

تحلیل اثر خطاهای دورانی و ارتفاعی سنجنده SAR بر روی فرکانس مرکز داپلر

سالار غریبی^{۱*}، جلال امینی^۲، محمد علی اوغلی فاضل^۳

۳و۱- کارشناس ارشد، ۲- دانشیار، گروه مهندسی نقشه برداری، پردیس دانشکده‌های فنی، دانشگاه تهران

(دریافت: ۹۲/۲/۲۵، پذیرش: ۹۲/۱۰/۱۸)

چکیده

سنجنده رادار با روزنه ترکیبی، قابلیت تصویربرداری شبانه‌روزی با قدرت تفکیک بالا را در شرایط جوی مختلف دارد و کاربردهای گسترده‌ای را در سنجش از دور شامل می‌شود. در طراحی این سنجنده‌ها، ویژگی‌های سیستم SAR شامل طراحی آنتن، انتشار امواج میکروویو و محاسبات مداری در نظر گرفته می‌شود. خطاهای ارتفاعی و دورانی محورهای محلی سنجنده SAR، تأثیر مستقیمی بر روی فرکانس مرکز داپلر آن دارد. به منظور جلوگیری از ابهام در تعیین فرکانس مرکز داپلر، میزان خطای تعیین آن باید از نصف فرکانس ارسال پالس (PRF) کمتر باشد. با بررسی انتشار خطای فرکانس مرکز داپلر، می‌توان حداکثر خطای قابل قبول به منظور جلوگیری از ایجاد ابهام در تعیین فرکانس مرکز داپلر را تعیین کرد. در این مقاله برای اولین بار طبق قانون انتشار خطا، به طور جامع، رفتار حداکثر خطاهای قابل قبول نسبت به پارامترهای اساسی مداری و دستگاهی سنجنده SAR و ارتباط آن با سطح حداقل آنتن به منظور طراحی بهینه سنجنده مورد بررسی قرار گرفته است.

واژگان کلیدی:

رادار روزنه ترکیبی (SAR)، فرکانس مرکز داپلر، انتشار خطا، PRF

۱- مقدمه

سمت بستگی دارد. قدرت تفکیک مکانی در امتداد سمت معمولاً به خوبی آن در امتداد برد نمی‌باشد؛ اگر چه با در نظر گرفتن حرکت نسبی رادار نسبت به هدف مورد نظر می‌توان به کمک اثر داپلر^۶ به قدرت تفکیک مکانی مناسبی در امتداد سمت دست یافت. این کار در سنجنده‌های راداری با روزنه ترکیبی^۷ صورت می‌پذیرد؛ به این صورت که رادار به صورت مصنوعی آنتنی با طول زیاد ایجاد می‌کند. این کار با ذخیره داده‌های دریافتی در طول زمان مشاهده انجام می‌شود (شکل ۱) [۱].

اولین سنجنده قابل توجه فضا برد رادار با روزنه ترکیبی به نام seasat در سال ۱۹۷۸ میلادی در مدار قرار گرفت [۲]. از آن زمان، سنجنده‌های SAR به دلیل قابلیت مشاهده زمین در شب و روز و حتی در هنگام وجود پوشش ابر و هوای بارانی، بسیار مورد توجه قرار گرفته‌اند [۳]. مفهوم رادار با روزنه ترکیبی اولین بار توسط مشاهدات

یک سیستم رادار، با ارسال امواج الکترومغناطیس و دریافت موج بازتابی از منطقه مورد نظر^۱ کار می‌کند. طبیعت موج بازتابی، اطلاعاتی در خصوص منطقه مورد نظر می‌دهد. فاصله رادار تا نقطه مورد نظر^۲ از طریق اندازه‌گیری زمان رفت و برگشت موج ارسالی محاسبه می‌شود. موقعیت زاویه‌ای^۳ با توجه به جهت آنتن اندازه‌گیری می‌شود. اگر قدرت تفکیک مکانی به اندازه کافی بالا باشد، رادار قادر به تشخیص اندازه و شکل شیء مورد نظر می‌باشد. قدرت تفکیک مکانی در امتداد ارسال پالس یا برد نیازمند پهنای باند^۴ زیاد است، در حالی که امتداد پرواز سنجنده یا سمت^۵، به طول آنتن در امتداد

* رایانامه نویسنده پاسخگو: salar.gharibi@alumni.ut.ac.ir

¹ Reflecting Object

² Target

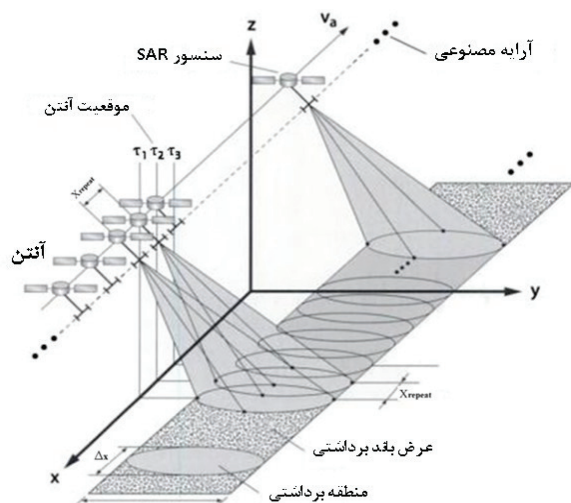
³ Angle direction

⁴ Bandwidth

⁵ Azimuth

⁶ Doppler effect

⁷ Synthetic Aperture Radar (SAR)



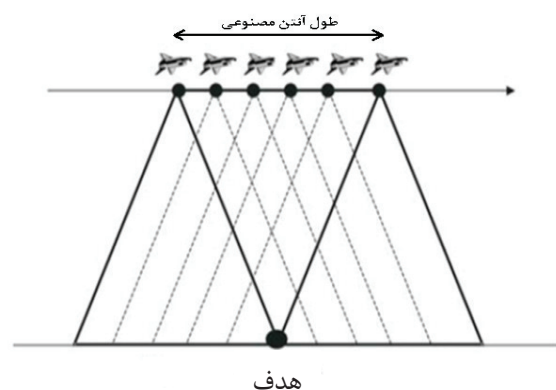
شکل ۲. تصویربرداری سنجنده SAR [۶]

اولاً، اگر سنجنده در ارتفاع ثابتی در بالای زمین دوران کند، پهنای باند داپلر^۱ ثابت باقی مانده و فرکانس بازتاب پالس ارسالی (PRF) ثابت باقی می ماند. با توجه به این که PRF یکی از پارامترهای اساسی در طراحی سنجنده SAR است، با ثابت باقی ماندن آن، طراحی سیستم SAR بسیار راحت تر خواهد بود. ثانیاً، اگر پردازش سریع اطلاعات پس از گذر ماهواره نیاز باشد، از اطلاعات مداری از پیش محاسبه شده^۲ که دقت پایین تری دارد، استفاده می شود و اطلاعات دقیق مداری معمولاً به دلیل پردازش، تا چند روز بعد در اختیار قرار می گیرد؛ در این حالت اگر از مدار دایروی استفاده کنیم، اطلاعات مداری از پیش محاسبه شده به مقادیر واقعی نزدیک تر خواهد بود.

به طور کلی در هندسه SAR، فرکانس داپلر که به سرعت نسبی بین رادار و نقطه مورد نظر بستگی دارد، با فرض دایروی بودن مدار گردشی سنجنده به کمک رابطه زیر بیان می شود (شکل ۴) [۸].

$$f_{Dop} = \left(\frac{2 V_{st}}{\lambda} \right) \cdot \sin(\gamma) \cdot \cos(a) \cdot \left\{ 1 - \left(\frac{\omega_e}{\omega} \right) \cdot [\varepsilon \cdot \cos(\beta) \cdot \sin(\psi) \cdot \tan(a) + \cos(\psi)] \right\} \quad (1)$$

که در آن: V_{st} سرعت سنجنده؛ λ طول موج پالس ارسالی؛ γ زاویه دید یا همان زاویه رول^{۱۱}؛ a زاویه بین امتداد پرواز و محور نشانه روی^{۱۲} (شکل ۳)، رابطه (۴)؛ ω_e سرعت زاویه ای زمین؛ ω سرعت زاویه ای ماهواره؛ ε برابر ۱- است اگر تصویربرداری در سمت چپ امتداد پرواز صورت پذیرد و اگر در سمت راست باشد برابر ۱



شکل ۱. تصویربرداری در سنجنده SAR [۹]

کارل وایلی^۱ در سال ۱۹۵۱ بر روی یک سنجنده با دید مایل بیان شد. وایلی مشاهده کرد که فرکانس پالس دریافتی از هدف، به دلیل اثر داپلر ناشی از تغییرات بردار سرعت نسبی سنجنده تا هدف مورد نظر، تغییر می کند [۴]. رسیدن به قدرت تفکیک بالا در امتداد برد در رادارهای معمولی (که از پالس های متناوب کوتاه^۲ استفاده می کنند) به راحتی امکان پذیر است؛ اما در مقابل، رسیدن به قدرت تفکیک بالا در امتداد سمت مخصوصاً زمانی که فاصله هدف تا سنجنده زیاد باشد، بسیار مشکل می شود. در این حالت برای رسیدن به قدرت تفکیک بالا در امتداد سمت، نیاز به آنتنی با ابعاد بسیار بزرگ می باشد. در سنجنده SAR، سکوی ماهواره در امتداد خطی مستقیم با دیدی مایل نسبت به هدف مورد نظر، تصویربرداری می کند شکل ۲. اطلاعات فاز^۳ پالس بازتابی از هدف مورد نظر، جمع آوری شده و از طریق پردازش سیگنال به قدرت تفکیک مکانی بالایی در امتداد سمت (بدون نیاز به داشتن آنتنی با ابعاد بزرگ) به دست می آید [۵]. در طول پرواز، هدف نقطه ای^۴ بر مبنای مشخصه های آنتن^۵ و تعداد پالس های ارسالی در واحد زمان^۶ با هزاران پالس ارسالی از سوی ماهواره برخورد می کند. پالس های دریافتی از نقطه مورد نظر در امتداد پرواز و امتداد ارسال سیگنال^۷ مورد تجزیه و تحلیل سیگنالی قرار گرفته و تصویر منطقه مورد نظر^۸ به دست می آید (در حالت Strip شکل ۲) [۶].

سرعت نسبی بین سنجنده و نقطه مورد نظر، تابع سرعت ماهواره، سرعت دوران زمین و شکل مدار ماهواره می باشد. در این مقاله، مدار دایروی برای سنجنده SAR در نظر گرفته شده است. مدار دایروی یا نزدیک به دایروی بهترین انتخاب برای سنجنده های راداری با روزه ترکیبی است [۷]. دلایل این انتخاب عبارتند از:

⁷ Range

⁸ SLC Image

⁹ Doppler Bandwidth

¹⁰ Nominal Orbital Elements

¹¹ Roll Angle

¹² Squint angle

¹ Carl Wiley

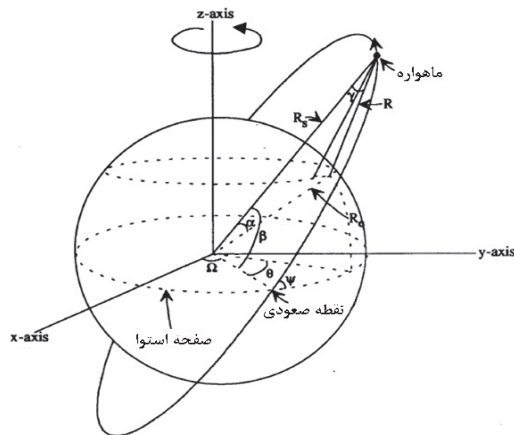
² Chirp Pulse

³ Phase History

⁴ Point Target

⁵ Antenna's Main Lobe

⁶ Pulse Repetition Frequency (PRF)



شکل ۴. هندسه مدار سنجنده SAR و مختصات آن

مدار و مستقل از زاویه نشانه روی رول است. موقعیت سنجنده در مدار شامل ارتفاع سنجنده (نهفته در ω)، زاویه شیب مداری (ψ)، و زاویه عرض جغرافیایی مدار (β) است.

زاویه شیب مداری طوری انتخاب می‌شود تا دوره گردشی مدار با گردش زمین به دور خورشید برابر گردد؛ زیرا در این حالت صفحات خورشیدی سنجنده همواره در برابر خورشید قرار گرفته و بیشترین تابش خورشید را جذب می‌کند. به همین منظور، از پخی زمین^۵ استفاده می‌شود. پخی زمین باعث می‌شود طول جغرافیایی مدار به اندازه چند درجه در روز دوران کند. نرخ این تغییرات طبق رابطه زیر قابل محاسبه است (شکل ۴) [۷].

$$\dot{\Omega} = -9.97 \left(\frac{R}{a_e} \right)^{3.5} \frac{\cos(\psi)}{(1-e^2)^2} \quad (\text{deg / day}) \quad (6)$$

که در آن: R فاصله ماهواره تا مرکز زمین، a_e نصف محور بزرگ بیضوی (شعاع زمین در استوا) و e خروج از مرکز بیضوی است که تقریباً برابر واحد در نظر گرفته می‌شود. تأثیر پخی زمین، یکی از مهم‌ترین مواردی است که باید در طراحی مدار SAR در نظر گرفته شود. حال اگر این نرخ تغییرات برابر نسبت ۳۶۰ درجه به ۳۶۵ روز سال باشد، دوره دوران مدار ماهواره روی خط استوا با دوره‌ی دوران زمین به دور خورشید برابر خواهد شد. برای یک مدار دایروی، اگر a را برابر شعاع زمین قرار دهیم خواهیم داشت:

$$\psi_{\text{SunSynch}} = \cos^{-1} \left[-0.0989 \left(\frac{R_e}{R_e + H} \right)^{-3.5} \right] \quad (7)$$

که در آن: ψ_{SunSynch} زاویه شیب مداری، R_e شعاع زمین و H ارتفاع سنجنده از زمین است. در صورتی که رابطه (۷) برقرار باشد، ماهواره در مداری دایروی، خورشیدآهنگ خواهد بود.

یکی دیگر از موارد مهمی که در طراحی سنجنده SAR باید در

خواهد بود؛ β از پارامترهای کپلری مدار ماهواره، معروف به زاویه عرض جغرافیایی مدار^۱؛ و ψ یکی دیگر از پارامترهای کپلری مدار ماهواره، معروف به زاویه شیب مداری^۲ است. (شکل ۴)، در رابطه بالا، سرعت سنجنده در مدار دایروی، به کمک رابطه زیر به راحتی قابل محاسبه است [۱۰].

$$V_{st} = \sqrt{\frac{G}{R_e + H}} \quad (2)$$

که در آن: G ثابت گرانش، R_e شعاع زمین و H ارتفاع سنجنده است. در نتیجه، سرعت زاویه‌ای ماهواره با در نظر گرفتن رابطه ۲ به صورت زیر محاسبه می‌شود.

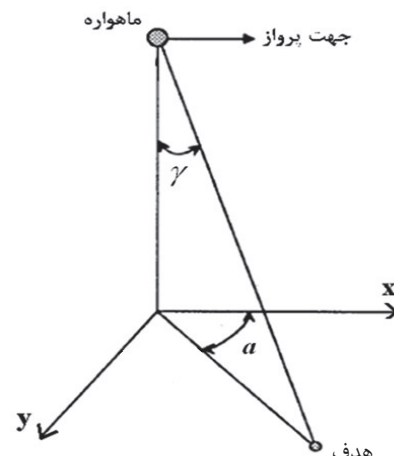
$$\omega = \frac{V_{st}}{R_e + H} \quad (3)$$

زاویه a در رابطه ۱ به صورت زیر بیان می‌شود:

$$a = a_0 + \delta_{a_0} - \delta_a \quad (4)$$

که در آن: a_0 به منظور تصحیح اثر دورانی زمین بر روی فرکانس مرکز داپلر^۳ به کمک رابطه (۵) به دست می‌آید [۸]؛ δ_{a_0} تغییرات اختیاری زاویه a و δ_a تغییرات زاویه a ناشی از دوران‌های محوره‌ای محلی ماهواره است.

$$\tan(a_0) = \varepsilon \cdot \left[\frac{\left(\frac{\omega}{\omega_e} \right) - \cos(\psi)}{\cos(\beta) \cdot \sin(\psi)} \right] \quad (5)$$



شکل ۳. هندسه نشانه روی سنجنده SAR

که در آن: a_0 زاویه‌ای است که در آن، فرکانس مرکز داپلر برابر صفر خواهد بود. توجه شود زاویه a_0 تابعی از موقعیت سنجنده در

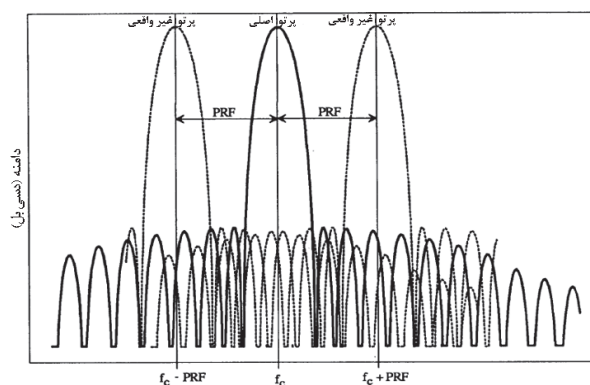
^۴ Squint angle for zero Doppler

^۵ Earth Oblateness

^۱ Argument of latitude

^۲ Inclination angle

^۳ Yaw Steering



شکل ۵. مرکز داپلر و ابهام در آن [۱۰]

۲. حداکثر خطای قابل قبول دورانی و ارتفاعی سکو

به منظور جلوگیری در ابهام فرکانس مرکز داپلر

همان طور که اشاره شد، در صورتی که خطای محورهای مختصات محلی و ارتفاع سنجنده باعث شود فرکانس داپلر، شیفتی برابر و یا بیشتر از نصف PRF داشته باشد، روش های معمول مثل تکنیک مرکز داپلر، قادر به حل مشکل به وجود آمده نمی باشند. روش های پردازشی دیگری به غیر از تکنیک مرکز داپلر، در مراجع [۱۳-۱۵] برای حل این مشکل ارائه شده است. برای بررسی این مشکل، نیاز است که انتشار خطای تابع شیفت داپلر رابطه (۱) با سه فرض اولیه زیر محاسبه شود: (این سه فرض به منظور افزایش جامعیت به عنوان قید به مسئله اضافه شده است)

الف- خورشیدآهنگ بودن سنجنده رابطه (۷).

ب- نشانه روی در جهت داپلر صفر صورت گیرد (به جهت حذف اثر دوران زمین بر روی فرکانس داپلر) روابط (۴ و ۵).

ج- پارامتر δ_0 بدون خطا فرض شود (مقداری اختیاری است و به دلیل اهمیت کمتر آن نسبت به پارامترهای اصلی) رابطه (۴).

اگر پارامترهای دورانی محور مختصات محلی سنجنده و ارتفاع سنجنده را مستقل از یکدیگر در نظر بگیریم، انتشار خطای گوسی^{۱۰} فرکانس مرکز داپلر برابر رابطه (۸) می باشد [۱۶]:

$$\sigma_{f_{Dop}} = \sqrt{\left(\frac{\partial f_{Dop}}{\partial \gamma} \sigma_{\gamma}\right)^2 + \left(\frac{\partial f_{Dop}}{\partial \delta_a} \sigma_{\delta_a}\right)^2 + \left(\frac{\partial f_{Dop}}{\partial H} \sigma_H\right)^2} \quad (8)$$

که $\sigma_{f_{Dop}}$ انحراف معیار تابع شیفت داپلر، σ_{γ} انحراف معیار زاویه

نظر گرفته شود، خطاهای دورانی محورهای مختصات است. مهم ترین اثر این خطاها کاهش SNR^۱ و افزایش ابهام^۲ در تصویر نهایی است. همچنین باعث می شود در تعیین PRF در امتداد سمت^۳ ابهام ایجاد شود [۱۰]. به منظور افزایش SNR و کاهش نسبت ابهام، این تمایل وجود دارد که پرتو آنتن^۴ بر روی مرکز نقطه مورد نظر قرار گیرد. اگر خطایی (ناشی از خطا دورانی در محورهای مختصات سنجنده و یا هر دلیل دیگری)، در نشانه روی پرتو آنتن رخ دهد هدف نقطه ای مورد نظر، دچار یک شیفت نسبت به محل پرتو آنتن می شود. همان طور که در شکل ۵ نشان داده شده است، این شیفت سبب می شود تصویر در مرکز امتداد پرتو تشکیل نشود. به عبارت دیگر، امتداد پرتو نسبت به مرکز فرکانس داپلر (f_c) شیفت پیدا کرده است. در نتیجه، تصویر نهایی به خوبی تشکیل نشده و مقدار SNR کاهش می یابد [۱۰].

علاوه بر SNR، این شیفت سبب کاهش نسبت سیگنال به ابهام^۵ نیز می شود. منظور از ابهام، انرژی ناکافی^۶ به علت نمونه برداری نامناسب است [۱۱]. البته باید در نظر داشت این ابهام در هر دو جهت برد و سمت رخ می دهد و بازتاب قوی بعضی نقاط مثل نادیر نیز باعث افزایش این ابهام می گردد [۱۰].

برای حل مشکل شیفت داپلر، یکی از روش های معمول، یافتن جهت امتداد نشانه روی به کمک روش هایی مثل تکنیک مرکز داپلر^۷ است. تصویر به کمک این تکنیک در امتداد محور نشانه روی تشکیل می گردد [۱۲]. در برخی حالات، خطای دورانی محورهای مختصات باعث می شود، فرکانس داپلر، شیفتی برابر و یا بیش از نصف PRF داشته باشد. در این حالت، روش های معمول مثل تکنیک مرکز داپلر نمی تواند مشکل را حل کند. چرا که تشخیص این مسئله که شیفت صورت گرفته رو به جلو یا عقب و یا بیشتر از PRF است، مشکل است. به عبارت دیگر، طبق شکل ۵، پردازشگر تنها می تواند به کمک تکنیک مرکز داپلر، یکی از پرتوهای واقعی^۸ یا غیر واقعی^۹ را انتخاب کند. یکی از نوآوری های ارائه شده در این تحقیق، تحلیل این مشکل و پیشنهاد راهکاری نوین برای مواجهه با آن است. برای اولین بار بر اساس تئوری انتشار خطا، با در نظر گرفتن رفتار و آمار خطاهای موجود در طراحی سنجنده، تأثیر منابع مختلف خطا بر فرکانس مرکز داپلر بررسی شده است. با در نظر گرفتن نتایج حاصل از این تحقیق، می توان شرایط و مقادیر بهینه هر کدام از المان های طراحی سنجنده را تعیین نمود.

⁶ Aliased Energy

⁷ Doppler Centroid Technique

⁸ Antenna Beam

⁹ Aliased Beam

¹⁰ Gaussian law of error propagation

¹ Signal to Noise Ratio

² Ambiguity

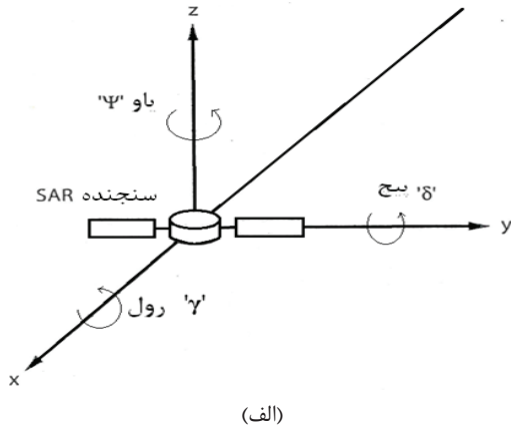
³ Azimuth PRF Ambiguity

⁴ Antenna Beam

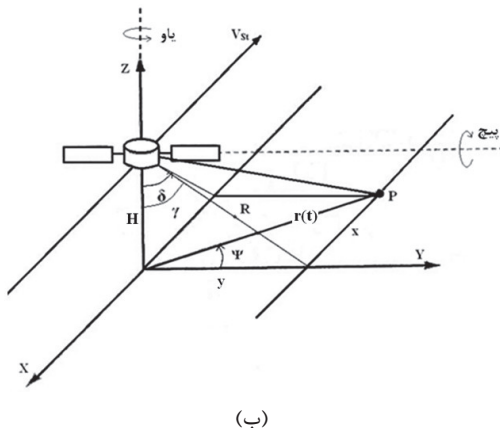
⁵ Signal to ambiguity Ratio

$$D = \frac{0.034234235 \cdot (R_e + H)^6}{R_e^7 \cdot \sqrt{1 - 0.00978121 \left(\frac{R_e}{R_e + H} \right)^{-7}}} \cdot \left(\left[\frac{\omega}{\omega_e} \right] - \cos(\psi) \right) \quad (16)$$

به منظور تفسیر بهتر پارامتر σ_{δ_a} در رابطه بالا، باید تأثیر پارامترهای دورانی محورهای محلی مختصات سنجنده بر روی زاویه Squint (a) مورد بررسی قرار گیرد. در سنجنده SAR، زاویه یاو، میزان دوران مثبت حول محور نادیری سنجنده (محور Z)، زاویه پیچ محور امتداد پرواز است (محور Y) و نهایتاً زاویه رول، میزان دوران مثبت حول محور امتداد پرواز (محور X) است. همچنین محور Z محور محور نادیری و به سمت بالا، محور X در امتداد پرواز سنجنده و محور Y عمود بر دو محور قبلی و به صورتی است که سیستم دست راستی باشد (شکل ۶-الف).



در مرجع [۶]، جابجایی ناشی از خطاهای دورانی یاو و پیچ، بر روی زمین در امتداد پرواز بحث شده است شکل ۶-ب. میزان این جابجایی برابر است با:



شکل ۶. مختصات محلی سنجنده SAR [۶]: (الف) دوران محلی مختصات سنجنده SAR؛ (ب) تأثیر دوران یاو و پیچ بر روی امتداد سمتی ارسال پالس

رول و σ_H انحراف از معیار ارتفاع سنجنده است. با بسط قانون انتشار خطا و جداسازی پارامترها خواهیم داشت:

$$\frac{\partial f_{Dop}}{\partial \gamma} = A \cdot \cos(\gamma) \cdot \left\{ \cos(a) - \varepsilon \cdot \left[\frac{\omega_e}{\omega} \right] \cdot \cos(\beta) \cdot \sin(\psi) \cdot \sin(a) - \left[\frac{\omega_e}{\omega} \right] \cdot \cos(\psi) \cdot \cos(a) \right\} \quad (9)$$

$$\frac{\partial f_{Dop}}{\partial \delta_a} = A \cdot \sin(\gamma) \cdot \left\{ \sin(a) + \varepsilon \cdot \left[\frac{\omega_e}{\omega} \right] \cdot \cos(\beta) \cdot \sin(\psi) \cdot \cos(a) - \left[\frac{\omega_e}{\omega} \right] \cdot \cos(\psi) \cdot \sin(a) \right\} \quad (10)$$

$$\begin{aligned} \frac{\partial f_{Dop}}{\partial H} = & \left[\omega \cdot \cos(a) \cdot \left(\frac{-\sin(\gamma)}{\lambda} \right) - A \cdot \sin(\gamma) \cdot \sin(a) \cdot B \right] \\ & + \left[2\varepsilon \cdot \omega_e \cdot \cos(\beta) \cdot \sin(a) \cdot K \cdot \left(\frac{-\sin(\gamma)}{\lambda} \right) \right] \\ & - \left[A \cdot \sin(\gamma) \cdot \varepsilon \cdot \left(\frac{\omega_e}{\omega} \right) \cdot \cos(\beta) \cdot \sin(\psi) \cdot \cos(a) \cdot B \right] \\ & + \left[0.8901 \omega_e \cdot \cos(a) \cdot \left(\frac{R_e}{R_e + H} \right)^{-3.5} \cdot \left(\frac{\sin(\gamma)}{\lambda} \right) \right] \\ & + \left[A \cdot \sin(\gamma) \cdot \left(\frac{\omega_e}{\omega} \right) \cdot \cos(\psi) \cdot \sin(a) \cdot B \right] \end{aligned} \quad (11)$$

$$K = \sqrt{1 - 0.0989^2 \cdot \left(\frac{R_e}{R_e + H} \right)^{-7}} - \frac{7 \left(\frac{0.0989^2}{R_e^7} \right) \cdot (R_e + H)^7}{2 \sqrt{1 - 0.0989^2 \cdot \left(\frac{R_e}{R_e + H} \right)^{-7}}} \quad (12)$$

که در روابط بالا A، B، C و D به صورت زیر تعریف می شود:

$$A = \frac{2 \cdot V_{st}}{\lambda} \quad (13)$$

$$B = \frac{C \cdot \cos(\beta) \cdot \sin(\psi) + D \cdot \cos(\beta)}{[\cos(\beta) \cdot \sin(\psi)]^2} \cdot \left(\frac{1}{1 + \tan^2(a_0)} \right) \quad (14)$$

$$C = -1.5 \cdot \left[\frac{\omega}{\omega_e \cdot (R_e + H)} \right] + 0.34615 \cdot \left[\frac{(R_e + H)^{2.5}}{R_e^{3.5}} \right] \quad (15)$$

$$\sigma_H \leq \sqrt{\frac{\left(\frac{PRF}{3.92}\right)^2 - \left(\frac{\partial f_{Dop}}{\partial \delta_a} \sigma_\psi\right)^2 - \left(\frac{\partial f_{Dop}}{\partial \delta_a} \sigma_\delta \cdot \tan(\gamma)^{-1}\right)^2 - \left(\frac{\partial f_{Dop}}{\partial \gamma} \sigma_\gamma\right)^2}{\left(\frac{\partial f_{Dop}}{\partial H}\right)^2}} \quad (25)$$

$$\sigma_\psi \leq \sqrt{\frac{\left(\frac{PRF}{3.92}\right)^2 - \left(\frac{\partial f_{Dop}}{\partial \gamma} \sigma_\gamma\right)^2 - \left(\frac{\partial f_{Dop}}{\partial \delta_a} \sigma_\delta \cdot \tan(\gamma)^{-1}\right)^2 - \left(\frac{\partial f_{Dop}}{\partial H} \sigma_H\right)^2}{\left(\frac{\partial f_{Dop}}{\partial \delta_a}\right)^2}} \quad (26)$$

$$\sigma_\delta \leq \sqrt{\frac{\left(\frac{PRF}{3.92}\right)^2 - \left(\frac{\partial f_{Dop}}{\partial \gamma} \sigma_\gamma\right)^2 - \left(\frac{\partial f_{Dop}}{\partial \delta_a} \sigma_\psi\right)^2 - \left(\frac{\partial f_{Dop}}{\partial H} \sigma_H\right)^2}{\left(\frac{\partial f_{Dop}}{\partial \delta_a} \cdot \tan(\gamma)^{-1}\right)^2}} \quad (27)$$

برای تحلیل جامع تر بحث انتشار خطا در طراحی سنجنده SAR باید ابعاد آنتن آن نیز مورد بررسی قرار گیرد. چرا که ابعاد آنتن به طور مستقیم بر روی قدرت تفکیک و عرض باند برداشتی^۱ و به طور غیر مستقیم بر روی تعیین PRF تأثیر می گذارد [۵ و ۱۸]. از این جهت در کنار بحث خطای فرکانس مرکز داپلر، شرط حداقل سطح آنتن در سنجنده SAR نیز (برای رعایت محدوده ها در تعیین PRF)، باید رعایت شود تا شبیه سازی صورت گرفته به مقدار واقعی نزدیک تر گردد. مساحت آنتن از شرط زیر پیروی می کند [۵ و ۱۹]:

$$A \geq \frac{4V_{st} \cdot \lambda \cdot R \cdot \tan(\theta_i)}{c} \quad (28)$$

در این رابطه، θ_i زاویه بین پرتو برخوردی با سطح^۲ و محور نرمال بر سطح، R فاصله رادار تا نقطه مورد نظر، c سرعت نور، λ طول موج حامل، V_{st} سرعت سنجنده و A مساحت سطح آنتن است شکل ۷. به کمک این شکل روابط هندسی زیر را خواهیم داشت [۱۰]:

$$R = \sqrt{R_e^2 + (R_e + H)^2 - 2R_e \cdot (R_e + H) \cdot \cos(\alpha)} \quad (29)$$

$$\alpha = \theta_i - \gamma \quad (31)$$

$$\theta_i = \sin^{-1} \left[\frac{(R_e + H) \cdot \sin(\gamma)}{R_e} \right] \quad (31)$$

با جایگذاری روابط بالا در رابطه ۲۸، حداقل ابعاد آنتن به عنوان تابعی از فرکانس (f)، ارتفاع سنجنده (H) و زاویه دید^۳ (γ) قابل بررسی است. در ادامه، به تحلیل روابط بحث انتشار خطا و ارتباط آن با ابعاد آنتن می پردازیم. این تحلیل ها روی داده های شبیه سازی پیاده

$$x = R \cdot [\tan(\Psi) \cdot \sin(\gamma) + \tan(\delta) \cdot \cos(\gamma)] \quad (17)$$

که در رابطه بالا، Ψ زاویه یارو، γ زاویه رول، δ زاویه پیچ و R فاصله مایل سنجنده تا هدف مورد نظر است. در نتیجه، x میزان جابجایی در امتداد پرواز سنجنده ناشی از زوایای یارو و پیچ را نشان می دهد. با توجه به شکل ۶- ب خواهیم داشت:

$$\tan(\delta_a) = \frac{x}{R \cdot \sin(\gamma)} = \tan(\Psi) + \frac{\tan(\delta)}{\tan(\gamma)} \quad (18)$$

اگر زوایای δ_a و δ و Ψ را نزدیک به صفر فرض کنیم، آنگاه خواهیم داشت:

$$\delta_a = \Psi + \frac{\delta}{\tan(\gamma)} \quad (19)$$

در نتیجه، به کمک رابطه ۱۹ و با فرض مستقل بودن پارامترهای دورانی محورهای مختصات محلی سنجنده؛ به صورت زیر قابل محاسبه است [۱۶]:

$$\sigma_{\delta_a} = \sqrt{\sigma_\psi^2 + \left(\frac{\sigma_\delta}{\tan(\gamma)}\right)^2} \quad (20)$$

با توجه به مطالب بیان شده، برای این که ابهام به وجود آمده ناشی از خطاهای دورانی محورهای مختصات سنجنده و خطاهای ارتفاعی قابل اصلاح باشد، باید رابطه (۲۱) برقرار گردد [۱۰].

$$\sigma_{f_{Dop}} (\%95) \leq \frac{PRF}{2} \quad (21)$$

در رابطه بالا برای این که ابهامی در پردازش تصویر در امتداد سمت رخ ندهد، انحراف معیار فرکانس داپلر با سطح اطمینان (۹۵ درصد) باید از نصف PRF کمتر باشد. این سطح اطمینان ۹۵ درصد برای کاهش احتمال وقوع ابهام تعریف شده است. به عبارت دیگر، به احتمال ۹۵ درصد بازه تعریف شده در معادله ۲۱، مقادیر قابل قبول را شامل می شود. طبق جدول سطح اطمینان منحنی خطای نرمال داریم [۱۷]:

$$\sigma_{f_{Dop}} (\%95) = 1.96 \sigma_{f_{Dop}} \quad (22)$$

در نتیجه، با ترکیب روابط (۲۱ و ۲۲) خواهیم داشت:

$$\sigma_{f_{Dop}} \leq \frac{PRF}{3.92} \quad (23)$$

حال به کمک روابط (۸، ۱۹، ۲۰ و ۲۳) می توان روابط بین حداکثر خطاهای محور دورانی سنجنده و خطای ارتفاعی سنجنده را به عنوان تابعی از پنج پارامتر مستقل و اساسی فرکانس، عرض جغرافیایی مدار، ارتفاع سنجنده، زاویه رول ماهواره و PRF به دست

آورد:

$$\sigma_\gamma \leq \sqrt{\frac{\left(\frac{PRF}{3.92}\right)^2 - \left(\frac{\partial f_{Dop}}{\partial \delta_a} \sigma_\psi\right)^2 - \left(\frac{\partial f_{Dop}}{\partial \delta_a} \sigma_\delta \cdot \tan(\gamma)^{-1}\right)^2 - \left(\frac{\partial f_{Dop}}{\partial H} \sigma_H\right)^2}{\left(\frac{\partial f_{Dop}}{\partial \gamma}\right)^2}} \quad (24)$$

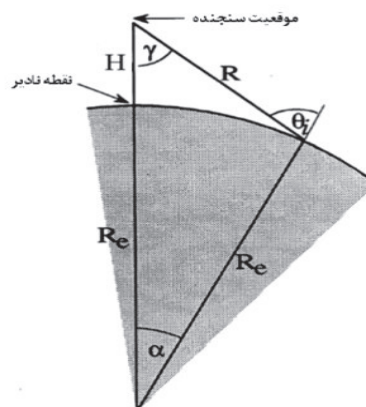
¹ Swath Width

² Incidence Angle

³ Look Angle (Roll Angle)

تحقیقی صورت نگرفته است.

همان‌طور که در جدول ۱ مشخص است، خطای اولیه برای پارامترهای یاو و پیچ برابر ۰/۱ درجه در نظر گرفته شده است. در شکل ۸، به ترتیب به بررسی تأثیر انتخاب خطای اولیه یاو و پیچ بر روی حداکثر خطای قابل قبول یاو و پیچ پرداخته شده است. محور افقی که خطای اولیه را نشان می‌دهد، در محدوده صفر تا ۰/۲ درجه، تقسیم‌بندی شده است. در شکل ۸-الف، نمودار حداکثر خطای قابل قبول پیچ نسبت به خطای اولیه در نظر گرفته شده برای یاو رسم شده است رابطه (۲۷). مقدار این خطا با افزایش خطای اولیه یاو، کاهش می‌یابد. زمانی که خطای اولیه در نظر گرفته شده برای یاو بیشتر از ۰/۱۲۳ باشد (منطقه طوسی رنگ)، به دلیل عدم برقراری معادله (۲۳)، ابهام در تعیین داپلر صفر رخ خواهد داد. در شکل ۸-ب، نمودار حداکثر خطای اولیه یاو نسبت به خطای اولیه پیچ رسم شده است رابطه (۲۶). مقدار این خطا نیز با افزایش خطای اولیه پیچ، کاهش می‌یابد. در مورد این خطا نیز، زمانی که خطای اولیه در نظر گرفته شده برای پیچ بیشتر از ۰/۱۳۱ شود، معادله (۲۳) دیگر برقرار نیست و ابهام در تعیین داپلر صفر رخ می‌دهد. به دلیل اعمال شرط Yaw Steering (رابطه ۵) در معادلات انتشار خطا که منجر به این می‌شود که جهت زاویه a در جهتی قرار گیرد که اثر دوران زمین حذف گردد (یعنی سنجنده تصویربرداری شبیه حالت هواپرد خواهد داشت)، واضح است که حداکثر خطا برای زاویه رول و ارتفاع سنجنده محدودیتی ندارد. به عبارت دیگر تأثیر خطاهای زاویه رول و ارتفاع سنجنده بر روی فرکانس داپلر، المانی در جهت



شکل ۷. هندسه سنجنده SAR [۱۰]

و نتایج آن بررسی می‌شوند.

۳. بحث و نتایج

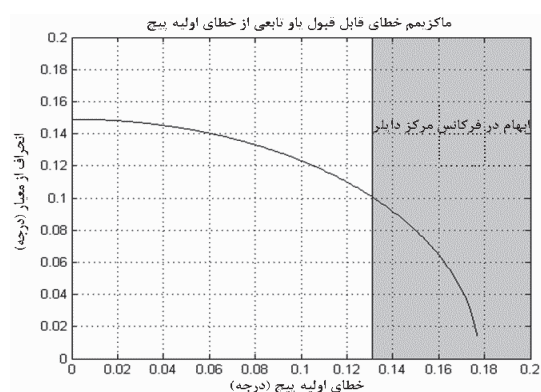
در این تحقیق، با استفاده از داده‌های شبیه‌سازی شده جدول ۱، و ترسیم روابط (۲۴ تا ۲۸)، محدوده‌های قابل قبول برای پارامترهای فرکانس، عرض جغرافیایی مدار، ارتفاع سنجنده، زاویه رول، ماهواره و PRF سنجنده SAR برآورد شده‌اند. در مورد داده‌های شبیه‌سازی باید توجه داشت که به منظور کاهش اعوجاجات هندسی ناشی از تبدیل طول مایل^۱ به طول زمینی^۲، بهتر است زاویه رول بیشتر از ۴۰ درجه انتخاب شود [۲۰]. همچنین ارتفاع سنجنده برای اینکه اصطکاک جوی کمتری داشته باشد، بهتر است بیشتر از ۵۰۰ کیلومتر و برای اینکه توان کمتری برای ارسال پالس نیاز باشد، کمتر از ۱۲۰۰ کیلومتر انتخاب شود [۱۰]. انتخاب مناسب PRF به شروط متعددی وابسته است که جزئیات آن در مرجع [۱۸] بیان شده است. در مورد فرکانس موج حامل، با توجه به اینکه فرکانس‌های بالا مثل باند X و C نسبت به فرکانس‌های پایین مثل باند L از مزایای بیشتری مانند کاهش اثر یونسفر بر روی پالس ارسالی برخوردار هستند [۵] می‌توانند به عنوان انتخابی بهتر برای طراحی سنجنده در نظر گرفته شوند. البته این نکته را هم باید در نظر داشت که افزایش فرکانس، منجر به کاهش عرض باند برداشتی سنجنده خواهد شد و در نهایت، باعث کاهش سطح پوشش زمینی می‌شود [۶]. در تمامی نمودارها (همان‌طور که در جدول ۱ مشاهده می‌شود) برای ارتفاع سنجنده، خطای اولیه ۱۰ کیلومتر، برای زوایای یاو و پیچ خطای اولیه ۰/۱ درجه و برای خطای رول، خطای اولیه ۰/۵ درجه در نظر گرفته شده است. باید این نکته را در نظر داشت که در نظر گرفتن تمامی خطاهای اولیه دورانی و ارتفاعی به‌طور همزمان، قبلاً در هیچ

جدول ۱. پارامترهای شبیه‌سازی شده سنجنده SAR

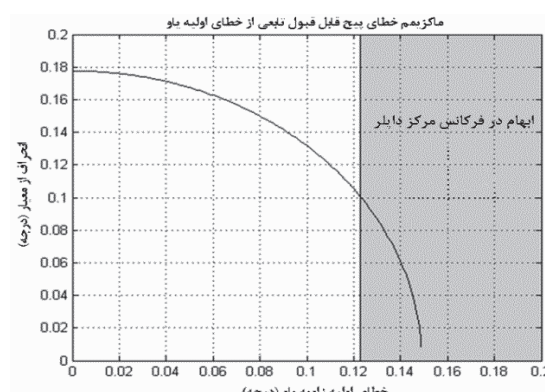
پارامتر	مقدار
فرکانس ارسال پالس (PRF)	۲۰۰۰ (Hz)
عرض جغرافیایی مدار (β)	۰ (Deg)
مقدار اولیه دلتای زاویه Squint (δ_a)	۰ (Deg)
ثابت گرانش (G)	$3/986 \times 10^{14} (m^3/s^2)$
شعاع زمین (R_e)	۶۴۰۰ (km)
ارتفاع سنجنده (H)	۵۰۰ (km)
سرعت نور (c)	3×10^8
فرکانس حامل (f)	۵ (GHz) (C-band)
زاویه رول اولیه (γ)	۵۰ (Deg)
انحراف معیار زاویه رول (σ_γ)	۰/۵ (Deg)
انحراف معیار زاویه یاو (σ_ψ)	۰/۱ (Deg)
انحراف معیار زاویه پیچ (σ_δ)	۰/۱ (Deg)
انحراف معیار ارتفاع سنجنده (σ_H)	۱۰ (km)
مقدار اولیه زاویه یاو سنجنده (Ψ)	۰ (Deg)
مقدار اولیه زاویه پیچ (δ)	۰ (Deg)

¹ Slant Range

² Ground Range



(ب)



(الف)

شکل ۸. بررسی تأثیر انتخاب خطای اولیه یاو و پیچ بر روی رفتار حداکثر خطای قابل قبول برای تعیین فرکانس داپلر. (الف) تأثیر انتخاب خطای اولیه یاو بر روی حداکثر خطای قابل قبول پیچ؛ (ب) تأثیر انتخاب خطای اولیه پیچ بر روی حداکثر خطای قابل قبول یاو

که در شکل ۱۰-الف مشاهده می‌شود، با افزایش فرکانس، حداکثر خطای قابل قبول برای زاویه پیچ، نسبت به حداکثر خطای قابل قبول یاو با سرعت بیشتری کاهش می‌یابد. مناطقی که در شکل ۱۰ با رنگ طوسی مشخص شده است، مربوط به فرکانس‌هایی است که در آن، رابطه (۲۳) برقرار نیست. به عبارت دیگر، فرکانس‌های بالاتر از ۵/۷ گیگاهرتز باعث ایجاد ابهام در تعیین فرکانس مرکز داپلر می‌شود. شکل ۱۰-ب این نکته را بیان می‌کند که افزایش فرکانس، حداقل سطح قابل قبول آنتن برای سنجنده SAR را کاهش می‌دهد. در واقع، طبق نامعادله (۲۸)، در فرکانس‌های بالاتر می‌توان آنتن‌های کوچک‌تر با وزن کمتر طراحی کرد. هرچند ابعاد کوچک‌تر آنتن، خود یک مزیت در برابر معایب اشاره‌شده است ولی باید در طراحی سنجنده SAR بین ابعاد آنتن و فرکانس مورد نظر تعادل برقرار شود تا به میزان حداکثر خطای مورد انتظار برسیم. به عبارت دیگر، در طراحی آنتنی با ابعاد کوچک‌تر، دو نکته را باید در نظر گرفت: (الف) حداکثر خطاهای قابل قبول برای یاو و پیچ، کاهش قابل ملاحظه‌ای می‌یابد (شکل ۱۰-الف، ب) باید فرکانس حامل بزرگتری انتخاب شود (شکل ۱۰-ب).

۳-۳. بررسی حداکثر خطاهای قابل قبول محوره‌های

دورانی و ارتفاع سنجنده تابعی از زاویه رول (۷)

نمودار حداکثر خطای قابل قبول زوایای محوره‌های محلی سنجنده و حداقل سطح آنتن، نسبت به زاویه رول در شکل ۱۱ ترسیم شده است. محور افقی زاویه رول را در محدوده صفر تا ۹۰ درجه، درجه‌بندی کرده است. در شکل ۱۱-الف رفتار حداکثر خطای یاو و پیچ کاملاً متفاوت است؛ یعنی تا زاویه ۴۵ درجه، خطای یاو کاهش می‌یابد و خطای پیچ ثابت است ولی وقتی زاویه رول از

سمت نداشته و تنها در جهت برد مؤثر است. در نتیجه، اثر خطاهای اولیه رول و ارتفاع سنجنده بر روی مرکز فرکانس داپلر بسیار کم می‌شود و عملاً تأثیری بر روی حداکثر خطای قابل قبول یاو و پیچ نمی‌گذارد. در بخش ۳-۱ نشان داده می‌شود که چرا می‌توان هر مقدار خطایی را در این حالت برای زاویه رول و ارتفاع سنجنده در نظر گرفت.

۳-۱. بررسی حداکثر خطای قابل قبول محوره‌های دورانی

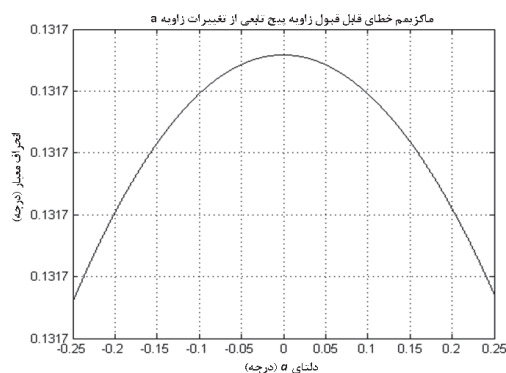
و ارتفاع سنجنده تابعی از تغییرات زاویه Squint (δ_{a0})

همان‌طور که اشاره شد، هنگامی که زاویه a در رابطه (۵) صدق کند، خطاها در امتداد رول و ارتفاع سنجنده تأثیری بر روی خطای فرکانس داپلر ندارد. به عبارت دیگر، یکی از مزایای Yaw Steering در سنجنده SAR، حذف اثر خطای رول و ارتفاع سنجنده بر روی فرکانس داپلر است. این مورد در اشکال ۹-ج و ۹-د به خوبی نشان داده شده است. به طوری که با فاصله گرفتن از زاویه مرکزی a_0 ، حداکثر خطای قابل قبول برای زاویه رول و ارتفاع سنجنده به سرعت کاهش می‌یابد. همان‌طور که از شکل مشخص است، حداکثر خطای قابل قبول یاو و پیچ - زمانی که δ_{a0} برابر صفر است، به حداکثر مقدار خود می‌رسد و این، یکی دیگر از مزایای Yaw Steering در سنجنده SAR است (شکل ۹-الف و ۹-ب).

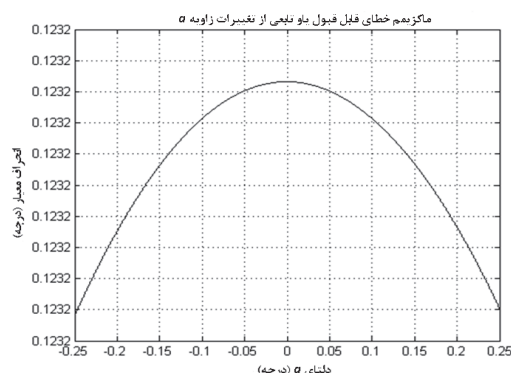
۳-۲. بررسی حداکثر خطاهای قابل قبول برای محوره‌های

دورانی و ارتفاع سنجنده تابعی از فرکانس حامل (۸)

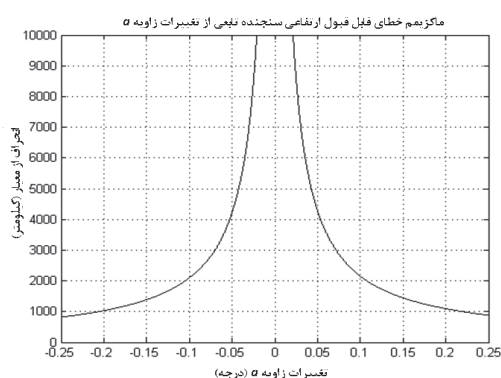
به کمک مقادیر اولیه جدول ۱ می‌توان رفتار معادلات ۲۴ تا ۲۸ را بر حسب فرکانس مشاهده کرد (شکل ۱۰). همان‌طور



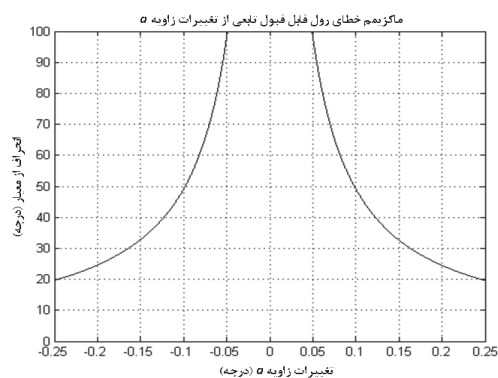
(ب)



(الف)

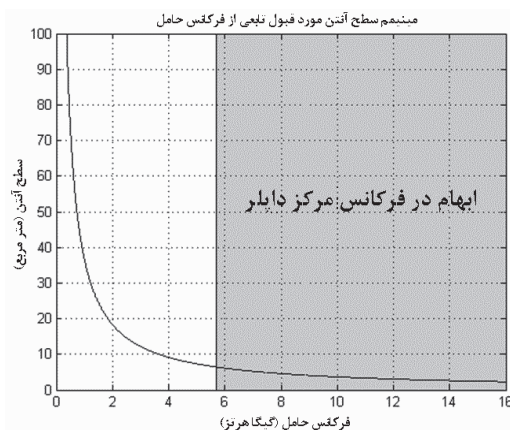


(د)

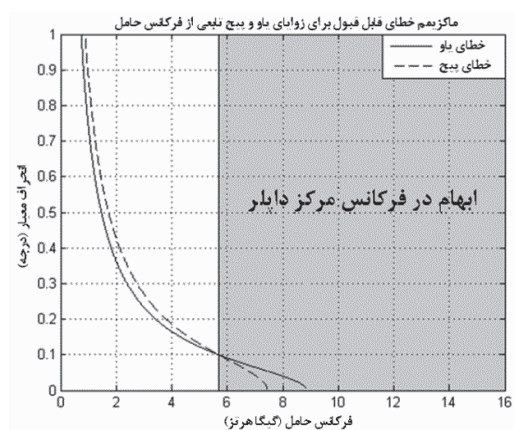


(ج)

شکل ۹. بررسی زاویه a در سنجنده SAR؛ (الف) اثر تغییرات a بر روی حداکثر انحراف معیار قابل قبول زاویه یاو؛ (ب) اثر تغییرات a بر روی حداکثر انحراف معیار قابل قبول زاویه رول؛ (ج) اثر تغییرات a بر روی انحراف معیار ارتفاع سنجنده



(ب)

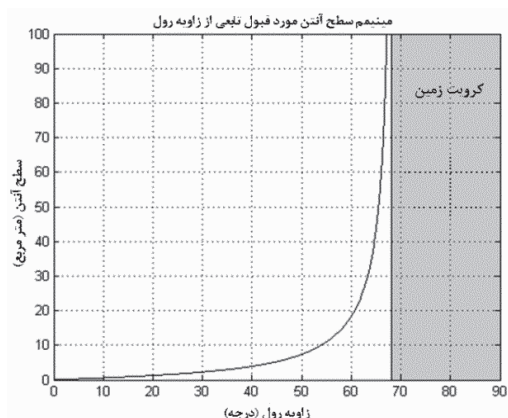


(الف)

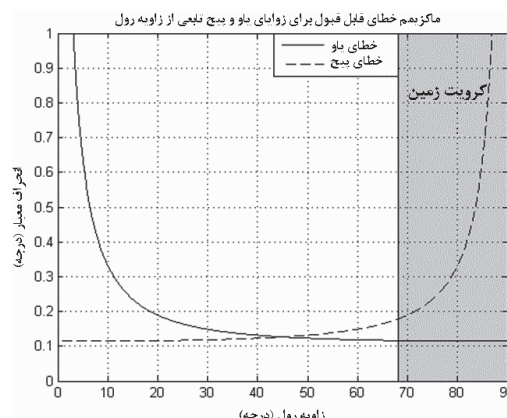
شکل ۱۰. بررسی اثر فرکانس در سنجنده SAR (الف) اثر فرکانس بر روی حداکثر انحراف معیار قابل قبول زاویه یاو و پیچ (ب) اثر فرکانس بر روی تعیین حداقل سطح آنتن

به ازای آن، رابطه (۳۱) غیرقابل تعریف است. در واقع در این ناحیه، به دلیل کرویّت زمین، محور نشانه روی از افق خارج می شود. شکل ۹-ب رابطه زاویه نشانه روی رول و حداقل مساحت برای آنتن را نشان

۴۵ درجه بیشتر می شود خطای یاو، ثابت و خطای پیچ افزایش می یابد. در این شکل، مناطق طوسی رنگ که مقادیر بیشتر از ۶۸/۰۱ درجه زاویه رول را نشان می دهد، ناحیه غیرقابل قبول است؛ چرا که



(ب)



(الف)

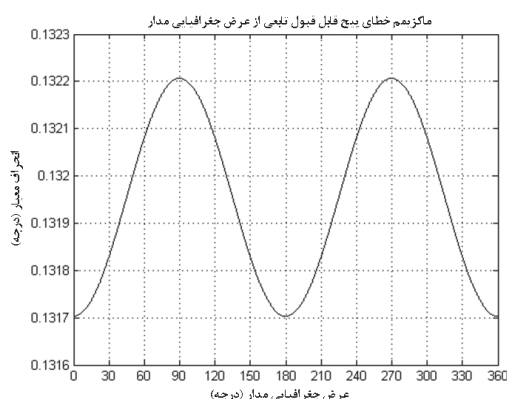
شکل ۱۱. بررسی زاویه رول در سنجنده SAR (الف) اثر زاویه رول بر روی انحراف معیار زوایای یاب و پیچ (ب) اثر زاویه رول بر روی تعیین حداقل سطح آنتن

را نشان می‌دهد، در محدوده صفر تا ۳۶۰ درجه قرار دارد. این شکل به وضوح نشان می‌دهد که رفتار خطای یاب و پیچ نسبت به موقعیت سنجنده در مدار، حالت سینوسی دارد. در واقع با توجه به خورشیدآهنگ بودن ماهواره (زاویه شیب مداری حدود ۹۷ درجه)، در نزدیکی قطبین زمین ($\beta=90^\circ, \beta=270^\circ$) که دوران زمین تأثیر کمی روی فرکانس داپلر دارد، مقدار خطای قابل قبول حداکثر است (0.12355 درجه برای زاویه یاب و 0.13221 درجه برای زاویه پیچ) و هنگام عبور از استوا ($\beta=0^\circ, \beta=180^\circ$) به دلیل تأثیر بیشتر دوران زمین، حداقل مقدار برای حداکثر خطای قابل قبول به دست می‌آید (0.12318 درجه برای زاویه یاب و 0.1317 درجه برای زاویه پیچ). موقعیت ماهواره در مدار، تأثیری بر روی تعیین حداقل سطح آنتن ندارد. نکته دیگری که از شکل استنباط می‌شود این است که به‌طور کلی خطای بیشتری برای زاویه پیچ قابل قبول است.

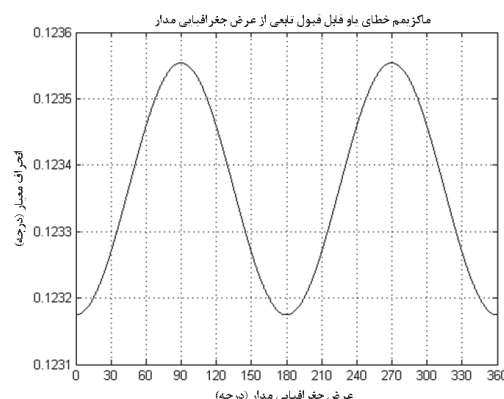
می‌دهد. با افزایش زاویه رول، حداقل مساحت ممکن برای آنتن افزایش می‌یابد. در اینجا نیز در طراحی آنتن با ابعاد کوچک‌تر سنجنده SAR باید دو نکته در نظر گرفته شود: (الف) در این حالت خطای پیچ اهمیت بیشتری می‌یابد و باید سعی شود خطای پیچ کمتر باشد (شکل ۱۱-الف، ب) باید زاویه نشانه‌روی رول کوچک‌تری انتخاب شود (شکل ۱۱-ب).

۳-۴. بررسی حداکثر خطاهای قابل قبول محوره‌های دورانی و ارتفاع سنجنده تابعی از عرض جغرافیایی مدار (ب)

نمودار حداکثر خطای قابل قبول زوایای محوره‌های محلی سنجنده نسبت به موقعیت سنجنده در مدار (عرض جغرافیایی مدار) در شکل ۱۲ ترسیم شده است. محور افقی که عرض جغرافیایی مدار

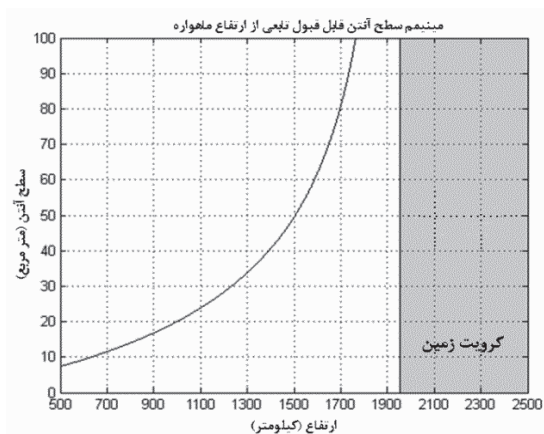


(ب)

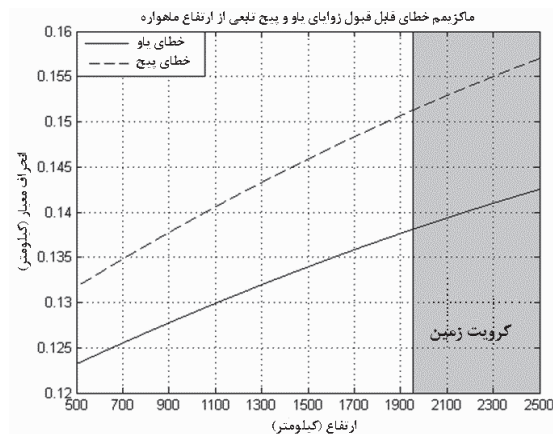


(الف)

شکل ۱۲. بررسی زاویه عرض جغرافیایی مدار در سنجنده SAR به عنوان مؤلفه مداری سنجنده؛ (الف) اثر عرض جغرافیایی مدار بر روی انحراف معیار زاویه یاب؛ (ب) اثر عرض جغرافیایی مدار بر روی انحراف معیار زاویه پیچ



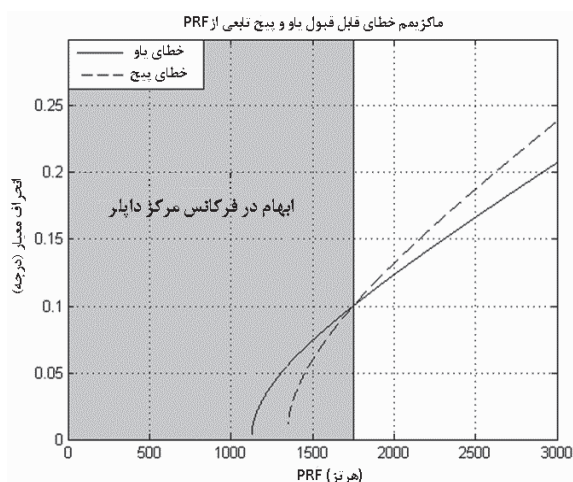
(ب)



(الف)

شکل ۱۳. بررسی اثر ارتفاع سنجنده در پارامترهای سنجنده SAR (الف) اثر ارتفاع ماهواره بر روی انحراف معیار زوایای یاب و پیچ (ب) اثر ارتفاع ماهواره برای تعیین حداقل سطح آنتن

تقسیم‌بندی شده است. تمامی PRFهای بین ۱۰۰۰ تا ۳۰۰۰ هرتز قابل قبول نبوده و باید پردازش‌های اولیه برای تعیین PRF مناسب صورت پذیرد. PRF تابعی از طول پالس^۱، عرض آنتن^۲، ارتفاع سنجنده، عرض باند برداشتی و زاویه نشانه‌روی رول است. این مقاله به جزئیات تعیین PRF نمی‌پردازد و لازم است برای مطالعه کامل‌تر به مرجع [۱۸] مراجعه شود. همان‌طور که مشاهده می‌شود در شکل ۱۴ افزایش PRF باعث افزایش حداکثر خطای قابل قبول در پارامترهای یاب و پیچ می‌شود. البته نرخ رشد پارامتر پیچ نسبت به زاویه یاب بیشتر است. مناطق طوسی رنگ در شکل ۱۴ نواحی‌ای را نشان می‌دهد که PRF سنجنده از مقدار ۱۷۵۱/۸ هرتز کمتر است و به ازای این مقادیر، رابطه ۲۳ دیگر برقرار نیست.



شکل ۱۴. اثر PRF ماهواره بر روی انحراف معیار زوایای یاب و پیچ

۳-۵. بررسی حداکثر خطاهای قابل قبول محوره‌های

دورانی و ارتفاع سنجنده تابعی از ارتفاع ماهواره (H)

نمودار حداکثر خطای قابل قبول زوایای محوره‌های محلی سنجنده و حداقل سطح آنتن نسبت به ارتفاع سنجنده، در شکل ۱۳ ترسیم شده است. محور افقی که بیانگر ارتفاع سنجنده است، در محدوده ۵۰۰ تا ۲۵۰۰ کیلومتر، درجه‌بندی شده است. نمودار ۱۳-الف نشان می‌دهد که افزایش ارتفاع منجر به افزایش حداکثر خطای قابل قبول یاب و پیچ خواهد شد. مناطق طوسی رنگ بیانگر مشکلات ناشی از گرویت زمین است که برای ارتفاعات بیشتر از ۱۹۵۵ کیلومتر رخ می‌دهد. در این مورد، بررسی مقادیر زاویه یاب اهمیت بیشتری دارد؛ چرا که حداکثر خطای قابل قبول برای زاویه یاب در شکل ۱۳-الف، مقادیر کمتری را نسبت به خطای پیچ نشان می‌دهد. افزایش ارتفاع سنجنده با افزایش حداقل سطح قابل قبول آنتن همراه است نمودار ۱۳-ب. در طراحی سنجنده SAR، با ابعاد کوچک تر آنتن، دو نکته زیر باید در نظر گرفته شود؛ الف) ارتفاع سنجنده باید کمتر انتخاب شود (شکل ۱۳-الف؛ ب) با توجه به این که حداکثر خطاهای قابل قبول برای یاب و پیچ کاهش می‌یابد، در نتیجه، خطاهای کمتری در زوایای پیچ و یاب قابل قبول است (شکل ۱۳-ب).

۳-۶. بررسی حداکثر خطاهای قابل قبول محوره‌های

دورانی و ارتفاع سنجنده تابعی از PRF

نمودار حداکثر خطای قابل قبول زوایای محوره‌های محلی سنجنده نسبت به PRF در شکل ۱۴ ترسیم شده است. محور افقی، بیانگر فرکانس ارسال پالس بوده و در محدوده صفر تا ۳۰۰۰ هرتز،

¹ Pulse Duration

² Antenna Width

۴. نتیجه‌گیری

در این مقاله برای اولین بار، تأثیر خطاهای ارتفاعی و زوایای محورهای محلی مختصات سنجنده بر فرکانس داپلر سنجنده SAR به‌طور کامل مورد بررسی قرار گرفت. به‌منظور جامعیت بیشتر مقاله، دو فرض خورشیدآهنگ بودن سنجنده و Yaw steering، -اولی برای تأمین نیروی سنجنده و دومی به‌منظور حذف اثر دوران زمین-، به‌عنوان پیش‌فرض در معادلات در نظر گرفته شد. عملاً به‌دلیل اعمال شرط Yaw Steering، خطای رول و ارتفاعی سنجنده تأثیری بر روی فرکانس داپلر نداشتند و تنها خطاهای یاو و پیچ مورد بررسی قرار گرفتند. رفتار حداکثر خطای قابل قبول یاو و پیچ بر اساس پارامترهای اساسی فرکانس، زاویه دید یا رول، ارتفاع سنجنده، عرض جغرافیایی مدار و PRF بر اساس داده‌های شبیه‌سازی جدول ۱، مورد تحقیق قرار گرفت و نتایج آن تحلیل شد. در کنار بحث خطای فرکانس داپلر، شرط حداقل ابعاد آنتن نیز مورد مطالعه قرار گرفت. ابعاد آنتن از آن جهت که به‌طور مستقیم و غیر مستقیم بر روی پارامترهای دیگر به خصوص PRF مؤثر است، تحلیل آن در کنار بحث خطای فرکانس داپلر کاملاً منطقی به نظر می‌رسد. به‌دلیل جامعیت تحلیل خطاها و ارتباط دادن آنها با ابعاد آنتن، نتایج حاصل از این تحقیق می‌تواند قویاً در طراحی سنجنده‌های SAR مورد استفاده قرار گیرد.

۶. مراجع

- [7] Barber, B. "Theory of digital imaging from orbital synthetic-aperture radar," *International Journal of Remote Sensing*, vol. 6, pp. 1009-1057, 1985.
- [8] Raney, R. "Doppler properties of radars in circular orbits," *International Journal of Remote Sensing*, vol. 7, pp. 1153-1162, 1986.
- [9] Perna, S. "Airborn Synthetic Aperture Radar," *Università Degli Study Di Napoli Federico II*, 2006.
- [10] Bickel, D. Brock, B. Allen, C. and Laboratories, S. N. *Spaceborne SAR Study: LDRD 92 Final Report: Sandia National Laboratories*, 1993.
- [11] Li F. and Johnson, W. "Ambiguities in Spaceborne Synthetic Aperture Radar Systems," *Aerospace and Electronic Systems*, IEEE Transactions on, Vol. 19, pp. 389-397, 1983.
- [12] Li, F. K. Held, D. N. Curlander, J. C. and Wu, C. "Doppler parameter estimation for spaceborne synthetic-aperture radars," *Geoscience and Remote Sensing*, IEEE Transactions on, Vol. 23, pp. 47-56, 1985.
- [13] Curlander, J. C. and McDonough, R. N. "Synthetic aperture radar- Systems and signal processing(Book)," New York: John Wiley & Sons, Inc, 1991.
- [14] Bamler, R. and Runge, H. "A novel PRF-ambiguity resolver," in *IGARSS'91; Proceedings of the 11th Annual International Geoscience and Remote Sensing Symposium*, 1991, pp. 1035-1038, 1991.
- [15] Bamler, R. and Runge, H. "PRF-ambiguity resolving by wavelength diversity," *Geoscience and Remote Sensing*, IEEE Transactions on, vol. 29, pp. 997-1003, 1991.
- [16] Weltner, K. Schuster, P. Weber, W. J. and Grosjean, J. "Theory of Errors," *Mathematics for Physicists and Engineers*, ed: Springel, Berlin Heidelberg, pp. 537-556, 2009.
- [17] Wolf, P. R. and Ghilani, C. D. *Adjustment computations: statistics and least squares in surveying and GIS*: John Wiley & Sons, 1997.
- [18] Gharibi, S. and Amini, J. "Detection and Analysis of Appropriate PRF for Spaceborne SAR Sensors," in *International Conference on Electrical and Computer Systems*, Ottawa, Ontario, Canada, pp. 1061-1068, 2012.
- [19] Freeman, A. Johnson, B. e. a. Huneycutt, R. Jordan, S. Hensley, P. Siqueira, and J. Curlander, "The "Myth" of the minimum SAR antenna area constraint," *Geoscience and Remote Sensing*, IEEE Transactions on, vol. 38, pp. 320-324, 2000.
- [20] Kashihara, H. Tanaka, K. Fukai, M. Komai, J. and M. Sano, "A case study of spaceborne synthetic aperture radar system design for the Earth Resources Satellite," in *From Res. Towards Operational Use*, pp. 815-820, 1984.
- [1] Skolnik, M. I. "Radar handbook," McGraw-Hill handbook, 1970.
- [2] Jordan, R. L. "The Seasat-A synthetic aperture radar system," *Oceanic Engineering*, IEEE Journal of, vol. 5, pp. 154-164, 1980.
- [3] Tomiyasu, K. "Remote sensing of the earth by micro-waves," *Proceedings of the IEEE*, vol. 62, pp. 86-92, 1974.
- [4] Sherwin, C. W. Ruina, J. and Rawcliffe, R. "Some early developments in synthetic aperture radar systems," *Military Electronics*, IRE Transactions on, vol. 1051, pp. 111-115, 1962.
- [5] Tomiyasu, K. "Tutorial review of synthetic-aperture radar (SAR) with applications to imaging of the ocean surface," *Proceedings of the IEEE*, vol. 66, pp. 563-583, 1978.
- [6] Hein, A. *Processing of SAR data: fundamentals, signal processing, interferometry*: Springer Verlag, 2004.

Analysis of Attitude and Altitude error effects of SAR sensor on Doppler Centroid Frequency

S. Gharibi^{*}, J. Amini, M. Ali Oghli Fazel

^{*} Faculty of Geomatics Engineering, College of Engineering, University of Tehran

(Received:05/15/2013, Accepted:01/08/2013)

Abstract

Synthetic Aperture Radar (SAR), which has been widely used for earth remote sensing, provides high resolution and day-and-night and weather-independent images for a multitude of applications. Design of SAR sensors has had some considerations for SAR systems issues such as microwave currents propagation, antenna, orbit design and etc.. Altitude and attitude errors of SAR sensor have a direct effect on Doppler centroid frequency. To avoid this effect, error of Doppler centroid frequency should be smaller than half of the Pulse Repetition Frequency (PRF). With analysis of standard deviation of Doppler centroid frequency, Maximum acceptable errors will be available to avoid ambiguity in Doppler centroid frequency. In this paper, as a novel approach, maximum acceptable errors behavior is analyzed and discussed comprehensively based on error propagation law beside their relations to minimum available Antenna area in order for optimum design of sensor .

Keywords: Synthetic Aperture Radar (SAR), Doppler Centroid Frequency, Error Propagation, PRF

^{*}Corresponding author Email: salar.gharibi@ut.ac.ir