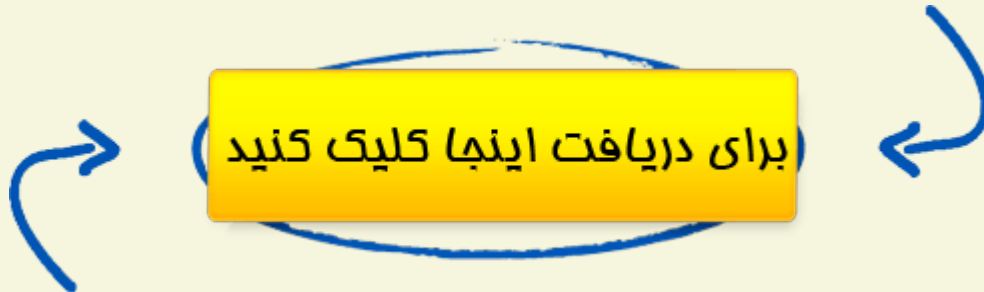


دانلود مقاله ناوبری دقیق روبات فضاپیما با ردیابی یک هدف زمینی

جهت مشاهده [دانلود مقاله ناوبری دقیق روبات فضاپیما با ردیابی یک هدف زمینی](#) به پایین همین صفحه

مراجعه نمایید

تعداد صفحات : 12 صفحه



چکیده

یکی از موضوعات مهم در حوزه روباتهای فضاپیما، افزایش دقت ناوبری آنها میباشد. روش رایج برای تعیین موقعیت و وضعیت فضاپیماها، موشکها و سایر ادوات فضایی، استفاده از سیستم ناوبری اینرسی INS میباشد. لیکن با توجه به اینکه در فرایند انتگرالگیری سیستم ناوبری اینرسی، از نویزها و باپاسهای موجود نیز انتگرالگیری میشود، لذا این روش همواره با مشکل خطای تجمعی روبرو بوده و با گذشت زمان خطای آن بیشتر میشود. یکی از روشهای کاهش خطای ناوبری اینرسی فضاپیماها، استفاده از اطلاعات حاصل از ردیابی علائم مشخصه ثابت با موقعیت نامعلوم بر روی زمین میباشد که اصطلاحاً به این روش ناوبری کمکی گفته میشود. در این مقاله، از یک روش هندسی برای تعیین موقعیت علائم مشخصه در طراحی الگوریتم ناوبری کمکی با استفاده از اطلاعات زاویهای از یک علامت مشخصه ساکن استفاده شده است. با توجه به اینکه در این روش تنها از اطلاعات زاویهای استفاده میشود، لذا برای تعیین موقعیت علائم، باید چندین مشاهده پدیدری از یک علامت مشخصه انجام شود که این کار معمولاً با استفاده از ردیاب الکترواپتیکی و یا دوربین انجام میشود. الگوریتم طراحی شده در مختصات دو بعدی و در محیط نرمافزار پیاده شده و کارایی آن با شبیهسازیهای لازم بررسی شده است.

کلمات کلیدی: ناوبری اینرسی، فیلتر کالمن، مشاهدات زاویهای، رگرسور خطی.

مقدمه

برای جبران خطای تجمعی سیستم ناوبری اینرسی در فضاپیماها و سایر ادوات فضایی، سادهترین راه استفاده از شتابسنجها و ژيروسکوپهای بسیار دقیق میباشد. اما اغلب هزینه لازم برای تهیه سنسورهای اینرسی دقیق برای مأموریتها مورد نظر بسیار بالا بوده و لذا مهندسان به روشهای تلفیق دادههای اینرسی با دادههای حاصل از سنسورهای خارجی برای بهبود دقت ناوبری اینرسی روی میآورند.

برخی از سنسورها و روشهای موجود که در بهبود عملکرد سیستم ناوبری اینرسی استفاده میشوند، عبارتند از: سیستم موقعیتیاب جهانی GPS، سنسورهای سرعتسنج داپلری (DVS) (Doppler Velocity Sensors)،

سیستم ناوبری تاکتیکی هوایی (Tactical Air Navigation) TACAN، سیستم تصویربرداری مادون قرمز (Forward Looking) FLIR Infrared از اهداف زمینی و روش خط دید (Line Of Sight) LOS نسبت به نقطه مشخصه. داده‌های اندازه‌گیری شده از این سنسورها همراه با اطلاعات سیستم ناوبری اینرسی در یک مکانیزم تلفیق (معمولاً فیلتر کالمن) ادغام شده و تخمین دقیقی از موقعیت فضاپیما بدست می‌آید.

چهار سیستم کمکی که در بالا اشاره شدند، همگی این توانایی را دارند که دقت سیستم ناوبری اینرسی را بهبود بخشند. لیکن این روشها اشکالات و محدودیتهای خاص خود را دارند. در روش DVS و TACAN به سنسورهای فعال نیاز داریم. همانطور که میدانیم مهمترین مشکلی که در استفاده از سنسورهای فعال با آن روبرو هستیم، مسئله ایجاد پارازیت در داده‌های اندازه‌گیری شده توسط عوامل بیرونی و نیز فاش کردن موقعیت فضاپیما میباشد. اما GPS یک سیستم غیرفعال است و با استفاده از اطلاعات GPS، موقعیت فضاپیما برای دیگران فاش نخواهد شد. لیکن مشکلی که وجود دارد اینست که اطلاعات GPS قابل دستکاری و انحراف توسط عوامل بیرونی میباشد.

برای غلبه بر مشکلاتی که در استفاده از سنسورهای فعال و GPS وجود دارد، از سیستمهای ناوبری کمکی FLIR و LOS

میتوانیم استفاده کنیم. مشکلی که اینگونه سیستمها دارند اینست که به ایستگاهها و اهداف زمینی با موقعیت از قبل مشخص شده نیاز داریم. اما در

سیستمهایی که از سنسورهای غیرفعال استفاده میکنند، اطلاعات نه قابل دستکاری هستند و نه موقعیت فضاپیما را برای دیگران فاش میکنند. همچنین لازم نیست که حتماً موقعیت نقاط و علائم مشخصهای که بر روی زمین قرار دارند، از قبل معلوم باشند.

در سالهای اخیر فعالیتهای تحقیقاتی و عملیاتی زیادی در حوزه کاهش خطای سیستم ناوبری اینرسی ادوات فضایی انجام شده است. در بین فعالیتهای انجام شده، کاهش خطای ناوبری اینرسی با ردیابی علائم مشخصه روی زمین از جمله موضوعاتی است که اخیراً بیشتر مورد توجه قرار گرفته است. اما در این حوزه نیز ردیابی نقاط مشخصهای که موقعیت آنها ناشناخته بوده و از قبل معلوم نمیشد از پیچیدگیهای بیشتری برخوردار بوده و معمولاً کاربرد نظامی دارند.

در این مقاله، روشی ارائه خواهیم کرد که بتوانیم خطای ناوبری فضاپیما را با ردیابی علائم مشخصه ثابت و بدست آوردن اطلاعات موقعیتی آنها کاهش دهیم. استفاده از این روش به ویژه در محیطهایی که اطلاعات GPS را در اختیار نداریم و یا نمیخواهیم از آن استفاده کنیم، از اهمیت بالایی برخوردار است.

مفهوم ناوبری کمکی

ناوبری کمکی روشی برای کاهش خطای سیستم ناوبری اینرسی به ویژه خطای موقعیت در مدت زمان ناوبری است. در این روش علاوه بر سنسورهای اینرسی، از سنسورهای دیگری استفاده میشود که موقعیت، وضعیت و یا اطلاعات دیگری از پرواز فضاپیما را میتوانند اندازه‌گیری کنند. همچنین یک مکانیزم تخمین مانند فیلتر کالمن برای تلفیق اطلاعات و کاهش خطای ناوبری اینرسی بکار میرود.

یکی از روشهایی که در ناوبری کمکی استفاده میشود، تلفیق اطلاعات اینرسی با اطلاعات بدست آمده از یک رادار زمینی است که موقعیت آن از قبل مشخص میباشد و موقعیت آن در کامپیوتر پرواز وسیله ذخیره میشود.

یکی از کاربردهای سیستمهای ناوبری کمکی که اخیراً مورد توجه قرار گرفته است، دستیابی به سیستمهای فرود دقیق برای فضاپیماها میباشد. اکتشاف منظومه شمسی (مأموریت‌هایی از قبیل فرود و بازگشت از ماه، مریخ و سایر سیاره‌های کوچک) جزو نقشه راه ناسا و چشمانداز آتی آن میباشد. سیستمهای فرود دقیق خودکار یک نیاز اساسی برای این مأموریتها هستند. از بین روشهای موجود، روش فرود نقطهای (Pin-Point) یک روش ایمن و مقرون به صرفه است که در سایت‌های فرود از این روش استفاده میشود و از اهمیت علمی بالایی برخوردار میباشد. برای اکتشاف ماه نیز به فرود دقیق موشک کاوشگر نیاز داریم تا بتوانیم با یک فرود هدفمند به اهداف موردنظر دست پیدا کنیم. اخیراً در مراجع مختلف، الگوریتم‌هایی ارائه شده است که امکان یک فرود دقیق با خطای ۱۱ متر فراهم شده است (Mourikis و Ansar، ۲۰۱۷، Trawny، و Johnson، ۲۰۱۷).

سه تکنولوژی جدید برای تخمین حالت موشک کاوشگر نسبت به سطح، در حین فرود ارائه شده است. اولین تکنولوژی، استفاده از یک الگوریتم پردازش تصویر کامپیوتری است که در آن یکسری علائم مشخصه با موقعیت معلوم در نقشه (از قبل تهیه شده) (Persistent Feature, PF) با علامتهای استخراج شده از الگوریتم پردازش تصویر در طول فرود، تطبیق داده می شوند. با استفاده از این منطبق سازی، یک اندازه گیری از وضعیت افقی موشک کاوشگر نسبت به موقعیت سایت فرود (موقعیت مشخص در نقشه) فراهم می شود که به موجب آن تعیین وضعیت دقیق امکان پذیر می شود. تکنولوژی دوم نیز یک الگوریتم پردازش تصویر کامپیوتری است که در آن علائم مشخصه با استفاده از تطبیق و مقایسه دنباله ای از تصاویر گرفته شده در حین فرود، استخراج میشوند. (Opportunistic Feature, OF) این نوع ردیابی، مشکلاتی از قبیل تغییرات بزرگ در مقیاس ناحیه فرود و تغییر زاویه جهتگیری موشک را (که از مشکلات بارز در طول فرود هستند) را حل کرده است. تکنولوژی سوم، به کارگیری فیلتر کالمن توسعه یافته است که در آن موقعیت علائم مشخصه استخراج شده توسط الگوریتم پردازش تصویر، ویژگیهای بدست آمده از مقایسه دنباله‌های از تصاویر و اندازه‌گیریهای اینرسی تلفیق میشوند. بنابراین به کمک این اندازه‌گیریها قادر خواهیم بود اندازه‌گیری دقیقی از موقعیت و وضعیت موشک حتی در نرخهای بالای تغییرات در طول فرود بدست آوریم.

اصول کلی سیستم ناوبری اینرسی کمکی

شکل (۱) بلوک دیاگرام سیستم ناوبری اینرسی کمکی را نشان میدهد. همانطور در شکل میبینیم، خروجی سیستم ناوبری اینرسی که شامل سرعت خطی و زاویهای، موقعیت، شتاب و وضعیت فضاپیما میباشد با دادههای بدست آمده از مشاهدات انجامشده توسط سنسور خارجی مقایسه شده و سپس با استفاده از یک مکانیزم تلفیق که معمولاً فیلتر کالمن است، تخمینی از حالت‌های سیستم بدست آمده و در نهایت به یک ناوبری با دقت بالا دست خواهیم یافت.

شکل-۱ اصول کلی سیستم ناوبری اینرسی کمکی

تلفیق اطلاعات اینرسی با دادههای پسیو بدست آمده از یک سنسور خارجی

در این روش، دادههای بدست آمده از اندازه‌گیری زاویه فضاپیما نسبت به اهدافی که موقعیت آنها از قبل برای ما شناخته شده نیست، استفاده کرده و آن را با اطلاعات اینرسی تلفیق کرده و دقت ناوبری فضاپیما را بهبود میبخشیم. میتوان از سنسورهای اپتیکی و الکترواپتیکی در ردیابی اهداف زمینی و بدست آوردن اطلاعات زاویهای استفاده کرد. همچنین می‌توانیم با استفاده از دوربین و تصاویر دریافتی از آن، نقاط مشخصی را در سطح زمین ردیابی کنیم. در ارتفاعات بالاتر و در فاز میانی فضاپیما، میتوان از سنسورهای اپتیکی و ردیابی موقعیت ماه و یا ستارهها استفاده کرد.

ارائه یک رویکرد جامع برای طراحی الگوریتم ناوبری کمکی با استفاده از مشاهدات زاویهای

با ردگیری نقاط مشخصه و دریافت اطلاعات زاویه‌های فضاپیما نسبت به آنها، این توانایی را خواهیم داشت که بتوانیم زاویه حمله و زاویه لغزش جانبی فضاپیما را محاسبه کنیم. بنابراین ما دو معادله اندازه‌گیری مستقل خواهیم داشت که با استفاده از آنها میتوانیم متغیرهای ناوبری فضاپیما (زاویای پیچ، رول، یاو و زاویه مسیر پرواز) را که سیستم ناوبری اینرسی در اختیار ما قرار میدهد، بهبود بخشیم. زاویه مسیر پرواز برای یک جسم پرنده در رابطه $h = r.v.\cos\phi$ صدق میکند. h گشتاور زاویه‌های، v سرعت، r شعاع حرکت مسیر از مرکز آن و ϕ زاویه حرکت مسیر است. بنابراین با ردیابی علائم مشخصه و داشتن اطلاعات زاویه‌های از آنها، طراحی سیستم ناوبری کمکی امکانپذیر خواهد بود. همچنین بطور همزمان میتوانیم از الگوریتم تخمین که برای استفاده از مشاهدات بکار گرفته میشود، جهت تخمین موقعیت علائم مشخصه استفاده کنیم. این الگوریتم را میتوان برای حالتی که اطلاعات فاصله و زاویه نسبت به علائم مشخصه را در اختیار داریم نیز استفاده کرد. این فرایند را میتوان به دو فاز تقسیم کرد:

در فاز اول از مشاهدات زاویه‌های علائم مشخصه استفاده کرده و تخمینی از زاویه حمله فضاپیما بدست می‌آید. در ادامه با استفاده از این مقدار، متغیرهای ناوبری فضاپیما شامل زاویه پیچ و زاویه مسیر پرواز به روز رسانی شده و تخمین دقیقی از آنها حاصل میشود. بنابراین با تخمین زاویای حمله و لغزش جانبی فضاپیما که از روی مشاهدات بدست می‌آیند، میتوان تخمین دقیقی از زاویای رول، پیچ، یاو و زاویه مسیر پرواز بدست آورد. لذا فاز اول الگوریتم ناوبری کمکی، استفاده از مشاهدات زاویه‌های برای بهبود اطلاعات بدست آمده از INS میباشد. در این فاز تنها تخمین دقیقی از متغیرهای ناوبری از جنس زاویه فضاپیما را بدست می‌آید. اما صرفاً با استفاده از مشاهدات زاویه‌های، متغیرهای موقعیتی فضاپیما (موقعیت (X,Y,Z) را نمیتوان تخمین زد.

در فاز دوم، از اطلاعات بدست آمده در فاز اول استفاده کرده و موقعیت فضاپیما نیز تخمین زده میشود. برای تخمین موقعیت فضاپیما، لازم است که موقعیت علامت مشخصه را در اختیار داشته باشیم. حالت‌های مختلفی از موقعیت، ارتفاع و فاصله نقطه مشخصه نسبت به فضاپیما را میتوان در تخمین موقعیت فضاپیما بررسی کرد و میزان کارایی هر کدام از این اطلاعات در بدست آوردن تخمین دقیقتر را با هم مقایسه کرد. همچنین تأثیر مشخص بودن موقعیت اولیه و یا مشخص نبودن آن در کارایی تخمین قابل بررسی است. به نظر میرسد که تخمین موقعیت علائم مشخصه که با استفاده از اطلاعات ارتفاع و فاصله نسبت به فضاپیما و موقعیت اولیه آن بدست می‌آید، مستقیماً تخمین دقیق موقعیت فضاپیما را تحت تأثیر قرار دهد.

در اینجا به دو نکته مهم در خصوص مطالب گفته شده اشاره میکنیم:

در برخی مراجع از روش (Minimum Variance (MV) برای تخمین استفاده شده است. لیکن میتوانیم از تخمینگرهای دیگری مانند فیلتر کالمن برای بدست آوردن تخمین بهینه استفاده کنیم. بنابراین کارایی تخمینگرهای مختلف در این روش میتواند مورد بررسی قرار گیرد.

به نظر میرسد که در ارتفاعات بالاتر، دقت تخمین و ناوبری پایینتر باشد. همچنین مدت زمان لازم برای ردیابی نقاط مشخصه بر روی زمین بیشتر میشود. لازم است که این دو موضوع بیشتر مورد بررسی قرار گیرد.

مروری بر تاریخچه و سابقه اقدامات قبلی

در حوزه طراحی سیستم ناوبری کمکی با استفاده از مشاهدات زاویه‌های، فعالیتهای تحقیقاتی و عملیاتی مختلفی انجام شده است. بسیاری از محققان از مسئله "موقعیتیابی و ترسیم نقشه از محیط بصورت همزمان" (SLAM) برای اهداف ناوبری استفاده کرده‌اند که هدف اکثر آنها، افزایش دقت موقعیتیابی روباتهای قابل استفاده بر روی زمین و یا روبات‌های پرنده با ارتفاع و برد پروازی کم بوده است (محمدلو، قنبرپور اصل و رشیدی، (۱۳۹۲)، Arbabmir، (Mohammadloo و ۲۰۱۳). ، Ghanbarpour اما در بین آنها، موارد کمتری هستند که به طرح این موضوع در ارتفاعات بالاتر پرداخته‌اند. "MURAT POLAT" در سال ۲۰۱۲ پروژه‌های تحت عنوان "

INS Aiding by Tracking Unknown "Ground Object" را برای نیروی هوایی ارتش آمریکا انجام داده است که در آن با استفاده از مشاهدات زاویه‌ای، الگوریتم ناوبری کمکی برای یک هواپیمای جنگنده که تا ارتفاع ۲۱ کیلومتری پرواز میکند، طراحی شده است (Polat و ۲۰۱۲). Murat همچنین در نشریه "Space Navigation Guidance and Control" که متعلق به دانشگاه MIT است، در شماره (Volume 2 of 2)R-500 آن، الگوریتم ناوبری کمکی برای یک فضاپیما در فاز میانی از پرواز آن و با استفاده از مشاهدات زاویه‌ای طراحی شده است (۱۹۶۵). Alexander Koso،

در ادامه، برخی از کارهای قبلی که در زمینه موقعیتیابی اهداف و علائم مشخصه با استفاده از اطلاعات زاویه‌ای آنها نسبت به وسیله انجام شده است را ارائه می‌کنیم. اطلاعات مربوط به خط زاویه (Line Of Bearing, LOB) یا زاویه ورود (Angle Of Arrival, AOA) با استفاده از موقعیت و راستای هدف نسبت به وسیله بدست می‌آید. نکته مهم در رابطه با اطلاعات زاویه‌ای اینست که تنها با استفاده از زاویه اندازه‌گیری شده از یک نقطه نمیتوانیم موقعیت هدف را بدست آوریم. در اینگونه موارد، راه حل ساده اینست که موقعیت هدف را با استفاده از حداقل دو اندازه‌گیری که از دو نقطه مختلف انجام می‌گیرد، به دست آوریم. لیکن با توجه به خطاهای موجود در اندازه‌گیریها، این روش همواره با حساسیت خاصی همراه است که مسئله تعیین موقعیت را با مشکل مواجه می‌سازد. برای حل این مشکل، از روش ترکیب بیش از یک تخمین موقعیت هدف استفاده میشود. استفاده از مشاهدات زاویه‌ای برای تخمین موقعیت هدف، سابقه درازمدتی دارد. در خلال جنگ جهانی دوم و با توجه به نیاز آن دوران، جزئیاتی از مسئله LOB ارائه شد (Daniels و ۱۹۵۱)، Wishart، و (Koopman، ۱۹۷۱)، Wenger (1981). مسئله مشاهدات زاویه‌ای را از منظر تخمین حداقل مربعات مورد بررسی قرار داده است.

کمک ناوبری اینرسی مبتنی بر روابط هندسی با استفاده از اطلاعات زاویه‌ای

در این قسمت، از روش ردیابی نقاط مشخصه با استفاده از مشاهدات صرفاً زاویه‌ای که توسط سنسورهای غیرفعال انجام می‌گیرد برای بهبود دقت سیستم ناوبری اینرسی استفاده کرده‌ایم. اطلاعات زاویه‌ای توسط یک سنسور غیرفعال از علائم مشخصه بدست می‌آید. مشاهدات صرفاً زاویه‌ای به داده‌هایی اطلاق میشود که از روی راستای خط دید علامت مشخصه نسبت به فضاپیما بدست می‌آیند و هیچگونه اندازه‌گیری سرعت و یا فاصله انجام نمی‌گیرد.

تشریح الگوریتم

همانطور که قبلاً نیز اشاره کردیم، ایده استفاده از اهداف زمینی برای بهبود دقت سیستم ناوبری اینرسی اولین بار توسط مهندسان NASA به سرپرستی Alexander Koso جهت استفاده در فضاپیما APOllo مورد استفاده قرار گرفت. هدف از اینکار تصحیح خطای ناوبری فضاپیما بود، که از موقعیت ماه بعنوان علامت مشخصه ثابت استفاده می‌شود. (Polat و ۲۰۱۲)، Murat یک تحلیل ریاضی از این روش در مختصات دو بعدی انجام داده‌اند. برای اینکه درک کلی از این روش داشته باشیم، شکل (۲) را در نظر بگیرید که فضاپیما قادر است نقطه مشخص و ثابتی را ردیابی کند

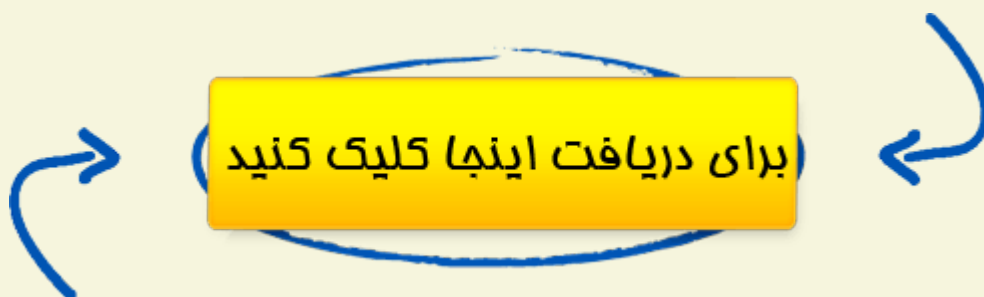
شکل ۲- ردیابی یک نقطه مشخص و ثابت

فضاپیما قادر است که تغییرات زاویه α_0 را اندازه‌گیری کند. زیرنویس c بیانگر این موضوع است که اطلاعات توسط یک سنسور خارجی محاسبه میشوند. همچنین فاصله افقی فضاپیما تا هدف زمینی را با S0 نشان میدهم. روابط و محاسبات لازم برای ردیابی نقطه مشخصه در ادامه ارائه خواهند شد.

بعد از حدود ۴۱ سال، این ایده یکبار دیگر توسط Murat Polat در دانشکده نیروی هوایی آمریکا بررسی شد. Murat تحلیل مشابهی را در مختصات دو بعدی و بر روی یک هواپیمای جنگنده انجام داد. عمده تفاوت موجود بین تحلیل‌های انجام‌شده توسط Murat و KOSO این است که KOSO در تحلیل خود فرض کرده است که فاصله نقطه مشخصه نسبت به فضای ما قابل محاسبه است و در محاسبات خود از آن استفاده کرده است. در حالیکه Murat تنها از اطلاعات زاویه‌های نسبت به هدف زمینی استفاده کرده است. در ادامه گزارش جزئیات مربوط به این دو روش را ارائه خواهیم کرد.

متدولوژی استفاده شده توسط Porter (و ۲۱۱۲) Alec، مشابه روشی است که توسط Polat (و Murat، ۲۱۱۲) ارائه شده است، با این تفاوت که این متدولوژی در مختصات سه بعدی ارائه شده است. این روش شامل نه متغیر اندازه‌گیری است که چهار تای آنها از نوع متغیرهای موقعیتی شامل موقعیت وسیله (X,Y,Z) و همچنین سرعت کلی V هستند. پنج متغیر دیگر از نوع متغیرهای زاویه‌های هستند که شامل زوایای اوایلر وسیله θ ، U و ψ ، زاویه سمت نسبت به علامت مشخصه (H) و زاویه مسیر پرواز (γ) میباشد. زاویه γD ، مشاهدات زاویه‌های نسبت به علامت مشخصه است که از زیرنویس D برای متمایز ساختن آن از زاویه مسیر پرواز استفاده شده است. γD زاویه بین بردار سرعت وسیله و خط دید آن نسبت به علامت مشخصه میباشد. شکل (۳) سناریوی مشاهدات زاویه‌های نسبت به علامت مشخصه در مختصات سه بعدی را نشان میدهد.

در این شکل زاویه بین دو خط دید متوالی که با دو مشاهده پی در پی بوجود می‌آید با σ نشان داده شده است. همچنین جهتگیری صفحه تشکیل شده با بردار سرعت فضای ما و زاویه خط دید با بردار ω تعریف شده است. هدف نهایی ما این است که با استفاده از مشاهدات موجود و اطلاعات سیستم ناوبری اینرسی، تخمینی از زاویه حمله α و زاویه لغزش جانبی β فضای ما بدست آوریم.



مقالات مرتبط

- [دانلود مقاله مروری بر الگوریتم‌های رمزنگاری تصویر مبتنی بر تئوری آشوب](#)
- [دانلود مقاله بررسی ساختمان، عملکرد و نقش میکروRNAها در آپوپتوز و تشخیص، کنترل، درمان و پیشگیری سرطان](#)
- [دانلود مقاله میکروگرن شوه ای جدید در پرورش سبزی های تازه در خانه](#)

از این سایت ها نیز دیدن نمایید

- [ترنس لاین ، مرجع مقالات تخصصی فارسی ایران](#)
- [گت پیپر ، منبع مقالات انگلیسی و فارسی](#)
- [دانش رسان ، بیش از 1.5 میلیون مقاله فارسی](#)