

Using the Joint Probabilistic Data Association Filter for Improving Star Trackers Performance to Accurate Attitude Determination of Spacecrafts

A.R. Sadeghi¹, M. F. Sabahi^{2*} and S. M. Saberli³

1, 2, 3. Department of Electrical Engineering, Faculty of Engineering, University of Isfahan

Postal Code: 73441-81746, Esfahan, IRAN

sabahi@eng.ui.ac.ir

Due to the widespread use of satellites and spacecrafts in various fields, the automatic control of their missions has been extensively paid attention. Attitude determination is one of the most important procedures to control a spacecraft. Star trackers are widely used for attitude determining. A star tracker provides images from the around space and try to identify the stars in the images. Several algorithms are proposed to this end. However, most of these algorithms use the raw measurements to star identification and attitude determination. As the measurements are often affected by various types of noise, the performance of such algorithms is degraded. In this paper we employ tracking algorithms to improve the performance of existing methods for attitude determining. The Kalman filter-based tracking algorithms are shown to have satisfactory results for object tracking. We use the Joint Probabilistic Data Association Filter (JPDAF) to build an algorithm for accurate tracking of stars locations in successive images and, consequently, determining the attitude of spacecraft. The presented algorithm is compared with the well known algorithm for attitude determining called Star Neighborhood Approach (SNA). Simulation results show that the proposed method outperforms the SNA.

Keywords: Attitude determination, Star tracker, Pyramid algorithm, Star neighborhood approach, JPDAF

1. M. Sc.

2. Assistant Professor (Corresponding Author)

3. Assistant Professor

بهبود کارایی ردیاب ستاره با استفاده از فیلتر انتساب داده احتمالاتی مشترک، به منظور تعیین وضعیت دقیق اجسام پرنده

احمد رضا صادقی^۱، محمدفرزان صباحی^{۲*} و سید محمد صابر علی^۳

۱، ۲ و ۳- گروه مهندسی برق، دانشکده مهندسی، دانشگاه اصفهان

* اصفهان، کد پستی: ۸۱۷۴۶-۷۳۴۴۱

sabahi@eng.ui.ac.ir

با توجه به کاربرد وسیع ماهواره‌ها و فضایی‌ها در زمینه‌های مختلف، برای انجام مأموریت‌ها لازم است آنها بصورت دقیق و به طور خودکار تحت کنترل قرار بگیرند. یکی از پارامترهایی که در کنترل ماهواره یا فضایی مطرح می‌گردد تعیین وضعیت است. ردیاب ستاره یکی از سامانه‌های است که کاربرد وسیعی در تعیین وضعیت دارد. عملیات تعیین وضعیت در ردیاب ستاره مبتنی بر تصویربرداری از فضای اطراف ردیاب و شناسایی ستارگان موجود در تصویر است. برای این منظور الگوریتم‌های متفاوتی طراحی شده است. نقطه ضعف اغلب این الگوریتم‌ها این است که عمدتاً در عملیات تخمین موقعیت ستاره و تخمین وضعیت ماهواره به مشاهدات اکتفا می‌کنند. از آنجا که مشاهدات اغلب آغشته به نویز هستند این مسأله بر کیفیت تعیین وضعیت تأثیرگذار است. در این مقاله، با استفاده از روش‌های ردیابی راه حلی برای این مشکل ارائه می‌شود. الگوریتم‌های ردیابی مبتنی بر فیلتر کالمن دارای کیفیت خوبی برای تخمین موقعیت هستند. الگوریتم پیشنهادی با استفاده از یکی از این الگوریتم‌ها با نام الگوریتم انتساب داده احتمالاتی مشترک، ردیابی را انجام می‌دهد و نتایج تخمین وضعیت با نتایج تخمین وضعیت حاصل از روش SNA که یکی از معروف‌ترین الگوریتم‌ها موجود است مقایسه می‌گردد. نتایج شبیه‌سازی نشان‌دهنده بهبود در عملکرد تعیین وضعیت است.

واژه‌های کلیدی: تعیین وضعیت، ردیاب ستاره، الگوریتم پیرامید، الگوریتم روش همسایه ستاره (SNA)، فیلتر انتساب داده احتمالاتی مشترک

علائم و اختصارات

S	ماتریس کواریانس خطای تخمین	X	بردار حالت
δ	مقدار آستانه انتساب	\hat{X}	تخمین بردار حالت
θ	مجموعه ماتریس‌ها عملی	P	ماتریس کواریانس خطای پیش بینی
		Z	بردار مشاهدات
		\tilde{Z}	جمله نوآوری
		K	پهزه کالمن

مقدمه

امروزه، با توجه به افزایش مأموریت‌های فضایی و استفاده از انواع وسایل پرنده از قبیل ماهواره‌ها نیاز به ابزاری که اطلاعات لازم از وضعیت زاویه‌ای^۴ آنها را در اختیار بگذارد بیش از پیش مورد توجه واقع شده است. برای آنکه پرنده بتواند مأموریت خود را به درستی انجام دهد لازم است

۱. کارشناس ارشد

۲. استادیار (نویسنده مخاطب)

۳. استادیار

الگوریتم‌های بازگشتی مثل SNA^{11} مطرح شد که در آن شناسایی ستاره با سرعت بالاتری انجام می‌گرفت. در این دسته از الگوریتم‌ها با کمک اطلاعات شناسایی شده در تصویر قبلی و در نظر گرفتن تغییرات فریم، شناسایی انجام می‌شود [۱۴]. SNA با توجه به تصویر اولیه به دست آمده و بردار سرعت جسم پرنده (که فرض می‌شود از طریق دیگری در اختیار است) اقدام به پیش‌بینی اولیه‌ای از مکان ستاره‌های فریم بعدی می‌کند. سپس با استفاده از دروازه‌بندی اقدام به تأیید پیش‌بینی می‌کند. شعاع دروازه با توجه به مقدار نویز در تصویر به شکل $3\sqrt{2}\sigma$ (که σ^2 توان نویز است) انتخاب می‌شود. چنانچه فقط یک ستاره از تصویر دوم در این دروازه قرار گیرد، آن ستاره شناسایی شده و در غیر این صورت با استفاده از اطلاعات ستارگان شناسایی شده از فریم قبل و همسایگان آنها، ستارگان مجهول شناسایی شده و این روند ادامه پیدا می‌کند. ردیاب ستاره به کمک دوربین نجومی و تجهیزات اپتیکی خود تصاویر متوالی از ستارگان اطراف تهیه کرده و سه مرحله پردازش روی آن انجام می‌دهد. این مراحل عبارتند از مرکزبندی، شناسایی و تعیین وضعیت. در مرکزبندی، پس از پردازش اولیه تصویر، نقاطی که به‌طور بالقوه می‌توانند ستاره باشند تشخیص داده شده و به ازای هر ستاره مختصات (عموماً با دقت زیر پیکسلی) اعلام می‌شود [۱۵-۲۰]. در مرحله شناسایی، از روی موقعیت نسبی ستاره‌ها مشخص شده و با توجه به کاتالوگی که از قبل و بر اساس مشخصات مختلف ستارگان تهیه شده است، مشخص می‌شود که چه ستاره‌هایی در معرض دید قرار دارد [۲۱-۲۵]. در نهایت و با توجه به محور اپتیکی، وضعیت زاویه‌ای پرنده استخراج می‌شود. با توجه به وجود تصاویر متوالی، انجام مراحل پردازشی می‌تواند با کمک گرفتن از اطلاعات مراحل قبلی انجام شود. روش‌های موجود، به‌رغم کاربردی بودن، دارای این نقطه ضعف هستند که در تعیین موقعیت ستارگان به مشاهدات نویزی اکتفا می‌کنند که این موجب خطا در تعیین وضعیت می‌گردد.

در این مقاله، با استفاده از تکنیک‌های مربوط به شناسایی و ردیابی ستاره و به‌کارگرفتن الگوریتم‌های مخصوص ردیابی همزمان چند هدف با تغییرات مناسب، سعی داریم روشی جدید برای ردیابی ستاره و بهبود تعیین وضعیت ماهواره ارائه دهیم. ایده اصلی روش ارائه شده، فیلتر کردن مشاهدات به منظور بهبود خطای تخمین موقعیت ستارگان در تصاویر متوالی است که مستقیماً به بهبود عملیات تعیین وضعیت منجر خواهد شد.

مقاله به صورتی که در ادامه گفته می‌شود سازماندهی شده است. در بخش دوم، تخمین و روش‌های ردیابی مختصراً مرور می‌شود و سپس

وضعیت زاویه‌ای آن در فضا به‌صورت خودکار و دقیق کنترل شود. هر چه تعیین وضعیت دقیق‌تر صورت بگیرد عملکرد ماهواره یا فضاییما کیفیت بهتری خواهد داشت. برای این منظور سامانه‌های متفاوتی مثل حسگر خورشید، حسگر زمین، ژيروسکوپ و ... موجود است. در هر یک از این سامانه‌ها وضعیت زاویه‌ای فضاییما نسبت به یک بردار مشخص و شناخته شده در دستگاه مختصات مرجع، تعیین می‌شود. مثلاً حسگر خورشید با در نظر گرفتن بردار اشاره به خورشید در دستگاه مرجع، وضعیت را مشخص می‌کند. اما هر یک از این سامانه‌ها نیز، دارای محدودیت‌هایی است. مثلاً در حسگر خورشید همواره لازم است خورشید در میدان دید سامانه قرار داشته باشد. ردیابی ستاره یکی از دقیق‌ترین ابزارهای تعیین وضعیت اجسام پرنده است. این سامانه قادر است با شناسایی ستارگان موجود در دید ردیاب اقدام به تعیین وضعیت نماید. تعیین وضعیت^۵ براساس شناسایی ستاره برای اولین بار در سال ۱۹۶۹ توسط واگل^۶، سووسار^۷ و آیزالینو^۸ مطرح شد [۱]. روش کار بدین صورت بود که پس از به‌دست آوردن تصاویر ستارگانی که در میدان دید ردیاب بودند، توسط CCD یا CMOS، این تصاویر به زمین ارسال می‌شد. سپس پردازش‌های لازم در زمین روی تصاویر اعمال می‌شد و پس از استخراج ستارگان از تصویر و مقایسه با کاتالوگی که از قبل تهیه شده بود، تطابق و شناسایی صورت می‌گرفت و سپس اطلاعات وضعیت به ماهواره ارسال می‌شد. به دلیل نیاز به دسترسی سریع به وضعیت در محل خود پرنده، مسئله الگوریتم‌های برخط (on line) و شناسایی به‌صورت زمان واقعی مورد نظر محققان قرار گرفت [۲-۴]. در سال ۱۹۸۱، الگوریتمی پیشنهاد شد که برای شناسایی ستارگان تصویر از سینوس زاویه بین جفت ستارگان استفاده می‌کرد [۴]. این الگوریتم با مشکل زمان زیاد جستجو مواجه بود. تقریباً تا سال ۱۹۹۷، روش‌های پیشنهادی سعی بر رفع این مشکل داشتند [۵-۱۰]. اولین الگوریتم برای غلبه بر این مشکل در ۱۹۹۷ ارائه گردید [۱۰] و در همان سال الگوریتم‌های پیرامید^۹ [۱۱] برای شناسایی و روش «بدون نیاز به جستجو»^{۱۰} [۱۲] برای جستجوی سریع در کاتالوگ مطرح شد و سرعت شناسایی با رشد چشمگیری مواجه شد. الگوریتم پیرامید با کمک کاتالوگ در دسترس، اقدام به استخراج و تطبیق و شناسایی ۴ ستاره از ستارگان موجود در تصویر می‌کند. مشخصات به‌کار رفته در کاتالوگ، زاویه فضایی بین ستارگان و مساحت مثلث حاصل از ستارگان موجود در تصویر است. در ادامه برای مقابله با تغییرات در کالیبراسیون تجهیزات اپتیکی، و در نتیجه خطا در تعیین وضعیت، الگوریتم‌های بدون بعد که در برابر این تغییرات مقاوم هستند، مطرح شد [۱۳]. بالاخره در سال ۲۰۰۵

5. Attitude Determination

6. Vagle

7. Soosar

8. Iuzzalino

9. Pyramid

10. Search Less Algorithm

11. Star Neighborhood Approach

متغیر حالت مورد ردیابی در برداری تحت عنوان بردار حالت جمع آوری می‌شوند. همچنین تمام مشاهدات با عنوان بردار مشاهدات یا بردار اندازه‌گیری خوانده می‌شوند. اگر مشاهدات در زمان‌های گسسته در دسترس باشند، می‌توان معادلات حالت و اندازه‌گیری را به شکل گسسته نوشت. در یک حالت ساده و معمول که دینامیک حالت و رابطه اندازه‌گیری را بتوان خطی فرض کرد، معادله حالت گسسته زمان و معادله مشاهدات گسسته زمان را می‌توان به صورت رابطه (۳) در نظر گرفت [۲۶].

$$\begin{cases} X_{K+1} = F_K X_K + E_K W_K \\ Z_K = H_K X_K + V_K \end{cases} \quad (3)$$

که X_K و Z_K به ترتیب بردارهای حالت و مشاهده و W_K و V_K نمونه‌های نویزهای حالت و مشاهده در K امین اندازه‌گیری هستند. ماتریس کواریانس W_K و V_K به ترتیب با Q_K و R_K نشان داده می‌شود.

تخمین گر کالمن

اساس ردیابی موفق یک هدف متحرک، استخراج حداکثر اطلاعات مفید درباره حالت هدف از مشاهدات در دسترس است. با داشتن مدل مناسبی از دینامیک هدف و حسگر اندازه‌گیری، می‌توان به این مطلوب دست یافت. یکی از این روش‌ها استفاده از فیلتر کالمن است. این فیلتر یک تخمین گر بهینه است که متوسط مربعات خطا را، برای حالتی که معادلات حالت و مشاهده خطی و نویز دارای توزیع گوسی باشد، به حداقل می‌رساند. به عبارت دیگر، فیلتر کالمن در این حالت از لحاظ میانگین مربعات خطای تخمین بهینه است. مراحل فیلتر کالمن برای تخمین بردار حالت تعریف شده در رابطه (۳) و در جدول (۱) نشان داده شده است [۲۷]. در این روابط اندیس‌های $(i|j)$ به مفهوم تخمین در لحظه i با توجه به مشاهدات رسیده تا لحظه j است.

جدول ۱- مراحل فیلتر کالمن

$\hat{X}_{(k k-1)} = F_{k-1} \hat{X}_{(k-1 k-1)}$	پیش‌بینی حالت
$P_{k k-1} = F_{k-1} P_{k-1 k-1} F_{k-1}^T + Q_{k-1}$	کواریانس پیش‌بینی
$\tilde{Z}_k = Z_k - H_k \hat{X}_{(k k-1)}$	جمله نوآوری
$S_k = H_k P_{k k-1} H_k^T + R_k$	کواریانس نوآوری
$K_k = P_{k k-1} H_k^T S_k^{-1}$	بهره کالمن
$\hat{X}_{k k} = \hat{X}_{k k-1} + K_k \tilde{Z}_k$	تخمین حالت در لحظه k
$P_{k k} = P_{k k-1} - K_k S_k K_k^T$	کواریانس تخمین

الگوریتم JPDAF

فیلتر کالمن برای ردیابی یک بردار هدف که با معادلات حالت و اندازه‌گیری خطی و گوسی توصیف شده‌اند به کار می‌رود. در بسیاری

یکی از روش‌های ردیابی چند هدف همزمان، JPDAF^{۱۲}، با تفصیل بیشتری بیان می‌کنیم. در بخش سوم به ارائه الگوریتم پیشنهادی برای شناسایی ستاره از تصویرهای متوالی خواهیم پرداخت. در بخش بعد، نتایج حاصل از روش پیشنهادی و روش SNA را در قالب منحنی خطای موقعیت، منحنی خطای وضعیت زاویه‌ای و جدول میانگین مربعات خطا در شرایط مختلف نویز و سرعت پرنده (سرعت ثابت و حرکت دورانی) مورد بررسی و مقایسه قرار می‌دهیم. جمع‌بندی در بخش پنجم انجام خواهد شد.

روش‌های ردیابی

یکی از مهم‌ترین مشکلات در علوم مهندسی، تخمین متغیرهای کمی با استفاده از اندازه‌گیری‌های آغشته به نویز است. تخمین در سیستم‌های هوا-فضا، کنترلی، مخابراتی و مهندسی پزشکی و ... کاربردهای فراوانی دارد. مثلاً تخمین موقعیت یا سرعت واقعی هواپیما بر اساس موقعیت اندازه‌گیری شده توسط رادار و پس از آن ردیابی هدف.

فرض کنید سیگنال $X(t)$ یک تابع حقیقی از متغیر پیوسته t است که به دنبال تخمین آن در طی زمان یا به عبارت دیگر ردیابی آن هستیم. $X(t)$ اصطلاحاً «حالت» نامیده می‌شود. مشاهدات نیز به صورت رابطه (۱) که معادله مشاهدات یا اندازه‌گیری نیز خوانده می‌شود مدل می‌شود:

$$Z(t) = g(X(t), v(t), t) \quad (1)$$

که در آن $Z(t)$ سیگنال مشاهده شده از اندازه‌گیری $X(t)$ توسط حسگر است که توسط نویز یا اغتشاش $v(t)$ مخدوش شده است. ارتباط مشاهدات با حالت و نویز با تابع $g(\cdot)$ بیان شده است. در بسیاری از کاربردها شکل ساده‌تری از مقدار اندازه‌گیری شده بر حسب سیگنال و نویز به صورت رابطه جمعی (۲) ارائه می‌شود که نویز، ناشی از تغییرات فیزیکی حسگر، مثلاً بر اثر تغییر دما، یا ناشی از یک منبع خارجی است.

$$Z(t) = X(t) + v(t) \quad (2)$$

در بسیاری از مسائل، می‌توان برای تغییرات سیگنال حالت در طی زمان، با توجه به اطلاعات کلی موجود مدل مناسبی در نظر گرفت. این مدل اصطلاحاً «دینامیک حالت» نامیده می‌شود. دینامیک حالت مشخص می‌کند که حالت در لحظه کنونی چگونه به حالت در لحظات قبل و به ورودی‌های سیستم مربوط است. برای در نظر گرفتن عدم قطعیت دانسته‌ها، می‌توان یک ورودی تصادفی نیز در مدل در نظر گرفت که نویز حالت نامیده می‌شود. معمولاً تعدادی

که در آن $L_j \in \{n_1, \dots, n_k\}$ و

$$S_k^{(r)} = H_k^{(r)} - P_{k|k-1}^{(r)} (H_k^{(r)})^T + R_k^{(r)} \quad (۶)$$

همچنین

$$\hat{\mathbf{z}}_{k|k-1}^{(r)} = H_k^{(r)} \hat{\mathbf{x}}_{k|k-1}^{(r)} \quad (۷)$$

δ یک مقدار آستانه است که اگر خیلی کوچک انتخاب شود باعث شکست الگوریتم در انتساب داده شده و اگر خیلی بزرگ باشد بار محاسباتی الگوریتم زیاد می‌شود.

مجموعه داده‌های معتبری که در دروازه حداقل یک هدف واقع می‌شوند را به صورت $Y_k = \{\mathbf{y}_k^1, \dots, \mathbf{y}_k^{n_k}\}$ تعریف می‌کنیم. با استفاده از داده‌های معتبر، ماتریس مشاهدات تعریف می‌شود:

$$r \in \{1, \dots, T\}, j \in \{1, \dots, n_k\}, \Omega = [\omega_{jr}]_{n_k \times T} \quad (۸)$$

که ω_{jr} یک عدد باینری است. اگر مشاهده j ام در دروازه هدف r ام قرار گیرد $\omega_{jr} = 1$ و در غیر این صورت $\omega_{jr} = 0$ است. پس از به دست آوردن ماتریس مشاهدات باید مجموعه ماتریس‌های اصطلاحاً عملی و ممکن $\hat{\Omega}$ ساخته شود که این مجموعه را θ می‌نامیم. این ماتریس‌ها دارای دو ویژگی هستند، یکی اینکه در هر لحظه از هر هدف حداکثر یک مشاهده به دست می‌آید و دیگر اینکه در هر لحظه هر مشاهده حداکثر به یک هدف اختصاص داده می‌شود [۲۸]. به عبارت دیگر طبق رابطه (۹) داریم:

$$\begin{aligned} \hat{\Omega} &= [\hat{\omega}_{jr}], j \in \{1, \dots, n_k\}, r \in \{1, \dots, T\} \\ \delta_r &= \sum_{j=1}^{n_k} \hat{\omega}_{jr} \leq 1, \quad \tau_j = \sum_{r=1}^T \hat{\omega}_{jr} \leq 1 \\ \varphi &= \sum_{j=1}^{n_k} [1 - \tau_j], \quad \sum_{r=0}^T \hat{\omega}_{jr} = 1 \end{aligned} \quad (۹)$$

در رابطه (۹) ابتدا ماتریس مشاهدات معتبر براساس ماتریس مشاهدات به دست می‌آید، سپس از روی این ماتریس مقادیر δ_r که حاصل جمع کلیه مشاهدات معتبر هر هدف و τ_j ، که حاصل جمع کلیه اهداف مربوط به یک مشاهده را نشان می‌دهد، محاسبه می‌شود. در پایان لازم است پارامتر φ که مربوط به هشدارهای غلط است محاسبه شود.

طبق رابطه (۱۰) احتمال مربوط به هر یک از ماتریس‌های $\hat{\Omega}$ که زیر مجموعه θ هستند محاسبه می‌گردد. در واقع طبق این رابطه احتمال مشترک کلیه مشاهدات معتبر مربوط به کلیه اهداف که در یک ماتریس $\hat{\Omega}$ تعریف می‌شوند محاسبه خواهد شد.

$$P\{\theta | \mathbf{z}^k\} = \frac{1}{c} \times \frac{\varphi!}{v \varphi} \times \prod_{j=1}^{n_k} \{N(\mathbf{y}; \hat{\mathbf{z}}^{rj}, S^{rj})\}^{\tau_j} \times \prod_{r=1}^T P D^r \delta^r 1 - P D^r 1 - \delta^r \quad (۱۰)$$

در رابطه (۱۰) احتمال آشکارسازی هدف r ام، v_k حجم دروازه انتخاب شده، که طبق رابطه (۱۱) محاسبه می‌شود، و $N(\mathbf{y}; \hat{\mathbf{z}}^{rj}, S^{rj})$ توزیع نرمال با میانگین و واریانس به دست آمده برای هدف r ام و مشاهده j ام است [۲۸].

از مسائل مشاهدات جمع‌آوری شده می‌تواند به‌طور بالقوه به چندین هدف مربوط باشد. بسیاری از الگوریتم‌ها ردیابی چند هدفه^{۱۳} بر مبنای فیلتر کالمن طراحی شده‌اند [۲۸]. در این بخش مسئله ردیابی چند هدف که به‌صورت همزمان آشکارسازی شده‌اند مورد بررسی قرار می‌گیرد. در این حالت تعداد اهداف از قبل مشخص نیست، به‌علاوه با زمان تغییر می‌کند. از طرفی اندازه‌گیری‌ها از این لحاظ که هر یک به کدام هدف مربوط می‌شوند شناخته شده نیستند و به‌طور بالقوه هر کدام می‌تواند از هر یک از اهداف حاصل شده باشد. هشدارهای اشتباه یا اندازه‌گیری‌هایی که ناشی از هدف نیستند نیز منبع دیگری است که بر پیچیدگی مسئله می‌افزاید. در اینجا با چالش انتساب داده‌های اندازه‌گیری شده به اهداف مواجه هستیم. انتساب داده^{۱۴} سعی دارد هر داده را با دقت بالا به یک ردیابی تک هدف منتسب کند، به‌طوری که بتوان مسیر هر هدف را با دقت برآورد کرد. عموماً این کار با در نظر گرفتن یک دروازه حول هدف احتمالی انجام می‌شود. یکی از روش‌های انتساب داده الگوریتم JPDAF است که در این روش با استفاده از کلیه مشاهدات قرار گرفته در دروازه مربوط به هر هدف (که در رابطه (۵) تعریف شده است) و با استفاده از احتمال همان داده‌ها عملیات ردیابی اجرا می‌شود. با فرض اینکه تعداد اهداف T باشد، مجموعه کل اهداف را به صورت $R = \{1, 2, \dots, T\}$ تعریف می‌کنیم. فرض می‌کنیم در لحظه k -ام n اندازه‌گیری مربوط به اهداف احتمالی حاصل شده باشد. هر مشاهده فقط وقتی معتبر است که حداقل درون یکی از دروازه‌های مربوط به یکی از اهداف قرار گیرد. مجموعه همه مشاهدات معتبر در زمان k را به شکل رابطه زیر نشان می‌دهیم:

$$\mathbf{Z}_k^{(j)} \in Z_k = \{\mathbf{z}_k^1, \dots, \mathbf{z}_k^{n_k}\} \quad (۴)$$

که در آن $n_k \leq n$ تعداد مشاهدات معتبر است. هر مشاهده $\mathbf{z}_k^{(j)}$ به شرطی که حداقل درون یکی از دروازه‌ها $G_k(r)$ مربوط به هدف r ام قرار گیرد، به‌عنوان مشاهده معتبر تلقی می‌شود. هر دروازه به‌صورت مجموعه نقاطی تعریف می‌شود که فاصله آماری آنها نسبت به پیش‌بینی انجام شده از هدف در مرحله قبل کمتر از حد مشخصی باشد. منظور از فاصله آماری در این تعریف، فاصله اقلیدسی دو بردار است که با کواریانس نوآوری به دست آمده از مرحله پیش‌بینی در فیلتر کالمن وزن‌دهی شده است [۲۸]. به عبارت دقیق‌تر دروازه $G_k(r)$ به شکل زیر تعریف می‌شود:

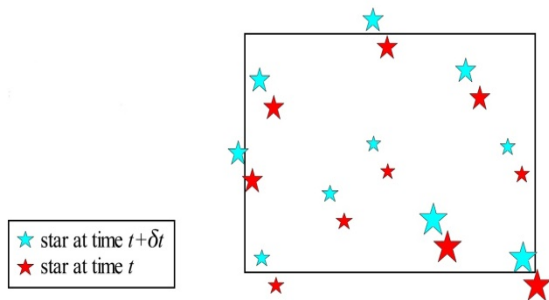
$$G_k(r) = \left\{ \mathbf{y}_k = \mathbf{z}_k^{(L_j)}; \left(\mathbf{z}_k^{(L_j)} - \hat{\mathbf{z}}_{k|k-1}^{(r)} \right)^T \left(S_k^{(r)} \right)^{-1} \left(\mathbf{z}_k^{(L_j)} - \hat{\mathbf{z}}_{k|k-1}^{(r)} \right) \leq \delta \right\} \quad (۵)$$

استفاده از الگوریتم JPDAF در ردیابی ستاره‌ها در تصاویر متوالی

استفاده از این الگوریتم شامل مدل کردن سیستم و الگوریتم پیشنهادی است که در ادامه هر یک شرح داده می‌شود.

مدل کردن سیستم

در ردیاب ستاره با توجه به تصویر تشکیل شده روی حسگر تصویر (که در سیستم‌های جدید عموماً CCD یا CMOS است) عملیات ردیابی انجام می‌شود. ابتدا تصویر تشکیل شده از هر ستاره، که در اثر عوامل مختلف اپتیکی و ... به شکل هاله‌ای نورانی است، با یک نقطه جایگزین می‌شود. این عملیات مرکزبازی نامیده می‌شود. الگوریتم‌های متعددی در مراجع مختلف برای مرکزبازی ارائه شده‌اند [۱۵-۲۰]. سپس مختصات نقاط به دست آمده به بخش شناسایی وارد شده تا با توجه به الگوی کنار هم قرار گرفتن نقاط، ستاره‌های احتمالی شناسایی شوند. تغییرات مختصات ستارگان در فریم‌های متوالی تصویر می‌تواند برای بهبود الگوریتم شناسایی به کار رود. در حقیقت با توجه به حرکت پرنده، مختصات هر ستاره در فریم‌های متوالی تغییر می‌کند. با مدل کردن حرکت نسبی ستاره‌ها و همچنین مدل کردن انواع خطاهای مرکزبازی، اپتیکی، الکترونیکی و همچنین نویز اندازه‌گیری، می‌توان ستاره‌ها را ردیابی کرد. شکل (۱) شمای ظاهری تصاویر تشکیل شده در دو فریم متوالی را نشان می‌دهد که از [۱۴] انتخاب شده است.



شکل ۱- تصویر تشکیل شده در دو فریم متوالی [۱۴]

با در نظر گرفتن مختصات ستاره در تصویر به عنوان یکی از مؤلفه‌های حالت، بردار حالت به صورت رابطه (۱۳) تعریف می‌شود.

$$\mathbf{X}_n = [x_n \dot{x}_n y_n \dot{y}_n]^T \quad (13)$$

که در آن x_n و y_n نشان‌دهنده موقعیت ستاره و \dot{x}_n و \dot{y}_n به ترتیب سرعت ستاره در جهت x و y هستند. با در نظر گرفتن حرکت پرنده به گونه‌ای که باعث ایجاد حرکت با سرعت ثابت و خطی در تصویر ستاره‌ها شود، معادله حالت به صورت زیر خواهد بود [۲۶]:

$$v_k(r) = c_{n_z} \delta^{\frac{n_z}{2}} |s^{rj}|^{\frac{1}{2}} \quad (11)$$

$$c_{n_z} = \left\{ 2, \pi, \frac{3\pi}{4} \right\}$$

$$v_k = \sum_{r=1}^T v_k(r)$$

n_z بعد بردار اندازه‌گیری است. برای انتخاب پارامتر c_{n_z} با توجه به بعد بردار اندازه‌گیری (یک، دو یا سه بعدی)، از سه مقدار ذکر شده در مجموعه فوق، یکی انتخاب می‌شود.

در نهایت ماتریس احتمالات β مربوط به همان ماتریس طبق رابطه (۱۲) به دست می‌آید. می‌توان به جای به کارگیری ضرب نرمال سازی $\frac{1}{c} \times \frac{\phi!}{v^\phi}$ ماتریس احتمالات β را همزمان به صورت سطری و ستونی نرمال سازی کرد.

$$\beta = \sum P\{\theta|z^k\} \quad (12)$$

$$\hat{\Omega} = [\beta_{jr}]$$

$$\hat{\omega}_{jr} = \sum P\{\theta|z^k\} \hat{\omega}_{jr}$$

در رابطه فوق، بعد از محاسبه احتمال مشترک $P\{\theta|z^k\}$ مربوط به یک ماتریس مشاهدات معتبر $(\hat{\Omega})$ ، و در نظر گرفتن عناصر ماتریس مشاهدات معتبر، ماتریس احتمالات مشترک مربوط به هر ماتریس مشاهدات معتبر به دست می‌آید. این ماتریس برای وزن دهی خطای مشاهده در روند الگوریتم استفاده می‌گردد. در جدول (۲) خلاصه‌ای از الگوریتم JPDAF نشان داده شده است.

جدول ۲- یک مرحله از الگوریتم JPDAF

r یعنی هدف r ام و j یعنی مشاهده j ام.
۱- تخمین حالت برای هدف r ام $\mathbf{X}_{kk-1}^{(r)} = F_{k-1} \mathbf{X}_{k-1k-1}^{(r)}$
۲- تخمین کوواریانس خطای پیش‌بینی
۳- دروازه‌بندی و تعیین مشاهدات معتبر $(G_K(r))$ دروازه هدف r ام $P_{kk-1}^{(r)} = F_{k-1} P_{k-1k-1}^{(r)} (F_{k-1})^T + Q_{k-1}$
۴- به دست آوردن احتمال مشترک (θ) وقایع معتبر $\text{Find } y_k^{(j)} \in G_k^{(r)}$
۵- محاسبه خطای مشاهده $\beta_{jr} = \sum_{\theta} P\{\theta z^k\} \hat{\omega}_{jr}[\theta]$
۶- وزن دهی خطای مشاهده توسط احتمال مشترک $\tilde{\mathbf{z}}_k^{(j),(r)} = \mathbf{y}_k^{(j)} - H_k \hat{\mathbf{x}}_k^{(r)}$
۷- محاسبه کوواریانس خطا $\tilde{\mathbf{z}}_k^{(r)} = \sum_{j=1}^n \beta_{jr} \tilde{\mathbf{z}}_k^{(j),(r)}$
۸- محاسبه بهره کالمن $S_k^{(r)} = H_k P_{kk-1}^{(r)} (H_k)^T + R_k$
۹- اصلاح حالت تخمین زده شده و به دست آوردن تخمین نهایی $K_k^{(r)} = P_{kk-1}^{(r)} (H_k)^T (S_k^{(r)})^{-1}$
۱۰- اصلاح کوواریانس خطا برای استفاده در مرحله بعد $\mathbf{X}_{k k}^{(r)} = \mathbf{X}_{k k-1}^{(r)} + K_k^{(r)} \tilde{\mathbf{z}}_k^{(r)}$
$P_{k k}^{(r)} = P_{k k-1}^{(r)} - (\sum_{j=1}^n \beta_{jr}) K_k^{(r)} S_k^{(r)} (K_k^{(r)})^T + K_k^{(r)} \left[\sum_{j=1}^n \beta_{jr} (\tilde{\mathbf{z}}_k^{(j),(r)})^T - \tilde{\mathbf{z}}_k^{(r)} (\tilde{\mathbf{z}}_k^{(r)})^T \right] (K_k^{(r)})$

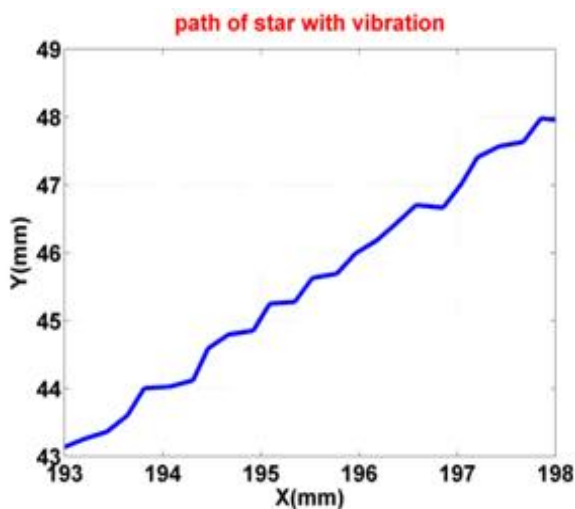
در شرایط واقعی حرکت پرنده (به‌ویژه در ماهواره‌ها)، ممکن است حول سه محور دستگاه بدنه لرزش وجود داشته باشد. به منظور شبیه‌سازی کردن لرزش با استفاده از تأثیر ماتریس دوران $\begin{bmatrix} \cos\theta & -\sin\theta \\ \sin\theta & \cos\theta \end{bmatrix}$ روی مختصات $\begin{bmatrix} x \\ y \end{bmatrix}$ و به‌دست آوردن $\begin{bmatrix} x_{ne} \\ y_{ne} \end{bmatrix}$ داریم:

$$\begin{aligned} x_{ne_{n+1}} &= x_{n+1}\cos\theta_{n+1} - y_{n+1}\sin\theta_{n+1} \\ y_{ne_{n+1}} &= x_{n+1}\sin\theta_{n+1} + y_{n+1}\cos\theta_{n+1} \\ \dot{x}_{ne_{n+1}} &= \dot{x}_{ne_{n+1}} - \dot{x}_{ne_n} \\ \dot{y}_{ne_{n+1}} &= \dot{y}_{ne_{n+1}} - \dot{y}_{ne_n} \end{aligned}$$

θ_n مقدار لرزش در لحظه n است. در شبیه‌سازی‌ها این مقدار حداکثر ۰/۵ درجه در ثانیه در نظر گرفته شده و طبق توزیع یکنواخت در بازه $[-0.5^\circ, 0.5^\circ]$ تولید شده است. شکل ماتریسی روابط فوق به‌صورت رابطه (۱۸) است.

$$\begin{aligned} X_{ne_{n+1}} &= \begin{bmatrix} \cos\theta_{n+1} & 0 & -\sin\theta_{n+1} & 0 \\ \cos\theta_{n+1} & 0 & -\sin\theta_{n+1} & 0 \\ \sin\theta_{n+1} & 0 & \cos\theta_{n+1} & 0 \\ \sin\theta_{n+1} & 0 & \cos\theta_{n+1} & 0 \end{bmatrix} X_{n+1} + \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 \\ -\cos\theta_n & 0 & \sin\theta_n & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ -\sin\theta_n & 0 & -\cos\theta_n & 0 \end{bmatrix} X_n \\ &= T_{n+1}X_{n+1} + M_nX_n \end{aligned} \quad (18)$$

شکل (۲) اثر این لرزش‌های تصادفی اما قابل اندازه‌گیری را بر مسیر حرکت ستاره که در ۴۰۰ فریم متوالی به‌دست آمده است نشان می‌دهد. در شبیه‌سازی‌ها تصاویر با نرخ ده فریم بر ثانیه تولید شده‌اند. به‌منظور نزدیک‌تر شدن به واقعیت، مقدار لرزش در ۱۰ فریم متوالی یکسان و به طوری که مجموع لرزش ۱۰ فریم متوالی حداکثر ۰/۵ درجه شود، در نظر گرفته شده است. در شکل (۲) از اثر نویز صرف‌نظر شده است.



شکل ۲- تأثیر لرزش در مسیر حرکت ستاره [۳۲]

$$X_{n+1} = \begin{bmatrix} 1 & \Delta t & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & \Delta t \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} X_n + \begin{bmatrix} \frac{1}{2\Delta t^2} & 0 \\ \Delta t & 0 \\ 0 & \frac{1}{2\Delta t^2} \\ 0 & \Delta t \end{bmatrix} \begin{bmatrix} a_{x_{n+1}} \\ a_{y_{n+1}} \end{bmatrix} \quad (14)$$

که Δt نشان‌دهنده فاصله زمانی بین دو تصویر متفاوت از ستاره است. با تعریف ماتریس‌های F و E و بردار شتاب W_{n+1} به‌صورت زیر:

$$F = \begin{bmatrix} 1 & \Delta t & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & \Delta t \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}, E = \begin{bmatrix} \frac{\Delta t^2}{2} & 0 \\ \Delta t & 0 \\ 0 & \frac{\Delta t^2}{2} \\ 0 & \Delta t \end{bmatrix}, W_{n+1} = \begin{bmatrix} a_{x_{n+1}} \\ a_{y_{n+1}} \end{bmatrix}$$

می‌توان نوشت:

$$X_{n+1} = FX_n + EW_{n+1} \quad (15)$$

همچنین اگر حرکت پرنده به گونه‌ای باشد که باعث ایجاد حرکت با سرعت ثابت و دورانی در تصویر ستاره‌ها شود، به طریق مشابه می‌توان نوشت [۲۶]:

$$\begin{aligned} \dot{X}(t) &= \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & -\omega \\ 0 & 0 & 1 & 1 \\ 0 & \omega & 0 & 0 \end{bmatrix} X(t) + \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 1 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} a_x \\ a_y \end{bmatrix} \\ &= AX(t) + BW \end{aligned}$$

که پس از گسسته‌سازی به رابطه (۱۶) می‌رسیم.

$$X_{n+1} = FX_n + V_{n+1} \quad (16)$$

که در آن:

$$F \triangleq e^{A\Delta t} = \begin{bmatrix} 1 & \frac{(\sin \omega \Delta t)}{\omega} & 0 & -\frac{(1-\cos \omega \Delta t)}{\omega} \\ 0 & (\cos \omega \Delta t) & 0 & -\frac{(1-\cos \omega \Delta t)}{\omega} \\ 0 & \frac{(1-\cos \omega \Delta t)}{\omega} & 1 & \frac{(\sin \omega \Delta t)}{\omega} \\ 0 & (\sin \omega \Delta t) & 0 & (\cos \omega \Delta t) \end{bmatrix}$$

و مشخصات آماری نویز V_{n+1} با توجه به روابط زیر به‌دست می‌آید:

$$q_1 \triangleq e^{A(\Delta t - \tau)} \approx \begin{bmatrix} 1 & \frac{(\sin \omega (\Delta t - \tau))}{\omega} & 0 & \frac{(1-\cos \omega (\Delta t - \tau))}{\omega} \\ 0 & \cos \omega (\Delta t - \tau) & 0 & -(\sin \omega (\Delta t - \tau)) \\ 0 & \frac{(1-\cos \omega (\Delta t - \tau))}{\omega} & 1 & \frac{(\sin \omega (\Delta t - \tau))}{\omega} \\ 0 & (\sin \omega (\Delta t - \tau)) & 0 & (\cos \omega (\Delta t - \tau)) \end{bmatrix}$$

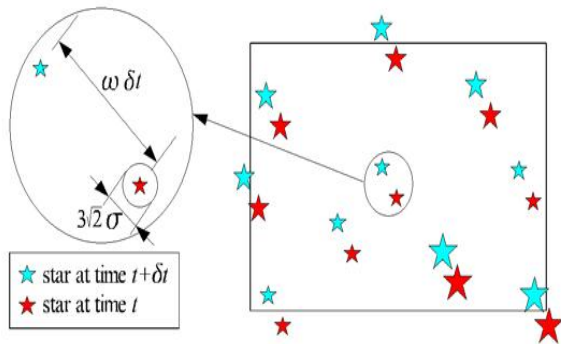
$$q_2 \triangleq \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \sigma_x^2 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \sigma_y^2 \end{bmatrix}, \quad q_3 \triangleq q_1 q_2 q_1^T$$

$$Q = \int_0^{\Delta t} q_3 d\tau = E[V_{n+1}V_{n+1}^T]$$

در رابطه‌ها (۱۵) و (۱۶) a_x و a_y معادل شتاب است که به‌صورت نویز در نظر گرفته می‌شود و برای مدل کردن عدم قطعیت در سرعت به‌کار می‌رود. این دو متغیر دارای توزیع گوسی، با میانگین صفر، و بدون همبستگی فرض می‌شوند. به عبارت دیگر:

$$E[a_x] = 0, \quad E[a_y] = 0 \quad (17)$$

$$E[a_x a_x^T] \triangleq \sigma_x^2, \quad E[a_y a_y^T] \triangleq \sigma_y^2, \quad E[a_x a_y^T] = 0$$



شکل ۳- تأیید مختصات جدید ستاره با توجه به فریم قبل [۱۴]

به طریق مشابه، در الگوریتم پیشنهادی قبل از ردیابی توسط روش جدید، یک تخمین اولیه از مختصات جدید ستارگان مورد شناسایی در تصویر با استفاده از همان معیار مورد استفاده در SNA به دست می‌آوریم. پس از اینکه تخمین مختصات چهار ستاره توسط این معیار مورد تأیید واقع شد، مشاهدات به دست آمده از تصویر جدید توسط الگوریتم JPDAF مورد پردازش واقع می‌شود. در حقیقت تفاوت بین دو روش از همین جا آغاز می‌شود. روش SNA پس از تأیید تخمین، به اطلاعات مشاهدات نویزی اکتفا می‌کند. در نتیجه موقعیت جدید ستارگان شناسایی شده همراه با خطاست، در حالی که در روش پیشنهادی پس از تأیید تخمین اولیه، مشاهدات فیلتر می‌شوند و تا حدودی نویز مشاهدات حذف می‌گردد. بدین ترتیب تخمین نهایی که مختصات ستارگان تحت شناسایی را مشخص می‌کند، دقت بهتری دارد که این نیز موجب دقت در تعیین وضعیت توسط الگوریتم تخمین وضعیت می‌شود. پس از تعیین مختصات جدید ستارگان در تصویر، باید از یک الگوریتم تعیین وضعیت زاویه‌ای برای مشخص کردن وضعیت استفاده کنیم. روش‌های متعددی برای تعیین وضعیت ارائه شده‌اند [۲۹-۳۱]. از آنجا که هدف اصلی این مقاله، بررسی عملکرد الگوریتم شناسایی ارائه شده است، از یک روش ساده تعیین وضعیت با نام Triad استفاده می‌شود. خروجی این الگوریتم تخمینی از ماتریس کسینوس وضعیت است که بیان‌کننده ارتباط بین بردار ستارگان شناسایی شده در دو دستگاه مرجع اینرسی و بدنه ماهواره است و می‌توان آن را به برداری چهار تایی به نام کواترینون که شامل یک بردار سه تایی به نام محور چرخش و یک اسکالر به نام زاویه چرخش است تبدیل کرد. در واقع اگر دستگاه مختصات بدنه ماهواره، مطابق شکل (۴)، حول محور چرخش و به اندازه زاویه چرخش دوران داده شود، این دستگاه بر دستگاه مختصات مرجع منطبق می‌شود. به منظور مقایسه در این مقاله سه بردار (سه کواترینون) به دست می‌آوریم. یکی بیان‌کننده بردار دقیق وضعیت ماهواره بر اساس ستارگان شناسایی شده و دوتای دیگر بیان‌کننده بردار وضعیت ماهواره بر اساس شناسایی

برای مدل کردن مشاهدات، اثر نویزهای قسمت‌های مختلف اپتیکی و الکترونیکی را به صورت یکجا به شکل نویز گوسی جمعی در نظر می‌گیریم. بردار مشاهدات شامل مختصات دوبعدی ستاره در تصویر است که توسط نویز اندازه‌گیری مخدوش شده است. در نتیجه معادله اندازه‌گیری مطابق رابطه (۱۹) در نظر گرفته می‌شود.

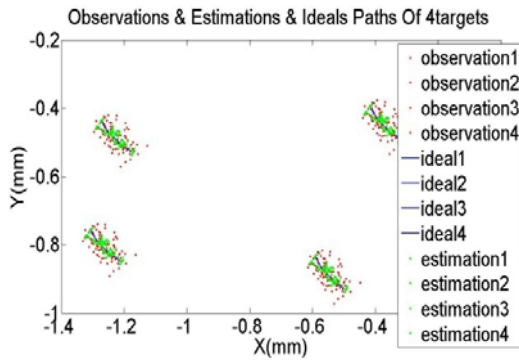
$$Z_n = HX_n + V_n \quad (19)$$

که $H = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix}$ و نویز مشاهدات در لحظه n ام به صورت گوسی با میانگین صفر در نظر گرفته شده است.

الگوریتم پیشنهادی

در این بخش، روند الگوریتم پیشنهادی ردیابی ستارگان، برای انجام عملیات شناسایی در فریم‌های متوالی تصویر بیان می‌شود. به طور خلاصه در اولین فریم تصویر از الگوریتم پیرامید برای شناسایی ستاره‌ها استفاده شده و سپس ردیابی توسط روش پیشنهادی ادامه پیدا می‌کند. پیرامید یکی از الگوریتم‌های قدرتمند است که برای شناسایی ستارگان مشاهده شده توسط ردیاب ستاره و در شرایط گمشده در فضا مورد استفاده واقع می‌شود. در این روش با استفاده از تکنیک «بدون نیاز به جستجو» شماره ستاره در کاتالوگ تعیین می‌شود [۱۱ و ۱۲]. ساختار این الگوریتم بر مبنای شناسایی چهار ستاره از ستارگان مشاهده شده در یک تصویر است. این الگوریتم علاوه بر شناسایی ستارگان قادر است شمار زیادی از غیرستارگان را نیز رد کند که در سرعت شناسایی مؤثر است.

همانگونه که توضیح داده شد، با استفاده از الگوریتم انتساب داده احتمالاتی مشترک (JPDAF) می‌توان به طور همزمان چند هدف (در اینجا چند ستاره) را با دقت ردیابی کرد. در روش پیشنهادی نیز از این الگوریتم استفاده می‌نماییم. به علت اینکه هر تصویر به طور متوسط حاوی تعداد زیادی ستاره است، مشکل حافظه و سرعت اجرای الگوریتم مهم خواهد بود. در ابتدا از فیلتری شبیه به فیلتر الگوریتم SNA استفاده می‌نماییم [۱۴]. هدف الگوریتم SNA نیز ردیابی ستارگان در تصاویر متوالی است. برای اینکه موقعیت جدید ستاره در فریم فعلی تصویر نسبت به فریم قبلی تعیین شود، طبق شکل (۳) SNA از یک بازه اقلیدسی به شعاع $3\sqrt{2}\sigma$ حول مقدار پیش‌بینی شده مختصات جدید استفاده می‌کند. اگر در فریم جدید، نقطه‌ای در این بازه افتاد، همان را به عنوان مختصات جدید ستاره استفاده می‌کند. به عبارت دیگر قبل از پردازش تصویر در زمان $t + \delta t$ ، تخمینی از ستارگان شناسایی شده در زمان t به دست می‌آید. موقعیت جدید ستاره در صورتی صحیح تلقی می‌شود که در بازه‌ای به شعاع $3\sqrt{2}\sigma$ حول موقعیت تخمین زده شده قرار بگیرد.

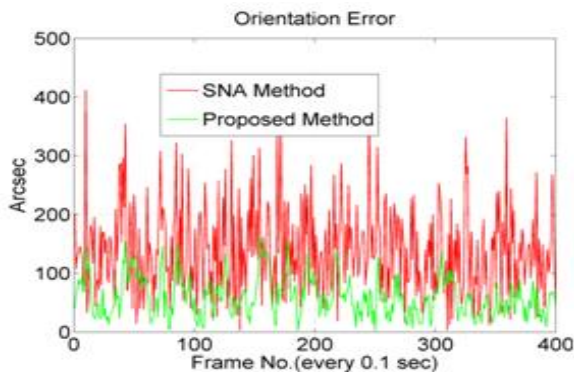


شکل ۶- مسیر حرکت ۴ ستاره به صورت دورانی با $\sigma = 0.02$ و لرزش 0.5° درجه بر ثانیه

شبیه‌سازی‌ها با فرض اینکه دوربین روی یک ماهواره بر مدار 30° درجه با ارتفاع 700 کیلومتر از سطح زمین و سرعت 1 دور در هر 90 دقیقه نصب شده، انجام شده است. مقدار لرزش، θ_n ، حداکثر 0.5° درجه بر ثانیه در نظر گرفته شده است. شکل (۷) به عنوان نمونه خطای تخمین وضعیت زاویه‌ای روش ارائه شده را در طول 400 فریم متوالی و در حالت سرعت ثابت خطی و نویز اندازه‌گیری با مشخصات $\sigma = 0.02$ و لرزش حداکثر 0.5° درجه بر ثانیه در مقایسه با SNA نشان می‌دهد. برای تخمین خطای تخمین وضعیت زاویه‌ای از رابطه (۲۰)، مطابق الگوریتم Triad، استفاده شده است.

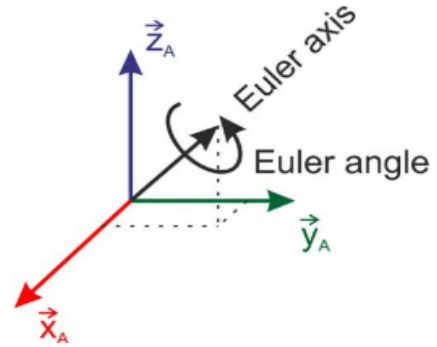
$$\theta_e = \cos^{-1} \left(\frac{A_1 \cdot A_2}{|A_1| |A_2|} \right) \quad (20)$$

در این رابطه A_1 و A_2 دو بردار وضعیت واقعی و تخمینی هستند. θ_e زاویه فضایی بین دو بردار واقعی و تخمینی را نشان می‌دهد و در شبیه‌سازی‌ها این مقدار بر حسب ثانیه کمانی^{۱۶} بیان شده است. شکل (۸) همین منحنی را برای حالت حرکت دورانی و شرایط مشابه نویز و لرزش نشان می‌دهد. همانگونه که مشاهده می‌شود، در الگوریتم پیشنهادی دقت بهتری به دست آمده است. این بهبود ناشی از فیلتر کردن مشاهدات نویزی است.



شکل ۷- خطای وضعیت زاویه‌ای در حرکت با سرعت ثابت خطی با $\sigma = 0.02$ و لرزش 0.5° درجه بر ثانیه

صورت گرفته توسط دو روش پیشنهادی و SNA است. با مقایسه بین این سه کوآترنیون، بهبود عملکرد روش جدید مورد بررسی قرار می‌گیرد.

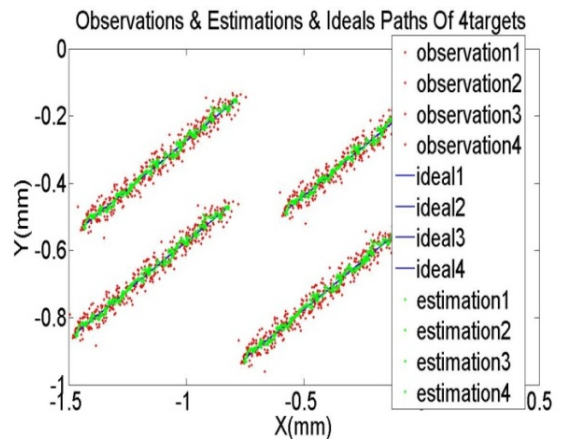


شکل ۸- کوآترنیون متشکل از یک بردار (محور چرخش) و یک اسکالر (زاویه چرخش) [۳۳]

برای ارزیابی الگوریتم، یک ماهواره که بر مدار مشخصی حرکت می‌کند در نظر گرفته شده است. شبیه‌سازی‌های متعددی به تفکیک مدل حرکت، مقدار نویز و مقدار لرزش انجام شده است. نتایج شبیه‌سازی به صورت منحنی خطای موقعیت ستارگان، منحنی خطای وضعیت زاویه‌ای ماهواره، جدول میانگین مربعات خطای وضعیت زاویه‌ای و جدول میانگین مربعات خطای موقعیت ارائه می‌شود.

نتایج شبیه‌سازی

در این قسمت دو حالت حرکت برای ستارگان تصویر در نظر گرفته می‌شود: سرعت ثابت خطی و دورانی که به ترتیب در شکل‌ها (۵) و (۶) قابل ملاحظه است. در این شکل‌ها چهار ستاره مورد ردیابی قرار گرفته و مختصات واقعی، مختصات مشاهدات و مختصات تخمین زده شده توسط الگوریتم پیشنهادی، به ترتیب با رنگ‌های آبی، قرمز و سبز نشان داده شده است.



شکل ۹- مسیر حرکت ۴ ستاره به صورت خطی با $\sigma = 0.02$ و لرزش 0.5° درجه بر ثانیه

با در نظر گرفتن مدل‌های مختلف حرکت (خطی و دورانی)، توان مختلف نویز اندازه‌گیری طبق رابطه (۱۵)، (۱۶) و (۱۸) و مقادیر مختلف لرزش برای ماهواره، نتایج شبیه‌سازی‌ها در جدول‌های (۳) تا (۸) جمع‌بندی شده است. همانگونه که ملاحظه می‌گردد، روش پیشنهادی بهبود مناسبی در کیفیت تخمین وضعیت را نسبت به روش SNA در همه حالات نشان می‌دهد. خطای تخمین وضعیت برحسب ثانیه کمانی بیان شده است. به‌عنوان مثال جدول (۴) نشان می‌دهد که در تعیین وضعیت زاویه‌ای ستارگانی که حرکت دورانی در تصویر دارند در حالت $\sigma = 0.02$ حدود ۳۲٪ بهبود در وضعیت تخمین زده شده نسبت به SNA به دست می‌آید. شبیه‌سازی‌های مختلف دیگری برای حالات متفاوت حرکت، نویز و لرزش در [۳۴] ارائه شده است که عملکرد مناسب روش پیشنهادی را نشان می‌دهد.

جدول ۳- میانگین مربعات خطای وضعیت زاویه‌ای در حرکت دورانی

میانگین مربعات خطای وضعیت زاویه‌ای در حرکت دورانی	لرزش $\theta=0^\circ$		
	توان نویز		
حرکت دورانی	$\sigma = 0.03$	$\sigma = 0.02$	$\sigma = 0.017$
روش SNA	۸/۰۹۹۱	۶/۶۴۳۳	۶/۰۹۴۹
روش پیشنهادی	۵/۱۷۹۵	۳/۹۰۳۴	۳/۵۳۵۵

جدول ۴- میانگین مربعات خطای وضعیت زاویه‌ای در حرکت دورانی

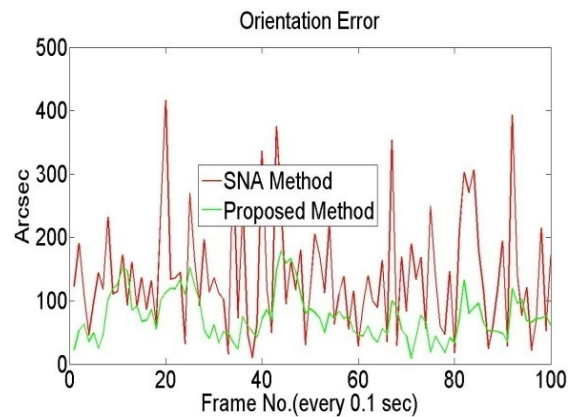
میانگین مربعات خطای وضعیت زاویه‌ای در حرکت دورانی	لرزش $\theta=0.1^\circ$		
	توان نویز		
حرکت دورانی	$\sigma = 0.03$	$\sigma = 0.02$	$\sigma = 0.017$
روش SNA	۸/۱۹۷۶	۶/۷۳۴۰	۶/۱۳۰۹
روش پیشنهادی	۵/۲۶۳۵	۴/۶۰۷۰	۴/۰۲۰۶

جدول ۵- میانگین مربعات خطای وضعیت زاویه‌ای با حرکت دورانی

میانگین مربعات خطای وضعیت زاویه‌ای در حرکت دورانی	لرزش $\theta=0.5^\circ$		
	توان نویز		
حرکت دورانی	$\sigma = 0.03$	$\sigma = 0.02$	$\sigma = 0.017$
روش SNA	۸/۲۵۷۹	۶/۷۷۰۱	۶/۱۸۹۸
روش پیشنهادی	۵/۴۲۷۲	۴/۸۸۳۱	۴/۱۵۱۱

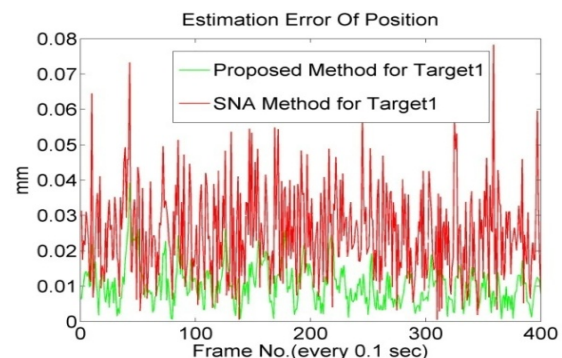
جدول ۶- میانگین مربعات خطای وضعیت زاویه‌ای با حرکت خطی

میانگین مربعات خطای وضعیت زاویه‌ای در سرعت ثابت خطی	لرزش $\theta=0^\circ$		
	توان نویز		
سرعت ثابت خطی	$\sigma = 0.02$	$\sigma = 0.01$	$\sigma = 0.005$
روش SNA	۶/۵۶۲۹	۴/۶۸۵۸	۳/۳۲۳۶
روش پیشنهادی	۴/۱۷۵۹	۲/۸۹۷۰	۲/۱۰۹۰



شکل ۸- خطای وضعیت زاویه‌ای در حرکت دورانی با $\sigma = 0.02$ و لرزش ۰/۵ درجه بر ثانیه

شکل‌های (۹) و (۱۰) نیز به‌عنوان نمونه خطای دوبعدی مختصات تخمین زده شده یکی از ستاره‌ها را به ترتیب در حالت حرکت با سرعت ثابت خطی و دورانی و نویز اندازه‌گیری با مشخصات $\sigma = 0.02$ نشان می‌دهد. منظور از خطای دوبعدی فاصله اقلیدسی مختصات تخمین زده شده در تصویر با موقعیت واقعی ستاره است. مجدداً مشاهده می‌شود که الگوریتم پیشنهادی به خطای کمتری منجر می‌شود که این بهبود ناشی از فیلتر کردن مشاهدات نویزی است.



شکل ۹- خطای تخمین موقعیت یکی از ستاره‌ها در حرکت با سرعت ثابت خطی $\sigma = 0.02$ و لرزش ۰/۵ درجه بر ثانیه



شکل ۱۰- خطای تخمین موقعیت یکی از ستاره‌ها در حرکت دورانی با $\sigma = 0.02$ و لرزش ۰/۵ درجه بر ثانیه

جدول ۷- میانگین مربعات خطای وضعیت زاویه‌ای با حرکت خطی

میانگین مربعات خطای وضعیت زاویه‌ای در سرعت ثابت خطی	لرزش $\theta=0.1^\circ$		
	توان نویز		
	$\sigma = 0.02$	$\sigma = 0.01$	$\sigma = 0.005$
روش SNA	۶/۵۷۳۰	۴/۶۷۶۵	۳/۳۲۸۶
روش پیشنهادی	۴/۱۷۶۶	۲/۸۷۷۲	۲/۱۴۴۵

جدول ۸- میانگین مربعات خطای وضعیت زاویه‌ای با حرکت خطی

میانگین مربعات خطای وضعیت زاویه‌ای در سرعت ثابت خطی	لرزش $\theta=0.5^\circ$		
	توان نویز		
	$\sigma = 0.02$	$\sigma = 0.01$	$\sigma = 0.005$
روش SNA	۶/۵۷۴۰	۴/۶۸۷۸	۳/۳۲۹۶
روش پیشنهادی	۴/۲۷۴۶	۲/۸۹۷۹	۲/۱۵۹۰

نتیجه‌گیری

یکی از مهم‌ترین و معروف‌ترین روش‌هایی که تاکنون برای شناسایی ستارگان به‌صورت بازگشتی در تصاویر متوالی معرفی شده است، روش SNA است. الگوریتم SNA در تخمین موقعیت ستارگان به مشاهدات بسنده می‌کند و از آنجا که مشاهدات همراه با نویز (ناشی از خطاهای اپتیکی، نویز CCD و ...) بوده و همچنین تحت تأثیر اغتشاشات حرکتی جسم پرنده نیز هست، تخمین وضعیت دارای خطا خواهد بود. در این مقاله، پس از مدل کردن حرکت پرنده و تأثیر آن بر تشکیل تصویر دوبعدی به‌دست آمده به‌صورت یک فضای حالت، با استفاده از JPDAF که یک الگوریتم ردیابی چندهدفی است، اقدام به ردیابی و سپس تعیین وضعیت پرنده کرده‌ایم. نویزهای موجود در سیستم به‌صورت نویز گوسی مدل شده و برای نزدیک‌تر شدن به واقعیت، لرزش جسم پرنده را نیز، که اثر خود را به‌صورت چرخش زاویه‌ای تصاویر (البته با حفظ موقعیت نسبی ستارگان) نشان می‌دهد، در نظر گرفته‌ایم. بهبود حاصل شده بر اثر تخمین، بهتر از موقعیت ستاره‌ها در تصویر است که به عملکرد مطلوب فیلتر کالمن در روش JPDAF در مقایسه با روش SNA برمی‌گردد.

مراجع

- [2] Junkins, J.L., White, C. and Turner, J., "Star Pattern Recognition for Real-time Attitude Determination", *J. Astronaut Sciences*, Vol. 25, No 20, 1978, pp. 251-270.
- [3] Junkins, J.L., Strikwerda, T.E., "Autonomous Star Sensing and Attitude Estimation," *In Proc. Annual Rocky Mountain Guidance and Control Conference*, 1979, pp. 79-013.
- [4] Strikwerda, T.E., Junkins, J.L., *Star Pattern Recognition and Spacecraft Attitude Determination*, Technical Report ETL-0260, U.S Army Engineer Topographic Laboratories: Fort Belvoir, VA, USA, 1981.
- [5] Groth, E.J., "Pattern Matching Algorithm for two-Dimensional Coordinates Lists," *The Astronomical Journal*, Vol. 91, No. 5, 1986, pp. 1244-1248.
- [6] Sasaki, T., "A Star Identification Method for Satellite Attitude Determination using Star Sensors," *In Proc. 15th International Symposium on Space Technology and Sciences*, May 1986; pp. 1125-1130.
- [7] Bezooijen, R.W.H.V., *Automated Star Pattern Recognition*, [Ph.D. Thesis], Stanford University, 1989.
- [8] Liebe, C. C., "Pattern Recognition of Star Constellations for Spacecraft Applications," *IEEE Aerospace and Electronic Systems Magazine*, Vol. 7, 1992, pp. 34-41.
- [9] Baldini, D., Barni, M., Foggi, A., Benelli, G. and Mecocci, A., "A New Star-Constellation Matching Algorithm for Satellite Attitude Determination," *E SA Journal*, Vol. 17, No. 2, 1993, pp. 185-198.
- [10] Padgett, C. and Delgado, K.K., "A Grid Algorithm for Autonomous Star Identification," *IEEE Trans. Aerospace Electron. System*, Vol. 33, Issue 1, 1997, pp. 202-213.
- [11] Mortari, D., Junkins, J.J. and Samaam, M. A., "Lost-In-Space Pyramid Algorithm for Robust Star Pattern Recognition," *Guidance and Control Conference*, Breckenridge, Colorado, 2001.
- [12] Mortari, D. and Neta, B., "K-Vector Range Searching Techniques," *The 10th Annual AIAA/AAS Space Flight Mechanics Meeting*, Clearwaters, FL, January 2000.
- [13] Samaam, M.A., Mortari, D. and Junkins, J.L., "Nondimensional Star Identification for Uncalibrated Star Cameras," *Journal Astronaut Sciences*, Vol. 54, 2006, pp. 95-111.
- [14] Samaam, M. and Mortari, D., "Recursive Mode Star Identification Algorithms," *IEEE Transaction on Aerospace and Electronic Systems*, Vol. 41, No. 4, 2005, pp.1246 - 1254.
- [15] Samaam, M.A. and et. all, "Predictive Centroiding for Single and Multiple FOVs Star Trackers," *AAS/AIAA Space Flight Mechanics Meeting, San Antonio, TX*, January 2002.
- [16] Samaam, M.A., Pollock, T.C., and Junkins, J.L., "Predictive Centroiding for Star Trackers with the Effect of Image Smear," *Journal of the Astronaut Sciences*, Vol. 50, 2002, pp. 113-123.
- [17] Cox, J.A., "Evaluation of Peak Location Algorithms with Subpixel Accuracy for Mosaic Focal Planes," *Proceedings of SPIE*, Vol. 292, 1981, pp. 288-295.
- [18] Salomon, P.M. and Glavich, T.A., "Image Signal Processing in Subpixel Accuracy Star Trackers," *Proceedings of SPIE*, Vol. 252, 1980, pp. 64-74.
- [1] Meng, Na. and Peifa, J., "A Survey of All-sky Autonomous Star Identification Algorithms," *Astronautics, ISSCAA, 1st International Symposium on*, 2006, p. 901.