توسعه و اعتبار سنجی الگوریتم ردیابی خورشید بهینه‌شده مبتنی بر همجوشی داده-های نجومی و حسگر در سامانه‌های هلیوستات نیروگاه‌های برج خورشیدی

علیرضا کاظمی*، فرزان مؤمنی

*دانشکده فیزیک، دانشگاه خوارزمی، تهران، ایران

اطلاعات مقاله

تاریخ دریافت: ۱۴۰۵/۰۲/۰۹
تاریخ پذیرش: ۱۴۰۵/۰۸/۱۹
تاریخ چاپ: ۱۴۰۵/۰۹/۰۷

شاپای چاپی: 2588-4921
شاپای الکترونیکی: 2588-493x

* نویسنده مسئول
kazemi.alireza2022@gmail.com

DOI: 10.22034/jmrph.2026.122930.0

چکیده

دقت هدف‌گیری هلیوستات نقشی حیاتی در عملکرد نیروگاه‌های برج خورشیدی (SPT) ایفا می‌کند، زیرا هرگونه انحراف زاویه‌ای مستقیماً بر شار تابشی متمرکز شده در گیرندهٔ مرکزی تأثیر گذاشته و منجر به افت قابل توجه بازدهی سامانه می‌شود. این پژوهش، یک متدولوژی نوین ردیابی هیبریدی را معرفی و به طور دقیق ارزیابی می‌کند که محاسبات نجومی را با بازخورد حسگرهای بلادرنگ ادغام می‌نماید تا دقت هدف‌گیری هلیوستات را بهبود بخشد. به منظور سنجش کمی بهبود عملکرد و حدود خطا، از رویکرد شبیه‌سازی مونت‌کارلو استفاده گردید. این شبیه‌سازی به طور دقیق تأثیر خطاهای زاویه‌ای ناشی از عدم‌قطعیت‌های سیستم مانند دقت عملگرها، نویز حسگر و نقص‌های مکانیکی را بر توزیع شار تابشی در گیرندهٔ هدف، مورد تجزیه و تحلیل قرار داد. شاخص‌های کلیدی عملکرد، از جمله میانگین مربعات خطا (RMSE) در زاویهٔ هدف‌گیری و انحراف معیار شار تابشی، هم برای روش کاملاً نجومی و هم برای رویکرد هیبریدی پیشنهادی، مورد بررسی قرار گرفت. یافته‌ها نشان‌دهندهٔ بهبود قابل توجهی در دقت ردیابی با روش هیبریدی در مقایسه با روش صرفاً نجومی است و بازدهی کلی نیروگاه SPT را به میزان تخمینی 18% افزایش داده است. نتایج، اثربخشی هم‌جوشی داده‌های پیش‌بینی نجومی و اندازه‌گیری‌های حسگر را به عنوان یک استراتژی قدرتمند برای بهینه‌سازی عملکرد هلیوستات و حداکثرسازی بازدهی تبدیل انرژی در سیستم‌های SPT تأیید می‌کند.

واژگان کلیدی: هلیوستات، روش دنبالگری مبتنی بر داده های نجومی، روش هیبریدی

مقدمه

نیروگاه‌های برج خورشیدی[1] (SPT) به عنوان یکی از فناوری‌های کلیدی در تولید انرژی تجدیدپذیر، اتکای زیادی بر عملکرد بهینه اجزای خود دارند. در این میان، هلیوستات‌ها[2] به عنوان بخش قابل توجهی از هزینه‌های سرمایه‌گذاری و تعیین‌کنندهٔ اصلی عملکرد کل سیستم، نقشی حیاتی ایفا می‌کنند. حتی بهبودهای کوچک در کارایی اپتیکی میدان هلیوستات، که شامل مؤلفه‌هایی چون تلفات کسینوسی، انسداد، خطای هدف‌گیری و خطای شکل آینه می‌شود، مستقیماً منجر به افزایش شار مفید دریافتی در گیرندهٔ مرکزی و کاهش هزینه‌های تولید انرژی نهایی می‌گردد. تحقیقات نشان داده‌اند که با افزایش مقیاس میدان هلیوستات، حساسیت بازدهی کلی سامانه به خطاهای ردیابی به طور چشمگیری افزایش می‌یابد [1]

هستهٔ اصلی عملکرد هر هلیوستات، ردیابی دقیق موقعیت خورشید و هدف‌گیری صحیح آن به سمت گیرنده مرکزی است. خطاهای موجود در این بخش را می‌توان به دو دسته کلی تقسیم کرد: ۱) خطاهای اپتیکی مرتبط با توان حرارتی، که شامل مواردی مانند موج‌دار بودن سطح آینه و تلاطم حرارتی ناشی از جذب نور است؛ ۲) خطاهای هدف‌گیری که ریشه در مدل‌سازی ناقص یا کالیبراسیون ضعیف دارند [2]. در حالی که الگوریتم‌های نجومی مدرن، مانند SPA، امروزه به دقت‌های بسیار بالایی در حد میلی‌رادیان دست یافته‌اند [3]، این پرسش همچنان مطرح است که با وجود این دقت بالا، چه نیازی به بهره‌گیری از روش‌های مبتنی بر حسگر وجود دارد؟

برای درک بهتر اهمیت این موضوع، انحراف خطی نقطه تمرکز پرتو خورشید ناشی از خطاهای زاویه‌ای بررسی می‌شود. با فرض اینکه فاصلهٔ آینه تا گیرنده L باشد؛ خطای زاویه‌ای کوچک Δθ منجر به انحراف خطی Δx در نقطهٔ تمرکز می‌شود.

$$\Delta x \approx L\Delta\theta \qquad (۱)$$

برای خطاهای کوچک ($\Delta\alpha,\Delta\beta \ll 1rad$) که معمولاً در سیستم‌های ردیابی[3] هلیوستات در محدودهٔ میلی‌رادیان هستند، انحراف زاویه‌ای $\Delta\theta$ تقریباً برابر است با:

$$\Delta\theta \approx 2\sqrt{(\Delta\alpha)^2 + (\Delta\beta)^2} \qquad (۲)$$

حال راندمان با توجه به Δx و شعاع مؤثر ناحیهٔ تمرکز r قابل تخمین است:

$$\eta \approx exp(-(\Delta x)^2 / (2r^2)) \qquad (۳)$$

تحلیل عددی نشان می‌دهد که با در نظر گرفتن پارامترهای هندسی شامل فاصلهٔ $L=50m$ میان آینه و گیرنده و در نظر گرفتن خطای زاویه‌ای $\Delta\alpha = \Delta\beta = 0.001\ rad$ و همچنین شعاع ناحیهٔ تمرکز $r = 0.2m$ میزان انحراف خطی از ناحیهٔ تمرکز حدود $14cm$ خواهد شد. این انحراف زمانی که در رابطهٔ (۳) لحاظ می‌شود منجر به کاهش تقریبی 12درصدی در راندمان نوری هلیوستات می‌گردد.

این پژوهش با تمرکز بر بهبود دقت ردیابی از طریق رویکرد هیبریدی، درصدد است تا به این چالش اساسی در نیروگاه‌های برج خورشیدی پاسخ دهد.

۱- روش تحقیق

این پژوهش با مدل‌سازی آماری خطاهای نهفته در روش‌های دنبالگری آغاز می‌شود که هدف آن مشخصه‌یابی کمی رفتار و بزرگی این خطاهاست. چارچوب روش‌شناختی، تأکید اصلی را بر تفکیک دقیق میان خطاهای سیستماتیک[4] و خطاهای تصادفی[5] قرار می‌دهد که این مدل‌سازی به‌ویژه برای

[1] Solar Power Tower
[2] Heliostat
[3] Tracking Systems
[4] Systematic Error
[5] Systematic Error

شبیه‌سازی مونت‌کارلو اهمیت دارد، زیرا پراکندگی پرتوها و شار تجمعی مستقیماً تحت تأثیر خطاهای زاویه‌ای قرار می‌گیرد[4]. متعاقباً، شناسایی و طبقه‌بندی جامعی از این انواع خطاها انجام شده که شامل تعیین دقیق منابع فیزیکی و الگوریتمی آن‌هاست. هر منبع خطای شناسایی‌شده سپس تحت تحلیل کمی دقیق قرار می‌گیرد تا پیامدهای خاص آن روشن شود و بدین ترتیب، سهم آن در افت عملکرد کلی سیستم دنبالگری هلیوستات ارزیابی گردد.

۱-۱ مدل‌سازی آماری خطاهای سیستم در روش‌های دنبالگری

روش‌های دنبالگری هلیوستات را می‌توان به‌طور کلی به سه رویکرد اصلی شامل روش‌های نجومی، روش‌های مبتنی بر حسگر و روش‌های هیبریدی تقسیم کرد. در روش نجومی، موقعیت خورشید با استفاده از الگوریتم‌های نجومی و بر اساس پارامترهایی مانند زمان، تاریخ و موقعیت جغرافیایی محاسبه شده و زوایای لازم برای هدایت هلیوستات تعیین می‌شوند. مزیت این روش، عدم نیاز به حسگرهای نوری و امکان محاسبهٔ موقعیت خورشید در هر لحظهٔ زمانی است؛ با این حال، عملکرد آن به دقت مدل نجومی، صحت زمان و مختصات ورودی، و همچنین کالیبراسیون و نصب مکانیکی هلیوستات وابسته است[5].

در روش‌های مبتنی بر حسگر، موقعیت یا انحراف پرتو نسبت به موقعیت مطلوب به‌صورت مستقیم یا غیرمستقیم اندازه‌گیری شده و از این اطلاعات برای ایجاد بازخورد و اصلاح فرمان ردیابی استفاده می‌شود. مزیت اصلی این روش، امکان اصلاح برخی خطاهای ناشی از نصب، کالیبراسیون و تغییرات لحظه‌ای شرایط محیطی است؛ در مقابل، نویز حسگر، تغییرات شدت تابش، شرایط نوری محیط و خطاهای کالیبراسیون می‌توانند بر دقت آن تأثیر بگذارند.[5].

روش هیبریدی با هدف بهره‌گیری هم‌زمان از اطلاعات حاصل از مدل نجومی و بازخورد حسگر توسعه یافته است. در این روش، مدل نجومی می‌تواند تخمین اولیه و پیوستهٔ موقعیت خورشید را فراهم کند، در حالی که اطلاعات حسگر برای اصلاح انحراف موجود در ردیابی به کار گرفته می‌شود. بنابراین، روش هیبریدی می‌تواند محدودیت‌های هر یک از دو روش را تا حدی کاهش دهد. در این پژوهش، ترکیب اطلاعات نجومی و حسگری با استفاده از یک مدل وزن‌دهی خطی مورد بررسی قرار گرفته است[5].

در ادامه، برای ارزیابی کمی عملکرد این روش‌ها، منابع خطای موجود در سامانهٔ دنبالگری شناسایی و بر اساس ماهیت آماری آن‌ها مدل‌سازی می‌شوند.

در ردیابی خورشید، هلیوستات دچار انحراف می‌شود. این انحراف‌ها ناشی از خطاهای مختلف مکانیکی، نوری، الکترونیکی و محاسباتی هستند. به دلیل ماهیت تصادفی یا سیستماتیک این خطاها، استفاده از مدل‌سازی آماری رویکردی مناسب برای پیش‌بینی و تحلیل اثرات آنها است. خطاهای مشاهده‌شده در سیستم‌های دنبالگری هلیوستات، ماهیتی چندوجهی دارند و به طور کلی به دو دسته خطاهای تصادفی و خطاهای سیستماتیک طبقه‌بندی می‌شوند. خطاهای تصادفی، که نمونه‌هایی از آن‌ها شامل نویز سیگنال حسگرها، اغتشاشات ناشی از تلاطم جوی و ارتعاشات دینامیکی اجزای مکانیکی است، ذاتاً از قابلیت پیش‌بینی‌پذیری پایینی برخوردار بوده و با ماهیت غیر قطعی خود شناخته می‌شوند. در مقابل، خطاهای سیستماتیک، که ناشی از سوگیری‌های ثابت در مدل‌سازی موقعیت خورشید یا خطاهای ذاتی در فرآیند نصب و کالیبراسیون سنسورها هستند، دارای ویژگی قابلیت مدل‌سازی و پیش‌بینی‌پذیری در چارچوب‌های ریاضی مشخص می‌باشند. از آنجا که هر پرتو خورشیدی تحت تأثیر مجموعه‌ای از این خطاهاست، یک مدل احتمالاتی نیاز است تا انحراف نهایی مسیر پرتوها برآورد شود. به منظور پیاده‌سازی مدل‌سازی آماری خطاهای موجود در الگوریتم‌های دنبالگری، از یک چارچوب نظام‌مند به شرح زیر استفاده شده است [5]:

در نخستین گام، شناسایی و طبقه‌بندی منابع خطا صورت می‌پذیرد. این خطاها به دو گروه کلی خطاهای نجومی (مدل‌سازی موقعیت خورشید) و خطاهای هیبریدی تفکیک می‌شوند که هر یک واجد مشخصه‌های خطای منحصر به فردی هستند (برای نمونه، متدولوژی‌های مبتنی بر حسگر عمدتاً تحت تأثیر نویزهای محیطی قرار دارند، در حالی که الگوریتم‌های نجومی وابستگی شدیدی به دقت محاسبات و تقریب‌های ریاضی دارند).

در مرحلهٔ بعد، هر منبع خطا به صورت یک متغیر تصادفی تعریف می‌گردد. در این رویکرد، خطاهای تصادفی با فرض توزیع نرمال و خطاهای سیستماتیک با استفاده از توزیع‌های قطعی و ثابت مدل‌سازی می‌شوند. در نهایت، برای تبیین خطای کل سیستم، اثرات مؤلفه‌های مختلف خطا با بهره‌گیری از اصل جمع مربعات با یکدیگر ترکیب می‌شوند.

۱-۲ خطاهای تصادفی

خطاهای تصادفی به آن دسته از خطاهایی گفته می‌شود که ماهیت غیرقابل پیش‌بینی دارند و در هر اندازه‌گیری می‌توانند متفاوت باشند. این نوع خطا معمولاً ناشی از عوامل محیطی یا نویز داخلی تجهیزات اندازه‌گیری است و میانگین آن در بلندمدت به صفر میل می‌کند. این خطاها شامل خطای حسگر، خطای مکانیکی، خطای نویز و خطای نجومی می‌باشند.

خطای حسگر به عنوان یکی از منابع خطا در سیستم‌های دنبالگر هلیوستات مطرح است. منشأ این خطا چندوجهی بوده و می‌توان آن را در دسته‌های زیر طبقه‌بندی نمود:

نخست، نویز الکترونیکی ذاتی حسگر بر عملکرد آن تأثیر می‌گذارد. این دسته شامل نویزهای حاصل از اجزای داخلی حسگر نظیر تقویت‌کننده‌ها، مقاومت‌های اهمی و نویز حرارتی پایه در مدارات الکترونیکی آن می‌باشد. دوم، تأثیر شدت تابش و شرایط نوری محیط قابل توجه است. دقت و عملکرد حسگرهای نوری به شدت تحت تأثیر تغییرات در تابش محیطی و شدت نور مستقیم خورشید قرار می‌گیرد؛ این تغییرات می‌توانند منجر به انحراف در اندازه‌گیری شوند و در نهایت، عوامل محیطی و دمایی نقش مهمی ایفا می‌کنند. تغییرات دمایی در محیط عملیاتی می‌تواند منجر به انقباض یا انبساط جزئی در اجزای حسگر شده و در نتیجه، پاسخ آن را تغییر داده و خطای اندازه‌گیری را به همراه داشته باشد.

برای مدل‌سازی این نویز، فرض شده است که خطاهای حسگر تصادفی، مستقل و دارای توزیع گوسی با میانگین صفر هستند. بنابراین، برای هر محور (افقی یا عمودی) زاویه خطای حسگر به صورت $\theta_{sensor} \sim N\ (0,\sigma^2_{sensor})$ تعریف می‌شود. این فرض به دلیل قابلیت مدل‌سازی آماری دقیق، همخوانی با داده‌های آزمایشگاهی و سادگی محاسبات مونت‌کارلو انتخاب شده است.

انحراف معیار نویز حسگر بر اساس مشخصات فنی حسگر یا برآورد مهندسی تعیین می‌شود. در این پژوهش، برای سیستم‌های دنبالگری صنعتی متوسط تا بزرگ، مقدار معمولی در محدودهٔ $0.01° - 0.15°$ است. مقدار انتخابی در این پژوهش $\pm 0.12°$ است. این مقدار به معنای آن است که تقریباً 68% از اندازه‌گیری‌های حسگر در فاصله $\pm 0.12°$ از مقدار واقعی قرار می‌گیرند[6]

دلیل اینکه حدود 68% داده‌ها در بازه $\pm 1\sigma$ از میانگین قرار می‌گیرند، به ویژگی‌های توزیع نرمال (گوسی) برمی‌گردد.

خطای مکانیکی در هلیوستات ناشی از لرزش، ارتعاش یا لقی محورهای چرخش آینه‌ها است. این خطا باعث می‌شود که زاویهٔ واقعی آینه نسبت به زاویهٔ ایده‌آل کمی تغییر کند.

برای مدل‌سازی این خطا از آنجا که هیچ زاویهٔ خاصی نسبت به محور ایده‌آل احتمال بیشتری ندارد و خطا می‌تواند در محدوده $\pm B$ به طور مساوی اتفاق بیفتد از توزیع یکنواخت استفاده شده است[7].

برای یک توزیع یکنواخت روی بازه $[a, b]$، واریانس طبق رابطهٔ (۴) محاسبه می‌شود:

$$Var = \frac{(b - a)^2}{12} \qquad (۴)$$

با جای‌گذاری حدود توزیع در رابطهٔ (۴) واریانس طبق رابطهٔ (۵) محاسبه می‌شود:

$$Var = \frac{(2B)^2}{12} = \frac{B^2}{3} \qquad (۵)$$

بنابراین انحراف معیار برابر با $\frac{B}{\sqrt{3}}$ است. این فرمول استاندارد ویژگی ریاضی توزیع یکنواخت است و ارتباطی با شبیه‌سازی ندارد؛ یعنی همیشه برای هر توزیع یکنواخت روی $[-B,+B]$ برقرار است. با فرض $B = 0.43°$ مقدار واریانس برابر $0.25°$ خواهد بود [8]:

خطای نویز در سیستم هلیوستات، عمدتاً ناشی از اختلالات محیطی و عوامل تصادفی در حین عملکرد می‌باشد. این اختلالات شامل ارتعاشات ناشی از باد، تغییرات ناگهانی فشار هوا (تلاطم جوی) و نویز ذاتی سیستم (مانند ارتعاشات اجزای متحرک) است که به صورت غیرقابل پیش‌بینی بر موقعیت‌دهی هلیوستات تأثیر می‌گذارد [4].

مشابه رویکرد اتخاذ شده برای خطای حسگر، مدل‌سازی نویز نیز با فرض توزیع احتمالاتی نرمال (گوسی) صورت پذیرفته و مقدار $\sigma_{noise} = 0.02°$ بر اساس مطالعات تجربی سیستم‌های هلیوستات با مقیاس متوسط و گزارش‌های مشابه در منابع صنعتی انتخاب شده است. این مقدار نسبت به خطای حسگر یا مکانیکی بسیار کوچک‌تر است و نقش آن بیشتر در شرایط پرنوسان محیطی پررنگ می‌شود[9]. چون این خطا نیز از توزیع گوسی پیروی می‌کند، محاسبهٔ احتمال حضور خطا در بازه $\pm\sigma$ همانند حسگر است و حدود 68% از خطاهای نویز در بازه $\pm 0.02°$ قرار می‌گیرند.

خطای مرتبط با روش نجومی می‌تواند ناشی از عدم‌قطعیت در تعیین موقعیت خورشید و همچنین خطاهای مرتبط با زمان‌بندی و اجرای سامانهٔ ردیابی باشد. این خطاها می‌توانند شامل خطای تقویمی، خطای ساعت داخلی سیستم، عدم‌دقت در مختصات ورودی و تقریب‌ها یا خطاهای عددی موجود در فرآیند محاسبهٔ موقعیت خورشید باشند .[4].

با وجود دقت بالای الگوریتم‌های نجومی مدرن در محاسبهٔ موقعیت خورشید، در این پژوهش منظور از خطای نجومی، خطای ذاتی الگوریتم محاسبهٔ موقعیت خورشید نیست، بلکه مؤلفهٔ باقیماندهٔ خطا در اجرای روش نجومی در سامانهٔ واقعی ردیابی است. الگوریتم نجومی موقعیت خورشید را با دقت بالا تعیین می‌کند، اما در کاربرد عملی، عواملی مانند خطای زمان سیستم، عدم‌دقت مختصات ورودی، خطاهای عددی و گرد کردن محاسبات و تفاوت‌های موجود در وضعیت و تنظیم هلیوستات‌ها می‌توانند باعث شوند زاویهٔ واقعی ردیابی با زاویهٔ محاسبه‌شده اختلاف داشته باشد.

از دیدگاه آماری، این خطاهای باقیمانده در هلیوستات‌های مختلف الزاماً مقدار و علامت یکسانی ندارند و می‌توانند به‌صورت پراکندگی حول مقدار میانگین ظاهر شوند. بنابراین، در مدل‌سازی آماری میدان هلیوستات، مؤلفهٔ باقیماندهٔ خطای نجومی به‌صورت یک متغیر تصادفی با میانگین و انحراف معیار مشخص در نظر گرفته می‌شود. در این چارچوب، فرض تصادفی بودن به معنای تصادفی بودن خود الگوریتم نجومی نیست، بلکه بیانگر پراکندگی خطاهای باقیماندهٔ حاصل از اجرای روش نجومی در یک سامانهٔ واقعی و در میان هلیوستات‌های مختلف است. استفاده از مدل‌های آماری برای توصیف پراکندگی خطاهای ردیابی هلیوستات نیز در مطالعات

تحلیل و شبیه‌سازی عملکرد میدان‌های هلیوستاتی مورد استفاده قرار گرفته است[4].

با تکیه بر فرضیات پیشین، این خطا نیز به عنوان یک متغیر تصادفی با توزیع نرمال مدل‌سازی شده و مقدار $\sigma_{astro} = 0.05°$ بر اساس جداول نجومی استاندارد و خطاهای رایج در سیستم‌های خورشیدی متوسط تا بزرگ انتخاب شده است. [3]

چون این خطا نیز از توزیع گوسی پیروی می‌کند، احتمال حضور خطا در بازه $\pm\sigma$ همانند خطای حسگر است و حدود ٪68 از خطاهای نجومی در بازهٔ $\pm 0.05°$ قرار می‌گیرند.

جدول ۱: خطاهای روش‌های دنبالگری

نوع خطا	روش نجومی	روش هیبریدی
خطای حسگر	-	$0.02°$
خطای مکانیکی	$0.25°$	$0.20°$
خطای نویز	$0.02°$	$0.02°$
خطای نجومی	$0.05°$	$0.05°$

مقادیر ارائه‌شده در جدول ۱ نشان‌دهندهٔ بهبود عملکرد در روش هیبریدی است. جهت تبیین نحوهٔ دستیابی به این مقادیر، در ادامه ضرایب وزنی g و h بر اساس فرایند بهینه‌سازی خطای کل سیستم تشریح می‌گردد.

روش‌های نجومی و حسگری هر یک اطلاعات متفاوتی برای تعیین زاویهٔ ردیابی هلیوستات فراهم می‌کنند. در روش نجومی، زاویهٔ ردیابی بر اساس موقعیت محاسبه‌شدهٔ خورشید تعیین می‌شود و بنابراین امکان پیش‌بینی پیوستهٔ مسیر خورشید را بدون وابستگی مستقیم به اندازه‌گیری حسگر فراهم می‌کند. با این حال، خطاهای ناشی از زمان و مختصات ورودی، نصب و کالیبراسیون و همچنین سایر خطاهای اجرایی می‌توانند باعث ایجاد اختلاف بین زاویهٔ محاسبه‌شده و زاویهٔ واقعی مورد نیاز هلیوستات شوند. در مقابل، روش حسگری با استفاده از بازخورد اندازه‌گیری‌شده می‌تواند بخشی از این انحراف‌ها را به‌صورت لحظه‌ای اصلاح کند، اما دقت آن تحت تأثیر نویز حسگر، تغییرات شرایط محیطی و خطاهای اندازه‌گیری قرار می‌گیرد.

بر این اساس، در روش هیبریدی، اطلاعات حاصل از روش نجومی و حسگر به‌عنوان دو تخمین از یک کمیت مشترک، یعنی زاویهٔ مطلوب ردیابی هلیوستات، با یکدیگر ترکیب می‌شوند. هدف از این ترکیب، استفاده هم‌زمان از قابلیت پیش‌بینی روش نجومی و قابلیت اصلاح خطای بازخورد حسگر است. به این ترتیب، هر یک از دو منبع اطلاعاتی می‌تواند بخشی از محدودیت منبع دیگر را جبران کند.

در این پژوهش، برای ترکیب این دو تخمین، از یک مدل وزن‌دهی خطی استفاده شده است. این انتخاب به دلیل سادگی، قابلیت تفسیر و امکان تعیین مستقیم سهم هر یک از دو منبع اطلاعاتی در تخمین نهایی انجام شده است.

در ابتدا، هدف تعیین ضریب وزنی بهینه[6] است تا مجموع خطاهای سیستم به حداقل برسد. داده‌های اولیه شامل خطای حسگر برابر با $0.12°$ و خطای مدل نجومی برابر با $0.05°$ است. اگر فرض شود ترکیب هیبریدی به صورت خطی باشد و خطای کل هیبریدی با فرض استقلال خطاها به صورت مربعی جمع شود، خطای کل هیبریدی مطابق رابطهٔ (۶) تعریف می‌شود:

$$\sigma_{hybrid}^2 = g^2\sigma_{sensor}^2 + (1-g)^2\,\sigma_{astro}^2 \quad (۶)$$

که در آن g ضریب وزنی داده‌های حسگر و $g-1$ ضریب وزنی مدل نجومی است.

[6]Optimal Weight Coefficient

برای به‌دست آوردن ضریب وزنی بهینه کافی است σ^2_{hybrid} نسبت به g کمینه شود. با مشتق‌گیری نسبت به g نهایتاً ضریب وزنی بهینه مطابق رابطهٔ (۷) خواهد شد:

$$g_{opt} = \sigma^2_{astro} / \left(\sigma^2_{sensor} + \sigma^2_{astro}\right) \qquad (۷)$$

با جایگذاری داده‌ها در رابطهٔ (۷)، $g_{opt} \approx 0.148$ خواهد شد.

اما این مقدار صرفاً از منظر ریاضی و آماری به دست آمده است تا خطای کل هیبریدی کمینه شود. با این حال، در عمل سیستم‌ها همواره غیرایده‌آل هستند؛ حسگرها ممکن است نویز داشته باشند، مدل نجومی دچار خطا شود و شرایط محیطی نیز تغییرات ناگهانی داشته باشد. بنابراین، در مهندسی سیستم‌های کنترل و ترکیب داده‌ها معمول است که مقدار ضریب وزنی کمی بالاتر از مقدار کمینهٔ آماری انتخاب شود. این کار باعث می‌شود حسگر نقش عملیاتی خود را حفظ کرده و سیستم در شرایط واقعی پایدار و قابل اعتماد بماند. افزایش جزئی از 0.148 به 0.168 تأثیر قابل توجهی بر خطای کل هیبریدی ندارد؛ خطای سیستم تقریباً همانند مقدار کمینه باقی می‌ماند، اما حسگر همچنان به اندازهٔ کافی وزن دارد تا داده‌های واقعی محیط را اعمال کند. این تصمیم مهندسی، که به عنوان robust weighting شناخته می‌شود، یک توازن منطقی بین دقت آماری و قابلیت اطمینان عملیاتی ایجاد می‌کند و در سیستم‌های هیبریدی و ترکیبی حسگر-مدل معمولاً اعمال می‌شود [10].

در نهایت خطای حسگر با ضرب این مقدار در مقدار اولیه که برابر با $0.12°$ بود برابر با $0.02°$ بدست می‌آید.

در ادامه به تحلیل ضریب اصلاح h پرداخته می‌شود. این ضریب پارامتر عددی است که نشان می‌دهد چه کسری از خطای مکانیکی اولیهٔ هلیوستات توسط سیستم کنترل هیبریدی جبران می‌شود. در مطالعات تجربی هلیوستات، h معمولاً بین 0.6 تا 0.9 قرار می‌گیرد تا تعادل بین کاهش خطای مکانیکی و محدودیت‌های عملی سیستم حفظ شود[6].

کنترل هیبریدی منجر به کاهش خطای مکانیکی اولیه می‌گردد؛ این کاهش عمدتاً ناشی از وزن‌دهی کنترلی و فیلترینگ اعمال‌شده است. لذا، خطای مکانیکی نهایی را می‌توان تابعی از ضریب h و واریانس خطای اولیه بیان کرد:

$$\sigma^2_{mech,new} = h^2\sigma^2_{mech,old} + \left(1-h\right)^2 \sigma^2_{residual} \qquad (۸)$$

در رابطهٔ (۸) $\sigma_{residual}$ واریانس خطای باقی‌مانده ناشی از نویز تصادفی یا خطای مکانیکی جزئی است که فیلتر نمی‌تواند آن را حذف کند و h همان ضریب کاهش خطای مکانیکی است و مقدار آن با مشتق گیری از رابطهٔ (۸) مطابق رابطهٔ (۹) بدست خواهدآمد:

$$h_{opt} = \sigma^2_{residual} / \left(\sigma^2_{mech,old} + \sigma^2_{residual}\right) \qquad (۹)$$

مشاهده می‌شود که یافتن h به $\sigma_{residual}$ وابسته است. منظور از این پارامتر بخشی از خطای مکانیکی‌ای است که کنترل حسگر هنوز نتوانسته آنرا اصلاح کند. مقدار بهینهٔ این پارامتر از طریق آزمون و خطا تعیین گردیده است. در راستای مطالعات پیشین برای ضریب h، مقدار 0.8 در نظر گرفته شده است[6].

با ضرب این مقدار در خطای مکانیکی اولیه که برابر $0.25°$ بود، این خطا در روش هیبریدی برابر با $0.20°$ خواهد شد.

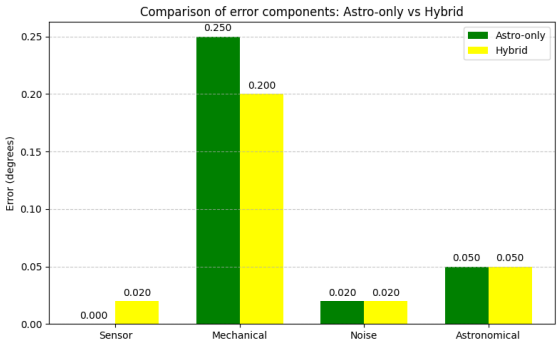
پس از شناسایی و مدل‌سازی منابع مختلف خطاهای تصادفی در سامانهٔ دنبالگری هلیوستات، از جمله خطای حسگر، خطای مکانیکی، نویز محیطی و خطای نجومی، لازم است اثر کل این خطاها بر عملکرد سیستم به‌صورت یکجا ارزیابی شود. از آنجا که این خطاها ماهیتی تصادفی داشته، مستقل هستند و میانگین صفر دارند، تجمیع آن‌ها با استفاده از روش جمع

مربعی انحراف‌ها انجام می‌شود. این روش بر پایه اصل آمار و احتمالات بیان می‌کند که واریانس کل برابر مجموع واریانس‌های مستقل است، و بنابراین انحراف معیار کل از رابطه (۱۰) به دست می‌آید:

$$\sigma_{total} = \sqrt{(\sigma_{sensor}^2 + \sigma_{mechanical}^2 + \sigma_{noise}^2 + \sigma_{astronomical}^2)} \quad (۱۰)$$

با جایگذاری مقادیر در رابطهٔ (۱۰) انحراف معیار برای روش نجومی برابر با $\sigma_{total} \approx 0.2557°$ و برای روش هیبریدی برابر $\sigma_{total} \approx 0.2081°$ به دست آمد.

شکل ۱ سهم هر خطا قبل و بعد از استفاده از حسگر را نشان می‌دهد.



شکل ۱: مقایسهٔ خطاهای تصادفی قبل و بعد از استفاده از حسگر

۱-۳ تعریف خطای سیستماتیک و منابع آن

بایاس بیانگر یک خطای سیستماتیک ثابت است که برخلاف خطاهای تصادفی، ماهیتی پایدار و غیرتصادفی دارد و معمولاً ناشی از کالیبراسیون نامناسب، خطای نصب اولیه یا انحراف پایدار در محاسبات مدل می‌باشد. بایاس در معادلهٔ خطای کل به‌صورت مستقیم وارد محاسبهٔ ریشهٔ میانگین مربعات خطا می‌شود و می‌تواند عملکرد نهایی سامانه را حتی در صورت کوچک بودن، به شکل معناداری تحت تأثیر قرار دهد[11].

در روش نجومی از حسگر استفاده نمی‌شود و موقعیت خورشید از طریق محاسبات نجومی تعیین می‌شود. به دلیل خطاهای احتمالی در مدل نجومی، هم‌خط نبودن واقعی آینه با موقعیت محاسبه‌شده و نبود سیستم بازخوردی لحظه‌ای یک بایاس ثابت برابر با $0.1°$ لحاظ شد. این مقدار بر اساس میانگین گزارش‌های تجربی که انحراف سیستماتیک معمول را $0.05°$ تا $0.15°$ گزارش می‌دهند در نظر گرفته شد[12].

اما در روش هیبریدی، که مبتنی بر تلفیق مدل نجومی و داده‌های حسگر است، بایاس سیستم هیبریدی هلیوستات بر اساس وزن‌دهی ترکیبی این دو مؤلفه محاسبه گردید. علاوه بر این، اثر مکانیزم اصلاح خطا در این روش، بر کاهش بایاس سیستماتیک مورد تحلیل قرار گرفت که در ادامه به آن پرداخته می‌شود.

ابتدا مفروضاتی برای محاسبهٔ بایاس هیبریدی در نظر گرفته شد؛ وزن داده‌های حسگر در ترکیب هیبریدی برابر با 0.168 انتخاب شد، بایاس حسگر برابر با $0.00°$ و بایاس مدل نجومی برابر با $0.10°$ فرض شد. به‌منظور برآورد دقیق بایاس در سامانه هیبریدی، دو رویکرد تحلیلی تدوین گردید. در رویکرد نخست، مدل پایه با فرض ترکیب خطی بایاس‌های مؤلفه‌ها بدون در نظر گرفتن مکانیزم اصلاح خطا، مطابق رابطهٔ (۱۱) تعریف می‌شود:

$$h_{opt} = \sigma_{residual}^2 / \left(\sigma_{mech,old}^2 + \sigma_{residual}^2\right) \quad (۱۱)$$

با جایگذاری مقادیر در رابطهٔ (۱۱) مقدار بایاس سیستم $0.08°$ خواهد شد.

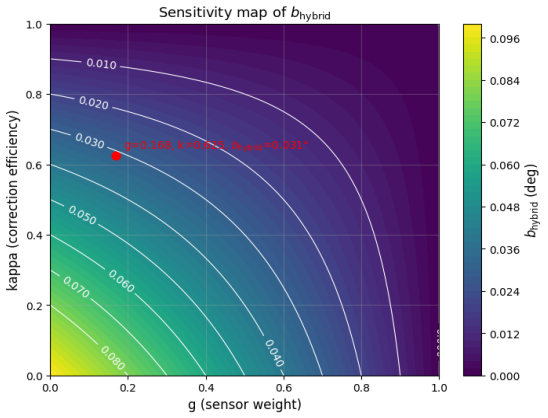
در رویکرد دوم، با هدف ارتقای دقت مدل و لحاظ نمودن اثر مکانیزم تصحیح خطای فعال، مدل واقع‌گرایانه توسعه یافت.

$$b_{hybrid} = g \times b_{sensor} + (1-g) \times (1-\kappa) \times b_{astro} \quad (۱۲)$$

با جایگذاری مقادیر در رابطهٔ (۱۲) و با فرض اینکه κ برابر 0.625 باشد، b_{hybrid} برابر $0.031°$ خواهد شد.

κ پارامتری است که معرف «کارایی تصحیح بایاس» سیستم هیبریدی نسبت به بایاس مدل نجومی است، به‌طور مستقیم قابل اندازه‌گیری نبوده و مقدار آن به طور تجربی و با هدف کمینه‌سازی بایاس کلی سیستم هیبریدی تعیین می‌گردد [13].

برای تحلیل جامع اثر هم‌زمان پارامتر وزنی حسگر و پارامتر کارایی تصحیح بایاس بر بایاس هیبریدی نقشهٔ حساسیت دوبعدی ترسیم گردیده است. اختلاف رنگ‌ها در نقاط مختلف نمودار، نمایانگر تغییرات مقدار عددی بایاس هیبریدی به ازای ترکیب‌های متفاوت پارامترهای g و κ است. خطوط هم‌مقدار مرزهای مکانی تغییرات بایاس را مشخص نموده و نقطهٔ مشخص شده با رنگ قرمز، موقعیت پارامترهای بهینه را که منجر به کمترین بایاس مورد انتظار می‌گردد را نشان می‌دهد.



شکل ۲: نقشهٔ کانتور بایاس هیبریدی به عنوان تابعی از g و κ

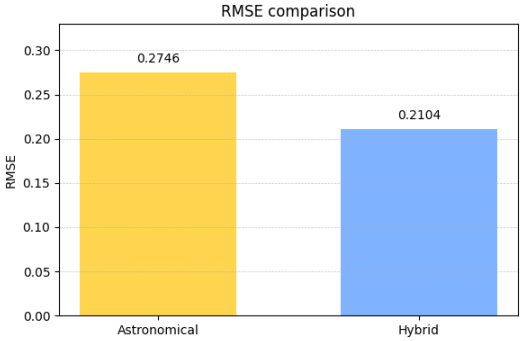
۴-۱ محاسبهٔ RMSE

ریشهٔ میانگین مربعات خطا یک شاخص آماری است که برای برآورد میزان انحراف کلی یک سیستم از مقدار ایده‌آل یا مرجع به‌کار می‌رود. این معیار هم خطاهای تصادفی و هم خطاهای سیستماتیک یا بایاس را در بر می‌گیرد و به همین دلیل، یکی از جامع‌ترین معیارهای سنجش دقت در سیستم‌های کنترل و دنبالگری خورشیدی محسوب می‌شود[14].

فرمول کلی RMSE برای سیستم هلیوستات طبق معادلهٔ (۱۳) تعریف می‌گردد:

$$RMSE = \sqrt{\left(b_{total}^2 + \sigma_{total}^2\right)} \qquad (۱۳)$$

پس از محاسبهٔ RMSE برای هر روش، نتایج در قالب نمودار ستونی شکل ۳ ارائه گردید.



شکل ۳: مقایسهٔ RMSE روش‌های دنبالگری

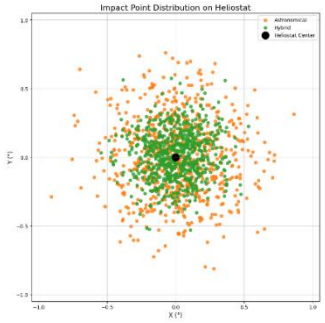
این مقایسه نشان می‌دهد که RMSE با در نظر گرفتن هر دو مؤلفهٔ خطای تصادفی و بایاس، تصویر کامل‌تری از عملکرد سیستم ارائه می‌دهد.

۲- تحلیل توزیع و تمرکز پرتوهای خورشیدی روی آینهٔ هلیوستات

هر پرتو خورشیدی پس از برخورد با سطح هلیوستات، در مختصات دوبعدی (x,y) فرود می‌آید. این مختصات تحت تأثیر دو نوع خطای اصلی قرار دارند: خطای تصادفی و خطای سیستماتیک. همان‌طور که قبلاً هم اشاره شد، خطای تصادفی عمدتاً ناشی از دقت محدود سنسورهای ردیاب خورشید، نویز الکترونیکی سیستم، ارتعاشات مکانیکی، یا اغتشاشات محیطی مانند باد است، منجر به پراکندگی طبیعی پرتوها حول مرکز توزیع می‌شود؛ پراکندگی ناشی از این خطا را می‌توان با یک توزیع گاوسی دوبعدی مدل‌سازی کرد.

در مقابل، خطای سیستماتیک معمولاً به عواملی همچون خطای نصب هلیوستات، کالیبراسیون نامناسب، خطاهای محاسباتی، یا تغییرات مکانیکی سازه نسبت داده می‌شود و موجب جابجایی و شیفت ثابت تمامی پرتوها نسبت به مرکز هدف می‌گردد.

با توجه به مقادیر RMSE به دست آمده، انتظار می‌رود روش دنبالگری هیبریدی، پراکندگی کمتری را نشان داده و تمرکز پرتوها بر مرکز آینه بهبود یابد.



شکل ۴: توزیع نقاط اصابت پرتوها در هلیوستات برای هر روش دنبالگری

۲-۱ تحلیل ریاضی و تخمین عددی

به‌منظور ارزیابی نرخ اصابت پرتوهای بازتابیده از هلیوستات به سطح گیرنده (برج هدف)، پارامترهای هندسی و عملیاتی از قبیل فاصلهٔ هلیوستات تا برج، شعاع گیرنده و همچنین مؤلفه‌های خطای زاویه‌ای و بایاس هر یک از روش‌های دنبالگری مورد نیاز است. در این راستا، یک نیروگاه خورشیدی در مقیاس صنعتی با فاصله کانونی 350m و شعاع گیرندهٔ 3m متر مدل‌سازی شد.

به‌منظور کمی‌سازی دقت روش‌های دنبالگری، ابتدا خطاهای زاویه‌ای به رادیان تبدیل شده و با استفاده از روابط (۱۴) و (۱۵) به جابجایی خطی روی صفحهٔ برج گیرنده نگاشت شدند:

$$\sigma_{lin} = L \times \sigma_{rad} \qquad (۱۴)$$

$$b_{lin} = L \times b_{rad} \qquad (۱۵)$$

در ادامه، عملکرد هر روش با محاسبهٔ RMSE براساس رابطهٔ (۱۶) مورد ارزیابی قرار گرفت:

$$RMSE_{lin} = \sqrt{\left(\sigma_{lin}^2 + b_{lin}^2\right)} \qquad (۱۶)$$

با فرض اینکه توزیع شعاعی پرتوهای بازتابیده از مرکز هدف از توزیع ریلی تبعیت می‌کند، احتمال اصابت پرتو به ناحیه درون شعاع برج با استفاده از تابع چگالی احتمال این توزیع محاسبه می‌شود. این احتمال، که نشان‌دهندهٔ کارایی سیستم در متمرکز کردن پرتوها بر روی هدف است، طبق رابطهٔ (۱۳) به‌دست می‌آید:

$$\eta_{int} = 1 - exp\left(-R_{rec}^2 / \left(2\, RMS_{lin}^2\right)\right) \qquad (۱۷)$$

با جایگذاری مقادیر استخراج‌شده در روابط (۱۴)، (۱۵) و (۱۶)، کارایی سیستم در تمرکز پرتوها بر روی برج گیرنده مورد ارزیابی قرار گرفت. نتایج نشان می‌دهد که نرخ اصابت پرتوها برای روش نجومی برابر با 79.8% و برای روش هیبریدی معادل 93.3% حاصل شده است.

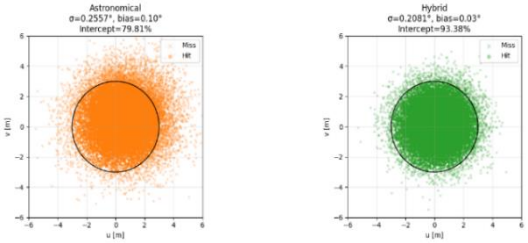
۲-۳ نتایج شبیه‌سازی مونت‌کارلو

روش شبیه‌سازی مونت‌کارلو با امکان در نظر گرفتن تصادفی بودن مسیر پرتوها، پراکندگی زاویه‌ای ناشی از خطای حسگر و دنبالگر و همچنین شیفت سیستماتیک را فراهم می‌کند. نتایج این شبیه‌سازی قابل مقایسه با تحلیل ریاضی و آماری است.

شبیه‌سازی با در نظر گرفتن مجموعه‌ای گسسته از پرتوها انجام می‌شود. برای هر پرتو، مولفه‌های زاویه‌ای برخورد در راستاهای x و y، با نمونه‌برداری از توزیع‌های آماری که شامل خطاهای تصادفی و سیستماتیک هستند، تعیین می‌گردند. در این مدل، خطای تصادفی منجر به پراکندگی طبیعی پرتوها حول مرکز هدف می‌شود، در حالی که خطای سیستماتیک

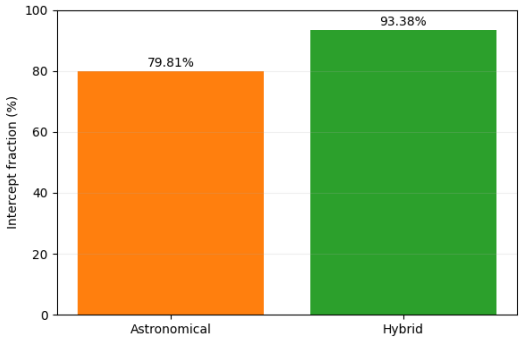
باعث ایجاد یک جابجایی یا شیفت قطعی در مرکز ثقل کل دسته پرتوها نسبت به مرکز هدف می‌گردد.

با معلوم بودن فاصلهٔ هلیوستات تا برج، هر خطای زاویه‌ای به جابه‌جایی خطی در صفحهٔ هدف نگاشت می‌شود. با توجه به کوچک بودن زوایا، تقریب خطی‌سازی (معادل‌انگاری زاویه با مقدار رادیانی آن) به‌کار گرفته شد. بر این اساس، مختصات برخورد هر پرتو بر روی سطح برج، از طریق ضرب فاصله هلیوستات در زوایای مربوطه محاسبه گردید. در مرحله بعد، موقعیت هر پرتو نسبت به مرکز هدف با استفاده از مختصات قطبی یا فاصله شعاعی(r) ارزیابی شد. نهایتاً، پرتوهایی که شرط $r \leq R$ (که R شعاع برج است) را ارضا کردند، به‌عنوان پرتوهای جذب‌شده در نظر گرفته شدند. نرخ اصابت پرتوها نیز به‌عنوان نسبت تعداد پرتوهای واقع در محدودهٔ شعاعی هدف به کل پرتوهای شبیه‌سازی‌شده تعریف و محاسبه گردید.



شکل ۵: الگوی توزیع پرتوهای بازتابی هلیوستات بر برج گیرنده

در این شبیه‌سازی، پرتوهای بازتابی از هلیوستات با لحاظ نمودن تمامی خطاهای زاویه‌ای مدل‌سازی شدند. تحلیل نتایج نشان می‌دهد که در روش نجومی، به دلیل دامنهٔ بزرگ‌تر خطاهای زاویه‌ای، بخشی از پرتوها خارج از محدودهٔ گیرنده قرار گرفته و منجر به افت نرخ اصابت تا 79.8% شده است. در مقابل، پیاده‌سازی رویکرد هیبریدی که مبتنی بر تلفیق محاسبات نجومی و تصحیحات کنترلی است، منجر به کاهش چشمگیر خطاهای زاویه‌ای و تمرکز بهینه پرتوها بر سطح گیرنده گردیده است؛ به‌گونه‌ای که نرخ اصابت پرتوها با بهبود قابل‌توجهی به 93.38% ارتقا یافته است



شکل ۶: نرخ اصابت پرتوهای بازتاب شده از هلیوستات به برج گیرنده در هر روش دنبالگری

۳- محاسبهٔ انرژی دریافتی توسط برج گیرنده و تأثیر آن بر توان الکتریکی نیروگاه

برای تحلیل عملکرد هلیوستات، ابتدا توان تابشی هر هلیوستات بر اساس تابش خورشیدی، مساحت آینه و راندمان اپتیکی محاسبه می‌شود. سپس با توجه به نرخ اصابت پرتوها، انرژی واقعی دریافت شده توسط برج هدف مشخص می‌گردد. این روش امکان مقایسهٔ اثر روش‌های مختلف دنبالگری بر انتقال انرژی را فراهم می‌کند و نشان می‌دهد که چگونه ترکیب پراکندگی زاویه‌ای و بایاس سیستم روی عملکرد کل تأثیر می‌گذارد.

توان تابشی هلیوستات به میزان تابش خورشیدی دریافتی بر سطح آینه، مساحت هلیوستات و راندمان اپتیکی آن بستگی دارد و از رابطهٔ (۱۸) بدست می‌آید:

$$P_{incident} = G \times A_{heliostat} \times \eta_{opt} \qquad (۱۸)$$

در بررسی عملکرد هلیوستات، مقدار تابش خورشیدی بر حسب وات بر مترمربع به عنوان ورودی اصلی در نظر گرفته می‌شود. مساحت سطح هلیوستات، که نقش مهمی در جمع‌آوری و تمرکز تابش دارد، بر حسب مترمربع اندازه‌گیری می‌شود و تأثیر قابل توجهی بر کارایی کلی سیستم دارد. همچنین، راندمان اپتیکی هلیوستات، که نشان‌دهندهٔ کارایی فرایند تمرکز نور و انتقال آن به مرحله بعدی است، ضریبی بین صفر و یک است و تأثیر مستقیم بر ظرفیت تولید و بهره‌وری سیستم دارد.

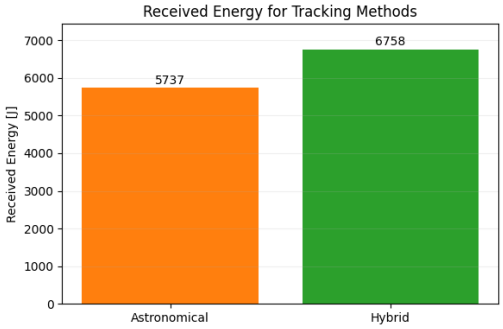
این پارامترها در کنار یکدیگر، ارزیابی دقیق و علمی عملکرد هلیوستات‌های خورشیدی را ممکن می‌سازند و نقش کلیدی در بهینه‌سازی طراحی و عملکرد این سیستم‌ها ایفا می‌کنند.

در راستای ارزیابی عملکرد سیستم و به‌منظور ایجاد یک مبنای محاسباتی استاندارد، شرایط محیطیِ مشخصی برای تابش خورشیدی در نظر گرفته شد. بر این اساس، شدت تابش خورشیدی برابر با 800 وات بر مترمربع فرض گردیده است. همچنین، ابعاد هر واحد هلیوستات به گونه‌ای انتخاب شده که مساحتی معادل 10 مترمربع را پوشش دهد. پارامترهای اپتیکی کلیدی، از جمله راندمان بازتاب و جذب سطوح، در مجموع برابر با 0.9 لحاظ شده است. با جایگذاری مقادیر فوق در رابطهٔ (۱۸)، توان تابشیِ خروجیِ هر هلیوستات، 7200 وات محاسبه گردید. این مقدار توانِ نوریِ اولیه‌ی ارسالی از سطح هلیوستات به سمت برج گیرنده، به عنوان یک پارامتر ورودیِ ثابت و مستقل از الگوی دنبالگری عمل کرده و اساس محاسبات بعدی را تشکیل می‌دهد.

به‌منظور دستیابی به مقدار انرژی واقعی دریافتی توسط برج، ابتدا توان تابشی هلیوستات تعیین گردید؛ سپس با بهره‌گیری از رابطهٔ (۱۹)، نرخ اصابت پرتوها به عنوان پارامتری کلیدی جهت اصلاح توان تابشی و تعیین سهم واقعی انرژی بازتابی اعمال شد.

$$E_{received} = \eta_{int} \times P_{incident} \times \Delta t \qquad (۱۹)$$

که در آن $E_{received}(j)$ انرژی دریافتی توسط برج هدف، η_{int} نرخ اصابت پرتوها به برج هدف و $\Delta t(s)$ مدت زمان تابش است. با جایگذاری مقادیر در رابطهٔ (۱۹) انرژی دریافتی برای هر ثانیه تابش برای روش نجومی 5737 ژول و برای روش هیبریدی 6758 ژول بدست می‌آید.



شکل ۷: انرژی دریافتی توسط برج گیرنده در هر روش دنبالگری

در گام بعدی، تأثیر متغیرهای انرژی دریافتی بر توان خروجی نیروگاه مورد ارزیابی قرار می‌گیرد. فرایند تبدیل انرژی دریافتی به انرژی الکتریکی شامل دو مرحلهٔ اصلی است: نخست، تبدیل توان حرارتی دریافتی به توان حرارتی قابل استفاده، و سپس تبدیل آن به توان الکتریکی با اعمال راندمان ترمودینامیکی سیستم.

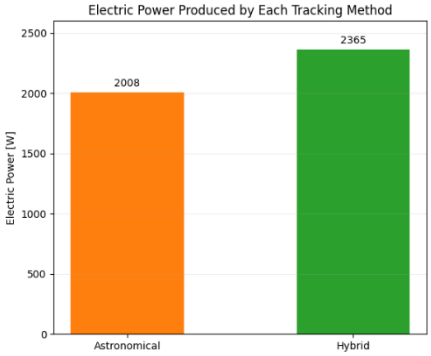
توان حرارتی دریافتی معادل با انرژی دریافتی در واحد زمان است که بر حسب وات بیان می‌شود. این پارامتر، به دلیل ماهیت لحظه‌ای خود، به طور مستقیم نشان‌دهنده توان ورودی حرارتی به سیستم تبدیل انرژی نیروگاه است.

توان الکتریکی تولید شده از انرژی حرارتی ورودی تابعی از راندمان کلی سیستم تبدیل انرژی است. این راندمان، که نمایانگر کارایی فرایندهای ترمودینامیکی و مکانیکی در نیروگاه است، می‌تواند بر اساس سیکل‌های ترمودینامیکی استاندارد مانند سیکل رانکین یا سیکل برایتون محاسبه یا تخمین زده شود.

$$P_{electric} = \eta_{conversion} \times P_{thermal} \qquad (۲۰)$$

در رابطهٔ (۲۰)، $\eta_{conversion}$ راندمان تبدیل حرارت به برق است که به طور معمول، راندمان تبدیل سیستم‌های حرارتی خورشیدی بین 30% تا 45% قرار دارد.

در صورتی که راندمان تبدیل انرژی حرارتی به الکتریکی معادل 0.35 باشد، توان الکتریکی تولید شده برای هر روش مطابق شکل (۷) خواهد بود.



شکل ۸: توان الکتریکی تولید شده توسط نیروگاه برج خورشیدی برای هر روش دنبالگری

نتایج نشان می‌دهند که استفاده از روش هیبریدی منجر به افزایش تقریبی 18 درصدی توان الکتریکی نیروگاه نسبت به روش نجومی می‌شود که این میزان بیانگر بهبود قابل توجه در کارایی سیستم و اهمیت بهره‌گیری از روش هیبریدی به منظور بهینه‌سازی عملکرد است.

منابع

[1] J. J. Zhang, et al, “Estimation of uncertainty in automated heliostat alignment,” *Solar Energy*, vol. 86, no. 6, pp. 1701–1710, 2012.

[2] X. Li, P. Zhang, and H. Wang, “Comparative study of astronomical tracking algorithms for heliostats,” *Solar Energy*, vol. 255, 2023, pp. 123–137.

[3] I. Reda and A. Andreas, “Solar position algorithm for solar radiation applications,” *Journal of Solar Energy Engineering*, vol. 144, no. 4, 2022, pp. 41013.

[4] C. Sattler, V. K. Budama, M. Roeb, and E. B. Stechel, “Performance analysis of operational strategies for monolithic receiver-reactor arrays in solar thermochemical hydrogen production plants,” *International Journal of Hydrogen Energy*, vol. 45, no. 49, 2020, pp. 26104–26116.

[5] I. Moreno-Cruz, C. Paredes-Orta, F. Martell-Chávez,and I. Salgado-Tránsito, “Heliostat drift prediction model to improve heliostat position control in solar fields,” *Solar Energy*, vol. 289, 2025, pp. 113323.

[6] P. Perez-Higueras, E. Zarza, and L. Valenzuela, “Sun sensor technologies for heliostat control: Performance and signal processing,” *Energy Conversion and Management*, vol. 171, 2018, pp. 1331–1342.

[7] M. P. Sarr, et al., “ANFIS and ANN models to predict heliostat tracking errors,” Sensors, vol. 23, no. 6, 2023, pp. 1–14.

[8] H. Lund, “The role of heliostat tracking accuracy in the performance of central receiver solar power plants,” *Renewable and Sustainable Energy Reviews*, vol. 38, 2014, pp. 1–11.

[9] A. Maiga, S. K., K. Toussakoe, V. Zoma, L. A. Ouedraogo, and S. Kam, “Optimization of thermal comfort in compressed earth block (CEB) buildings in Burkina Faso,” *Science Journal of Energy Engineering*, vol. 12, no. 4, 2024, pp. 101–112.

[10] P. Zhang, W. J. Qi, and Z. Deng, “Weighted fusion robust steady state Kalman filters for multisensor systems with uncertain noise variances,” *Journal of Applied Mathematics*, vol. 2014, 2014, pp. 369252.

[11] H. Zhang, P. Liu, and T. Wu, “Adaptive Control Strategies for Solar Tracking Systems under Environmental Disturbances,” *IEEE Transactions on Control Systems Technology*, vol. 31, no. 2, 2023, pp. 789–799.

[12] Blanco-Muriel, M., Alarcón-Padilla, D. C., López-Moratalla, T., and Lara-Coira, M., “Computing the solar vector,” *Solar Energy*, vol. 70, no. 6, 2001, pp. 431–441.

[13] Lutchman, S. L., “Heliostat field layout optimization for a central receiver,” MEng Thesis, Stellenbosch University, 2015

[14] Sattler, J. C., “Review of heliostat calibration and tracking control methods,” Renewable and Sustainable Energy Reviews, vol. 49, 2020, pp. 1308–1317.

JMRPh. (11)(1): 92-106, Spring & Summer 2026

Development and Validation of an Optimized Sun Tracking Algorithm Based on Fusion of Astronomical Data and Sensors in Heliostat Systems of Solar Power Tower Plants

* Alireza Kazemi, Farzan Momeni
* Faculty of Physics, Kharazmi University, Tehran, Iran

Article details

Received: 2026-04-29
Accepted: 2026-11-10
Published: 2026-11-28

ISSN: 2588-4821
eSSN: 2588-493x

Correspondence email: kazemi.alireza2022@gmail.com

DOI: 10.22034/jmrph.2026.122930.0

Abstract

Heliostat aiming accuracy plays a critical role in the performance of Solar Power Tower (SPT) plants, as any angular deviation directly impacts the concentrated radiant flux on the central receiver, leading to significant system efficiency degradation. This research introduces and rigorously evaluates a novel hybrid tracking methodology that integrates astronomical calculations with real-time sensor feedback to enhance heliostat aiming precision. A Monte Carlo simulation approach was employed to quantitatively assess performance improvements and error boundaries. This simulation precisely analyzed the impact of angular errors stemming from system uncertainties such as actuator precision, sensor noise, and mechanical imperfections on the radiant flux distribution across the target receiver. Key performance indicators, including the Root Mean Square Error (RMSE) of the aiming angle and the standard deviation of radiant flux, were examined for both the pure astronomical method and the proposed hybrid approach. The findings demonstrate a substantial improvement in tracking accuracy with the hybrid method compared to the purely astronomical approach, resulting in an estimated 18% increase in overall SPT plant efficiency. The results confirm the effectiveness of fusing astronomical prediction data with sensor measurements as a robust strategy for optimizing heliostat performance and maximizing energy conversion efficiency in SPT systems

Keywords: Heliostat, Astronomical data-based tracking method, Hybrid method