳ و ۴ را نشان می‌دهد که تغییر قابل مشاهده‌ای در منحنی تابع انتقال مدولاسیون نسبت به حالت شکل ۱۶ وجود ندارد.

۴. نتیجه‌گیری

در این مقاله شبیه‌سازی تحلیل حرارتی - نوری تلسکوپ فضایی با توان تفکیک بهتر از ۵ متر ارائه شد. نتایج شبیه‌سازی نشان می‌دهد که کنترل عامل دما در عملکرد بهینه سامانه نورید د مهمی دارد. بررسی نتایج به‌ازای اختلاف دمای ۱۰ درجه سانتی‌گراد نشان می‌دهد که حساس‌ترین عنصر نوری تأثیرگذار بر کیفیت تصویر، آینه اولیه است. در نتیجه مهار حرارتی این المان می‌تواند با عناصر گرماساز محدود انجام شده تا از توان مصرفی سامانه تصویربرداری بکاهد. این مسئله در سامانه نوری محموله‌های کلاس نانو حیاتی است و باعث افزایش عمر عملکردی سامانه می‌شود. علاوه بر این داده‌های شبیه‌سازی کمک می‌کند تا عملکرد نوری مطلوب از طریق تحلیل دقیق حرارتی - نوری سامانه تصویربرداری، حاصل شود.

۵. مراجع

[1] S. Caso, “Emerging technologies in military space operations: current applications and future research for educational and training purposes,” International Journal of Training Research, 2024. https://doi.org/10.1080/14480220.2024.2431482

[2] R. Paulo HL, et al., "Military data space: Challenges, opportunities, and use cases," IEEE CommunicationsMagazine,2023. https://doi.org/10.1109/MCOM.001.2300396

[3] T. Yoshihara, et al., “Advanced aberration control in projection optics for double patterning,” in Optical Microlithography XXII, SPIE, 2009. https://doi.org/10.1117/12.813625.

[4] H. Liu, et al., “Design of a focusing system for micro-nano satellite remote sensing camera based on thermal control technology,” Journal of ThermalStresses,2024. https://doi.org/10.1016/j.csite.2024.105676

[5] R.K. Banyal, B. Ravindra, and S. Chatterjee, “Opto-thermal analysis of a lightweighted mirror for solar telescope,” Optics Express, vol. 21, no. 6, 2013. https://doi.org/10.1364/AO.409658

[6] Y. Zhang, et al., “Influence of thermal deformation on irradiance of a collimating optical system used in radiometric calibration,” Optik, vol.127,no.3,2016. http://dx.doi.org/10.1117/1.OE.59.7.075101

[7] W. Liu, et al., “Relationship analysis between

transient thermal control mode and image quality for an aerial camera," Applied Optics, vol. 56, no. 4, 2017. https://doi.org/10.1364/AO.411299.

[8] G. Zhang, et al., "Optimization thermal design method for space cameras based on thermo-optical analysis and Taguchi method," Optical Engineering,vol.59,no.7,2020. http://dx.doi.org/10.1117/1.OE.59.7.075101.

[9] T. Hatakeyama, Z. Liu, "Handbook of thermal analysis," Wiley,1998.

[10] A. Ahmad, "Optomechanical Engineering Handbook," CRC Press LLC, 1999.

[11] F.E. Sahin, "Long-range, high-resolution camera optical design for assisted and autonomous driving,inPhotonics,MDPI,2019 https://doi.org/10.3390/photonics6020073.

[12] M. Metwally, T.M. Bazan, and F. Eltohamy, "Design of Very High-Resolution Satellite Telescopes Part I: Optical System Design," IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems,vol.56,no.2,2020. http://dx.doi.org/10.1109/TAES.2019.2929969

[13] P. Valnegri, et al., "Comparison of candidate mechanism concepts for a deployable space telescope," in 2021 IEEE 8th International Workshop on Metrology for AeroSpace (MetroAeroSpace), 2021. https://doi.org/10.1109/51421.2021.9511663

[14] S. Oyewole, "The Development of Space Capacities and Capabilities in South Africa, in Utilitarianism in Outer Space: Space Policy, Socioeconomic Development and Security Strategies in Nigeria and South Africa,". 2024. https://doi.org/10.1117/12.3020559

[15] P. Yoder and D. Vukobratovich, "Opto-Mechanical Systems Design, Volume 2: Design and Analysis of Large Mirrors and Structures," vol.2,CRCPress,2017. https://lccn.loc.gov/2015008509

[16] L. Yenchesky, et al., "Optomechanical design and analysis for nanosatellite laser communications," 2019. https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2023.07.014

[17] J.Champagne,et al., "CubeSat image resolution capabilities with deployable optics and current imaging technology," 2014. https://doi.org/10.1063/5.0036069