فیزیک زمین و فضا، دوره ۴۴، شماره ۲، تابستان ۱۳۹۷، صفحهٔ ۲۶۵- ۲۸۰ DOI: 10.22059/jesphys.2018.237290.1006915

استخراج خودکار مشاهدات اپتیکی جهت تعیین مدار اولیه ماهواره‌ها

سعید فرزانه[1*]، محمدعلی شریفی[2]، مونا کوثری[3] و مهدی مدیری[4]

۱. استادیار، دانشکده مهندسی نقشه‌برداری و اطلاعات مکانی، پردیس دانشکده‌های فنی دانشگاه تهران، ایران
۲. دانشیار، دانشکده مهندسی نقشه‌برداری و اطلاعات مکانی، پردیس دانشکده‌های فنی دانشگاه تهران، ایران
۳. دانشجوی کارشناسی ارشد، دانشکده مهندسی نقشه‌برداری و اطلاعات مکانی، پردیس دانشکده‌های فنی دانشگاه تهران، ایران
۴. دانشیار، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران، ایران

(دریافت: ۹۶/۴/۳۱، پذیرش نهایی: ۹۶/۱۱/۱۷)

چکیده

تعیین مدار در یک جمله، کاربرد انواع تکنیک‌ها جهت برآورد مدار اجرام فضایی نظیر ماه، سیارات و فضاپیماها می‌باشد. تعیین موقعیت مداری امکان شناسایی اجرام موجود در فضا را فراهم می‌آورد. به این معنی که می‌توان جرم مورد نظر را در کاتالوگ آرشیوی تعیین مدار موجود جستجو کرد و در صورت عدم وجود در آرشیو به عنوان جرم جدید، کاتالوگ کرد. به‌منظور تعیین موقعیت مداری، مشاهدات به‌صورت اطلاعات خام در فرآیند تعیین مدار مورد استفاده قرار خواهند گرفت. مشاهدات مختلفی ممکن است جهت تعیین مدار اولیه مورد استفاده قرار گیرند، ولی از آنجا که استخراج مشاهدات طولانی، مشکل، گران و گاهی اوقات غیرممکن است، از مشاهدات زاویه‌ای استفاده می‌شود. در این مقاله روشی جدید برای استخراج مشاهدات زاویه‌ای از طریق سیستم تصویربرداری اپتیکی ارائه شده است. در این روش با استفاده از یک CCD و تلسکوپ مناسب، تصویری از آسمان که دارای اطلاعاتی مربوط به ستاره‌ها و رد پای ماهواره است، ثبت می‌شود. از آنجا که برای انجام تعیین مدار اولیه باید مقدار آزیموت و زاویه ارتفاعی حداقل دو نقطه از مدار ماهواره در یک فاصله زمانی در اختیار باشد، در این تحقیق روشی خودکار جهت استخراج مدل اثر رد ماهواره ارائه شده است تا با استفاده از مدل استخراج شده مختصات نقاط ابتدا و انتها تشخیص داده شوند. جهت ارزیابی روش پیشنهادی سمت و سوی استخراج شده از رد ثبت شده ماهواره مدار ارتفاع بالا MUOS (Mobile User Objective System) با مقادیر نظیر آن مستخرج از مدار دقیق مقایسه شده‌اند. نتایج حاصل بیانگر اختلافی در حد میلی‌ثانیه می‌باشد.

واژه‌های کلیدی: ردیابی ماهواره، استخراج رد پای ماهواره، الگوریتم MSAC، الگوریتم خوشه‌بندی DBSCAN.

۱. مقدمه

تاکنون روش‌های مختلفی برای ردیابی ماهواره‌ها ارائه شده است که می‌توان آنها را به دو دسته فعال و غیر فعال تقسیم کرد. در روش‌های فعال، مشاهدات در جسم تعیین موقعیت شونده بر اساس ارسال سیگنال مشاهداتی به ایستگاه زمینی و دریافت سیگنال برگشتی صورت می‌گیرد. این دسته از روش‌ها به روش‌های دو طرفه نیز موسوم هستند که از جمله آنها می‌توان تکنولوژی فاصله‌یابی لیزری و تکنولوژی ردیابی رادار را نام برد (مونتنبروک و گیل، ۲۰۱۲). در مقابل، روش‌های غیرفعال یا روش‌های یک‌طرفه قرار دارند که ردیابی آنها بر پایه جمع‌آوری اطلاعات به‌صورت یک‌طرفه در ایستگاه زمینی یا در ماهواره می‌باشد، از جمله این روش‌ها می‌توان به تکنولوژی ردیابی اپتیکی اشاره کرد (گالیاردی و کارپ، ۱۹۷۶). تحقیقات نشان می‌دهد که روش ردیابی ماهواره با سیستم‌های اپتیکی در صورت برقراری شرایط ایده‌آل، دقتی بیشتر از روش‌های مبتنی بر فاصله دارد. همچنین به دلیل ساده بودن ساختار سیستم‌های اپتیکی و تجهیزات کم‌هزینه، انعطاف‌پذیری بالاتری در برابر شرایط محیطی خواهد داشت (هجداک و همکاران، ۲۰۰۴). با توجه به دلایل ذکر شده، این روش به‌منظور ردیابی و تعیین موقعیت ماهواره‌ها نسبت به دو روش دیگر ارجحیت دارد. برای محاسبه پارامترهای مدار در سیستم ردیابی اپتیکی که دسترسی به مشاهده طول وجود ندارد، از روش‌های مبتنی بر زاویه استفاده می‌شود. استخراج این

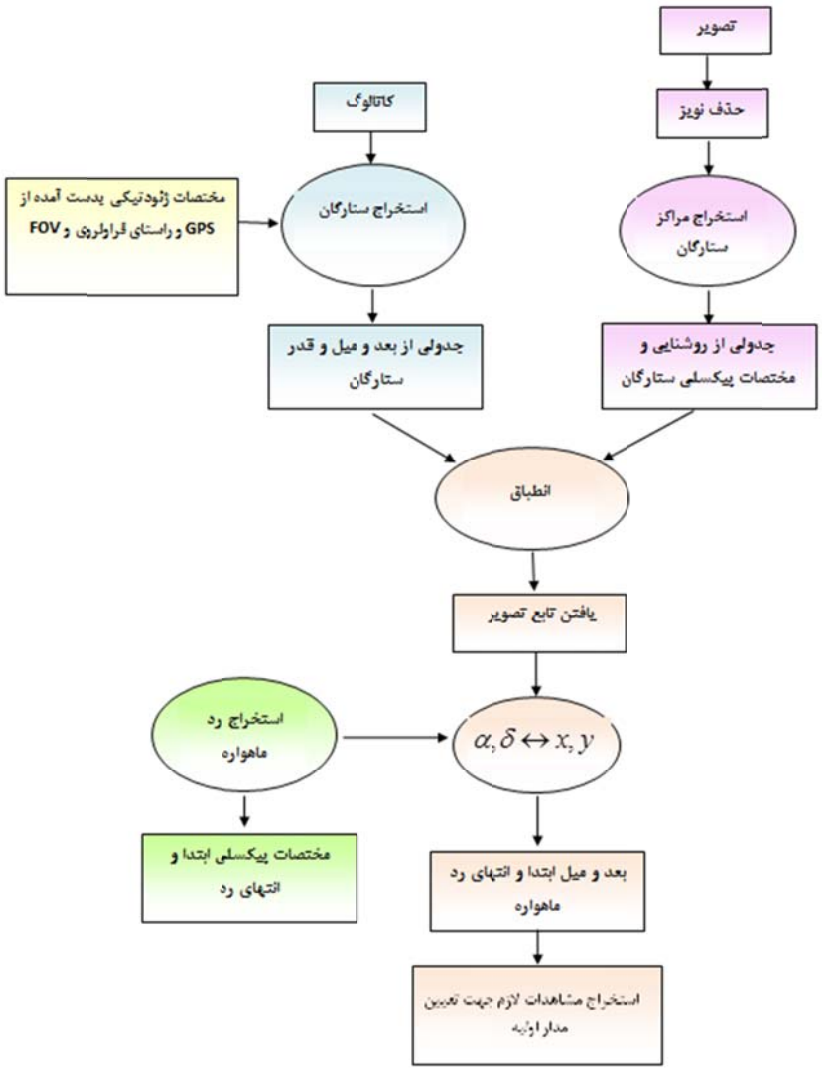
*نگارنده رابط: farzaneh@ut.ac.ir

زوایا با دقت بالا هدف اصلی این مقاله می‌باشد. امروزه به‌جای دوربین‌های اولیه Baker-Nunn که در آنها فیلم‌های عکس‌برداری به‌کار می‌رفت تلسکوپ‌های GEODSS جایگزین شده‌اند که به حس‌گرهای الکتریکی مجهز می‌باشند. اساس این روش، عکس‌برداری نجومی به کمک CCDها می‌باشد. عکس‌هایی که به این طریق اخذ می‌شود حاوی اطلاعات زیادی از جمله ستاره، کهکشان و اثر ماهواره‌ها و غیره می‌باشند (استوکن و اسچیلدکنت، ۲۰۰۵). تلسکوپ‌های عکس‌برداری که در زمره سیستم‌های ردیابی اپتیکی جای دارند جهت شناسایی فضاپیماهای ناشناس و آشغال‌های فضایی و ماهواره‌های زمین ثابت بسیار مناسب هستند (اسچیلدکنت، ۱۹۹۴). کاربرد دیگر تلسکوپ‌های نوری شامل نظارت بر مجموعه ماهواره‌های زمین آهنگ می‌باشد که به‌صورت هماهنگ توسط یک مرکز کنترل واحد کنترل نمی‌شود. این کار سبب می‌شود که پیش از تصادف احتمالی این ماهواره‌ها آگاهی لازم به دست آید تا پیشگیری مربوطه صورت گیرد. علاوه بر مزیت غیر فعال بودن کامل این روش، عکس‌های تلسکوپی می‌تواند مکان ماهواره‌های زمین ثابت را در پهنه آسمان با دقت نوعاً ۱ ثانیه (دویست متر) که به‌مراتب بهتر از اندازه‌گیری‌های زاویه‌ای آنتن ردیابی معمول است، در اختیار گذارد.

در روش‌های تعیین مدار بر اساس سیستم‌های اپتیکی به‌منظور تعیین وضعیت ماهواره از اطلاعات موقعیتی ستارگان استفاده می‌شود، لذا در مرحله نخست باید موقعیت پیکسلی ماهواره و ستاره‌ها تشخیص داده شود. از آنجا که ماهواره در تصاویر برداشت شده توسط سیستم ردیابی اپتیکی به‌صورت رد ظاهر می‌شود، تعیین مدل مربوط به رد ماهواره از اهمیت بالایی برخوردار است. در این مقاله در بخش ۲ به الگوریتم تشخیص و مدل‌سازی رد ماهواره پرداخته می‌شود که در این مرحله به‌منظور تشخیص رد نیاز است. ابتدا خط مربوط به رد ماهواره تشخیص داده شده، و سپس نقاط ابتدا و انتهای رد تعیین شوند. انتخاب این نقاط بر روی وضعیت ماهواره نسبت به ستارگان و تعیین مدار تأثیر زیادی می‌گذارد، لذا برای تعیین مدار دقیق به تشخیص این نقاط با دقت بالا نیازمندیم. پس از تشخیص نقاط ابتدا و انتهای رد، بعد و میل ستاره به این نقاط نسبت داده می‌شود و در نهایت آزیموت و ارتفاع برای نقاط ابتدا و انتهای رد ماهواره تعیین می‌شود. این اطلاعات محاسبه شده ورودی الگوریتم تعیین مدار اولیه به حساب می‌آیند. در بخش ۳ الگوریتم پیشنهادی بر روی عکس ماهواره MUOS پیاده‌سازی می‌شود و در نهایت در بخش ۴ آزیموت و ارتفاع استخراج شده از الگوریتم پیشنهادی با مقدار برآورد شده از مختصات دقیق مداری مقایسه شده و نتایج حاصل از این تحقیق ارائه می‌شود.

۲. روش تحقیق

همان‌طور که اشاره شد به‌منظور تعیین دقیق مدار ماهواره در سیستم‌های اپتیکی نیاز غیر قابل انکاری به تشخیص رد ماهواره در عکس‌های نجومی وجود دارد. برای این منظور در این تحقیق یک روش خودکار برای استخراج رد ماهواره پیشنهاد شده است. شکل ۱ مراحل کلی روش پیشنهادی را نشان می‌دهد. در ادامه به تشریح الگوریتم پیشنهادی خواهیم پرداخت.



شکل ۱. الگوریتم روش پیشنهادی تعیین مدار ماهواره.

۲-۱. حذف نوفه

به عنوان اولین قدم پس از اخذ عکس، باید خطاهای موجود در عکس تصحیح شوند. در نگاه کلی نوفه در برابر سیگنال به عنوان سیگنال ناخواسته یا اطلاعات جمع‌آوری شده بدون برنامه‌ریزی قبلی شناخته می‌شود. در پردازش تصویر، نوفه را می‌توان به‌صورت تغییرات تصادفی ناخواسته در اطلاعات رنگی یا درجات خاکستری نیز تعریف کرد. عوامل اصلی ایجاد نوفه در تصاویر غالباً در مراحل ثبت و انتقال تصویر رخ می‌دهند. عملکرد سنجنده تصویربرداری وابسته به عوامل متعددی از جمله شرایط محیطی در حین اخذ تصویر و کیفیت عناصر موجود در صحنه تصویربرداری است (بودس و همکاران، ۲۰۰۵). شرایط خاص تصویربرداری از اجرام سماوی شامل پس‌زمینه با رنگ تیره و وجود عوارض نورانی باعث حضور نوفه‌ها در تصویر می‌شود. کاهش نویز معمولاً اولین پردازشی است که در تحلیل تصاویر دیجیتال انجام می‌گیرد. فرآیند حذف نویز نه‌تنها باید نویز را حذف کند و یا کاهش دهد بلکه باید از مات شدن تصویر و یا حذف و تغییر، به‌خصوص در لبه‌ها جلوگیری کند (گونزالز و وودز، ۲۰۰۹). در این مقاله با الهام از

روش‌های مبتنی بر معادلات نفوذ گرما، روشی برای کاهش نویز تصاویر ارائه می‌شود که از ویژگی‌های مهم آن جلوگیری از تغییر مکان عوارض در تصاویر یا به عبارت دیگر حفظ ساختار تصویر است. روش مبتنی بر معادله نفوذ گرما روشی است که بر اساس تکرار بنا شده است (ویراتانگا و کامات،۲۰۰۲ و ۲۰۰۳).

برای حل معادلات نفوذ روش‌های مختلفی وجود دارد، اما برای کاربرد آن در حذف نوفه تصاویر رقومی لازم است که روش‌های عددی به‌کار گرفته شوند (گریگ و همکاران، ۱۹۹۲). در این تحقیق به‌منظور یافتن تعداد تکرار روش عددی از شاخص شباهت ساختاری SSI ((Structural Similarity Index)) استفاده شده است. شاخص شباهت ساختاری علاوه بر تغییرات درجه خاکستری، سعی دارد اطلاعات مربوط به کنتراست و ساختارهای موجود در تصویر را نیز در مقایسه تصاویر لحاظ کند. این شاخص به‌صورت مضربی از این سه معیار (میزان روشنایی، کنتراست و ساختار) مطابق معادله (۱) بیان می‌شود:

$$SSI = [l(x.y)]^{\alpha} \cdot [c(x.y)]^{\beta} \cdot [s(x.y)]^{\gamma} \qquad (۱)$$

این الگوریتم با تعداد تکرارهای متفاوت اجرا می‌شود و مقدار این شاخص برای هر تعداد تکرار محاسبه شده و تکراری که در آن مقدار شاخص بیشینه باشد، به عنوان تعداد تکرار بهینه انتخاب می‌شود (ونگ و همکاران، ۲۰۰۴).

۲-۲. استخراج و حذف اطلاعات مربوط به ستاره

پس از تصویربرداری از ستارگان باید مرکز ستارگان را با دقت بسیار بالایی استخراج کرد. به عبارت دیگر هدف از این مرحله یافتن مختصات ستارگان در سیستم مختصات پیکسلی با دقت زیر- پیکسل می‌باشد. مرحله اول در یافتن مراکز ستارگان عبارت است از تشخیص مکان‌ها و مقیاس‌هایی که بتوان آنها را در نمادهای مختلف یک شئ به‌گونه‌ای تکرارپذیر تعیین کرد. یافتن نقاطی که نسبت به تغییر مقیاس تصویر ثابت باشند، از طریق جستجوی ویژگی‌های ثابت در میان تمام مقیاس‌های ممکن و با استفاده از تابع پیوسته‌ای از مقیاس که به عنوان فضای مقیاس شناخته شده صورت می‌گیرد (ویتکین، ۱۹۸۳). کوندریک (۱۹۸۴) و لیدنبرگ (۱۹۹۴) ثابت کردند که تنها تابع فضای مقیاس تحت مفروضات قابل قبولی، تابع گوسی می‌باشد. درصورتی‌که بتوان نقاط با بیشینه شدت را به طور مستقیم استخراج کرد دیگر نیازی به دسته‌بندی و سپس تعیین دقیق مرکز روشنایی نخواهد بود. در الگوریتم تشخیص مرکز ستاره نقاط بیشینه محلی تابع تفاضل گوسی به عنوان مراکز اولیه ستارگان در نظر گرفته می‌شود. جهت تشخیص بیشینه محلی تابع تفاضل گوسی، $D(x,y,\sigma)$، هر نقطه نمونه با ۸ نقطه در تصویر خود و ۹ نقطه مجاور در مقیاس بالا و پایین مقایسه شده، این نقطه در صورتی انتخاب می‌شود که از تمام نقاط مجاور بزرگ‌تر باشد. بنابراین بر خلاف روش‌های پیشین ملاک تصمیم‌گیری توزیع شدت در پیکسل‌های مجاور خواهد بود که این باعث می‌شود که روش پیشنهادی نسبت به تغییرات درجه خاکستری در یک ناحیه بزرگ حساس نباشد. با تعیین صحیح آستانه انتخاب، می‌توان ستارگان با قدر مشخص را از تصویر استخراج کرد.

در این تحقیق پس از تشخیص مراکز ستاره‌ها، به‌منظور حذف آنها از عکس، ابتدا با استفاده از عملگرهای مورفولوژی مرزهای موجود در عکس استخراج می‌شود. عملگرهای مورفولوژی از جمله عملگرهای ریاضی مبتنی بر شکل هستند؛ بنابراین تغییری در شکل ستاره‌ها و به‌ویژه رد ماهواره ایجاد نمی‌کنند (گونزالز و وودز، ۲۰۰۹). برای این منظور در این تحقیق از اپراتور سایش (Erosion) برای تشخیص مرز استفاده شد. از جمله مرزهای استخراج شده در این مرحله، مرز مربوط به ستاره‌ها است که مورد توجه قرار دارند.

$$A \ominus B = \{x|(B)_x \subseteq A\} \qquad (۲)$$

$$\beta(A) = A - (A \ominus B) \qquad (۳)$$

که در آنها، A تصویری است که الگوریتم حذف نوفه بر روی آن اعمال شده است و B یک ماتریس مربعی 7×7 است. با استفاده از معادله (۲) تصویر سایش پیدا می‌کند، عملگر سایش در واقع نواری از مرز عوارض موجود در تصویر را می‌ساید. با اعمال معادله (۳)، تصویر سایش یافته از تصویر اصلی کم می‌شود و تنها لبه‌های موجود در تصویر باقی می‌ماند (وندروال و همکاران، ۱۹۹۴).

به‌منظور حذف ستاره پنجره‌ای به ابعاد مشخص و به مرکز هر ستاره بر روی تصویر مرزها قرار داده می‌شود و با به‌کارگیری عملگر کمینه در هر پنجره مرکز ستاره و پیکسل‌هایی که تحت تأثیر ستاره هستند حذف می‌شوند. برای حذف همه ستارگان این دو مرحله یعنی تشخیص و حذف ستارگان را به‌صورت هم‌زمان و با روند تکراری انجام می‌شود. ستاره‌های موجود در عکس از نظر میزان روشنایی متفاوت هستند از این‌رو تعداد پیکسل‌های متفاوتی تحت تأثیر ستارگان قرار دارند.

۲-۳. استخراج مختصات سماوی ستارگان

موقعیت نسبتاً ثابت ستارگان در فضا و حرکت قابل پیش‌بینی زمین باعث شده است تا از ستارگان به عنوان یک منبع بسیار دقیق جهت ناوبری استفاده شود. مختصات ستارگان در کاتالوگ‌ها با دو کمیّت بعد (زاویه بین دایره ساعتی گذرنده از نقطه اعتدالین بهاری و دایره ساعتی گذرنده از ستاره) و میل (زاویه بین امتداد ستاره و صفحه استوای سماوی) بیان می‌شود. کاتالوگ‌های ستاره در ابعاد مختلف و شامل هزار تا صد میلیون ستاره هستند که به عنوان یک پایگاه داده‌ی مهم در کاربردهای مختلفی به‌کار گرفته می‌شوند. اطلاعات کاتالوگ‌های ستاره توسط ماهواره‌های خاص یا تلسکوپ‌های زمینی جمع‌آوری شده است و معمولاً شامل تخمین‌هایی از موقعیت ستاره‌ها به همراه خطاهای موقعیتی و تخمین‌هایی از قدر هر ستاره در چند باند نوری، حرکات خاص ستاره و خطاهای آنها می‌باشد. یک کاتالوگ ستاره، شامل اطلاعاتی از قبیل بعد و میل ستاره، روشنایی ظاهری و مطلق آن در باندهای مختلف، خصوصیات مثلثی، اطلاعات نورسنجی، اطلاعات مربوط به حرکت خاص ستاره، اطلاعات طیفی و غیره است. از خصوصیات مهم یک کاتالوگ ستاره، بالا بودن دقت‌های موقعیت ستاره و کامل بودن تعداد آنهاست. سازمان‌ها و رصدخانه‌های زیادی در جهان وجود دارند که سعی کرده‌اند با بهبود روش‌ها و وسایل اندازه‌گیری، انواع مختلفی از کاتالوگ‌های ستاره را با تعداد بالایی از ستاره ایجاد کنند که هرکدام کاربردها و ویژگی‌های خاص خود را دارا هستند. در این تحقیق از کاتالوگ Hipparcos استفاده شده است. اطلاعات موقعیت ستارگان در کاتالوگ نسبت به تاریخ ۱ ژانویه سال ۲۰۰۰ میلادی آماده‌سازی شده است. در نتیجه برای استفاده از اطلاعات کاتالوگ باید اطلاعات موقعیت آن به‌روزرسانی شود (پریمن و همکاران، ۱۹۹۷).

۲-۴. انطباق

پس از استخراج مراکز ستارگان با استفاده از تکنیک‌های پردازش تصاویر، باید آنها را با مختصات سماوی مربوطه که از کاتالوگ استخراج شده است، منطبق کرد. به عبارت دیگر هدف یافتن نقاط متناظر در این دو دسته نقطه یعنی k جفت نقطه‌ای که تحت یک تبدیل خاص به یکدیگر مرتبط باشند، خواهد بود. در این تحقیق تناظریابی به عنوان یک مسئله تخمین بیشینه انتظار با قید همگرایی حرکت بر روی میدان سرعت مطرح می‌شود به‌طوری‌که یک دسته نقطه دارای حرکتی همگرا برای منطبق شدن بر دسته دوم می‌باشند. اساس کار، منطبق کردن یک مدل آمیخته گوسی بر دسته اول است به‌طوری‌که مراکز اولیه آنها موقعیت نقاط در سیستم مختصات اول می‌باشد. فرآیند منطبق شدن مراکز مدل گوسین به موقعیت نهایی آنها (نقاط در سیستم مختصات دوم) به عنوان یک حرکت موقت با قید همگرایی حرکت در نظر گرفته می‌شود. خروجی الگوریتم انطباق مختصات

پیکسلی و سماوی ستارگان ماتریس P خواهد بود که ستون iام آن احتمال متناظر بودن ستاره iام با تک‌تک ستارگان در کاتالوگ می‌باشد. در الگوریتم پیشنهادی تناظریابی به عنوان یک مسئله تخمین بیشینه انتظار(Expectation Maximazation) با قید همگرایی حرکت بر روی میدان سرعت مطرح می‌شود، به‌طوری‌که یک دسته نقطه دارای حرکتی همگرا برای منطبق شدن بر دسته دوم می‌باشند. اساس کار، منطبق کردن یک مدل آمیخته گوسی (Gaussian Mixture Model) بر دسته اول است، به‌طوری‌که مراکز اولیه آنها موقعیت نقاط در سیستم مختصات اول می‌باشد (فرزانه، ۲۰۰۸). پس از انجام این مراحل، وضعیت ستارگان در سیستم مختصات سماوی و سیستم مختصات پیکسلی موجود می‌باشد ولی از آنجا که تبدیل این دو سیستم به‌صورت مستقیم امکان‌پذیر نیست از مختصات مماسی (ξ،η) به عنوان یک واسطه استفاده می‌شود که این مختصات‌ها با تصویر کردن مختصات سماوی بر روی صفحه مماس بر کره‌ی سماوی در نقطه ($\alpha_0\beta_0$) به دست می‌آیند. با استفاده از تعدادی نقاط متناظر که از انطباق ستاره‌های تشخیص داده شده با کاتالوگ به دست آمد، از مدل‌های تجربی مانند توابع گویا و چند جمله‌ای با ضرایب مختلف، مدل مناسب بین مختصات پیکسلی و سماوی ستارگان مشخص می‌شود. از آنجا که افزایش ضرایب به عنوان یک محدودیت شناخته می‌شود زیرا سبب افزایش نقاط متناظر شده و ممکن است در بعضی عکس‌ها به اندازه کافی نقطه کنترل موجود نباشد، باید تبدیلی را انتخاب کرد که علاوه بر کمترین بردار خطا، تعداد نقاط کنترل کمتری نیاز داشته باشد. بر این اساس توابع چند جمله‌ای از درجه سوم انتخاب شده است (شریفی و همکاران، ۲۰۱۷). بدین‌ترتیب برای نقاط ابتدا و انتهای رد ماهواره مختصات سماوی حاصل می‌شود.

۲-۴. مدل‌سازی اثر رد ماهواره

به‌منظور مدل‌سازی رد اثر ماهواره باید پیکسل‌های مربوط به رد را جدا کرد. در این تحقیق برای جداسازی پیکسل‌های رد اثر ماهواره ابتدا عکس خروجی از مرحله قبل به عکس باینری تبدیل می‌شود. برای این منظور، باید با توجه به میزان روشنایی اثر رد هر ماهواره یک حد آستانه معرفی کرد تا تنها پیکسل‌هایی که روشن باقی می‌مانند، کاندیدای رد ماهواره باشند. نکته مهم در این راستا این است که با توجه به متفاوت بودن میزان روشنایی ردهای مختلف، در این تحقیق باید بیشترین مقدار روشنایی که روشن ماندن رد را تضمین می‌کند، تعیین کرد. باید توجه کرد که کم بودن مقدار حد آستانه باعث می‌شود علاوه بر رد، اشیای دیگری نیز در عکس به‌صورت پیکسل روشن باقی بمانند. لذا لازم است رد اثر ماهواره را از سایر اشیا جدا کرد. برای این منظور از روش خوشه‌بندی بر مبنای چگالی (DBSCAN (Density-Based Spatial Clustering of Applications with Noise)) استفاده می‌شود (استر و همکاران، ۱۹۹۶). بدین‌ترتیب پیکسل‌های کم‌چگالی که به عنوان نوفه در خارج از محدوده رد قرار دارند، با استفاده از روش مذکور شناسایی و حذف می‌شوند. این روش بر مبنای چگالی مکانی داده‌ها عمل می‌کند و با دریافت دو پارامتر حداقل نقطه و شعاع همسایگی، داده‌هایی را که تعداد آنها در شعاع همسایگی مورد نظر کمتر از حداقل نقطه تعریف شده است و در حالت اتصال به هیچ خوشه دیگری قرار ندارند، به عنوان نوفه شناسایی می‌کند (استر و همکاران، ۱۹۹۶). در مورد عکس‌های نجومی مورد بحث، سیگنال، پیکسل‌های روشن مربوط به رد در تصویر باینری و نوفه، ستاره‌ها و اشیاء دیگر موجود در تصویر هستند. از آنجا که چگالی پیکسل‌ها در اطراف رد به شکل معناداری بیشتر از نوفه‌های موجود در عکس است، این روش برای تشخیص نوفه در عکس‌های نجومی بسیار کارآمد است. بدین‌ترتیب می‌توان خوشه‌های مربوط به رد را از نوفه شناسایی کرد. خروجی این مرحله یک عکس باینری است که تنها پیکسل‌های اثر ردهای ماهواره در آن روشن باقی می‌ماند. در این مرحله با توجه به اینکه ممکن است

عکس شامل چند رد باشد، ابتدا عمل برچسب‌گذاری اجزای متصل (Connected Component Labeling) انجام می‌شود. در عمل برچسب‌گذاری برای هر پیکسل متصل به هم، یک اندیس انتخاب می‌شود. حال ممکن است در عکس‌های نجومی به‌جز رد ماهواره اشیای دیگری نیز موجود باشد. برای جداسازی این اشیا از رد ماهواره دو معیار استفاده شده است. معیار اول تعداد پیکسل‌های رد ماهواره در نظر گرفته شده است که باید از یک حد آستانه‌ای بزرگ‌تر باشد. معیار دوم که نقش اصلی را در جداسازی خوشه رد از سایر خوشه‌ها بازی می‌کند، نسبت بیشینه مقدار خطا به طول رد می‌باشد. در این حالت برای به دست آوردن مقدار خطا نیاز است بهترین خط که به داده‌های هر رده (کلاس) برازش داده می‌شود را حساب کرد. حال برای به دست آوردن بهترین خط پس از حذف نوفه با استفاده از الگوریتم DBSCAN، تعداد زیادی نقاط روشن که نماینده رد و تعدادی پیکسل‌های غیر ردی خواهیم رسید که به عنوان Outlier شناخته می‌شوند که باید جهت استخراج مدل مناسب برای اثر رد ماهواره این داده‌ها شناسایی شوند. بدین‌منظور می‌توان از الگوریتم RANSAC (Random Sample and Consensus) که در سال ۱۹۸۱ توسط فیشلر و بولر پیشنهاد شده است (فیشلر و بولز، ۱۹۸۱) استفاده کرد. لذا به ازای هر رد، مدل مناسب آن استخراج شده است که می‌توان با استفاده از پارامترهای مدل مقدار بیشینه خطا را برای هر رده استفاده کرد. چنانچه معیار دوم از حد آستانه‌ای کمتر باشد، به عنوان خوشه رد شناسایی می‌شود. در نهایت برای هر خوشه مدل مناسبی حاصل می‌شود که منجر می‌شود تا نقاط ابتدا و انتهای رد با دقت مناسبی مشخص شوند (شریفی و همکاران، ۲۰۱۷).

۲-۵. ترمیم ردهایی که بخشی از آنها در مرحله حذف ستاره از بین رفته است

در برخی تصاویر ممکن است ستاره‌ای بر روی رد ماهواره قرار گیرد و لذا در مرحله حذف ستاره قسمتی از رد ماهواره نیز حذف می‌شود. برای حل این مشکل، بعد از حصول خط تخمینی، فاصله تمام ستاره‌ها را از خط محاسبه کرده و چنانچه فاصله ستاره‌ای از یک حد مشخص کمتر شود، ستاره و یا ستاره‌های مذکور از لیست ستاره‌های شناسایی شده حذف می‌شوند و تمام مراحل از حذف ستاره مجدداً تکرار می‌شوند. به این ترتیب قسمت‌هایی از رد که پیش از این ناخواسته حذف شده بودند به رد اضافه می‌شوند و مدل دقیق‌تری برای رد ماهواره تخمین زده خواهد شد.

۲-۶. محاسبه دو کمیت آزیموت (Azimuth) و ارتفاع (Elevation) برای نقاط ابتدا و انتهای رد ماهواره

برای به دست آوردن آزیموت و ارتفاع باید مختصات در سیستم توپوسنتریک مشخص باشد. در این تحقیق سیستم مختصات توپوسنتریک به‌گونه‌ای تعریف می‌شود که مرکز آن ایستگاه ردیابی، محور z موازی با محور دوران زمین، محور x موازی با محور x سیستم مختصات اینرشیال (به سمت نقطه ورنال) و محورy به‌گونه‌ای تعریف می‌شود که سیستم دست راستی باشد. در واقع هدف از تعریف این سیستم ارتباط دادن مشاهدات اثر ماهواره (مستخرج از ستارگان ثبت شده در تصویر) با آزیموت و زاویه ارتفاعی می‌باشد. در واقع در تصویر با دو نوع مشاهده روبرو هستیم: الف) ستارگان که در ارتباط با آنها می‌توان از شعاع کره زمین در برابر فاصله آنها از زمین صرف‌نظر کرد و ب) مشاهده رد ماهواره که بر خلاف ستارگان نمی‌توان از اثر پارالاکس صرف‌نظر کرد. در این راستا برای به دست آوردن آزیموت و ارتفاع از مختصات پیکسلی ابتدا و انتهای رد ماهواره، ابتدا مختصات ستاره در سیستم مختصات ژئوسنتریک از کاتالوگ استخراج می‌شود. از آنجا که سیستم‌های مختصات ژئوسنتریک و توپوسنتریک بر هم منطبق نیستند، مقدار بعد و میل یک نقطه برای این دو سیستم متفاوت خواهد بود. در حالتی که فاصله‌ی شیء از مرکز زمین نسبت به فاصله ردیاب از زمین، بسیار بیشتر باشد (مانند سیاره‌ها و ستاره‌ها) اختلاف

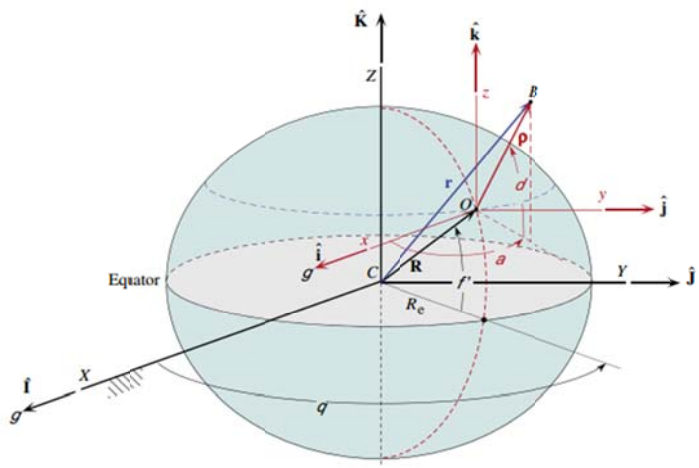
بین میل و بعد یک نقطه در دو سیستم مختصات ژئوسنتریک و توپوسنتریک قابل اغماض خواهد بود. به‌این‌ترتیب برای ستاره‌ها، میل و بعد توپوسنتریک و ژئوسنتریک برابر است. از آنجا که هدف به دست آوردن مختصات توپوسنتریک نقاط ابتدا و انتهای رد ماهواره می‌باشد، با استفاده از مختصات پیکسلی مراکز ستاره که در مرحله ۲-۲ تشخیص داده شده است و با استفاده از روش پیشنهادی در مراحل ۲-۳ و ۲-۴ می‌توان با مشخص بودن مختصات پیکسلی نقاط ابتدا و انتهای رد ماهواره، مختصات سماوی (مختصات توپوسنتریک) آنها را به دست آورد. از آنجا که پارامترهای ورودی تعیین مدار به‌صورت آزیموت و ارتفاع بیان می‌شوند، با استفاده از روابط زیر مختصات توپوسنتریک به آزیموت و ارتفاع تبدیل می‌شود.

در شکل ۶ مختصات توپوسنتریک به مرکز نقطه o نمایش داده شده است، α و δ به‌ترتیب زاویه بعد و میل توپوسنتریک هستند. در این حالت بردار یکه $\hat{\rho}$ مطابق رابطه (۴) بیان می‌شود:

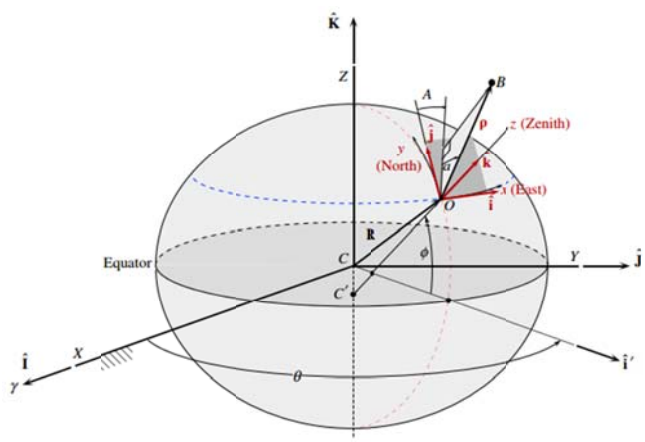
$$\hat{\rho} = \cos\delta\cos\alpha\,\hat{i} + \cos\delta\sin\alpha\,\hat{j} + \sin\delta\,\hat{k} \quad (۴)$$

شکل ۷ نیز سیستم مختصات توپوسنتریک افقی را نشان می‌دهد که در آن A و a دو پارامتر آزیموت و ارتفاع هستند. در این حالت بردار یکه $\hat{\rho}$ مطابق رابطه (۵) بیان می‌شود:

$$\hat{\rho} = \cos a\cos A\,\hat{i} + \cos a\sin A\,\hat{j} + \sin a\,\hat{k} \quad (۵)$$



شکل۶. نمایش سیستم مختصات سماوی توپوسنتریک (کورتیس، ۲۰۱۳).



شکل۷. نمایش سیستم مختصات توپوسنتریک افقی (کورتیس، ۲۰۱۳).

حال با توجه به مشخص بودن مختصات توپوسنتریک ابتدا و انتهای رد ماهواره (مطابق رابطه (۷))، می‌توان با استفاده از روابط (۸) و (۹) ارتفاع و آزیموت را برای نقاط ابتدا و انتهای رد ماهواره محاسبه کرد.

$$\hat{\rho} = \begin{bmatrix} East \\ North \\ Up \end{bmatrix} \tag{۶}$$

$$\begin{bmatrix} East \\ North \\ up \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos a \cos A \\ \cos a \sin A \\ \sin a \end{bmatrix} \tag{۷}$$

$$a = \sin^{-1}(up) \tag{۸}$$

$$\mathrm{A} = \begin{cases} \cos^{-1}(\dfrac{East}{\cos(a)}) \\ 360^{\circ} - \cos^{-1}(\dfrac{East}{\cos(a)}) \end{cases} \tag{۹}$$

پس از محاسبه ارتفاع و آزیموت نقاط ابتدا و انتهای رد ماهواره به‌منظور ارزیابی روش پیشنهادی مقدار این دو پارامتر برای ماهواره Grace با مقدار این دو پارامتر با استفاده از مختصات دقیق ماهواره در اپک مشاهداتی مقایسه می‌شود. مختصات دقیق ماهواره در سیستم مختصات ECI (I,J,K) به‌صورت (x,y,z) موجود است. بر خلاف ستاره‌ها اختلاف بین سیستم مختصات توپوسنتریک و ژئوسنتریک برای ماهواره قابل چشم‌پوشی نیست، لذا باید برای ماهواره‌ها مختصات توپوسنتریک محاسبه شود. یکی از پارامترهای مورد نیاز برای به دست آوردن مختصات توپوسنتریک، ρ در سیستم مختصات توپوسنتریک است که با توجه به شکل ۷ از رابطه (۱۰) به دست می‌آید:

$$\rho = r - R \tag{۱۰}$$

در رابطه (۱۰) پارامتر r فاصله ماهواره از مرکز زمین، R فاصله ایستگاه ردیاب از مرکز زمین و ρ فاصله بین ایستگاه ردیابی و ماهواره است. بردار r از فایل مختصات دقیق مداری به دست می‌آید و پارامتر R نیز با در اختیار داشتن مختصات ژئودتیکی ایستگاه ردیابی با توجه به رابطه (۱۱) محاسبه می‌شود.

$$R = \left[\frac{R_e}{\sqrt{1-(2f-f^2)\sin^2\varphi}} + H \right] \cos\varphi(\cos\theta \hat{I} + \sin\theta \hat{J}) + \left[\frac{R_e (1-f)^2}{\sqrt{1-(2f-f^2)\sin^2\varphi}} + H \right] \sin\varphi \hat{K} \tag{۱۱}$$

در رابطه (۱۱) پارامتر φ عرض ژئودتیکی، θ زمان نجومی محلی، R_e نصف قطر اطول بیضی و f پارامتر فشردگی بیضی است. بدین‌ترتیب با استفاده از رابطه (۱۰)، اختلاف دو پارامتر r و R، فاصله بین ایستگاه ردیاب و ماهواره در سیستم مختصات ژئوسنتریک حاصل می‌شود. به‌منظور تبدیل مختصات به سیستم مختصات توپوسنتریک، سه ماتریس دوران مطابق رابطه (۱۲) به مختصات ژئوسنتریک ρ اعمال می‌شود.

$$\rho^{LG} = p_2 R_2(\varphi - \frac{\pi}{2}) R_3(\theta - \pi) \rho^{G} \tag{۱۲}$$

که ماتریس p_2 مطابق رابطه (۱۳) بیان می‌شود:

$$p_2 = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & -1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \tag{۱۳}$$

بدین‌ترتیب مختصات نقاط ابتدا و انتهای رد ماهواره در سیستم مختصات توپوسنتریک (به مرکز ایستگاه ردیابی) به دست می‌آید (کورتیس، ۲۰۱۳). در نهایت با استفاده از روابط (۸) و (۹) آزیموت و ارتفاع برای ابتدا و انتهای رد محاسبه می‌شود.

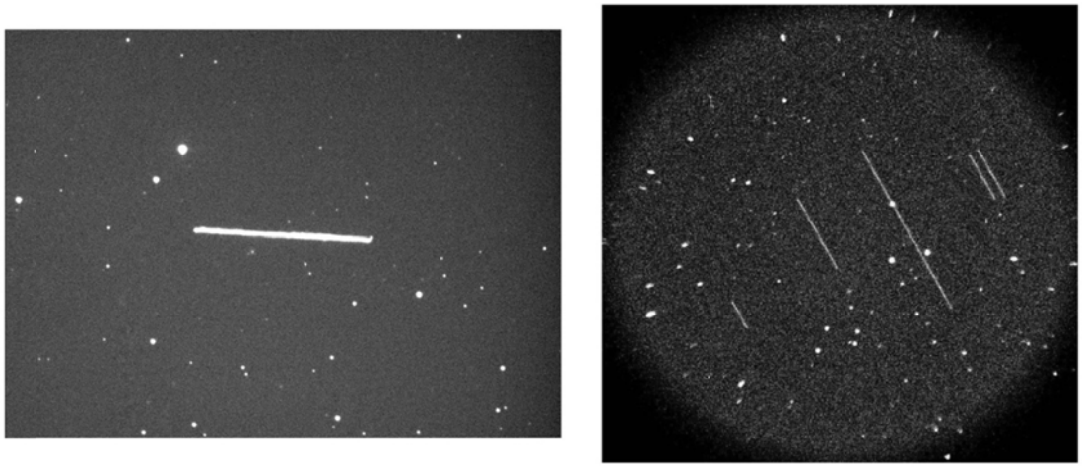
۳. پیاده‌سازی

روش پیشنهادی این تحقیق بر روی دو عکس که یکی توسط CCDهای Ixon Ultra 888 و دیگری توسط CCDهای SBig 16303 Blooming اخذ شده، به‌منظور انجام آزمایش‌ها و بررسی‌ها مورد استفاده قرار گرفته‌اند. شکل ۸ تصاویر نمونه به‌کار گرفته شده در

این تحقیق را نشان می‌دهد. لازم به ذکر است که با توجه به محدودیت استفاده از مشاهدات با مشخصات کامل ایستگاه تصویربرداری، در این تحقیق از یک تصویر با مشخصات کامل جهت ارزیابی روش پیشنهادی و یک تصویر جهت ارزیابی کارایی روش بر روی تصاویر مختلف استفاده شده است. در اینجا تصویر سمت چپ مربوط به ماهواره MUOS4 می‌باشد که از جمله ماهواره‌های مخابراتی نظامی نسل جدید است که در مدار ژئو قرار دارد و همه اطلاعات مداری آن در دسترس و تصویر سمت راست مربوط به تصویر شبیه‌سازی‌شده ماهواره‌هایی است که اطلاعات آن در دسترس نیست و فقط برای ارزیابی الگوریتم مورد استفاده قرار گرفته است.

۳-۱-۱. حذف نوفه

الگوریتم حذف نوفه با استفاده از معادلات نفوذ بر روی تصویر نشان داده شده در شکل ۶ اعمال شد. همان‌طور که گفته شد مقدار پارامتر هدایت برای این روش برابر سه در نظر گرفته شد. به‌منظور محاسبه تعداد تکرار بهینه برای این الگوریتم، از شاخص SSI استفاده کردیم. تعداد تکراری که بیشینه مقدار شاخص را برآورد کند، به عنوان تعداد تکرار بهینه انتخاب می‌شود. خروجی حاصل از این مرحله در شکل ۹ نشان داده شده است.



شکل۸. تصاویر نمونه به‌کار گرفته شده، سمت چپ: ماهواره MUOS در تاریخ ۲۴ سپتامبر ۲۰۱۵ توسط CCDهای SBig 16303 Blooming، سمت راست تصویر اخذ شده توسط CCDهای Ixon Ultra 888 به همراه ماهواره‌های شبیه‌سازی شده.

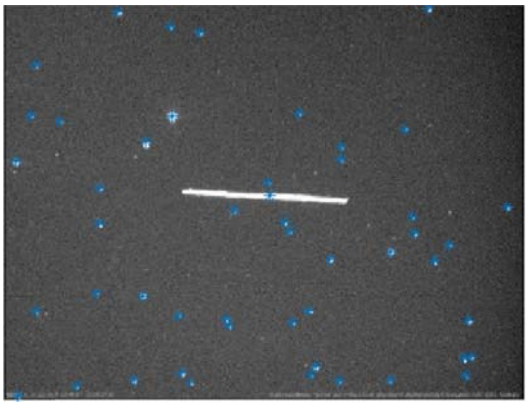
شکل۹. حذف نوفه در تصویر نمونه با استفاده از معادلات نفوذ.

۳-۱-۲. حذف ستاره

پس از حذف نوفه، مراکز ستاره‌های موجود در عکس با استفاده از الگوریتم SIFT و پارامترهای موجود در جدول ۱ استخراج و با الگوریتم پیشنهاد شده حذف گردید. در این مقاله برای حذف ستارگان ابعاد پنجره 15×15 انتخاب شد. شکل ۱۰ و ۱۱ خروجی حاصل از تشخیص و حذف ستاره است.

جدول۱. پارامترهای الگوریتم SIFT جهت استخراج مراکز ستارگان.

SIFT Parameters	
Scl	2.1
Threshold	10
Radius1	4
Radius2	4
Radius3	4
Octaves	5
Sigma	1.5
Edge Ratio	5



شکل۱۰. ستاره‌های تشخیص داده شده در تصویر مربوط به ماهواره MUOS.

شکل۱۱. تصویر بدون ستاره مربوط به ماهواره MUOS.

۳-۱-۳. استخراج مختصات سماوی ستارگان

با استفاده از الگوریتم بخش ۲-۳ عمل انطباق بین مختصات ستارگان موجود در کاتالوگ با مختصات پیکسلی به‌دست‌آمده از مرحله قبل با استفاده از پارامترهای ارائه شده در جدول ۲ انجام می‌شود.

جدول۲. پارامترهای الگوریتم انطباق.

Matching Parameters	
Sigma	1
Stopping Tolerance	1e-5
Annealing Contrast	0.37
Weight of Regularization	0.98
Maximum Number of Iterations	100

۳-۱-۴. مدل‌سازی رد ماهواره

در این مرحله به‌منظور مدل‌سازی رد ماهواره ابتدا با انتخاب حد آستانه ۱۵ برای روشنایی پیکسل‌ها (این مقدار به شکل تجربی به اندازه کافی کوچک انتخاب شده است)، عکس باینری تولید شد، بدین‌معنی که مقدار تمام پیکسل‌هایی که دارای روشنایی کمتر از ۱۵ بودند، به صفر تبدیل شد و مقادیر پیکسل‌های دارای روشنایی بیشتر و مساوی ۱۵ عدد ۲۵۵ جایگزین شد. پس از تولید عکس باینری باید خوشه‌بندی انجام شود. لازم به ذکر است در مرحله خوشه‌بندی مقدار پارامترهای حداقل نقطه و شعاع همسایگی به‌ترتیب ۲۰۰ و ۵۰ پیکسل اتخاذ شد. این پارامترها به شکل تجربی به اندازه کافی بزرگ هستند تا از هیچ ردی چشم‌پوشی نشود و همچنین هیچ ردی به دو و یا چند خوشه تقسیم نشود.

به‌منظور ترمیم ردهایی که به‌دلیل وجود ستاره ناقص شده‌اند باید فاصله تمام ستاره‌ها از خط تخمینی محاسبه شده و ستاره‌هایی که فاصله کمتر از ۱۰ پیکسل از رد داشته‌اند، از لیست ستاره‌ها حذف شوند. سپس مراحل حذف ستاره تا برآورد پارامترها بار دیگر تکرار شوند. تنها با این تفاوت که پس از خوشه‌بندی DBSCAN با پارامترهای حداقل نقطه و شعاع همسایگی به‌ترتیب ۲۰۰ و ۵۰ پیکسل، نوفه‌های شناسایی شده

حذف شده و سپس خوشه‌بندی بار دیگر با در نظر گرفتن پارامترهای ۲۰۰ و ۲۰ پیکسل انجام شود. قابل ذکر است که این مرحله برای تمام ردها تکرار می‌شود تا با کم کردن شعاع همسایگی نقاط غیر رد موجود در تصویر کاهش پیدا کرده و مدل تخمینی دقیق‌تری برآورد شود. در نهایت خروجی رد ماهواره به‌صورت عکس باینری مطابق با شکل ۱۲ به دست خواهد آمد.

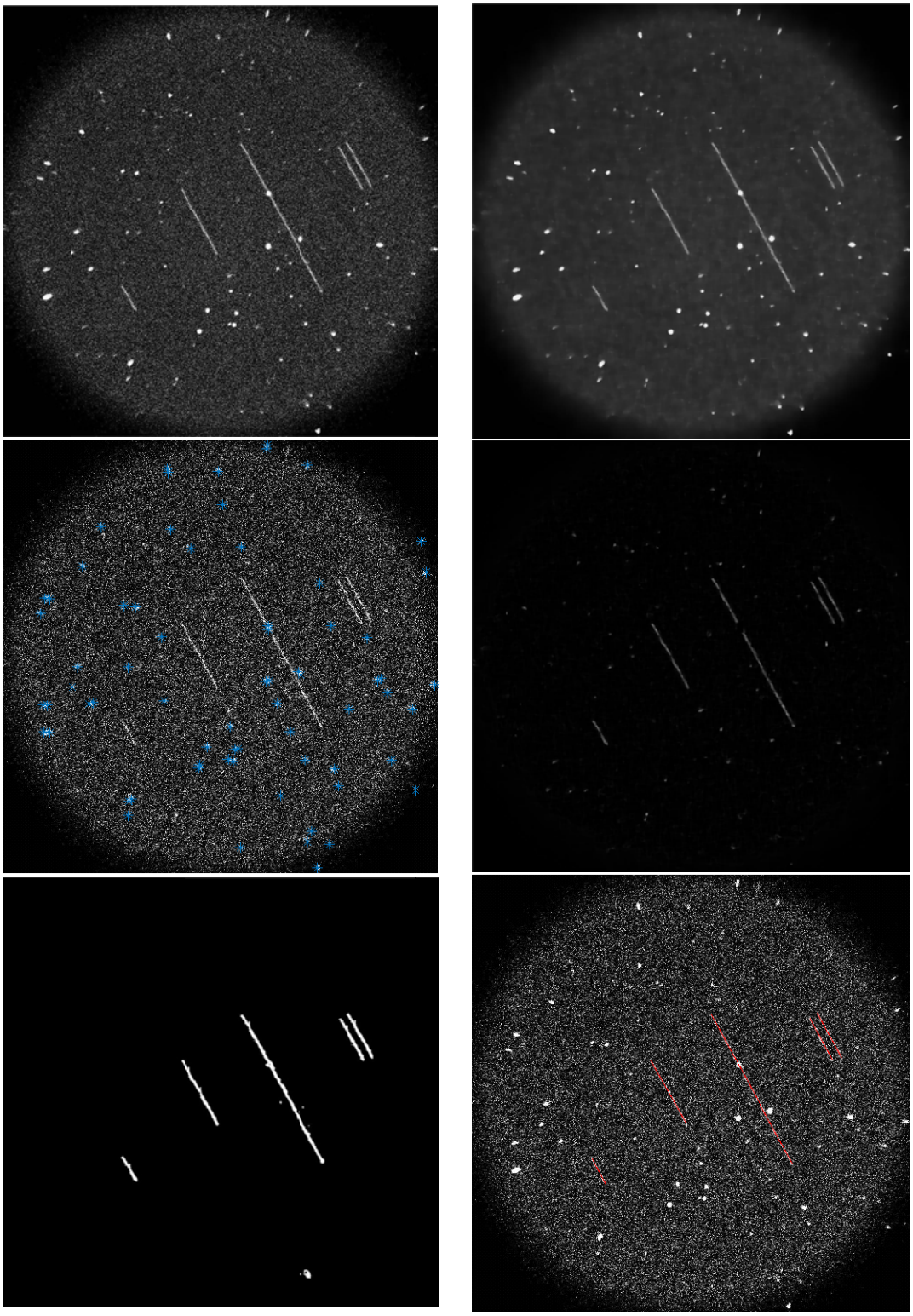
به‌منظور استخراج مدل رد، با استفاده از مختصات پیکسلی نقاط مربوط به رد ماهواره و با به‌کارگیری الگوریتم MSAC مدل متناسب با داده‌ها تخمین زده شد. شکل ۱۳ مدل رد استخراج شده برای دو تصویر را نشان می‌دهد. تعداد تکرار، تعداد نقاط نمونه در هر تکرار و حد آستانه برای تعیین نقاط inlier و outlier پارامترهایی هستند که باید به این الگوریتم معرفی شوند، در این تحقیق به‌ترتیب مقادیر ۵۰۰، ۲۰ و ۰/۰۴ با استفاده از شاخص SSI انتخاب شدند.

۳-۲. نتایج حاصل از الگوریتم پیشنهادی جهت تصاویر نجومی با یک رد ماهواره

چنانچه در تصاویر رقومی نجومی مورد استفاده به‌منظور استخراج خودکار رد ماهواره بیش از یک رد موجود باشد، الگوریتم پیشنهادی قابل اجرا است. بدین‌منظور برای پیاده‌سازی و به دست آوردن مختصات پیکسلی نقاط ابتدا و انتهای هر رد ماهواره الگوریتم را بر روی عکس شبیه‌سازی‌شده اجرا کرده و خروجی آن مطابق با شکل ۱۴ می‌باشد. در اینجا برای اختصار تنها به نتایج نهایی اکتفا شده است. در شکل ۱۴ به‌ترتیب تصویر اصلی، تصویر دی نویز شده، مراکز ستاره تشخیص داده شده در تصویر، حذف ستاره و تصویر باینری از تصویر نمونه، تصویر باینری نهایی برای ورود به الگوریتم استخراج رد و در نهایت ردهای موجود در تصویر نمایش داده می‌شود.

شکل ۱۲. تصویر باینری نهایی مربوط به ماهواره MUOS.

شکل ۱۳. مدل استخراج شده مربوط به تصویر ماهواره MUOS.



شکل ۱۴. خروجی الگوریتم پیشنهادی در تصاویر چند ردی.

۳-۳. مقایسه روش پیشنهادی با مختصات دقیق ماهواره

پس از استخراج مدل مناسب رد اثر ماهواره برای تصویر ماهواره MUOS نقاط ابتدا و انتهای ماهواره مشخص می‌شود. مختصات پیکسلی این نقاط با استفاده از روابط موجود در بخش ۲-۳ به مختصات سماوی که در جدول ۳ نشان داده شده است، تبدیل می‌شود.

با استفاده از روابط (۸) و (۹) مقدار آزیموت و زاویه ارتفاعی برای نقاط ابتدا و انتهای مدار ماهواره حاصل می‌شود. به‌منظور بررسی دقت الگوریتم پیشنهادی با استفاده از مختصات دقیق مداری ماهواره MUOS در اپک مشاهداتی، مقدار آزیموت و زاویه ارتفاعی را محاسبه کرده که برای این منظور ابتدا با استفاده از رابطه (۹) مختصات ژئوسنتریک ایستگاه ردیابی محاسبه می‌شود. سپس با استفاده از رابطه (۱۰) فاصله بین ماهواره و ایستگاه ردیابی در سیستم مختصات ژئوسنتریک به دست می‌آید. به دلیل زیاد نبودن فاصله بین ایستگاه ردیابی و ماهواره، با استفاده از رابطه (۱۲) مختصات توپوسنتریک ماهواره محاسبه می‌شود.

در نهایت با اعمال روابط (۸) و (۹) به مختصات توپوسنتریک محاسبه شده، آزیموت و زوایه ارتفاعی با استفاده از مختصات دقیق ماهواره استخراج می‌شود. جدول ۴ مقدار آزیموت و زوایه ارتفاعی با استفاده از الگوریتم پیشنهادی و مختصات دقیق مداری ماهواره را نشان می‌دهد. در نهایت جدول ۵ شامل تفاضل بین آزیموت و زوایه ارتفاعی بین دو الگوریتم مورد استفاده را بیان می‌کند.

جدول۳. مختصات سماوی و پیکسلی ابتدا و انتهای رد ماهواره.

	TIME	X_Pixel	Y_Pixel	Ra(J2000)	Dec(J2000)
Start	2015/09/24 12:05:47.66002	371.1382	398.0481	15:25:48.613	63:23:44.43
END	2015/09/24 12:06:17.26004	725.3318	417.5000	15:26:24.533	63:13:29.72

جدول۴. مقدار آزیموت و زاویه ارتفاعی برای نقاط ابتدا و انتهای رد ماهواره با استفاده از الگوریتم پیشنهادی و مختصات دقیق ماهواره.

اپک زمانی	آزیموت و الویشن با استفاده از الگوریتم پیشنهادی		آزیموت و الویشن با استفاده از مختصات دقیق ماهواره	
2015/09/24 12:05:47.66002	322.737663622071	50.8347074029427	322.739642066251	50.8424564257059
2015/09/24 12:06:17.26004	322.742191159333	50.8414754571902	322.731286360965	50.8320066469478

جدول۵. اختلاف بین آزیموت و الویشن در دو روش.

تفاضل بین پارامترهای به‌دست‌آمده با استفاده از دو روش		
اپک زمانی	**آزیموت**	**الویشن**
2015/09/24 12:05:47.66002	0.00197844417999704	0.00774902276319978
2015/09/24 12:06:17.26004	0.0109047983680171	0.00946881024240298

۵. نتیجه‌گیری و پیشنهادات

تعیین مدار اولیه به‌منظور جلوگیری از تصادف‌های فضایی و دانستن موقعیت ماهواره پس از پرتاب از اهمیت بالایی برخوردار است. با توجه به نوع مشاهده‌ای که استفاده می‌شود، روش‌های مختلفی موجود است. در میان مشاهدات، مشاهده زاویه از دقت بالایی برخوردار است که برای استخراج آنها، از تلسکوپ‌های نوری استفاده می‌شود. اساس این روش، عکس‌برداری نجومی به کمک CCDها می‌باشد. عکس‌هایی که به این طریق اخذ می‌شوند حاوی اطلاعات زیادی از جمله ستاره، کهکشان و اثر ماهواره‌ها و غیره می‌باشند. در این تحقیق ابتدا طی چهار مرحله (حذف نوفه، تشخیص و حذف ستاره، خوشه‌بندی و تعیین مدل رد ماهواره) پارامترهای متناسب مدل استخراج می‌شود. سپس با در اختیار داشتن مدل ماهواره، مختصات نقاط ابتدا و انتهای ماهواره، محاسبه شده و با استفاده از روابط موجود مقدار آزیموت و زوایه ارتفاعی برای ابتدا و انتها به عنوان ورودی تعیین مدار اولیه تخمین زده می‌شود. نکته اساسی در این روند، عدم جابه‌جایی پیکسل‌های روشن در هر مرحله می‌باشد زیرا این موضوع سبب جابه‌جا شدن نقاط ابتدا و انتهای رد شده خواهد گذاشت که تأثیر مستقیمی بر دقت تعیین مدار دارد. نتایج حاصل از پیاده‌سازی روش پیشنهادی بیانگر توانایی بالای آن در تعیین نقاط ابتدا و انتهای رد ماهواره می‌باشد. برای ارزیابی نتایج حاصل از روش پیشنهادی، مقایسه آن با آزیموت و الویشن استخراج شده از فایل‌های مداری دقیق مربوط به ماهواره گریس نشان داد که اختلاف در حد میلی‌ثانیه است، و این خود حاکی از دقت بالای الگوریتم پیشنهادی در استخراج نقاط و مدل ماهواره می‌باشد.

مراجع

فرزانه. س.، ۲۰۰۸، تشخیص اتوماتیک ستاره در یک سیستم نجوم ژئودتیکی بینایی مبنا. پایان‌نامه کارشناسی ارشد، دانشگاه تهران.

Buades, A., Coll , B. and Morel, J. M., 2005, A review of image denoising algorithms, with a new one, Multiscale Modeling & Simulation, 4(2), 490-530.

Curtis, H. D., 2013, Orbital Mechanics for Engineering Students. Butterworth-Heinemann.

Erdem, E., 2013, Nonlinear Diffusion.

Ester, M., Kriegel, H. P., Sander, J. and Xu, X., 1996, A density-based algorithm for discovering clusters in large spatial databases with noise.

Fischler, M. A. and Bolles R. C., 1981, Random sample consensus: a paradigm for model fitting with applications to image analysis and automated cartography. Communications of the ACM, 24(6), 381-395.

Gagliardi, R. M. and Karp, S., 1976, Optical communications, 445, 1.

Gerig, G., Kubler, O., Kikinis, R. and Jolesz, F. A., 1992, Nonlinear anisotropic filtering of MRI data. IEEE Transactions on Medical Imaging, 11(2), 221-232.

Gonzalez, R. C. and Woods, R. E., 2009, Digital Image Processing, Pearson Education.

Hejduk, M., Lambert, J., Williams, C. and Lambour, R., 2004, Satellite detectability modeling for optical sensors. AMOS Technical Conference.

Koenderink, J. J., 1984, 'The structure of images, Biological Cybernetics, 50, 363-396.

Lindeberg, T., 1994, 'Scale-space theory: A basic tool for analysing structures at different scales, Journal of Applied Statistics, 21(2), 224-270.

Montenbruck, O. and Gill, E., 2012, Satellite orbits: models, methods and applications. Springer Science & Business Media.

Perryman, M. A. C., Lindegren, L., Kovalevsky, J., Hoeg, E., Bastian, U., Bernacca, P. L., Crézé, M., Donati, F., Grenon, M., Grewing, M., van Leeuwen, F., van der Marel, H., Mignard, F., Murray, C. A., Le Poole, R. S., Schrijver, H., Turon, C., Arenou, F., Froeschlé, M. and Petersen, C. S., 1997,The HIPPARCOS catalogue. Astronomy and Astrophysics, 323, L49-L52.

Sharifi, M. A., Farzaneh, S. and Kosary, M., 2017, Automatic satellite streaks detection in astronomical images. Journal of the Earth and Space Physics.

Stöveken, E. and Schildknecht, T., 2005, Algorithms for the Optical Detection of Space Debris Objects.

Schildknecht, T., 1994, Optical astrometry of fast moving objects using CCD detectors. Geod.-Geophys. Arb. Schweiz, 49.

Van der Wal, A. C., Becker, A., Van der Loos, C. and Das, P., 1994, Site of intimal rupture or

erosion of thrombosed coronary atherosclerotic plaques is characterized by an inflammatory process irrespective of the dominant plaque morphology, 89(1), 44-36.

Wang, Z., Bovik, A. C., Sheikh, H. R. and Simoncelli, E. P., 2004, Image quality assessment: from error visibility to structural similarity. IEEE Transactions on Image Processing, 13(4), 600-612.

Weeratunga, S. K. and Kamath, C., 2002, PDE-based nonlinear diffusion techniques for denoising scientific and industrial images: an empirical study. Electronic Imaging 2002, International Society for Optics and Photonics.

Weeratunga, S. K. and Kamath, C., 2003, Comparison of PDE-based non-linear anistropic diffusion techniques for image denoising. Electronic Imaging 2003, International Society for Optics and Photonics.

Witkin, A.P., 1983, Scale-space filtering, In International Joint Conference on Artificial Intelligence, Karlsruhe, Germany, 2, 1019-1021.

Journal of the Earth and Space Physics, Vol. 44, No. 2, Summer 2018, P. 1

Automatic optical observation extraction for the initial satellite orbit determination

Farzaneh, S.[1*], Sharifi, M. A.[2], Kosary, M.[3] and Modiri, M.[4]

1. Assistant Professor, Department of Surveying and Geomatics Engineering, Faculty of Engineering, University of Tehran, Iran
2. Associate Professor, Department of Surveying and Geomatics Engineering, Faculty of Engineering, University of Tehran, Iran
3. M.Sc. Student, Department of Surveying and Geomatics Engineering, Faculty of Engineering, University of Tehran, Iran
4. Associate Professor , Maleke Ashtar University, Tehran, Iran

(Received: 22 July 2017, Accepted: 06 Feb 2018)

Summary

In recent years, the development in the space industry and the ability of building, launching and infusion of satellites in the lower orbit has put the limited number of countries with such technology. In order to complete the entire cycle of the space industry, the satellite navigation and control, which have been neglected since the beginning of the movement of space science, has to be considered specially. The orbit determination in one sentence is the application of a variety of techniques for estimating the orbits of objects such as the moon, planets, and spacecraft. In dynamic astronomy, the orbit determination is the process of determining orbital parameters with observations. In particular, orbit determination of planets of solar system is adjustment of noisy orbital observation that consist of random and systematic error for force models and estimation of model parameters by observation (In order to access a mathematical model that illustrates the path of the celestial object in the path before and after the observation time). To simplify, this process is divided into two parts. First, the initial orbit is estimated and then make corrections to the determined orbit.

The purpose of initial orbit determination of object that is moving around earth, is calculation of object orbital parameters by a few observations; furthermore initial orbit determination is used for detecting missing object in space. To determine the precise orbit, it is necessary to determine the initial orbit with good accuracy, which indicates the importance of the initial orbit determination. Different type of observations is used to make an initial orbit determination in which observations can be collected by ground stations that contain angular angles, elevations, distance, and distance rate. These observations are made by the radar and the telescope, because the collection of observations without instrument and naked eye does not have enough precision and sensitivity for determination of the space object orbit, but since the extraction of distance observation is expensive and sometimes impossible, angular observation is used.

In this paper, a new method has been presented for extracting angular viewing through an optical imaging system. This method is an automatic and efficient method with the ability of real-time data analysis and the base of that is astronomical imaging by CCDs (charge-coupled device). The images captured by this method have a lot of information about stars, galaxy, satellites' streak, etc. In this paper, automatic method is presented for streak detection which consist of 5 steps: 1) image denoising, 2) extracting of star centers, 3) extracting astronomical coordinates of stars (declination and right ascension), 4) matching between astronomical and pixel coordinate of stars, 5) calculation of satellite streak model. Then, with using the extracted model, the coordinates of beginning and end points are detected. With the celestial coordinates of beginning and end point of streak Azimuth and elevation of satellite on both sides are determined. On the other hand, to evaluate the proposed method and the validity of the input parameters for initial orbit determination, the azimuth and elevation values of the beginning and end points of streak can be calculated by precise orbit file and then these results compare with results of purposed method. Comparing results indicate a difference of about milliseconds.

Keywords: satellite tracking, satellite streak detection, MSAC, DBSCAN clustering.

*Corresponding author: farzaneh@ut.ac.ir