



دانشگاه صنعتی شریف
دانشکده مهندسی هوافضا

مقدمه‌ای بر هدایت وسایل پرنده

ویرایش سوم

نگارش

هادی نوبهاری و علیرضا شریفی

پاییز ۱۳۹۴

تقديم به علمدار كربلا

صفحه

فهرست عناوین

۱	مفاهیم پایه.....	۱
۳	۱.۱ تعریف هدایت، ناوبری و کنترل.....	۳
۴	۲.۱ سیستم هدایت و اجزای آن.....	۴
۴	۱.۲.۱ حسگر هدایت.....	۴
۶	۲.۲.۱ پردازنده هدایت.....	۶
۶	۳.۲.۱ الگوریتم یا قانون هدایت.....	۶
۶	۴.۲.۱ تجهیزات مخابراتی.....	۶
۷	۳.۱ مراحل هدایت.....	۷
۷	۱.۳.۱ فاز پرتاب.....	۷
۸	۲.۳.۱ فاز میانی.....	۸
۸	۳.۳.۱ فاز نهایی.....	۸
۹	۴.۱ مسیرهای هدایت.....	۹
۱۰	۱.۴.۱ مسیر مستقیم یا مسیر برخورد.....	۱۰
۱۱	۲.۴.۱ مسیر بالستیک.....	۱۱
۱۲	۳.۴.۱ مسیر خط‌دید.....	۱۲
۱۲	۴.۴.۱ مسیر بهینه.....	۱۲
۱۲	۵.۴.۱ مسیر کروز.....	۱۲
۱۳	۶.۴.۱ مسیر پرواز مبتنی بر عوارض زمین.....	۱۳
۱۴	۵.۱ حسگرهای هدایت.....	۱۴
۱۵	۱.۵.۱ حسگرهای مطلق.....	۱۵
۱۵	۲.۵.۱ حسگرهای نسبی.....	۱۵
۱۷	۱.۲.۵.۱ آشکارسازی هدف.....	۱۷
۲۵	۲.۲.۵.۱ روش‌های ردگیری.....	۲۵
۲۷	۳.۲.۵.۱ جستجوگر.....	۲۷
۳۰	۴.۲.۵.۱ ردگیر خارجی.....	۳۰
۳۱	۵.۲.۵.۱ حسگر جابجایی.....	۳۱
۳۳	۲ دسته‌بندی سیستم‌های هدایت و ناوبری.....	۳۳
۳۳	۱.۲ سیستم‌های ناوبری.....	۳۳
۳۳	۱.۱.۲ ناوبری اینرسی.....	۳۳
۳۴	۱.۱.۱.۲ سیستم صفحه پایدار.....	۳۴
۳۵	۲.۱.۱.۲ سیستم متصل به بدنه.....	۳۵
۳۷	۲.۱.۲ ناوبری رادیویی.....	۳۷
۴۰	۳.۱.۲ ناوبری تصویری.....	۴۰

۴۰ ناوبری سماوی	۴.۱.۲
۴۲ ناوبری مغناطیسی	۵.۱.۲
۴۳ مقایسه سیستم‌های ناوبری	۶.۱.۲
۴۳ سیستم‌های ناوبری ترکیبی	۲.۲
۴۴ ترکیب سیستم‌های ناوبری اینرسی و رادیویی	۱.۲.۲
۴۴ سیستم‌های ناوبری اینرسی مبتنی بر عوارض زمین	۲.۲.۲
۴۷ ترکیب سیستم‌های ناوبری اینرسی و تصویری	۳.۲.۲
۴۷ ترکیب سیستم‌های ناوبری اینرسی و سماوی	۴.۲.۲
۴۸ ترکیب سیستم ناوبری اینرسی و مغناطیسی	۵.۲.۲
۴۸ سیستم‌های هدایت	۳.۲
۴۹ سیستم هدایت فرمانی	۱.۳.۲
۵۰ سیستم هدایت پرتوسوار	۲.۳.۲
۵۱ سیستم هدایت آشیانه‌یاب	۳.۳.۲
۵۴ سیستم هدایت اینرسی	۴.۳.۲
۵۴ سیستم هدایت ترکیبی	۵.۳.۲
۵۴ ترکیب سیستم‌های هدایت اینرسی و آشیانه‌یاب	۱.۵.۳.۲
۵۵ ترکیب سیستم‌های هدایت فرمانی و آشیانه‌یاب	۲.۵.۳.۲
۵۵ سیستم‌های هدایت مبتنی بر ناوبری ترکیبی	۶.۳.۲
۵۶ قوانین هدایت سه‌نقطه‌ای	۳
۵۷ هدایت خط‌دید	۱.۳
۵۹ هدایت خط‌دید پایه	۱.۱.۳
۶۱ هدایت فرمان به خط‌دید	۲.۱.۳
۶۲ ملاحظات پیاده‌سازی قانون هدایت فرمان به خط دید	۱.۲.۱.۳
۶۴ جبران شتاب جاذبه در هدایت فرمان به خط‌دید	۲.۲.۱.۳
۶۶ جبران شتاب محوری در هدایت فرمان به خط‌دید	۳.۲.۱.۳
۶۷ پیاده‌سازی روش هدایت خط‌دید به صورت سه‌بعدی	۳.۱.۳
۶۸ هدایت خط‌دید با زاویه تقدم	۲.۳
۷۰ ترکیب هدایت خط‌دید و هدایت خط‌دید با زاویه تقدم	۳.۳
۷۰ هدایت خط‌دید بهینه	۴.۳
۷۱ مراجع	

۱ مفاهیم پایه

وسایل پرنده کاربردهای گسترده‌ای در زمینه‌های نظامی و تجاری دارند. این وسایل قادر به انجام ماموریت‌های پروازی متنوعی هستند که به‌طور مثال می‌توان به موارد زیر اشاره کرد:

- جابه‌جایی مسافر و بار از یک مکان به مکان دیگر
- برخورد به یک هدف
- انجام یک مانور مشخص
- قراردادن ماهواره در مدار
- انجام یک ماموریت فضایی

شکل ۱.۱ بعضی از این ماموریت‌های پروازی را در وسایل پرنده مختلف نشان می‌دهد. در انجام هر یک از این ماموریت‌ها لازم است که وسیله پرنده روی یک مسیر خاص حرکت کند. به این منظور باید در هر لحظه اقدامات زیر انجام شود:

- تعیین مقدار لحظه‌ای متغیرهای حالت وسیله پرنده از جمله مکان، سرعت، شتاب، زوایا، سرعت‌های زاویه‌ای و ...
- تعیین موقعیت نهایی که وسیله پرنده می‌خواهد به آن برسد.
- پاسخ به این سؤال که وسیله پرنده به‌منظور رسیدن از موقعیت فعلی به موقعیت موردنظر یا دنبال کردن مسیر مطلوب، چه اقدامی باید انجام دهد.
- تعیین مقادیر مطلوب زاویه رول، زاویه سمت، شتاب جانبی، ارتفاع و ...
- اجرای مقادیر مطلوب تعیین شده

این اقدامات توسط سیستم‌های ناوبری، هدایت و کنترل وسیله پرنده انجام می‌شوند. در این فصل ابتدا هر یک از این سیستم‌ها در بخش ۱.۱ معرفی می‌شوند. سپس، اجزای سیستم‌های هدایت، مراحل مختلف پرواز یک وسیله پرنده، انواع مسیرهای هدایت و انواع حسگرهای هدایت به ترتیب در بخش‌های ۲.۱ تا ۵.۱ بررسی می‌شوند. در نهایت دسته‌بندی جامعی از سیستم‌های ناوبری و سیستم‌های هدایت به ترتیب در بخش‌های ۱.۲ و ۳.۲ ارائه می‌شود.



ب) هواپیمای مسافربری منطقه ای توربوپراپ ایران ۱۴۰



الف) هواپیمای جنگنده بمبافکن آذرخش



ت) بالگرد تهاجمی طوفان مجهز به موشک‌های ضدتانک



پ) موشک فاتح ۱۱۰ قابل استفاده برای اصابت به اهداف زمینی و دریایی



ج) شاتل دیسکآوری و بوئینگ ۷۴۷ بعد از مرحله برخاست



ث) موشک دوش‌پرتاب زمین‌به‌هوا

شکل ۱.۱ انواع مأموریت‌های پروازی

۱.۱ تعریف هدایت، ناوبری و کنترل

برای رساندن یک وسیله به یک نقطه مشخص و یا یک نقطه و سرعت مشخص، باید مسیر حرکت آن کنترل شود. هدایت یک وسیله به معنای تولید فرامین لازم جهت کنترل مسیر آن است. این وسیله می‌تواند یک ربات، کشتی، زیردریایی، هواپیما، رهگیر و یا یک فضاییما باشد.

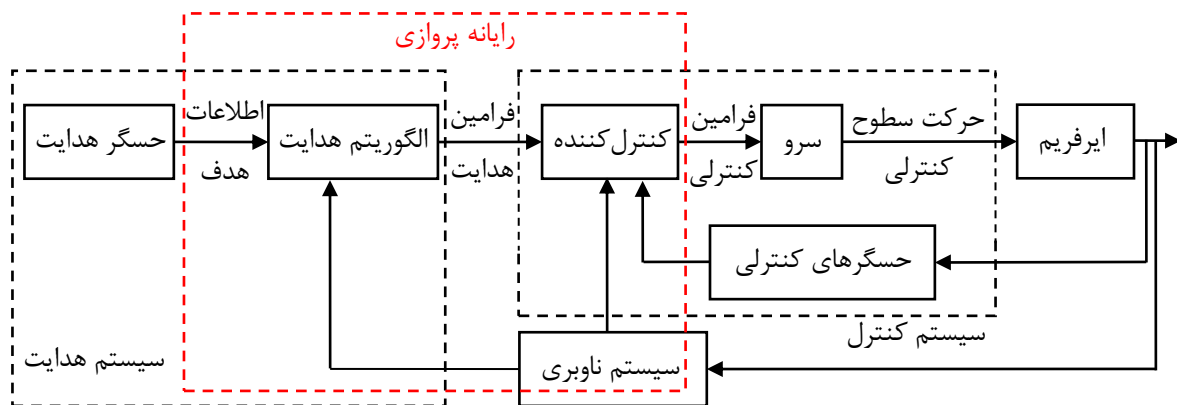
وظیفه سیستم هدایت، تعیین یا اندازه‌گیری موقعیت و گاهی سرعت نهایی، که وسیله باید به آن برسد، و تصمیم‌گیری در مورد اقداماتی است که باید به این منظور انجام شود. در یک موشک زمین به زمین موقعیت نهایی، که وسیله باید به آن برسد، قبل از پرواز در حافظه رایانه هدایت ثبت می‌شود. به همین ترتیب در یک حامل ماهواره، موقعیت و سرعت نهایی حامل در لحظه تزریق ماهواره در مدار باید قبل از پرواز در رایانه هدایت ثبت شود. در یک موشک زمین به هوا موقعیت (و گاهی سرعت) نسبی هدف توسط حسگر موجود در موشک اندازه‌گیری می‌شود. در بخش ۳.۲ انواع سیستم‌های هدایت دسته‌بندی شده‌اند.

پس از تعیین یا اندازه‌گیری موقعیت و سرعت نهایی، که وسیله باید به آن برسد، لازم است راهکار یا فرامین هدایتی مناسب برای دستیابی به آن موقعیت و سرعت مشخص شود. به‌طور مثال، باید شتاب جانبی مورد نیاز در هر لحظه، وضعیت لحظه‌ای مورد نیاز، ارتفاع مطلوب در هر لحظه و ... مشخص شود. این کار توسط الگوریتم (یا قانون یا منطق) هدایت انجام می‌شود.

سیستم ناوبری سرعت و موقعیت لحظه‌ای وسیله را نسبت به یک دستگاه مرجع محاسبه می‌کند و در اختیار سیستم هدایت قرار می‌دهد. به‌عنوان نمونه، در یک سیستم ناوبری رادیویی، با ارسال همزمان یک سیگنال توسط تعدادی فرستنده، که موقعیت آن‌ها مشخص است، و دریافت این سیگنال در زمان‌های مختلف توسط یک گیرنده که در نقطه‌ای نامعلوم قرار گرفته، می‌توان موقعیت گیرنده را محاسبه کرد. انواع سیستم‌های ناوبری همراه با ویژگی‌هایشان در بخش ۱.۲ معرفی شده‌اند.

وظیفه سیستم کنترل، پایدارسازی وسیله و اجرای فرامین تولیدشده توسط سیستم هدایت است. سیستم کنترل مجموعه‌ای شامل حسگرهای کنترلی، کنترل‌کننده (یا منطق کنترلی) و سرومکانیزم است. کنترل‌کننده باید پایداری وسیله در مقابل تغییر شرایط محیطی (ارتفاع، فشار، دما و ...)، تغییر مشخصه‌های پرنده (جرم، ممان اینرسی و ...) و اغتشاشات وارد بر آن (باد، اثرات الاستیسیته و ...) و

همچنین اجرای سریع و دقیق فرامین هدایت را تضمین کند. خروجی کنترل کننده فرامین زاویه مطلوب سطوح کنترلی (آیرودینامیکی و ...) است که باید توسط سرومکانیزم اجرا شود. به بیان ساده تر، کنترل کننده فرامین هدایت را به فرامین کنترلی که توسط سرومکانیزم قابل اجرا باشد، تبدیل و سرومکانیزم آن را اجرا می کند. اجزای سیستم های هدایت، ناوبری و کنترل و ارتباطات بین آن ها در شکل ۲.۱ نشان داده شده است.



شکل ۲.۱ اجزای سیستم هدایت، ناوبری و کنترل و ارتباطات بین آن ها.

۲.۱ سیستم هدایت و اجزای آن

به مجموعه سخت افزارها و نرم افزارهایی که مستقیماً از آن ها برای تولید فرامین هدایت استفاده می شود، سیستم هدایت گفته می شود. سیستم هدایت شامل تمام یا بخشی از اجزای زیر است:

- حسگر هدایت (بخش ۱.۲.۱)
- پردازنده هدایت (بخش ۲.۲.۱)
- الگوریتم یا قانون یا منطق هدایت (بخش ۳.۲.۱)
- تجهیزات مخابراتی (بخش ۴.۲.۱)

در ادامه هر یک از این اجزا معرفی خواهند شد.

۱.۲.۱ حسگر هدایت

برای تولید فرامین هدایت به اطلاعات موقعیت (و گاهی سرعت) نسبی یا مطلق وسیله هدایت شونده و هدف نیاز است. حسگر هدایت وظیفه فراهم کردن این اطلاعات را به عهده دارد. حسگرهای هدایت به دو

دسته داخلی و خارجی تقسیم‌بندی می‌شوند. حسگرهای داخلی، درون پرنده قرار دارند و حسگرهای خارجی در خارج از پرنده (مثلاً در سایت زمینی هدایت موشک) قرار می‌گیرند. از حسگرهای داخلی می‌توان به جستجوگر^۱ (شکل ۳.۱) و از حسگرهای خارجی به رادار ردگیر^۲ مستقر در یک سایت موشکی (شکل ۴.۱) اشاره کرد. انواع حسگرهای هدایت در بخش ۵.۱ معرفی شده‌اند.



شکل ۳.۱ نمونه‌ای از یک جستجوگر به‌عنوان یک حسگر داخلی.



شکل ۴.۱ نمونه‌ای از یک رادار ردگیر و ردگیر اپتیکی جفت‌شده با آن به‌عنوان یک حسگر خارجی.

^۱ Seeker

^۲ Tracking Radar

۲.۲.۱ پردازنده هدایت

محاسبات مورد نیاز برای تولید فرامین هدایت توسط پردازنده هدایت انجام می‌شود. بسته به اینکه فرامین هدایت در داخل یا خارج از وسیله پرنده محاسبه شوند، پردازنده‌های هدایت را نیز می‌توان به دو دسته داخلی و خارجی تقسیم کرد. از پردازنده‌های داخلی می‌توان به رایانه پروازی (OBC)^۳ و از پردازنده‌های خارجی می‌توان به رایانه هدایت (GC)^۴ مستقر در یک سایت موشکی اشاره کرد.

۳.۲.۱ الگوریتم یا قانون یا منطق هدایت

الگوریتم یا قانون یا منطق هدایت وظیفه تولید فرامین هدایت بر اساس خروجی‌های لحظه‌ای موجود از حسگرهای هدایت را به‌عهده دارد. هر قانون هدایت معمولاً بر اساس یک قاعده هندسی کار می‌کند و قوانین هدایتی مختلف از مسیرهای پروازی مختلفی نیز استفاده می‌کنند. بر این اساس یک سری مسیرهای پروازی پایه وجود دارد که در بخش ۴.۱ معرفی می‌شوند. قوانین هدایت به‌صورت یک الگوریتم در پردازنده هدایت پیاده‌سازی می‌شوند. قوانین هدایت را از دیدگاه کاربرد سیستمی آن در موشک‌های تاکتیکی و استراتژیک، می‌توان به دو دسته قوانین هدایت تاکتیکی و استراتژیک تقسیم‌بندی کرد. همچنین الگوریتم‌های هدایت نیز مانند الگوریتم‌های کنترل به دو دسته حلقه‌باز و حلقه‌بسته تقسیم می‌شوند. در هدایت حلقه‌باز، فرامین هدایت به‌صورت تابعی از زمان در نظر گرفته می‌شوند. در هدایت حلقه‌بسته فرامین هدایت بر اساس مقایسه موقعیت (و گاهی سرعت) نسبی وسیله پرنده و هدف تولید می‌شوند. این مقایسه تا انجام کامل ماموریت ادامه دارد.

۴.۲.۱ تجهیزات مخابراتی

گاهی اوقات لازم است فرامین هدایت یا اطلاعاتی در مورد هدف برای وسیله پرنده هدایت‌شونده ارسال شود؛ یا برعکس اطلاعاتی از وسیله پرنده هدایت‌شونده برای یک عامل خارجی (مثلاً سایت زمینی یا وسیله پرنده همکار) ارسال شود. وظیفه ارسال و دریافت فرامین هدایت و یا اطلاعات مورد نیاز برای

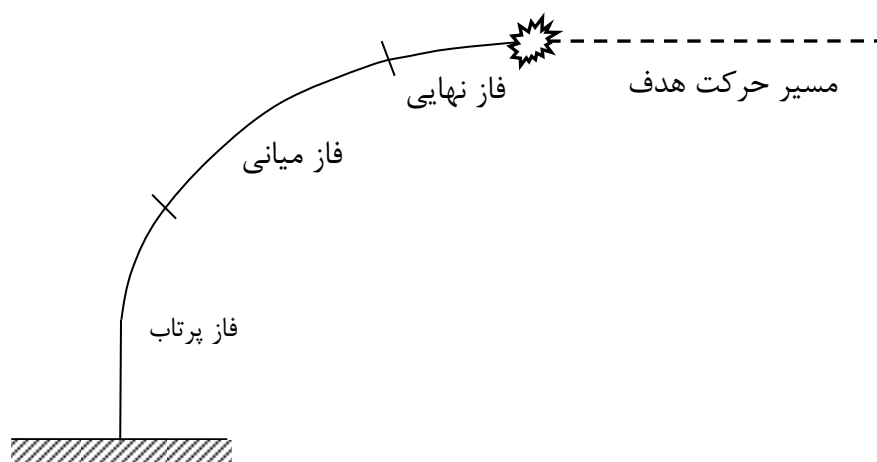
^۳ Onboard Computer

^۴ Guidance Computer

تولید این فرامین، به عهده تجهیزات مخابراتی است. از جمله تجهیزات مخابراتی می‌توان به فرستنده‌ها، گیرنده‌ها و آنتن‌های مربوطه اشاره کرد.

۳.۱ مراحل هدایت

هدایت یک وسیله پرنده، شامل سه فاز آغازین (پرتاب)، میانی و پایانی است. در شکل ۵.۱ این فازها برای یک موشک زمین‌به‌هوا نشان داده شده‌اند. در ادامه به توضیحاتی در مورد هر یک از این فازها پرداخته خواهد شد.



شکل ۵.۱ مراحل هدایت یک موشک زمین به هوا.

۱.۳.۱ فاز پرتاب

از جمله اهداف فاز پرتاب افزایش سرعت وسیله پرنده است؛ به گونه‌ای که در کمترین زمان ممکن از نظر آیرودینامیکی پایدار و کنترل‌پذیر شده و از پرتابگر دور شود. در این فاز معمولاً یا موشک هدایت نمی‌شود و یا الگوریتم هدایت آن به صورت حلقه باز است. به طور مثال موشک‌های زمین‌به‌هوا از نوع مایل پرتاب معمولاً در فاز پرتاب (چند ثانیه اول پس از پرتاب) هدایت نمی‌شوند. همچنین در موشک‌های بالستیک و ماهواره‌بر، فرامین هدایتی مربوط به فاز پرتاب، قبل از پرواز به صورت تابعی از زمان محاسبه و در رایانه هدایت ذخیره می‌شود.

۲.۳.۱ فاز میانی

فاز میانی معمولاً طولانی‌ترین مرحله از پرواز است. هدف فاز میانی رساندن وسیله به نزدیکی هدف، حرکت روی یک مسیر بهینه به منظور کاهش اتلاف انرژی وسیله و گاهی مخفی نگه داشتن آن از دید دشمن است. هواپیماهای نظامی و وسایل بدون سرنشین، جهت مصون ماندن از سیستم‌های دفاعی دشمن باید در ارتفاع کم پرواز کنند. همچنین، این وسایل باید در کوتاه‌ترین زمان ممکن و با کمترین اتلاف انرژی به مقصد برسند.

نمونه‌هایی از مصادیق فاز میانی در وسایل پرنده مختلف عبارتند از:

- دنبال کردن یا اجتناب از عوارض جغرافیایی توسط یک موشک کروز یا یک هواپیمای نظامی
- طی یک مسیر بهینه توسط موشک‌های زمین‌به‌هوا پس از فاز پرتاب و قبل از فاز نهایی
- اوج‌گیری، کروز، نزول و گشت‌زنی^۵ یک هواپیمای تجاری
- انتقال از یک مدار به مدار دیگر در یک فضاپیما قبل از قرارگیری دقیق در مدار جدید

۳.۳.۱ فاز نهایی

آخرین فاز پروازی هر وسیله پرنده فاز نهایی است. مهم‌ترین اولویت فاز نهایی انجام کار با دقت قابل قبول است. به طور مثال یک موشک کروز، در انتهای مسیر خود هدف را جستجو کرده، آن را پیدا می‌کند و به سمت آن شیرجه می‌زند. شکل ۶.۱ و شکل ۷.۱ به ترتیب هدایت موشک کروز و هدایت یک موشک زمین‌به‌هوا را در فاز نهایی نشان می‌دهند.

نمونه‌هایی از مصادیق فاز نهایی در وسایل پرنده مختلف عبارتند از:

- فرود یک هواپیما یا وسیله بدون سرنشین
- برخورد یک موشک به هدف
- پهلوگیری یک فضاپیما با یک ماهواره

^۵ Loiter



شکل ۶.۱ هدایت موشک کروز در فاز نهایی.



شکل ۷.۱ هدایت یک موشک زمین به هوا در فاز نهایی.

۴.۱ مسیرهای هدایت

هر قانون هدایت براساس یک قاعده هندسی^۶ یا مسیر هدایت بنا شده است. مهمترین مسیرهای هدایت عبارتند از:

- مسیر مستقیم یا مسیر برخورد (بخش ۱.۴.۱)
- مسیر بالستیک (بخش ۲.۴.۱)
- مسیر خط دید (LOS)^۷ (بخش ۳.۴.۱)

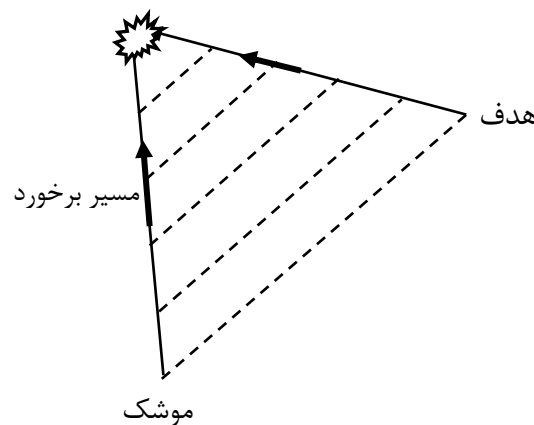
^۶ Geometric Rule

^۷ Line of Sight

- مسیر بهینه (بخش ۴.۴.۱)
 - مسیر کروز (بخش ۵.۴.۱)
 - مسیر پرواز مبتنی بر عوارض زمین (بخش ۶.۴.۱)
- در ادامه هر یک از مسیرهای هدایت معرفی خواهند شد.

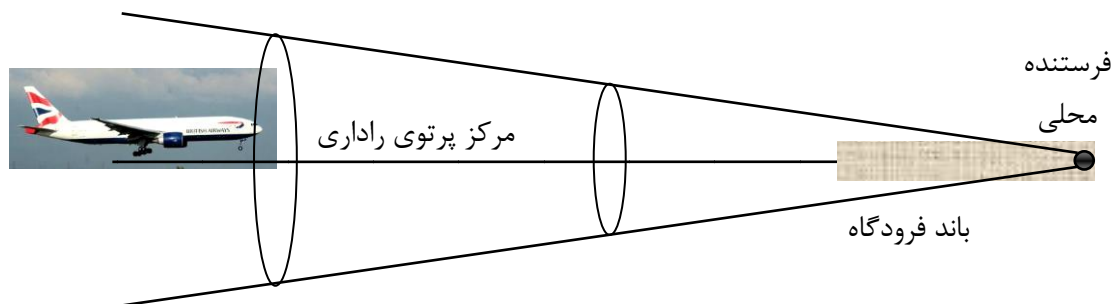
۱.۴.۱ مسیر مستقیم یا مسیر برخورد

در مسیر برخورد^۸، نقطه رسیدن پرنده به هدف پیش‌بینی شده و پرنده به سمت آن نقطه هدایت می‌شود. به طور مثال گلوله توپ پدافند هوایی در یک مسیر تقریباً مستقیم از پیش تعیین شده به سمت هدف حرکت می‌کند. در برخی از موشک‌های پدافند هوایی نیز سعی می‌شود جهت حرکت موشک در هر لحظه طوری اصلاح شود که از آن لحظه به بعد موشک بدون نیاز به مانور و در یک امتداد مستقیم به هدف برخورد کند (شکل ۸.۱). به این امتداد مسیر برخورد گویند. همچنین مسیر تقرب هواپیماها در هنگام فرود، نسبت به باند فرودگاه یک مسیر ثابت و مستقیم است. به این منظور از یک فرستنده رادیویی در نقطه مشخصی از باند فرود استفاده می‌شود (شکل ۹.۱). این فرستنده یک مخروط راداری ایجاد می‌کند و سامانه فرود خودکار هواپیما در هر لحظه از فاز تقرب سعی می‌کند هواپیما را روی مرکز این مخروط نگه دارد.



شکل ۸.۱ جهت حرکت موشک در امتداد یک مسیر مستقیم. (مثلت برخورد)

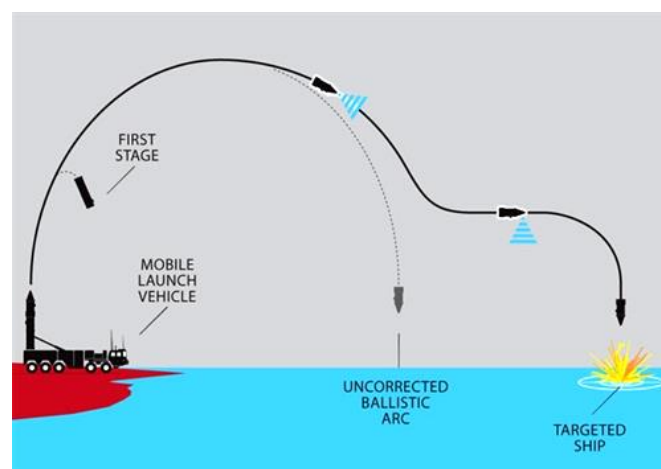
^۸ Collision Course



شکل ۹.۱ استفاده از یک مخروط راداری جهت هدایت هواپیما در فاز تقرب.

۲.۴.۱ مسیر بالستیک

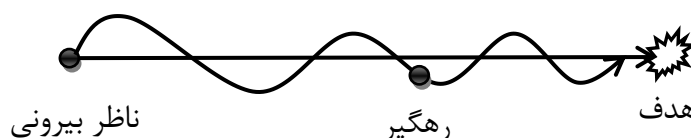
مسیر بالستیک مسیری است که تحت اثر گرانش زمین و در غیاب نیروهای غیرجاذبی مانند آیرودینامیک، پیشران و ... بوجود می‌آید. مسیرهای بالستیک را از نظر ریاضی می‌توان با مقاطع مخروطی مدل کرد. یک مسیر بالستیک، بسته به سرعت و ارتفاع اولیه می‌تواند سهموی، بیضوی یا هذلولوی باشد. در یک موشک بالستیک قاره‌پیما، بخشی از مسیر که در خارج از جو و پس از خاموش شدن موتور طی می‌شود، به صورت بیضوی است. مسیر حرکت یک ماهواره به صورت بیضوی است. بخش‌هایی از مسیر حرکت فضاپیماها به صورت هذلولوی و گاهی سهموی است. هدایت بر اساس مسیر بالستیک جزو روش‌های هدایت استراتژیک است. شکل ۱۰.۱ مسیر یک موشک بالستیک را در فاز میانی نشان می‌دهد.



شکل ۱۰.۱ نمونه‌ای از مسیر بالستیک یک موشک.

۳.۴.۱ مسیر خطدید

هدایت روی مسیر خطدید به مفهوم آن است که اگر پرنده در حال نزدیک شدن به هدف باشد و در هر لحظه روی امتداد خطدید هدف از دیدگاه یک ناظر بیرونی قرار داشته باشد، حتماً به هدف برخورد خواهد کرد. موقعیت نسبی قرارگیری هدف، رهگیر و ناظر بیرونی در شکل ۱۱.۱ نشان داده شده است. از این روش در برخی از سیستم‌های هدایت فرمانی (بخش ۱.۳.۲) و نیز در سیستم‌های هدایت پرتوسوار (بخش ۲.۳.۲) استفاده می‌شود.



شکل ۱۱.۱ موقعیت نسبی قرارگیری هدف، رهگیر و ناظر بیرونی در روش هدایت خطدید.

۴.۴.۱ مسیر بهینه

تئوری کنترل بهینه، قادر است تا مسیر بهینه را برای رساندن هر وسیله به هدف مورد نظر ارائه کند. همانطور که در بخش ۳.۱ بیان شد، در هدایت فاز میانی گاهی اوقات از مسیرهای بهینه استفاده می‌شود. نمونه‌هایی از کاربرد بهینه‌سازی مسیر در هدایت فاز میانی عبارتند از:

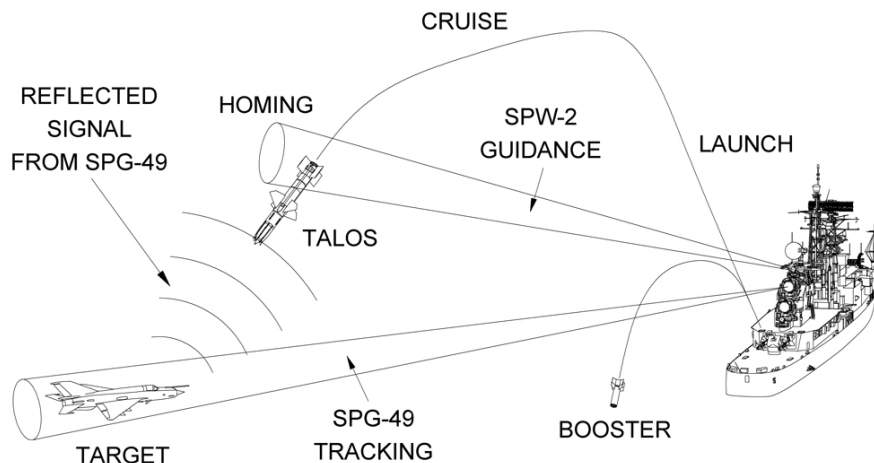
- پیشینه کردن برد وسیله پرنده تا رسیدن به هدف
- پیشینه کردن سرعت نهایی که منجر به افزایش قابلیت مانور پرنده می‌شود

۵.۴.۱ مسیر کروز

مسیر کروز، مسیری است که در آن پرنده حداکثر زمان پروازش را با سرعت و ارتفاع ثابت حرکت کند. معمولاً موشک‌های کروز دریایی^۹ و هواپیماها در فاز کروز از این مسیر استفاده می‌کنند. یک موشک کروز دریایی، بدلیل قابلیت پرواز در ارتفاع خیلی پایین می‌تواند از دسترس رادار دشمن در امان بماند. این قابلیت پنهان کاری از انحنای زمین حاصل می‌شود. از آنجا که امواج الکترومغناطیس به‌طور مستقیم

^۹ Sea-skimming Missiles

حرکت می‌کنند، انحنای زمین باعث می‌شود که پرنده در صورت پرواز در نزدیکی سطح زمین، خارج از ناحیه دید رادار قرار گیرد. به همین ترتیب ارتفاع و سرعت کروز یک هواپیما طوری در نظر گرفته می‌شود که مصرف سوخت کمینه شود. شکل ۱۲.۱ مسیر کروز در یک موشک کروز دریایی را نشان می‌دهد.



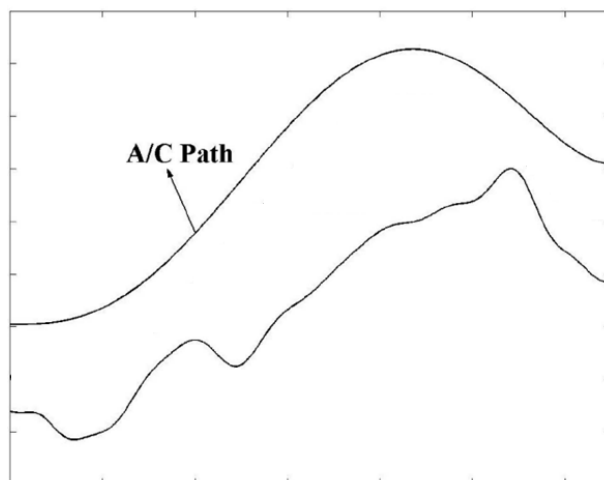
شکل ۱۲.۱ مسیر کروز در یک موشک کروز دریایی.

۶.۴.۱ مسیر پرواز مبتنی بر عوارض زمین

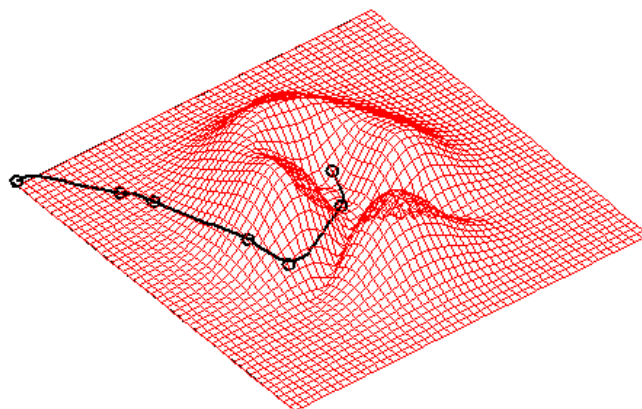
وسیله پرنده‌ای که قصد نفوذ به حریم هوایی دشمن را دارد، جهت مصون ماندن از دید سیستم‌های دفاعی دشمن باید در ارتفاع پایین پرواز کند. پرواز ایمن در ارتفاع پایین، یکی از نیازهای اساسی در انجام ماموریت‌های هواپیماهای نظامی، وسایل بدون سرنشین و موشک‌های کروز زمینی است. مهمترین مسئله پرواز در ارتفاع پایین، تعیین مسیر پرواز است که باید علاوه بر تضمین ایمنی، پرنده را در کوتاه‌ترین زمان ممکن و با صرف کمترین انرژی، به مقصد برساند. گاهی اوقات باید پرنده به شکل مناسبی از روی عوارض عبور کند که به این کار پیروی از عوارض^{۱۰} می‌گویند (شکل ۱۳.۱) و گاهی اوقات پرنده باید به شکل مناسبی یک مانع را دور بزند که به این کار اجتناب از عوارض^{۱۱} می‌گویند (شکل ۱۴.۱). مسیر مناسب برای پیروی یا اجتناب از عوارض را می‌توان قبل از پرواز به صورت یک مسیر نامی بهینه تا رسیدن به هدف بدست آورد و در حین پرواز در صورت نیاز اصلاحاتی در آن انجام داد.

¹⁰ Terrain Following

¹¹ Terrain Avoidance



شکل ۱۳.۱ پیروی از عوارض زمین توسط یک وسیله پرنده.



شکل ۱۴.۱ اجتناب از عوارض زمین توسط یک وسیله پرنده.

۵.۱ حسگرهای هدایت

همانطور که در بخش ۱.۲.۱ توضیح داده شد، حسگرهای هدایت وظیفه فراهم کردن اطلاعات موقعیت و سرعت و گاهی اطلاعات زاویه‌ای وسیله هدایت‌شونده و هدف را به‌عهده دارند. این اطلاعات ممکن است به‌صورت نسبی یا مطلق (نسبت به یک مرجع اینرسی) اندازه‌گیری شوند. در ادامه حسگرهای مطلق و نسبی به‌ترتیب در بخش‌های ۱.۵.۱ و ۲.۵.۱ معرفی می‌شوند.

۱.۵.۱ حسگرهای مطلق

حسگرهایی که اطلاعات مربوط به موقعیت و/یا وضعیت وسیله را نسبت به دستگاه مختصات اینرسی^{۱۲} اندازه گیری می کنند، حسگرهای مطلق نامیده می شوند. نمونه هایی از حسگرهای مطلق که در حلقه هدایت از آن ها استفاده می شود، در جدول ۱.۱ معرفی شده است. همانطور که در این جدول مشاهده می شود، سیستم های ناوبری، از این جهت که اطلاعات مورد نیاز حلقه هدایت را فراهم می کنند، می توانند جزو حسگرهای هدایت محسوب شوند. در بخش ۱.۲ انواع سیستم های ناوبری معرفی می شوند.

جدول ۱.۱ نمونه هایی از حسگرهای مطلق قابل استفاده در حلقه هدایت

نام حسگر	کمیت های قابل اندازه گیری
سیستم ناوبری اینرسی (INS) ^{۱۳}	موقعیت، سرعت، سرعت زاویه ای و زوایای اولیه
سامانه تعیین موقعیت جهانی (GPS) ^{۱۴}	موقعیت و سرعت
سیستم تعیین وضعیت و سمت (AHRS) ^{۱۵}	مولفه های سرعت زاویه ای و زوایای اولیه
قطب نما ^{۱۶}	زاویه سمت نسبت به شمال مغناطیسی
ژیروسکوپ سمتی ^{۱۷}	زاویه سمت نسبت به شمال جغرافیایی

۲.۵.۱ حسگرهای نسبی

حسگری که اطلاعات مربوط به موقعیت و/یا وضعیت یک جسم را نسبت به یک دستگاه مختصات غیراینرسی اندازه گیری می کند، یک حسگر نسبی نامیده می شود. دسته ای از حسگرهای نسبی برای ردگیری^{۱۸} یک جسم استفاده می شوند و به آن ها ردگیر^{۱۹} گفته می شود. دسته دیگر میزان جابجابودن

¹² Inertial Reference System

¹³ Inertial Navigation System

¹⁴ Global Positioning System

¹⁵ Attitude and Heading Reference System

¹⁶ Compass

¹⁷ Directional Gyro

¹⁸ Tracking

¹⁹ Tracker

یک جسم را نسبت به موقعیت مطلوب آن اندازه می‌گیرند و به آن‌ها حسگر جابجایی^{۲۰} گفته می‌شود. ردگیرها را نیز به دو دسته می‌توان تفکیک کرد. دسته اول برای ردگیری هدف توسط وسیله هدایت‌شونده استفاده می‌شوند و به آن‌ها جستجوگر^{۲۱} گفته می‌شود (شکل ۱۵.۱). دسته دیگر برای ردگیری وسیله هدایت‌شونده و/یا هدف توسط یک مرجع سوم استفاده می‌شوند و به آن‌ها ردگیر خارجی^{۲۲} گفته می‌شود (شکل ۱۶.۱). انواع حسگرهای نسبی، که در حلقه هدایت از آن‌ها استفاده می‌شود، و اطلاعات قابل اندازه‌گیری توسط هر کدام، در جدول ۲.۱ فهرست شده‌اند.



شکل ۱۵.۱ نمونه‌ای از یک جستجوگر.



شکل ۱۶.۱ نمونه‌ای از یک ردگیر خارجی.

²⁰ Off-set Sensors

²¹ Seeker

²² External (Offboard) Tracker

جدول ۲.۱ نمونه‌هایی از حسگرهای نسبی قابل استفاده در حلقه هدایت

نام حسگر	کمیت‌های قابل اندازه‌گیری
جستجوگر	فاصله و نرخ تغییر آن، زاویه قرارگیری هدف نسبت به وسیله پرنده و نرخ تغییر آن
ردگیر خارجی	فاصله و نرخ تغییر آن، زاویه قرارگیری یک جسم نسبت به ردگیر و نرخ تغییر آن
حسگر جابجایی	میزان جابجاییدن یک جسم نسبت به موقعیت مطلوب آن

۱.۲.۵.۱ آشکارسازی هدف

آشکارسازی یک جسم توسط یک ردگیر (جستجوگر یا ردگیر خارجی) به کمک انرژی منتشرشده از جسم انجام می‌شود. بسته به نوع انرژی منتشرشده توسط یک جسم، برای آشکارسازی آن از فناوری‌های مختلفی می‌توان استفاده کرد. معروف‌ترین این فناوری‌ها عبارتند از:

- رادار (Radar)^{۲۳}
- لیزر (Laser)
- تصویر مرئی (TV)
- مادون قرمز (IR)^{۲۴}
- ماورای بنفش (UV)^{۲۵}
- سونار (Sonar)^{۲۶}

در ادامه هر یک از این فناوری‌ها به اختصار معرفی می‌شوند.

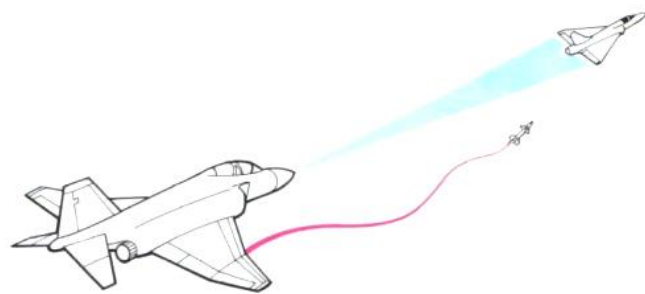
آشکارسازهای راداری: در این روش از امواج رادیویی که توسط هدف منتشر یا منعکس می‌شود، برای آشکارسازی و ردگیری آن استفاده می‌شود. شکل ۱۷.۱ یک موشک با جستجوگر دارای آشکارساز رادیویی را نشان می‌دهد.

²³ Radio Detection and Ranging

²⁴ Infra Red

²⁵ Ultra Violet

²⁶ Sound Navigation and Ranging



شکل ۱۷.۱ موشک با جستجوگر دارای آشکارساز راداری: هدف توسط هواپیمای شلیک کننده موشک برای موشک روشن شده است.

با استفاده از روش‌هایی می‌توان برای ردگیری راداری مشکل ایجاد کرد. از جمله این روش‌ها می‌توان به موارد زیر اشاره کرد:

- استفاده از مواد جاذب امواج رادیویی (RF)^{۲۷}
- استفاده از مواد مرکب شفاف در مقابل امواج رادیویی
- ایجاد اختلالات راداری توسط تجهیزات الکترونیکی خاص^{۲۸} (شکل ۱۸.۱)
- پراکنده کردن امواج برگشتی با طراحی مناسب پیکربندی بیرونی هواپیما مثل ایجاد شکل‌های شکسته (شکل ۱۹.۱)
- دفع توده‌ای از مواد منعکس کننده امواج راداری (چف)^{۲۹} (شکل ۲۰.۱) از هواپیما (شکل ۲۱.۱)

²⁷ Radio Frequency

²⁸ Jamming

²⁹ Chaff



شکل ۱۸.۱ نمونه‌ای از دستگاه ایجاد امواج راداری اختلالی.

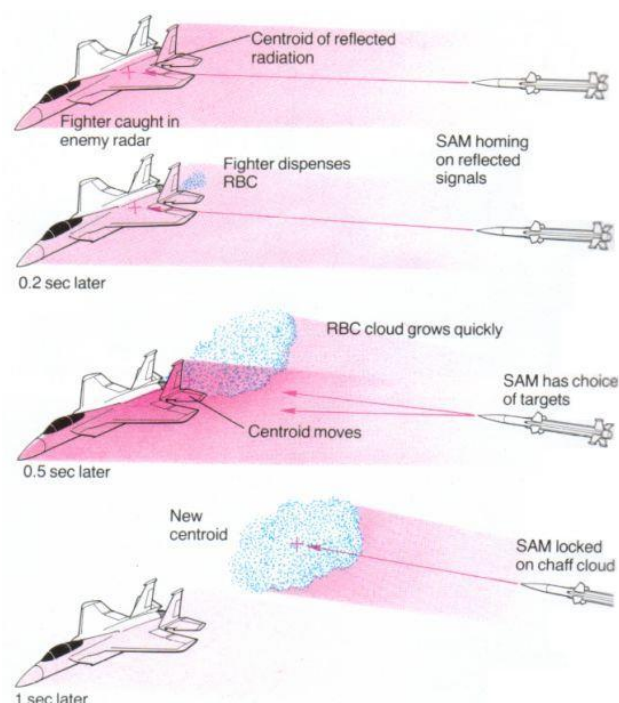


شکل ۱۹.۱ هواپیمای پنهان‌کار^{۳۰} F-117.

³⁰ Stealth



شکل ۲۰.۱ نمونه مواد به کار رفته به عنوان چف.



شکل ۲۱.۱ نحوه گمراه کردن یک موشک دارای جستجوگر راداری توسط چف.

آشکارسازهای لیزری: شکل ۲۲.۱ را در نظر بگیرید. در این حالت یک پرتو لیزری به طور دقیق به هدف تابانده شده و اصطلاحاً هدف توسط منبع لیزری روشن می شود. انعکاس پرتو لیزری از روی جسم، یک قیف یا مخروط لیزری را ایجاد می کند. به این ترتیب پرتابه مجهز به آشکارساز لیزری پس از ورود به داخل این قیف، خود را داخل این قیف نگه می دارد و با خطای بسیار کم به مرکز قیف (هدف) اصابت می کند.



شکل ۲۲.۱ استفاده از آشکارساز لیزری در یک گلوله هوشمند ضدزره.

از جمله مزایای این روش می‌توان به عدم نیاز به هدف‌گیری کاملاً دقیق اشاره کرد که منجر به کاهش زمان هدف‌گیری و افزایش سرعت عمل در فرایند شلیک می‌شود. از دیگر مزایای این روش می‌توان به مصون ماندن در برابر جنگ الکترونیک اشاره کرد. اما استفاده از این روش محدود به شرایط آب و هوایی مساعد است. همچنین به منظور جلوگیری از اختلال در آشکارسازهای لیزری توسط دشمن، فرایند روشن کردن هدف باید در مدت زمانی کوتاه و پس از ورود پرتابه به قوس نزولی اجرا شود.

در صورت استفاده از آشکارسازهای لیزری، از تکنولوژی لیدار (LiDAR)^{۳۱} می‌توان برای اندازه‌گیری فاصله جسم در حال ردگیری استفاده کرد. در این روش با استفاده از یک فرستنده، پالس‌های نوری به سمت جسم در حال ردگیری ارسال و بازتابش آن با یک تأخیر زمانی آشکار می‌شود. فاصله جسم به زمان رفت و برگشت پالس‌های نوری بستگی خواهد داشت. تکنیک لیدار شباهت زیادی به تکنیک رادار دارد. از این رو گاهی به آن رادار لیزری نیز گفته می‌شود. تفاوت تکنیک رادار و لیدار در طول موج امواج مورد استفاده در آنها است. رادار از امواج رادیویی با طول موج در حد سانتی‌متر استفاده می‌کند؛ در صورتیکه طول موج‌های استفاده‌شده در لیدار محدوده‌ای از امواج ماورای بنفش تا مادون قرمز را در بر می‌گیرد.

آشکارسازهای تصویر مرئی: برای آشکارسازی هدف از تصویر مرئی بدست‌آمده از یک دوربین نیز می‌توان استفاده کرد. شکل ۲۳.۱ موشک ماوریک AGM-65A مجهز به جستجوگر دارای آشکارساز تصویری را نشان می‌دهد.

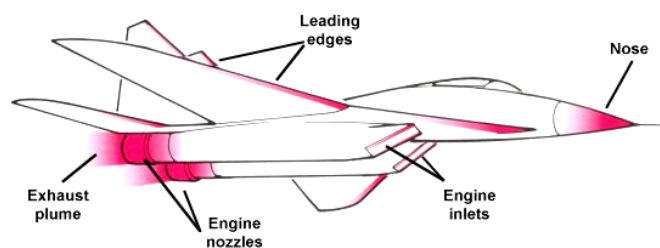
³¹ Light Detection and Ranging



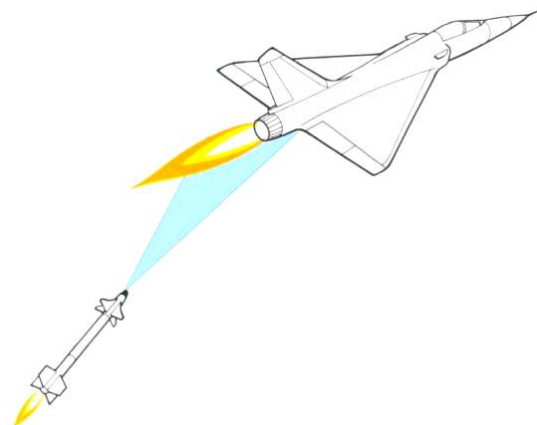
شکل ۲۳.۱ موشک ماوریک AGM-65A مجهز به جستجوگر تصویری.

از مزایای آشکارسازهای مبتنی بر تصویر مرئی، می‌توان به عدم تاثیرپذیری از اختلالات الکترونیکی و سادگی عملکرد اشاره کرد. همچنین تسلیح هواپیماها و بالگردها با موشک‌های دارای آشکارساز تصویری نسبت به سامانه‌های لیزری به لوازم جانبی کمتری نیاز دارد. از معایب این آشکارسازها می‌توان به عدم کارایی در زمینه‌های هم‌رنگ و هوای تاریک، مه‌آلود، مرطوب یا ابری اشاره کرد. همچنین امکان کورکردن آشکارساز تصویری توسط لیزر وجود دارد.

آشکارسازهای مادون قرمز: در این روش از حرارت ساطع‌شده توسط هدف، برای آشکارسازی و ردگیری آن استفاده می‌شود. این حرارت باید بیشتر از حرارت محیط اطراف هدف باشد. به‌عنوان مثال، این آشکارسازها حرارت ساطع‌شده از نقاط داغ هواپیما را آشکار می‌کنند (شکل ۲۴.۱). یکی از مشکلات این سیستم‌ها، اشتباه‌گرفتن خورشید با هدف است. شکل ۲۵.۱ یک موشک دارای آشکارساز مادون قرمز را نشان می‌دهد که در حال تعقیب هدف است.



شکل ۲۴.۱ منابع حرارت ساطع‌شده از هواپیما.



شکل ۲۵.۱ موشک دارای آشکارساز مادون قرمز.

پنهان ماندن در برابر آشکارسازهای مادون قرمز از طریق کاهش حرارت ساطع شده از هدف نسبت به حرارت محیط پیرامون هدف قابل انجام است. به همین دلیل با روش‌های زیر می‌توان آشکارسازهای مادون قرمز را دچار مشکل کرد:

- رهاکردن اهداف حرارتی مجازی توسط هدف (شکل ۲۶.۱)
- ایجاد اختلالات حرارتی در هدف (شکل ۲۷.۱)
- استفاده از موتورهای دارای تشعشعات حرارتی کم



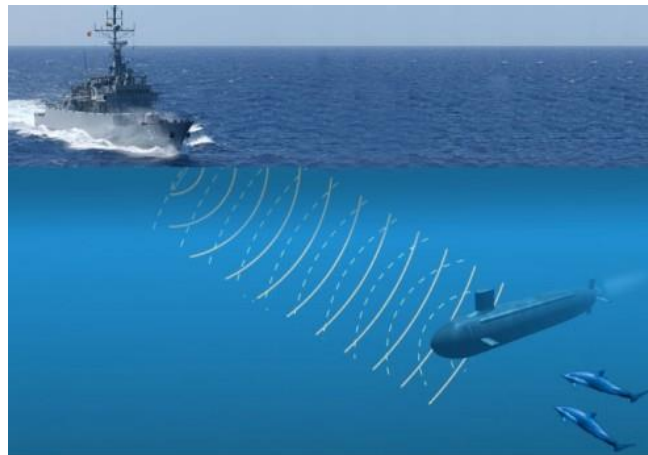
شکل ۲۶.۱ پرتاب اهداف حرارتی مجازی توسط هواپیمای نظامی هرکولس C-130.



شکل ۲۷.۱ اختلال گر حرارتی ALQ-144 در بالگرد.

آشکارسازهای ماورای بنفش: در این روش از طیف امواج ماورای بنفش که توسط هدف منتشر می‌شود، برای آشکارسازی و ردگیری آن استفاده می‌شود. پرتوهای فرابنفش نامرئی هستند؛ اما روی برخی مواد تاثیر می‌گذارند. مثلاً نقره را سیاه می‌کنند. همچنین در برخورد با فسفر به نور مرئی تبدیل می‌شوند. آشکارسازی این پرتوها بیشتر از طریق اثرات شیمیایی آن‌ها انجام می‌شود. در فرآیند قوس الکتریکی امواج ماورای بنفش نیز تولید می‌شود.

آشکارسازهای سونار: در این روش از امواج صوتی که توسط هدف منتشر یا منعکس می‌شود، برای آشکارسازی و ردگیری آن استفاده می‌شود. این روش در داخل آب بسیار کارآمد است. از این تکنیک برای ناوبری، ارتباطات و تشخیص موانع در زیر آب نیز استفاده می‌شود. قبل از اینکه فناوری رادار ظهور کند، از سیستم تعیین موقعیت آکوستیک در هوا نیز استفاده می‌شده‌است. شکل ۲۸.۱ یک کشتی دارای آشکارساز سونار را نشان می‌دهد که سرعت، جهت حرکت و فاصله زیردریایی را از سطح آب نمایش می‌دهد.



شکل ۲۸.۱ یک کشتی دارای آشکارساز سونار.

۲.۲.۵.۱ روش‌های ردگیری

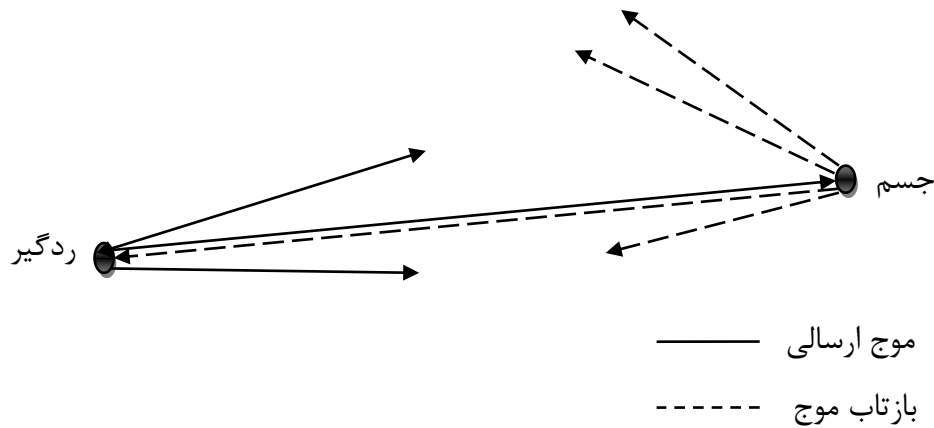
ردگیرها از نظر منشأ انرژی منتشرشده از سوی جسم در حال ردگیری به سه دسته فعال، نیمه‌فعال و غیرفعال تقسیم می‌شوند که در ادامه معرفی خواهند شد.

ردگیر فعال: ردگیر فعال ردگیری است که هم جسم در حال ردگیری را روشن می‌کند (امواجی به سمت جسم می‌فرستد تا بازتابشی از این امواج از طرف جسم ایجاد شود) و هم جسم روشن‌شده را آشکارسازی و ردگیری می‌کند. به عبارت دیگر در یک ردگیر فعال، منشأ انرژی منتشرشده از سوی جسم، ردگیر است و به همین دلیل به آن ردگیر فعال گفته می‌شود. ردگیرهای مبتنی بر رادار و لیزر و سونار می‌توانند اجسام را به صورت فعال ردگیری کنند. نحوه عملکرد یک ردگیر فعال در شکل ۲۹.۱ نشان داده شده است. یک ردگیر فعال می‌تواند علاوه بر اندازه‌گیری زاویه قرارگیری جسم نسبت به ردگیر، فاصله و سرعت جسم را نیز اندازه‌گیری کند.

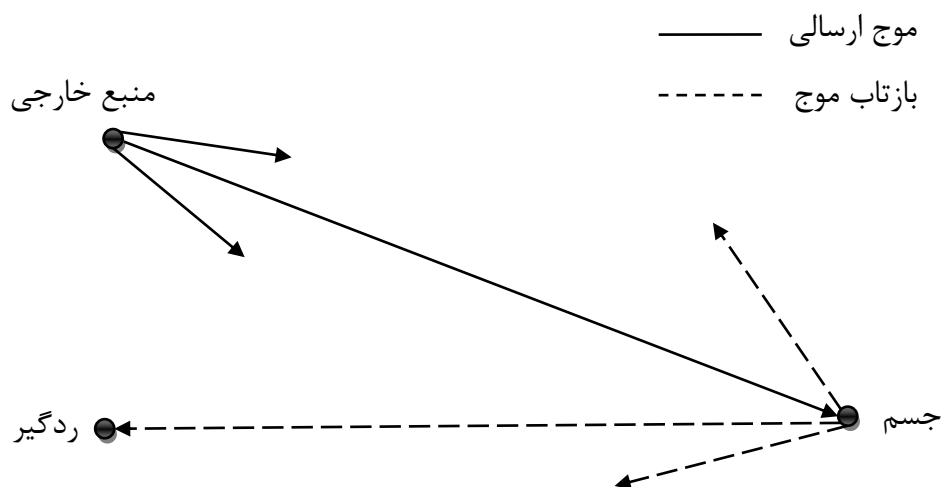
ردگیر نیمه‌فعال: در یک ردگیر نیمه‌فعال، هدف توسط یک منبع خارجی روشن می‌شود. بازتابش امواج برخوردکننده به هدف در تمام جهات منتشر می‌شود. ردگیر قادر است تا انرژی بازتابیده‌شده از هدف را آشکار کند. ردگیرهای راداری و لیزری را می‌توان به صورت نیمه‌فعال نیز پیاده‌سازی کرد. نحوه عملکرد یک ردگیر نیمه‌فعال در شکل ۳۰.۱ نشان داده شده است.

ردگیر غیرفعال: در یک ردگیر غیرفعال، هدف خود منبع انرژی است. به عبارت دیگر امواج از سمت هدف فرستاده شده و ردگیر قادر به آشکارسازی این امواج خواهد بود. ردگیرهای مادون قرمز، تصویری و

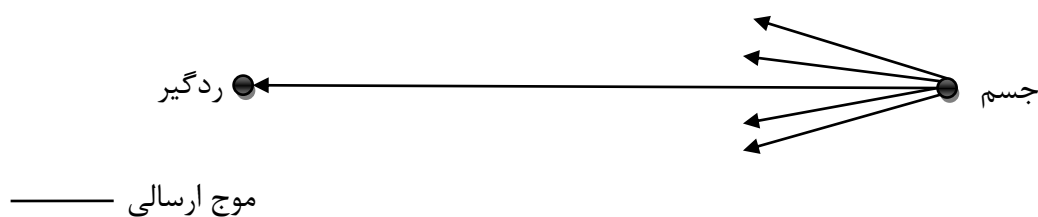
ماورای بنفش از این نوع هستند. نحوه عملکرد یک ردگیر فعال در شکل ۳۱.۱ نشان داده شده است. همچنین مقایسه بین مزایا و معایب انواع سیستم‌های ردگیر در جدول ۳.۱ ارائه شده است.



شکل ۲۹.۱ نحوه عملکرد یک ردگیر فعال.



شکل ۳۰.۱ نحوه عملکرد یک ردگیر نیمه فعال.



شکل ۳۱.۱ نحوه عملکرد یک ردگیر غیر فعال.

جدول ۳.۱ مزایا و معایب انواع سیستم‌های ردگیر

نوع ردگیر	مزایا	معایب
	قابلیت ردگیری اجسام فاقد تشعشع	قابل شناسایی بودن ردگیر
فعال	قابلیت اندازه‌گیری فاصله و سرعت نزدیک‌شوندگی جسم	توان مصرفی بیشتر المان پروازی نسبت به غیرفعال و نیمه‌فعال
	عدم وابستگی به هیچ منبع خارجی برای شناسایی و ردگیری جسم	افزایش توان مصرفی با افزایش برد هزینه بیشتر المان پروازی
نیمه‌فعال	برد بیشتر نسبت به ردگیر فعال و غیرفعال	منبع خارجی در معرض شناسایی
غیرفعال	کم‌بودن هزینه، وزن و ابعاد نسبت به ردگیر فعال غیرقابل شناسایی	وابسته به امواج بازتابیده شده از هدف

در ادامه به معرفی جستجوگر، ردگیر خارجی و حسگر جابجایی پرداخته می‌شود.

۳.۲.۵.۱ جستجوگر

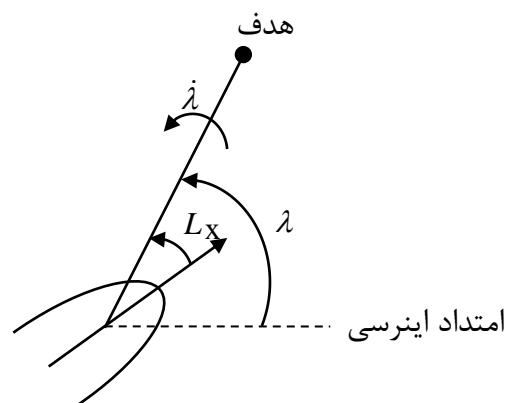
جستجوگر وسیله‌ای است که معمولاً در دماغه یک وسیله پرنده هدایت‌شونده قرار می‌گیرد. جستجوگر قادر است فضایی را که در حوزه دید آن قرار دارد، برای یافتن هدف جستجو کرده و پس از یافتن هدف آن را ردگیری کند (شکل ۳۲.۱). در شکل ۳۳.۱ نحوه عملکرد یک جستجوگر و اطلاعات قابل اندازه‌گیری توسط آن داده شده‌است. خط واصل بین وسیله پرنده و هدف، خط‌دید (LOS)^{۳۲} و زاویه بین خط‌دید با محور طولی وسیله، زاویه دید هدف^{۳۳} نامیده می‌شود. جستجوگر در حین ردگیری هدف، قادر است زاویه دید هدف (L) و نرخ چرخش خط‌دید نسبت به فضای اینرسی (\dot{L}) را اندازه‌گیری کند.

^{۳۲} Line of Sight

^{۳۳} Look Angle



شکل ۳۲.۱ جستجوگر حرارتی موشک هوا به هوا سایدویندر.



شکل ۳۳.۱ تعریف زاویه دید هدف (L) و نرخ چرخش خط دید ($\dot{\lambda}$).

جستجوگرها را از نظر مکانیزم کاری، می‌توان به دو نوع متصل به بدنه^{۳۴} و معلق^{۳۵} تفکیک کرد. در نوع اول، آشکارساز هدف نسبت به بدنه جستجوگر ثابت است و در حالت دوم دارای حداقل یک درجه آزادی است. در جستجوگر برخی از موشک‌های کروز ضد کشتی، آشکارساز هدف نسبت به بدنه جستجوگر فقط یک درجه آزادی در جهت سمت دارد؛ اما در اغلب جستجوگرهای آشیانه‌یاب، دو درجه آزادی بین آشکارساز هدف و بدنه جستجوگر وجود دارد که امکان ردگیری هدف را در دو کانال سمت و فراز فراهم می‌کند. نمونه‌ای از یک جستجوگر متصل به بدنه در شکل ۳۴.۱ و یک جستجوگر معلق در شکل ۳۵.۱ نشان داده شده‌است.

³⁴ Strapdown

³⁵ Gimbaled



شکل ۳۴.۱ نمونه‌ای از یک جستجوگر متصل به بدنه.



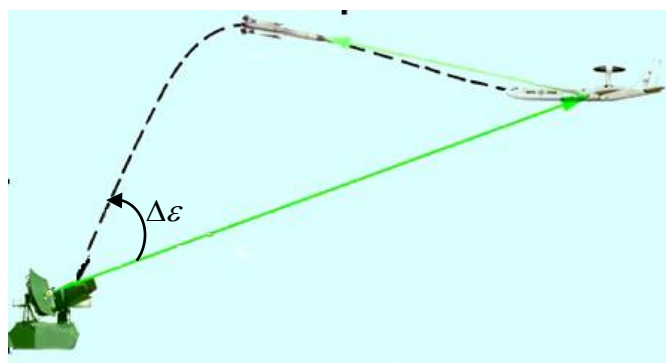
شکل ۳۵.۱ نمونه‌ای از یک جستجوگر معلق.

دقت ردگیری هدف توسط جستجوگرهای معلق بیشتر از جستجوگرهای متصل به بدنه است. زیرا در جستجوگرهای متصل به بدنه به ناچار باید میدان دید^{۳۶} آشکارساز را بزرگ در نظر گرفت تا در حین مانورهای وسیله پرنده، هدف از میدان دید جستجوگر خارج نشود. اما در جستجوگرهای معلق چنین محدودیتی وجود ندارد و می‌توان میدان دید آشکارساز را خیلی کوچک‌تر در نظر گرفت. بدیهی است که بزرگ کردن میدان دید آشکارساز، دقت اندازه‌گیری زاویه هدف را کم می‌کند.

³⁶ Field of View

۴.۲.۵.۱ ردگیر خارجی

منظور از یک ردگیر خارجی، حسگری است که در خارج از وسیله هدایت‌شونده قرار دارد و بخشی از اطلاعات مورد نیاز برای هدایت وسیله را فراهم می‌کند. به‌عنوان مثال برای هدایت برخی از موشک‌های پدافند هوایی از یک رادار ردگیر زمینی استفاده می‌شود. محور ردگیر همواره به سمت هدف نگه داشته می‌شود و زاویه بین خط‌دید موشک از دید رادار زمینی و محور آنتن اندازه‌گیری و به‌عنوان سیگنال خطا تحویل قانون هدایت می‌شود. نحوه عملکرد یک ردگیر خارجی و اطلاعات قابل اندازه‌گیری توسط آن در شکل ۳۶.۱ نشان داده شده‌است.



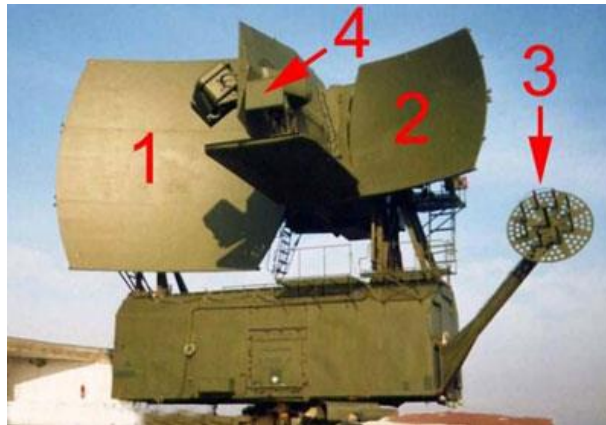
شکل ۳۶.۱ نحوه عملکرد ردگیر خارجی.

یک ردگیر خارجی می‌تواند به‌صورت ثابت روی زمین مستقر باشد یا روی یک وسیله متحرک مثل خودرو، کشتی و یا هواپیما قرار گرفته باشد. همچنین ممکن است برای ردگیری همزمان پرنده هدایت‌شونده و هدف فقط از یک ردگیر^{۳۷} استفاده شود (شکل ۳۷.۱) یا اینکه هر کدام از این دو وظیفه توسط یک ردگیر جداگانه انجام شود^{۳۸} (شکل ۳۸.۱). به‌عنوان نمونه، در شکل ۳۷.۱ المان شماره ۱ آنتن فرستنده امواج کشف هدف، المان شماره ۲ آنتن گیرنده این امواج (امواج بازتابیده از هدف)، المان شماره ۳ آنتن سامانه ارتباطی وسیله پرنده با ردگیر و المان شماره ۴ آنتن سامانه شناسایی دوست از دشمن

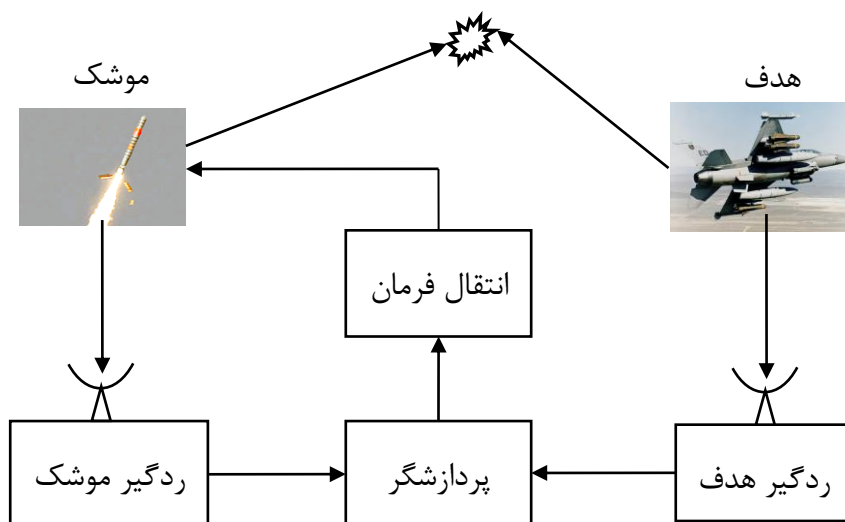
³⁷ Single Tracker

³⁸ Dual Tracker

(IFF)^{۳۹} است. همچنین امکان ردگیری وسیله و هدف توسط المان‌های مختلف موجود در شبکه‌ای از حسگرها^{۴۰} نیز وجود دارد.



شکل ۳۷.۱ ردگیری همزمان وسیله هدایت‌شونده و هدف توسط یک ردگیر.



شکل ۳۸.۱ ردگیری وسیله هدایت‌شونده و هدف توسط دو ردگیر جداگانه.

۵.۲.۵.۱ حسگر جابجایی

حسگر جابجایی حسگری است که روی وسیله هدایت‌شونده نصب می‌شود و میزان جابجایی آن را نسبت به مرکز یک پرتو راداری یا لیزری اندازه‌گیری می‌کند. خروجی این حسگرها فاصله جسم از مرکز

^{۳۹} Identification of Friend or Foe

^{۴۰} Sensor Network

پرتو، در صفحه افق و صفحه قائم، یا متناسب با آن است. به‌طور مثال از چنین حسگرهایی در موشک‌های پرتوسوار (بخش ۲.۳.۲) و همچنین در فرود خودکار هواپیماها استفاده می‌شود.

۲ دسته‌بندی سیستم‌های هدایت و ناوبری

در این فصل ابتدا انواع سیستم‌های ناوبری معرفی می‌شوند. در ادامه سیستم‌های ناوبری ترکیبی و در نهایت انواع سیستم‌های هدایت معرفی خواهند شد.

۱.۲ سیستم‌های ناوبری

همانطور که در بخش ۱.۲.۱ توضیح داده شد، سیستم ناوبری تمام یا بخشی از اطلاعات موقعیت، سرعت و وضعیت وسیله پرنده را نسبت به یک دستگاه مرجع محاسبه می‌کند و در اختیار سیستم هدایت قرار می‌دهد. سیستم‌های ناوبری دارای تنوع فراوانی هستند. مهمترین سیستم‌های ناوبری عبارتند از:

- ناوبری اینرسی^{۴۱} (بخش ۱.۱.۲)
- ناوبری رادیویی^{۴۲} (بخش ۲.۱.۲)
- ناوبری تصویری^{۴۳} (بخش ۳.۱.۲)
- ناوبری سماوی^{۴۴} (بخش ۴.۱.۲)
- ناوبری مغناطیسی^{۴۵} (بخش ۵.۱.۲)

در ادامه هر یک از این سیستم‌های ناوبری معرفی خواهند شد.

۱.۱.۲ ناوبری اینرسی

مهمترین و پرکاربردترین سیستم ناوبری، در کاربردهای نظامی، سیستم ناوبری اینرسی است. در یک سیستم ناوبری اینرسی از حسگرهای اینرسی (شامل شتاب‌سنج‌ها وژیروسکوپ‌ها)، برای اندازه‌گیری

⁴¹ Inertial Navigation

⁴² Radio Navigation

⁴³ Video Navigation

⁴⁴ Celestial Navigation

⁴⁵ Magnetic Navigation

شتاب‌ها و سرعت‌های زاویه‌ای پرنده نسبت به فضای اینرسی استفاده می‌شود. به مجموعه شتاب‌سنج‌ها و ژيروسکوپ‌ها ^{۴۶}IMU گفته می‌شود. اطلاعات خروجی از IMU وارد کامپیوتر سیستم ناوبری شده و در آنجا با انجام محاسبات ناوبری، سرعت، موقعیت و وضعیت وسیله پرنده نسبت به دستگاه مرجع در هر لحظه از پرواز محاسبه می‌شود. ناوبری اینرسی دارای مزایایی است که آن را از سایر سیستم‌های ناوبری متمایز می‌کند که عبارتند از:

- بی‌نیاز بودن از تجهیزات زمینی
- عدم تاثیرپذیری از عوامل خارجی همچون اختلالات رادیویی و راداری
- عدم سهولت شناسایی به دلیل عدم ارسال سیگنال
- امکان استفاده در همه شرایط آب و هوایی

از جمله معایب سیستم ناوبری اینرسی می‌توان به موارد زیر اشاره کرد:

- هزینه ساخت زیاد در صورت نیاز به دقت‌های زیاد
- افزایش خطای ناوبری با گذشت زمان
- نیاز به تراز کردن اولیه

معروف‌ترین سیستم‌های ناوبری اینرسی عبارتند از:

- سیستم ناوبری اینرسی صفحه پایدار ^{۴۷}
- سیستم ناوبری اینرسی متصل به بدنه ^{۴۸}

در ادامه به توضیحی در مورد انواع سیستم ناوبری اینرسی پرداخته خواهد شد.

۱.۱.۱.۲ سیستم صفحه پایدار

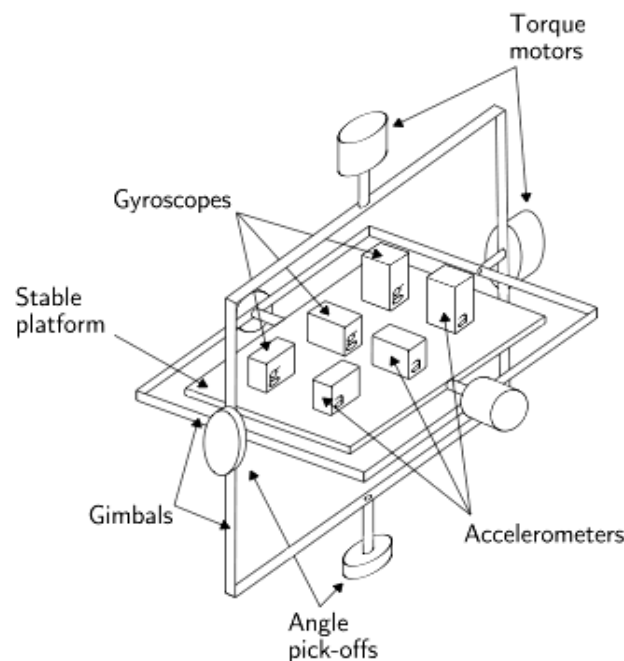
در سیستم صفحه پایدار شتاب‌سنج‌ها و ژيروسکوپ‌ها روی یک صفحه ثابت نسبت به دستگاه مختصات اینرسی، که به آن صفحه پایدار گفته می‌شود، قرار دارند (شکل ۱.۲). در صورت مانور وسیله، این سیستم با استفاده از سرووا راستای صفحه را در فضا ثابت نگه می‌دارد. سه شتاب‌سنج، که دو به دو بر هم

^{۴۶} Inertial Measurment Unit

^{۴۷} Stable Platform

^{۴۸} Strapdown

عمودند، اطلاعات مورد نیاز جهت تعیین موقعیت وسیله را فراهم می‌کنند. همچنین از سه ژيروسکوپ، برای ثابت‌نگه‌داشتن وضعیت صفحه نسبت به دستگاه مختصات اینرسی استفاده می‌شود. در سیستم صفحه پایدار حرکت صفحه و به تبع آن حرکت ژيروسکوپ‌ها از بدنه مستقل شده‌است؛ لذا محدوده دینامیکی ژيروسکوپ‌ها (محدوده دینامیکی یک حسگر به محدوده ورودی آن گفته می‌شود) و به تبع آن خطای سیستم کم می‌شود.

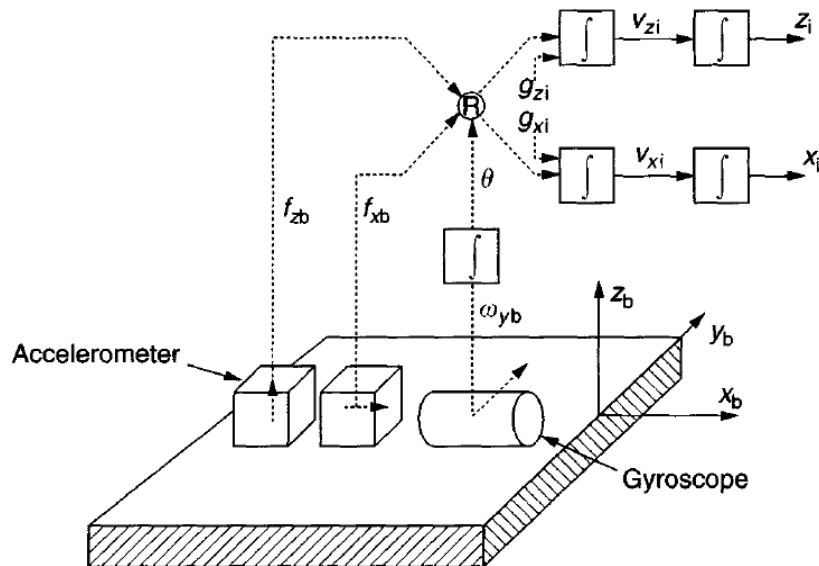


شکل ۱.۲ شماتیک سیستم ناوبری اینرسی از نوع صفحه پایدار.

۲.۱.۱.۲ سیستم متصل به بدنه

در سیستم ناوبری اینرسی متصل به بدنه، ژيروسکوپ‌ها و شتاب‌سنج‌ها نسبت به بدنه وسیله ثابت هستند. در این سیستم نرخ چرخش وسیله نسبت به دستگاه اینرسی توسط ژيروسکوپ‌ها و مولفه‌های شتاب دستگاه بدنی نسبت به دستگاه اینرسی توسط شتاب‌سنج‌ها اندازه‌گیری می‌شود. با استفاده از این اطلاعات و انجام محاسبات مورد نیاز، موقعیت و وضعیت وسیله در هر لحظه در سیستم مختصات اینرسی مشخص می‌شود. در سیستم متصل به بدنه، ژيروسکوپ‌ها مستقیماً از حرکات بدنه تأثیر می‌پذیرند؛ لذا محدوده دینامیکی آن، به شدت افزایش می‌یابد. در نتیجه در پروازهای طولانی خطای این

سیستم افزایش خواهد یافت. نحوه عملکرد سیستم متصل به بدنه در شکل ۲.۲ نشان داده شده‌است. جدول ۱.۲ به مقایسه مزایا و معایب انواع سیستم‌های ناوبری اینرسی پرداخته است.



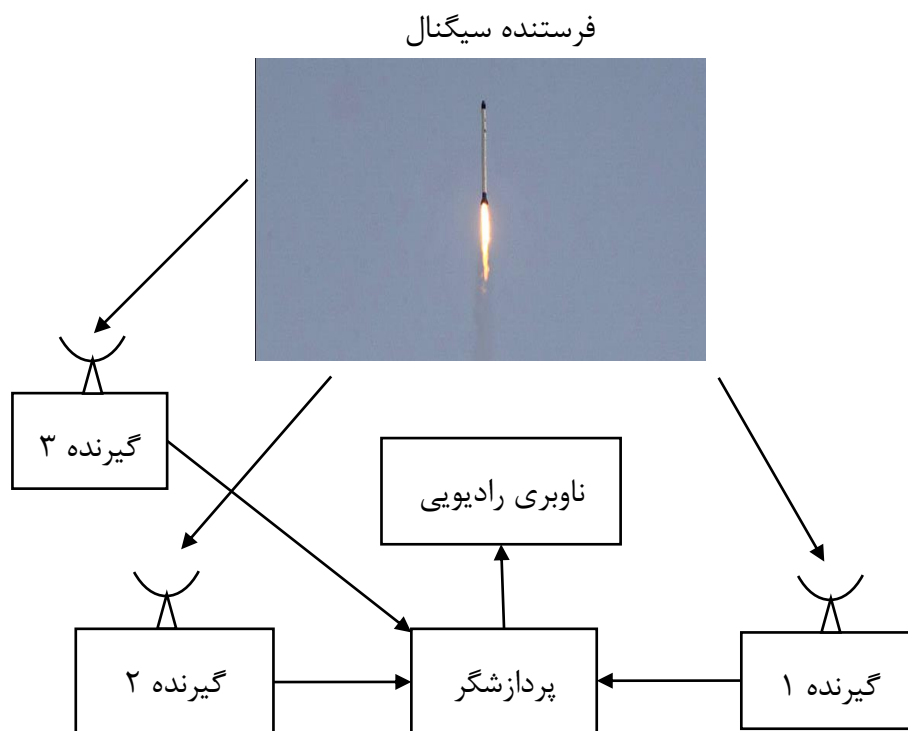
شکل ۲.۲ نحوه عملکرد سیستم ناوبری اینرسی متصل به بدنه.

جدول ۱.۲ مزایا و معایب انواع سیستم‌های ناوبری اینرسی

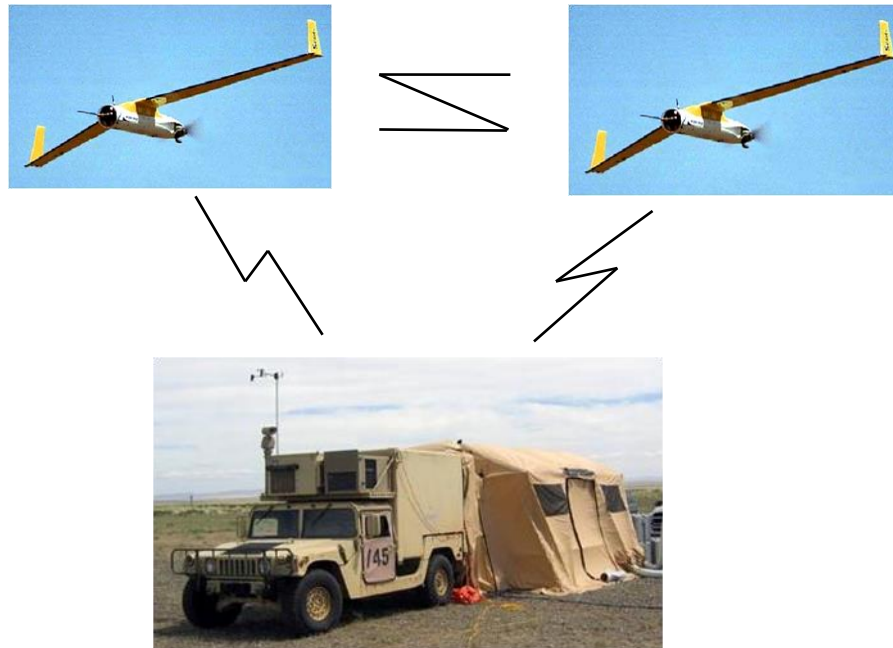
سیستم ناوبری اینرسی	مزایا	معایب
	کم بودن حجم محاسبات	مکانیزم پیچیده
صفحه پایدار	ساده بودن نرم‌افزار محاسباتی	بیشتر بودن وزن نسبت به سیستم متصل به بدنه
	کم حجم و سبک	پیچیده بودن نرم‌افزار محاسباتی
	ساختاری بسیار ساده	نیاز به پردازنده قوی با سرعت و دقت پردازش بالا
متصل به بدنه	کم بودن هزینه	نیاز به ژيروسکوپ‌هایی با محدوده دینامیکی بزرگ

۲.۱.۲ ناوبری رادیویی

در ناوبری رادیویی، بوسیله ارسال و دریافت سیگنال توسط تعدادی فرستنده یا گیرنده در زمان مشخص، می‌توان موقعیت فرستنده یا گیرنده را محاسبه کرد. به عنوان مثال در صورت وجود تعدادی گیرنده در مکان‌های مشخص و ارسال یک سیگنال توسط یک فرستنده که در نقطه‌ای نامعلوم قرار گرفته، می‌توان موقعیت فرستنده را، با توجه به اختلاف زمانی دریافت سیگنال توسط گیرنده‌ها، محاسبه کرد (شکل ۳.۲). هر چه تعداد گیرنده‌ها بیشتر باشد، دقت ناوبری بیشتر می‌شود. همچنین در صورت وجود تعدادی فرستنده در مکان‌های مشخص و ارسال همزمان یک سیگنال مشخص توسط این فرستنده‌ها، می‌توان با توجه به اختلاف زمانی دریافت این سیگنال توسط گیرنده‌ای، که در یک موقعیت نامعین قرار گرفته، موقعیت گیرنده را محاسبه کرد (شکل ۴.۲). هر چه تعداد فرستنده‌ها بیشتر باشد، دقت ناوبری بیشتر می‌شود.



شکل ۳.۲ استفاده از چند گیرنده با موقعیت مشخص برای تعیین موقعیت یک ماهواره‌بر.



شکل ۴.۲ استفاده از چند فرستنده با موقعیت مشخص برای تعیین موقعیت یک گیرنده.

معروف‌ترین سیستم‌های ناوبری رادیویی عبارتند از:

- سیستم امگا (OMEGA)
- سیستم ناوبری تاکتیکی هوایی (TACAN)^{۴۹}
- سیستم ناوبری برد بلند (LORAN)^{۵۰}
- سامانه تعیین موقعیت جهانی (GPS)^{۵۱}

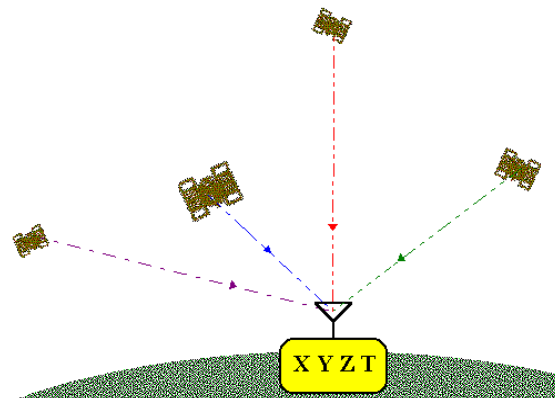
متداول‌ترین سیستم ناوبری رادیویی، سامانه GPS است. این سامانه مبتنی بر استفاده از چند فرستنده برای تعیین موقعیت یک گیرنده است. در این سامانه از ۲۴ ماهواره، که در مدارهای مشخصی در حال گردش به دور زمین هستند، استفاده شده است. مدار حرکتی این ماهواره‌ها به گونه‌ای طراحی شده است که در هر زمان، در هر نقطه از کره زمین حداقل ۴ ماهواره در دسترس باشد (شکل ۵.۲). گیرنده موجود در موشک، هواپیما، کشتی و ... با دریافت سیگنال‌های حاوی اطلاعات این چهار ماهواره، موقعیت دقیق

⁴⁹ Tactical Air Navigation

⁵⁰ Long Range Navigation

⁵¹ Global Positioning System

مکانی خود را محاسبه می‌کند. هر چه تعداد ماهواره‌های در دسترس بیشتر باشد، دقت ناوبری نیز بیشتر می‌شود.



شکل ۵.۲ تعیین موقعیت و زمان توسط یک گیرنده GPS.

استفاده از سامانه تعیین موقعیت جهانی علاوه بر دقت خوب، از نظر اقتصادی نیز مقرون به صرفه است. اما، مشکل این سیستم وابستگی به ماهواره‌های ارسال کننده است. در صورتیکه ماهواره‌ها ارسال سیگنال را متوقف کنند و یا اینکه سیگنال‌های ارسالی از ماهواره‌ها دچار اغتشاش‌های خواسته یا ناخواسته شوند، سیستم تعیین موقعیت کارایی خود را از دست خواهد داد.

در این سامانه برای ارسال سیگنال توسط ماهواره‌ها از دو کانال تجاری و نظامی استفاده می‌شود. کانال تجاری در دسترس همه کشورها قرار دارد. استفاده از این کانال برای بسیاری از کاربردهای تجاری، از جمله مسیریابی خودروها، کشتی‌ها و ... و همچنین فعالیت‌های تفریحی نظیر کوهنوردی مفید است. اما سرعت بروزرسانی آن کم است و به علاوه حاوی خطای عمدی است که توسط کشور سازنده (ایالات متحده آمریکا) و به خصوص در موقعیت‌های زمانی حساس روی این کانال قرار می‌گیرد و به همین دلیل برای کاربردهای دقیق، از جمله کاربردهای نظامی، از دقت کافی برخوردار نیست. کانال نظامی تنها در اختیار کشور سازنده است و استفاده از آن برای دیگر کشورها امکان‌پذیر نیست. کشورهایی مانند روسیه و اتحادیه اروپا نیز سیستم تعیین موقعیت مخصوص به خود را دارند. سیستم تعیین موقعیت روسیه گلوناس^{۵۲} و اتحادیه اروپا گالیله^{۵۳} نام دارد. با ترکیب سیستم‌های ناوبری اینرسی و رادیویی می‌توان از مزایای هر دو روش برخوردار شد (بخش ۱.۲.۲).

⁵² Glonass

۳.۱.۲ ناوبری تصویری

اگر تصویر نقاط مختلف در حافظه پرنده موجود باشد، پرنده می‌تواند برای تعیین موقعیت خود از این تصاویر استفاده کند. انسان نیز برای تعیین موقعیت خود به همین روش عمل می‌کند. یکی از معروف‌ترین سیستم‌های ناوبری تصویری سیستم SLAM^{۵۴} است. این سیستم همزمان قادر به نقشه‌برداری از محیط ناشناخته واقع در آن و نیز تعیین موقعیت خود در نقشه‌ای است که خود تهیه کرده‌است. از معایب این سیستم می‌توان به کندبودن نرخ ارائه اطلاعات اشاره کرد. با ترکیب این سیستم با سیستم ناوبری اینرسی می‌توان این عیب را برطرف کرد (بخش ۳.۲.۲).

۴.۱.۲ ناوبری سماوی

برای تعیین موقعیت و وضعیت یک جسم می‌توان از وضعیت نسبی جسم با ستاره‌های دوردست، که وضعیت آنها نسبت به یک دستگاه مرجع مشخص است، استفاده کرد. در آیه ۱۶ سوره نحل نیز به این موضوع اشاره شده‌است^{۵۵}. نقشه‌های آسمان، که از آن‌ها به کاتالوگ ستارگان یاد می‌شود، توسط ماهواره‌های مختلفی همچون هیپارکوس^{۵۶} طی سال‌ها عکس‌برداری از فضا، جمع‌آوری شده و در اختیار منجمان قرار گرفته‌است. در سیستم‌های ناوبری سماوی از ردگیر ستاره^{۵۷} برای تشخیص ستارگان موردنظر و تعیین موقعیت و وضعیت پرنده استفاده می‌شود. ردگیر ستاره به کمک دوربین نجومی و تجهیزات اپتیکی از فضای اطراف پرنده، که شامل ستارگان است، تصویربرداری می‌کند. این تصویر در برد پردازشگر این سامانه پردازش شده و با تصاویر موجود در کاتالوگ ستارگان مقایسه می‌شود. به این ترتیب موقعیت و وضعیت پرنده محاسبه می‌شود. شکل ۶.۲ استفاده از ردگیر ستاره در یک پهپاد را نشان می‌دهد. شکل ۷.۲ نمونه‌ای از ردگیر ستاره را نشان می‌دهد.

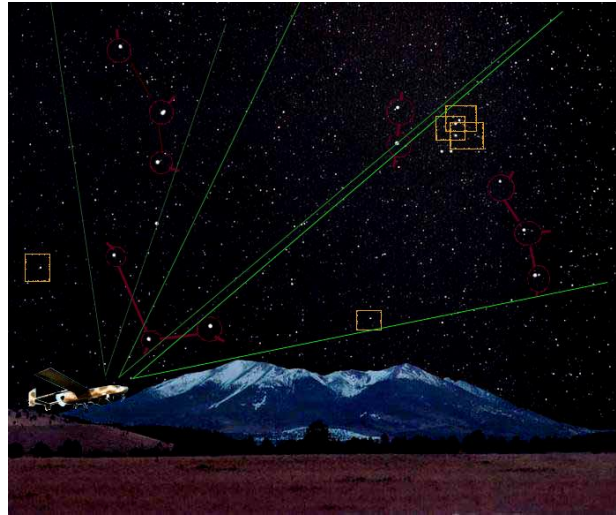
⁵³ Galileo

⁵⁴ Simultaneous Localization And Mapping

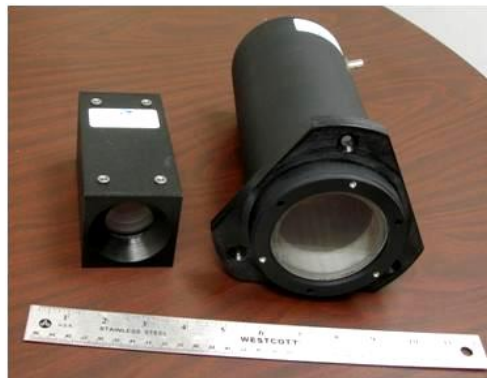
^{۵۵} ... و بِالْجَنَمِ هُمْ يَهْتَدُونَ (... و بوسیله ستارگان هدایت می‌شوند)

⁵⁶ Hipparchus

⁵⁷ Star Tracker



شکل ۶.۲ استفاده از ردگیر ستاره در یک پهپاد.



شکل ۷.۲ نمونه‌هایی از ردگیر ستاره.

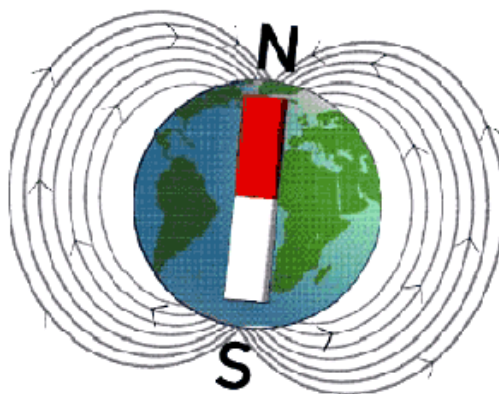
در سیستم کنترل وضعیت فضاپیماها و ماهواره‌ها از حسگر خورشید^{۵۸} نیز استفاده می‌شود. این حسگر از صفحات حساس به نور خورشید تشکیل شده که متناسب با شدت و زاویه نور دریافتی، شدت جریان در خروجی حسگر ایجاد می‌شود. حسگرهای خورشید ارزان قیمت و سبک هستند؛ اما نیازمند گردش حسگر و یا کل سامانه برای یافتن خورشید می‌باشند. همچنین یک حسگر خورشیدی فقط اطلاعات دوبعدی را فراهم می‌کند و در نتیجه برای تعیین موقعیت و وضعیت پرنده به‌صورت کامل، باید همراه با وسایل اندازه‌گیری دیگری به کار رود.

⁵⁸ Sun Sensor

در سیستم‌های ناوبری سماوی نیز نیاز به پردازش تصاویر بدست‌آمده از ستارگان و تطبیق این تصاویر با الگوهای موجود است و به‌همین دلیل نرخ تأمین اطلاعات توسط این سیستم نیز کم است و ممکن است برای کاربردهای کنترلی کافی نباشد. برای رفع این مشکل می‌توان از ترکیب ناوبری اینرسی و سماوی استفاده کرد (بخش ۴.۲.۲).

۵.۱.۲ ناوبری مغناطیسی

در هر نقطه‌ای از کره زمین و اطراف آن، عقربه مغناطیسی در راستای شمال-جنوب مطابق با شکل ۸.۲ سمت‌گیری می‌کند. این واقعیت مهم بیانگر وجود میدان مغناطیسی زمین است. خاصیت مغناطیسی کره زمین، نقش بسیار مهمی در جهت‌یابی کشتی‌ها و هواپیماها دارد. قطب‌نماها با استفاده از میدان مغناطیسی زمین کار می‌کنند. قطب‌نما شامل یک عقربه مغناطیسی و یک صفحه مدرج است و از زمان‌های قدیم برای تشخیص چهار جهت اصلی به‌کار می‌رود. هنوز هم تمام کشتی‌ها و هواپیماها مجهز به قطب‌نمای مغناطیسی هستند. زمین‌شناسان، شکارچیان و کوهنوردان هنوز نیز از قطب‌نما استفاده می‌کنند.



شکل ۸.۲ میدان مغناطیسی زمین.

باید توجه داشت که بین راستای شمال جغرافیایی و شمال مغناطیسی قدری اختلاف وجود دارد. همچنین راستای شمال مغناطیسی زمین ثابت نیست و با گذشت زمان تغییر می‌کند. مشکل دیگری که در استفاده از میدان مغناطیسی زمین وجود دارد، این است که میادین مغناطیسی موضعی ناشی از خطوط برق فشار قوی، سیم‌پیچ‌های داخل وسیله پرنده و غیره باعث انحراف موضعی بردار میدان

مغناطیسی زمین و در نتیجه خطای ناوبری می‌شوند. برای رفع این مشکلات می‌توان از ترکیب ناوبری مغناطیسی با ناوبری رادیویی و/یا اینرسی استفاده کرد (بخش ۵.۲.۲).

۶.۱.۲ مقایسه سیستم‌های ناوبری

مقایسه بین مزایا و معایب انواع سیستم‌های ناوبری در جدول ۲.۲ ارائه شده‌است.

جدول ۲.۲ مزایا و معایب انواع سیستم‌های ناوبری

سیستم ناوبری	مزایا	معایب
رادیویی	هزینه کم عدم رشد خطا با زمان	عدم کارایی در محیط نویزی عدم تعیین وضعیت سیستم (زوایای اولر)
اینرسی	عدم وابستگی به عامل بیرونی عدم تأثیرپذیری از اختلالات رادیویی ایجادشده توسط دشمن کارکرد تحت هر شرایط آب و هوایی	افزایش خطای ناوبری با گذشت زمان زیادبودن هزینه در دقت‌های بالا
تصویری	عدم رشد خطا با زمان هزینه کمتر نسبت به ناوبری اینرسی	عدم کارکرد در شرایط آب و هوایی نامناسب و نرخ کم نیاز به پردازنده با سرعت پردازش بالا
سماوی	عدم رشد خطا با زمان هزینه کمتر نسبت به ناوبری اینرسی	محدودیت‌هایی در استفاده در طول روز و در داخل اتمسفر و نرخ کم
مغناطیسی	بسیار ساده، سبک، کم‌حجم و کم‌هزینه عدم رشد خطا با زمان	خطای ناشی از میادین مغناطیسی موضعی ثابت‌نبودن شمال و جنوب مغناطیسی

۲.۲ سیستم‌های ناوبری ترکیبی

همانطور که در بخش ۶.۱.۲ بیان شد، هر یک از سیستم ناوبری مزایا و معایب خاص خود را دارند. برای برخورداری از مزایای هر سیستم ناوبری و رفع معایب آن‌ها، می‌توان از ترکیب دو یا چند سیستم ناوبری به‌صورت همزمان استفاده کرد. به‌طور مثال، سیستم‌های ناوبری اینرسی قادر به تأمین اطلاعات موقعیت

و وضعیت پرنده با نرخ بالا هستند، اما خطای این سیستم‌ها با گذشت زمان رشد می‌کند. در مقابل، خطای سیستم‌های ناوبری رادیویی مثل GPS ثابت است، اما اولاً نرخ تأمین اطلاعات توسط آنها کم است و ثانیاً قادر به ارائه اطلاعات در مورد وضعیت جسم نیستند. با استفاده همزمان از این دو سیستم و تلفیق اطلاعات آنها می‌توان موقعیت و وضعیت را به نرخ بالا و با خطای ثابت تأمین کرد. از جمله سیستم‌های ناوبری ترکیبی می‌توان به موارد زیر اشاره کرد:

- ترکیب سیستم‌های ناوبری اینرسی و رادیویی (بخش ۱.۲.۲)
 - سیستم‌های ناوبری اینرسی مبتنی بر عوارض زمین (بخش ۲.۲.۲)
 - ترکیب سیستم‌های ناوبری اینرسی و تصویری (بخش ۳.۲.۲)
 - ترکیب سیستم‌های ناوبری اینرسی و سماوی (بخش ۴.۲.۲)
 - ترکیب سیستم‌های ناوبری اینرسی و مغناطیسی (بخش ۵.۲.۲)
- در ادامه هریک از این سیستم‌های ناوبری ترکیبی توضیح داده می‌شود.

۱.۲.۲ ترکیب سیستم‌های ناوبری اینرسی و رادیویی

در سیستم‌های ناوبری اینرسی برای تعیین سرعت، موقعیت و وضعیت پرنده، از خروجی ژيروسکوپ‌ها و شتاب‌سنج‌ها انتگرال‌گیری می‌شود. لذا، خطای ژيروسکوپ‌ها و شتاب‌سنج‌های سیستم ناوبری اینرسی باعث می‌شود که خطاهای تعیین سرعت، موقعیت و وضعیت به‌طور مداوم با گذشت زمان زیاد شود. همچنان که در مقدمه بخش ۲.۲ گفته شد، با ترکیب سیستم ناوبری اینرسی و رادیویی می‌توان سرعت، موقعیت و وضعیت را به نرخ بالا و با خطای ثابت تأمین کرد.

برای اصلاح خطای سیستم ناوبری اینرسی می‌توان از تلفیق اطلاعات سیستم ناوبری اینرسی با اطلاعات حاصل از یک ردگیر زمینی، که وسیله پرنده را ردگیری می‌کند، نیز استفاده کرد. از این روش در برخی از موشک‌های زمین‌به‌زمین استفاده می‌شود.

۲.۲.۲ سیستم‌های ناوبری اینرسی مبتنی بر عوارض زمین

یک راه‌کار برای جلوگیری از رشد خطای سیستم ناوبری اینرسی، ذخیره‌کردن نقشه عوارض جغرافیایی در حافظه پرنده و مقایسه مقادیر اندازه‌گیری‌شده ارتفاع پرنده از سطح زمین با مقادیری است که بر

اساس خروجی سیستم ناوبری اینرسی و نقشه‌های موجود در حافظه پرنده، پیش‌بینی می‌شود. مقایسه این مقادیر امکان تخمین مقدار لحظه‌ای خطای سیستم ناوبری اینرسی و حذف این خطا را فراهم می‌کند. به هر روش ناوبری که از عوارض زمین به‌عنوان یک وسیله کمک‌ناوبری استفاده کند، ^{۵۹}TAN گفته می‌شود و به‌طور مشخص، به سیستم‌های ناوبری اینرسی مبتنی بر عوارض ^{۶۰}TAINS گفته می‌شود. سیستم ^{۶۱}TERCOM نمونه‌ای از یک سیستم ناوبری اینرسی مبتنی بر عوارض است. در این سیستم از یک ارتفاع‌سنج راداری برای اندازه‌گیری فاصله از سطح زمین و از بارومتر برای اندازه‌گیری ارتفاع از سطح دریا در نقاط معینی از مسیر استفاده می‌شود. به این ترتیب ارتفاع نقطه موردنظر از سطح دریا بدست می‌آید و با محتوای نقشه‌ها مطابقت داده می‌شود. به این ترتیب هر گونه انحراف از مسیر قابل تشخیص و تصحیح خواهد بود. در اوایل مسیر، بازبینی‌های اصلاحی TERCOM ممکن است هر چند دقیقه یکبار انجام شود و با نزدیک‌شدن پرنده به هدف، بازبینی‌ها بیشتر خواهند شد. شکل ۹.۲ سیستم ناوبری ترکام را نشان می‌دهد.

در سیستم‌های ناوبری مبتنی بر عوارض، لازم است فاصله (ارتفاع) از سطح عوارض اندازه‌گیری شود. این کار معمولاً توسط ارتفاع‌سنج‌های راداری یا لیزری انجام می‌شود. از این ارتفاع‌سنج‌ها در فرود و برخاست اتوماتیک وسایل پرنده نیز استفاده می‌شود. در شرایط جوی مساعد، برای اندازه‌گیری فاصله‌های بسیار کم (در حد چند متر) می‌توان از سنسورهای التراسونیک نیز استفاده کرد. در این سنسور از اختلاف زمانی بین ارسال و دریافت امواج صوتی برای تعیین فاصله (مثلاً ارتفاع از سطح زمین) استفاده می‌شود. شکل ۱۰.۲ یک فاصله‌سنج التراسونیک را نشان می‌دهد.

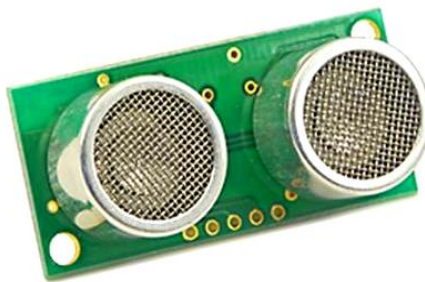
⁵⁹ Terrain-aided Navigation

⁶⁰ Terrain-aided Inertial Navigation System

⁶¹ Terrain Contour Matching



شکل ۹.۲ سیستم ناوبری ترکام.



شکل ۱۰.۲ فرستنده و گیرنده یک فاصله‌سنج التراسونیک.

ارتفاع‌سنج‌های راداری از امواج الکترومغناطیسی استفاده می‌کنند. در این روش پالسی از امواج الکترومغناطیسی از یک فرستنده ساطع شده و پس از برخورد با مانع (مثلاً سطح زمین)، منعکس می‌شود. موج منعکس‌شده توسط گیرنده دریافت و آشکار می‌شود. از آنجا که سرعت نور مشخص است، لذا فاصله سنسور تا مانع را می‌توان محاسبه کرد.

به‌همین ترتیب فاصله‌سنج‌های لیزری با ارسال یک پرتو باریک لیزری به‌سمت یک جسم و آشکارسازی بازتابش آن، قادرند تا فاصله از جسم را بدست آورند. از فاصله‌یاب‌های لیزری می‌توان برای اندازه‌گیری فاصله هدف در سیستم‌های پدافند هوایی، سیستم‌های ضد زره و ... نیز استفاده کرد.

۳.۲.۲ ترکیب سیستم‌های ناوبری اینرسی و تصویری

اگر وسیله پرنده تصاویر مناطق مختلف را در اختیار داشته باشد، با مقایسه خروجی لحظه‌ای دوربین با تصاویر موجود در حافظه، می‌تواند خطای سیستم تعیین موقعیت اینرسی را تعیین و اصلاح کند. لذا از ناوبری تصویری می‌توان به‌عنوان یک سیستم ناوبری کمکی برای سیستم ناوبری اینرسی نیز استفاده کرد.

یکی از معروف‌ترین سیستم‌های ناوبری که در آن‌ها از ناوبری تصویری نیز استفاده می‌شود، سیستم ناوبری DSMAC^{۶۲} است. اساس تصمیم‌گیری در سیستم ناوبری DSMAC مقایسه تصاویر محل‌های مورد نظر با تصاویر از قبل گرفته‌شده است. به این ترتیب، پرنده موقعیت واقعی خود را می‌فهمد و پس از محاسبه انحراف از مسیر، اقدام به اصلاح آن برای رسیدن به هدف می‌کند. استفاده از این روش به زمان، شرایط جوی و فصلی وابسته است. نکته مهم در این روش، توان مقایسه تعداد زیادی تصویر با تصاویر از قبل گرفته‌شده است؛ شکل ۱۱.۲ بیانگر سیستم ناوبری DSMAC است. این سیستم ناوبری در موشک‌های هوا به زمین نیز استفاده می‌شود. ترکیب سیستم ناوبری اینرسی با تصویری و نیز سیستم ناوبری GPS باعث افزایش دقت ناوبری می‌شود.

۴.۲.۲ ترکیب سیستم‌های ناوبری اینرسی و سماوی

یک راه کار برای جلوگیری از رشد خطای سیستم ناوبری اینرسی، ترکیب آن با ناوبری سماوی است. توجه داشته باشیم که سیستم‌های ناوبری سماوی به تنهایی قادر به تأمین اطلاعات موقعیت و وضعیت با نرخ بالا نیستند و این ضعف نیز از طریق ترکیب آنها با سیستم ناوبری اینرسی رفع می‌شود.

⁶² Digital Scene Mapping Area Correlator



شکل ۱۱.۲ سیستم ناوبری DSMAC

۵.۲.۲ ترکیب سیستم ناوبری اینرسی و مغناطیسی

برای جلوگیری از رشد خطای سیستم ناوبری اینرسی، از ترکیب آن با ناوبری مغناطیسی نیز می‌توان استفاده کرد.

۳.۲ سیستم‌های هدایت

همانطور که در بخش ۱.۲.۱ توضیح داده شد، وظیفه سیستم‌های هدایت محاسبه و اعمال فرامین هدایتی مناسب برای رسیدن به هدف است. سیستم‌های هدایت به انواع زیر طبقه‌بندی می‌شوند:

- سیستم هدایت فرمانی^{۶۳} (بخش ۱.۳.۲)
- سیستم هدایت پرتوسوار^{۶۴} (بخش ۲.۳.۲.۳.۲)
- سیستم هدایت آشیانه‌یاب^{۶۵} (بخش ۳.۳.۲)
- سیستم هدایت اینرسی^{۶۶} (بخش ۴.۳.۲)
- سیستم هدایت ترکیبی (بخش ۵.۳.۲)

⁶³ Command Guidance

⁶⁴ Beam Rider

⁶⁵ Homing Guidance

⁶⁶ Inertial Guidance System

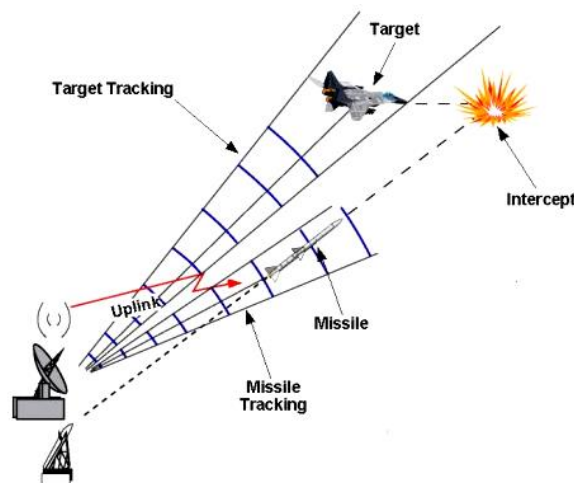
▪ سیستم‌های هدایت مبتنی بر ناوبری ترکیبی (بخش ۶.۳.۲)

در ادامه هریک از این سیستم‌های هدایت معرفی خواهند شد.

۱.۳.۲ سیستم هدایت فرمانی

در سیستم هدایت فرمانی، فرامین هدایت در خارج از وسیله هدایت‌شونده (مثلاً در سایت زمینی) محاسبه و توسط امواج رادیویی یا سیم به وسیله منتقل می‌شود. به‌همین دلیل لازم است که زاویه رول در حین پرواز صفر نگه داشته شود تا مرجع خارجی هدایت‌کننده موشک از زاویه رول وسیله خبر داشته باشد و بر اساس آن بتواند فرامین کانال‌های پیچ و یاو را به‌طور صحیح محاسبه کند. صفرنگه‌داشتن زاویه رول دینامیک پیچ و یاو وسیله را نیز دکوپله و کنترل آن را آسان می‌کند. شکل ۱۲.۲ نمونه‌ای از یک سیستم هدایت فرمانی را نشان می‌دهد. مهمترین ویژگی‌های یک سیستم هدایت فرمانی عبارتند از:

- ساده و کم هزینه‌بودن وسیله هدایت‌شونده
- عدم قابلیت فراموش کردن وسیله پس از شلیک آن^{۶۷}
- قابل‌شناسایی بودن ردگیر هدف، در صورتی که برای ردگیری هدف از ردگیر فعال استفاده شود.
- امکان مختل کردن ارتباط رادیویی توسط دشمن^{۶۸}
- محدودیت برد هدایت (با افزایش فاصله هدف، خطای ردگیری زیاد می‌شود)



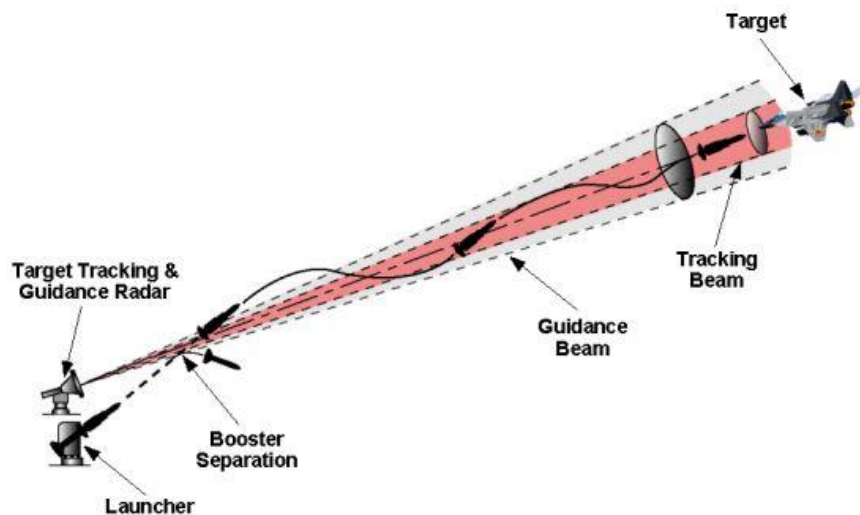
شکل ۱۲.۲ نمونه‌ای از یک سیستم هدایت فرمانی.

^{۶۷} Fire and Forget

^{۶۸} Jamming

۲.۳.۲ سیستم هدایت پرتوسوار

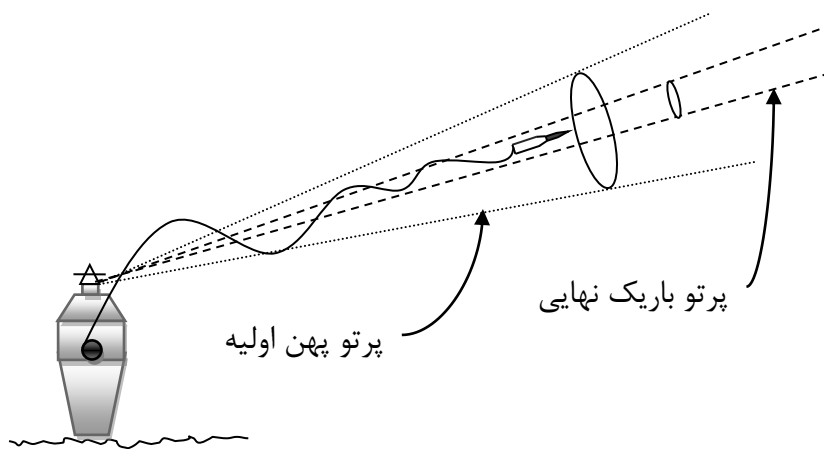
در سیستم هدایت پرتوسوار، وسیله هدایت‌شونده روی مرکز یک پرتو لیزری یا راداری نگه داشته می‌شود. به بیان دیگر، در این سیستم ایستگاه کنترل زمینی یک پرتو لیزری یا راداری را به سوی هدف نشانه‌روی می‌کند. سنسوری روی وسیله قرار دارد که قادر است انحراف خود را از مرکز این پرتو تشخیص دهد. وسیله هدایت‌شونده، فرامین هدایتی لازم برای صفرکردن این فاصله را صادر و به این ترتیب خود را روی مرکز این پرتو نگه می‌دارد. لذا در سیستم هدایت پرتوسوار، ایستگاه کنترل زمینی دستوری را محاسبه و ارسال نمی‌کند. شکل ۱۳.۲ سیستم هدایت پرتوسوار را نشان می‌دهد.



شکل ۱۳.۲ نمونه‌ای از یک سیستم هدایت پرتوسوار.

پهن‌تر شدن پرتو راداری باعث افزایش توان مصرفی رادار شده و همچنین بدلیل شناسایی محدوده بیشتری از فضا، ردگیر در معرض خطر آشکار شدن قرار می‌گیرد. در مقابل، با باریک‌شدن پرتو راداری، دقت ردگیری هدف بیشتر می‌شود و در عین حال ریسک واردنشدن وسیله به داخل پرتو راداری (پس از پرتاب) یا خارج‌شدن وسیله از پرتو راداری در حین هدایت نیز زیاد می‌شود. اگر وسیله از پرتو راداری خارج شود، امکان هدایت خود را از دست خواهد داد. به‌منظور اصلاح معایب هر یک از دو حالت پرتو پهن و پرتو باریک، توصیه می‌شود که در اوایل پرواز از یک بیم پهن به‌منظور جلوگیری از خارج‌شدن وسیله از پرتو و در اواخر مسیر پرواز از یک پرتو باریک به‌منظور افزایش دقت هدایت استفاده شود. نحوه بکارگیری یک پرتو پهن و یک پرتو باریک برای ردگیری هدف در شکل ۱۴.۲ نشان داده شده‌است. از مشخصات سیستم هدایت پرتوسوار می‌توان به موارد زیر اشاره کرد:

- عملکرد ضعیف‌تر نسبت به سیستم هدایت فرمان به خط‌دید
- عدم قابلیت فراموش کردن وسیله پس از شلیک آن
- قابل شناسایی بودن ردگیر هدف، در صورتی که برای ردگیری هدف از ردگیر فعال (۲.۲.۵.۱) استفاده شود.
- مقاومت بیشتر نسبت به سیستم هدایت فرمانی در هنگام بروز اختلال رادیویی توسط دشمن
- محدودیت برد هدایت (در هنگام دوربودن هدف، با دورشدن وسیله هدایت‌شونده، قدرت پرتو ردگیر هدف و دقت هدایت کم می‌شود)

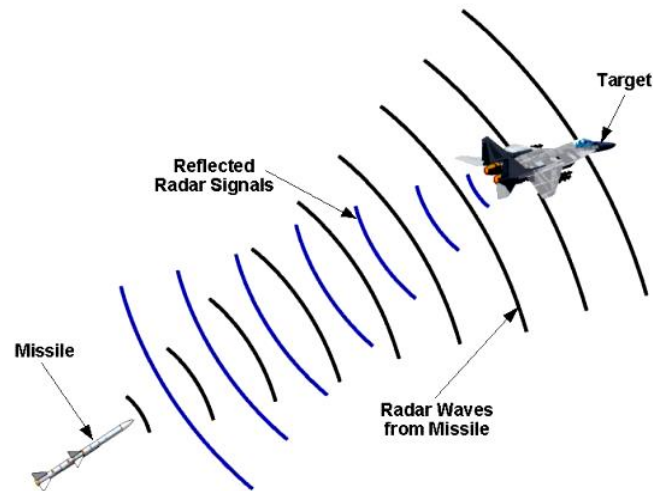


شکل ۱۴.۲ بکارگیری یک پرتو پهن اولیه و یک پرتو باریک نهایی در سیستم هدایت پرتوسوار.

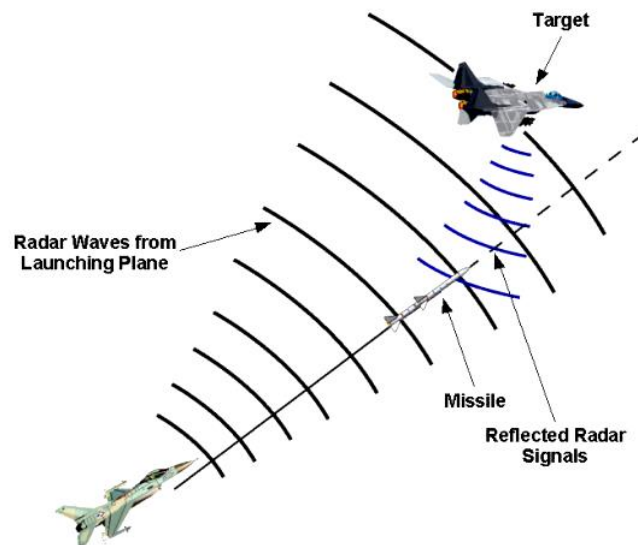
۳.۳.۲ سیستم هدایت آشیانه‌یاب

در سیستم هدایت آشیانه‌یاب، وسیله هدایت‌شونده هدف را با استفاده از انرژی منتشرشده از آن می‌بیند و به سمت آن حرکت می‌کند. بر همین اساس، سیستم‌های هدایت آشیانه‌یاب به سه دسته فعال، نیمه‌فعال و غیرفعال تقسیم می‌شوند که نحوه عملکرد آن‌ها مشابه نحوه عملکرد ردگیرهای فعال، نیمه‌فعال و غیرفعال است. در سیستم هدایت آشیانه‌یاب فعال (شکل ۱۵.۲) و نیمه‌فعال (شکل ۱۶.۲) منشأ انرژی منتشرشده از سوی جسم تعقیب‌شونده (هدف)، به ترتیب وسیله تعقیب‌کننده و منبع خارجی (روشن‌کننده هدف) است. در صورتیکه در سیستم هدایت آشیانه‌یاب غیرفعال (شکل ۱۷.۲)، هدف خود منبع انرژی است. به عبارت دیگر در سیستم هدایت آشیانه‌یاب غیرفعال وسیله هدایت‌شونده، قادر به دریافت امواج فرستاده‌شده از سمت هدف خواهد بود. مقایسه بین مزایا و معایب انواع سیستم‌های

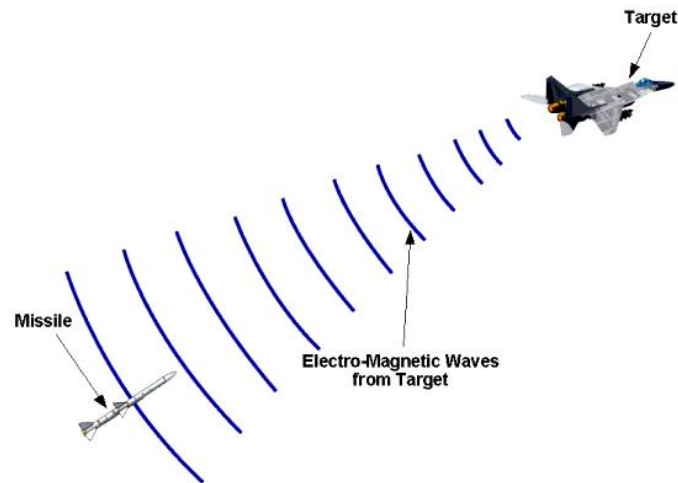
آشیانه‌یاب در جدول ۳.۲ ارائه شده‌است. سیستم هدایت آشیانه‌یاب برای رسیدن به هدف از مسیر برخورد (بخش ۱.۴.۱) استفاده می‌کند.



شکل ۱۵.۲ سیستم هدایت آشیانه‌یاب فعال.



شکل ۱۶.۲ سیستم هدایت آشیانه‌یاب نیمه‌فعال.



شکل ۱۷.۲ سیستم هدایت آشیانه‌یاب غیرفعال.

جدول ۳.۲ مزایا و معایب انواع سیستم‌های آشیانه‌یاب

معایب	مزایا	نوع سیستم
قابل‌شناسایی بودن سیستم	قابلیت شناسایی اجسام بدون تشعشع	آشیانه‌یاب فعال
گران‌تر نسبت به غیرفعال و نیمه‌فعال	قابلیت اندازه‌گیری فاصله و سرعت	
توان مصرفی بیشتر نسبت به غیرفعال و نیمه‌فعال	نزدیک‌شوندگی هدف	
محدودیت برد به‌علت محدود بودن اندازه جستجوگر	عدم وابستگی به هیچ منبع خارجی برای شناسایی جسم	
در معرض شناسایی بودن روشن‌کننده هدف	قابلیت فراموشی پس از شلیک آن	آشیانه‌یاب نیمه‌فعال
	عدم قابلیت فراموشی پس از شلیک	
وابسته بودن به امواج بازتابیده شده از هدف	کم بودن هزینه، وزن و ابعاد جستجوگر	آشیانه‌یاب غیرفعال
	نسبت به سیستم فعال	
	قابلیت فراموشی پس از شلیک	

۴.۳.۲ سیستم هدایت اینرسی

در سیستم هدایت اینرسی برای تعیین موقعیت وسیله از سیستم ناوبری اینرسی استفاده می‌شود و تعریف موقعیت هدف و محاسبات هدایت نیز در دستگاه مختصات اینرسی انجام می‌شود. این سیستم هدایت وسیله پرنده را در مسیری از قبل تعیین شده نگه می‌دارد. در این سیستم محاسبات هدایت و ناوبری در خود وسیله انجام می‌شود. سیستم هدایت اینرسی در موشک‌های زمین‌به‌زمین، موشک‌های حامل ماهواره و پهپادهای استراتژیک کاربرد فراوانی دارد. سیستم‌های هدایت اینرسی جزو سیستم‌های هدایت خودگردان^{۶۹} محسوب می‌شوند. سیستم‌های هدایت خودگردان به سیستم‌هایی گفته می‌شود که قادرند بدون دخالت آنلاین^{۷۰} اپراتور انسانی مأموریت خود را به‌طور کامل انجام دهند.

۵.۳.۲ سیستم هدایت ترکیبی

در یک سیستم هدایت ترکیبی، از ترکیب دو یا چند سیستم هدایت به‌منظور برخورداری همزمان از مزایای همه آن‌ها استفاده می‌شود. از جمله سیستم‌های هدایت ترکیبی می‌توان به موارد زیر اشاره کرد:

- ترکیب سیستم‌های هدایت اینرسی و آشیانه‌یاب (بخش ۱.۵.۳.۲)
 - ترکیب سیستم‌های هدایت فرمانی و آشیانه‌یاب (بخش ۲.۵.۳.۲)
- در ادامه به توضیحاتی پیرامون هر یک از این سیستم‌ها پرداخته می‌شود.

۱.۵.۳.۲ ترکیب سیستم‌های هدایت اینرسی و آشیانه‌یاب

در برخی از موشک‌های پدافند هوایی مدرن از ترکیب سیستم‌های هدایت اینرسی و آشیانه‌یاب استفاده می‌شود. در این موشک‌ها پس از پرتاب موشک و رسیدن سرعت موشک به حدی که قابل کنترل (و هدایت) باشد، ابتدا از سیستم هدایت اینرسی برای هدایت بهینه موشک تا نزدیکی هدف استفاده می‌شود. سپس جستجوگر موجود در سر موشک شروع به جستجو برای یافتن هدف می‌کند. پس از یافتن هدف و قفل شدن جستجوگر بر هدف، سیستم و روش هدایت از اینرسی به آشیانه‌یاب تغییر می‌کند و پس از آن سیستم هدایت آشیانه‌یاب برای برخورد دقیق به هدف استفاده می‌شود.

⁶⁹ Autonomous

⁷⁰ Online

۲.۵.۳.۲ ترکیب سیستم‌های هدایت فرمانی و آشیانه‌یاب

سیستم هدایت TVM^{۷۱} نمونه‌ای از یک سیستم هدایت مبتنی بر ترکیب هدایت فرمانی و آشیانه‌یاب است. از این روش در برخی از موشک‌های پدافند هوایی مدرن استفاده می‌شود. در این روش، ابتدا از سیستم هدایت فرمانی برای هدایت موشک تا نزدیکی هدف استفاده می‌شود. سپس جستجوگر موجود در سر موشک شروع به جستجو برای یافتن هدف می‌کند. پس از یافتن هدف و قفل‌شدن جستجوگر بر هدف، اطلاعات موقعیت، سرعت و وضعیت هدف نسبت به موشک توسط جستجوگر اندازه‌گیری و از طریق لینک رادیویی موجود برای سایت زمینی ارسال می‌شود. سایت زمینی این اطلاعات را با اطلاعات حاصل از ردگیر زمینی، که هم موشک و هم هدف را ردگیری می‌کند، تلفیق می‌کند و به این ترتیب موقعیت دقیق موشک و هدف را تخمین می‌زند و موشک را به‌صورت دقیق به‌سمت هدف هدایت می‌کند. انجام محاسبات هدایت در روی زمین امکان استفاده از پردازشگرهای بسیار قدرتمند را فراهم می‌کند. لذا، در صورت بروز اختلالات عمدی توسط دشمن، امکان تشخیص و جبران این اختلالات وجود دارد.

۶.۳.۲ سیستم‌های هدایت مبتنی بر ناوبری ترکیبی

به سیستم‌های هدایتی که در آنها از یک سیستم ناوبری ترکیبی استفاده می‌شود، سیستم‌های هدایت مبتنی بر ناوبری ترکیبی گفته می‌شود. به‌طور مثال می‌توان به سیستم‌های هدایت TERCOM و DSMAC اشاره کرد.

⁷¹ Track Via Missile

۳ قوانین هدایت سه نقطه‌ای

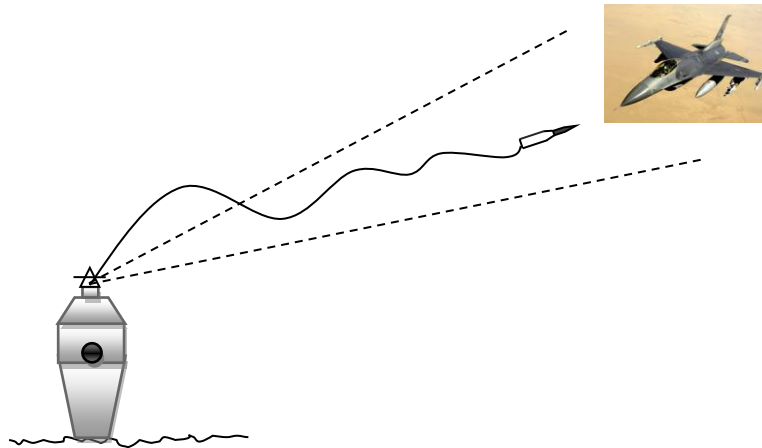
همانطور که در بخش ۳.۲.۱ بیان شد، قوانین هدایت را می‌توان به دو دسته تاکتیکی و استراتژیک تقسیم‌بندی کرد. قوانین هدایت تاکتیکی به دو دسته قوانین هدایت دو نقطه‌ای و سه نقطه‌ای تقسیم می‌شوند. در قوانین هدایت سه نقطه‌ای فرامین هدایت به موقعیت سه نقطه هدف، پرنده هدایت‌شونده و ردگیر خارجی وابسته است. در مقابل، در یک قانون هدایت دونقطه‌ای فرامین هدایت تنها به موقعیت هدف و پرنده هدایت‌شونده بستگی دارد. این فصل به معرفی قوانین هدایت سه نقطه‌ای می‌پردازد. شکل ۱.۳ نمونه‌ای از یک سیستم هدایت تاکتیکی را نشان می‌دهد که قانون هدایت آن می‌تواند از نوع سه نقطه‌ای باشد. از جمله روش‌های هدایت سه نقطه‌ای می‌توان به موارد زیر اشاره کرد:

- هدایت خط‌دید (بخش ۱.۳)
- هدایت خط‌دید با زاویه تقدم^{۷۲} (بخش ۲.۳)
- ترکیب هدایت خط‌دید و هدایت خط‌دید با زاویه تقدم (بخش ۳.۳)
- هدایت خط‌دید بهینه^{۷۳} (بخش ۴.۳)

در ادامه هریک از این روش‌های هدایت معرفی خواهند شد.

⁷² LOS with Lead angle

⁷³ Optimal LOS Guidance



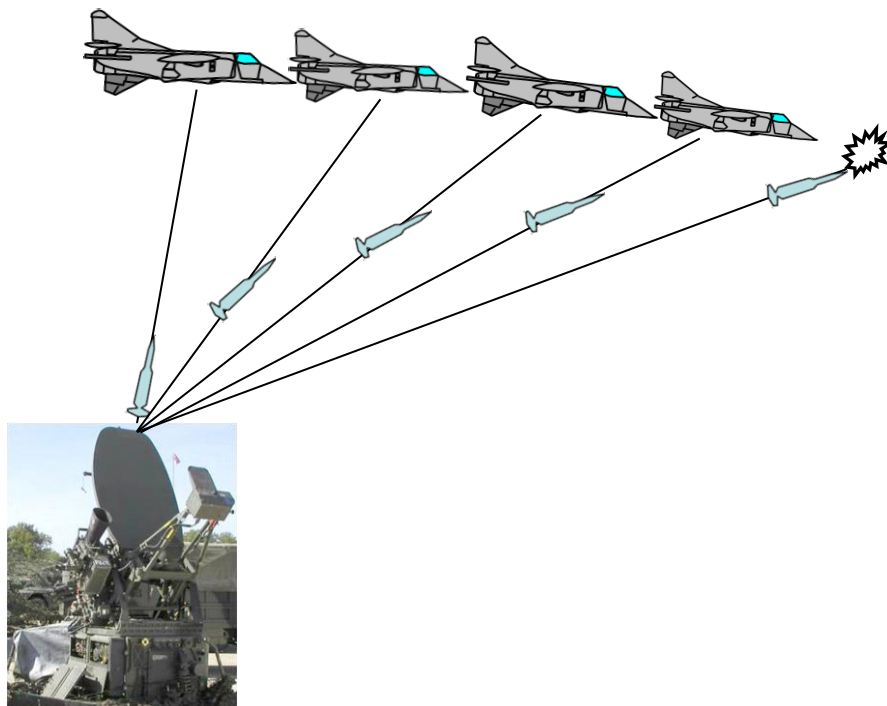
شکل ۱.۳ استفاده از یک قانون هدایت سه نقطه‌ای در یک سیستم هدایت تاکتیکی.

۱.۳ هدایت خط‌دید

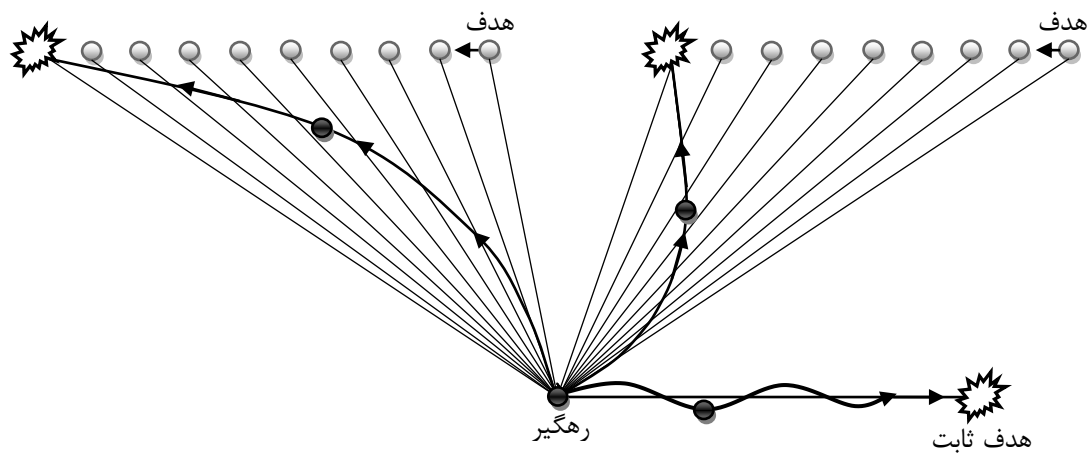
هدایت خط‌دید از متداول‌ترین روش‌های هدایت سه نقطه‌ای است. در این روش برای حرکت به سمت هدف از مسیر خط‌دید (بخش ۳.۴.۱) استفاده می‌شود. به عبارت دیگر، پرنده هدایت‌شونده باید در هر لحظه بین خط واصل ردگیر خارجی و هدف نگه داشته شود تا به هدف برسد. شکل ۲.۳ منطق هدایت خط‌دید را نشان می‌دهد. مسیر خط‌دید برای اهداف ثابت، یک خط مستقیم و برای اهداف متحرک، یک مسیر انحنادار است (شکل ۳.۳). از روش هدایت خط‌دید می‌توان در سیستم هدایت فرمانی (بخش ۱.۳.۲) و سیستم هدایت پرتوسوار (بخش ۲.۳.۲) استفاده کرد. در این قسمت، ابتدا روش‌های هدایت خط‌دید شامل هدایت خط‌دید پایه^{۷۴} و هدایت فرمان به خط‌دید (CLOS)^{۷۵} به ترتیب در بخش‌های ۱.۱.۳ و ۲.۱.۳ معرفی می‌شوند. سپس، در بخش ۳.۱.۳ نحوه پیاده‌سازی روش هدایت خط‌دید به صورت سه بعدی بیان می‌شود.

⁷⁴ Basic LOS Guidance

⁷⁵ Command to Line of Sight Guidance



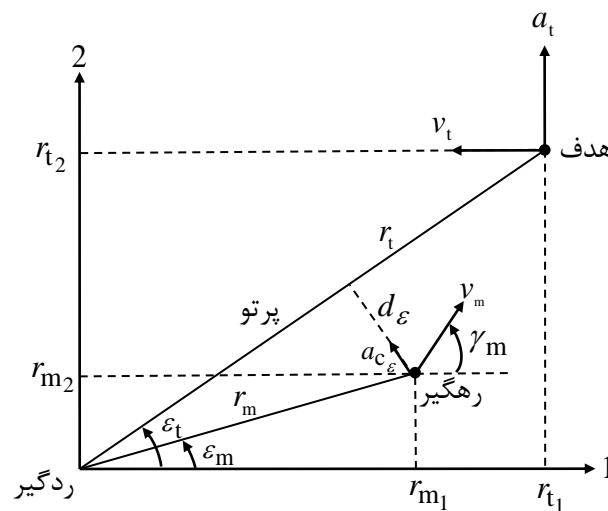
شکل ۲.۳ منطق هدایت خط‌دیده. (موشک در هر لحظه روی خط‌دیده هدف از دیدگاه ردگیر خارجی)



شکل ۳.۳ مسیر هدایت خط‌دیده در مقابل اهداف ثابت، نزدیک‌شونده و دور‌شونده.

۱.۱.۳ هدایت خط‌دید پایه

از این روش در سیستم‌های هدایت پرتوسوار استفاده می‌شود و به‌همین دلیل به این روش، هدایت پرتوسوار نیز گفته می‌شود. همانطور که در بخش ۲.۳.۲ بیان شد، در سیستم هدایت پرتوسوار، ردگیر خارجی یک پرتو لیزری یا راداری را به سوی هدف نشانه‌روی می‌کند. حسگری روی وسیله هدایت‌شونده قرار دارد که قادر است انحراف خود را از مرکز این پرتو تشخیص دهد. وسیله هدایت‌شونده فرمان هدایتی لازم به‌منظور صفرکردن این فاصله را برای سیستم کنترل صادر می‌کند و به این ترتیب وسیله را روی مرکز این پرتو نگه می‌دارد. به این روش، هدایت خط‌دید پایه یا هدایت پرتوسوار گویند. به‌عبارت دیگر، در این روش هدایت وسیله روی خط‌دید به‌صورت یک مساله تنظیم‌کننده^{۷۶} به‌منظور صفرکردن انحراف وسیله از مرکز پرتو مدل و حل می‌شود. به‌منظور مدل‌سازی و تحلیل هدایت خط‌دید پایه، شکل ۴.۳ را در نظر بگیرید.



شکل ۴.۳ هندسه درگیری رهگیر و هدف در روش هدایت خط‌دید پایه.

با فرض کوچک‌بودن اختلاف زاویه‌ای خط‌دید رهگیر و هدف، این انحراف در هر لحظه از رابطه زیر

قابل محاسبه است:

$$d_{\varepsilon} = r_m(\varepsilon_t - \varepsilon_m) \quad (۱.۳)$$

⁷⁶ Regulator

در رابطه فوق، r_m بیانگر فاصله موشک (ردگیر) از ردگیر هدف است. همچنین ε_m و ε_t به ترتیب بیانگر زاویه خطدید هدف و موشک نسبت به سطح افق هستند که در شبیه‌سازی از روابط زیر حاصل می‌شوند:

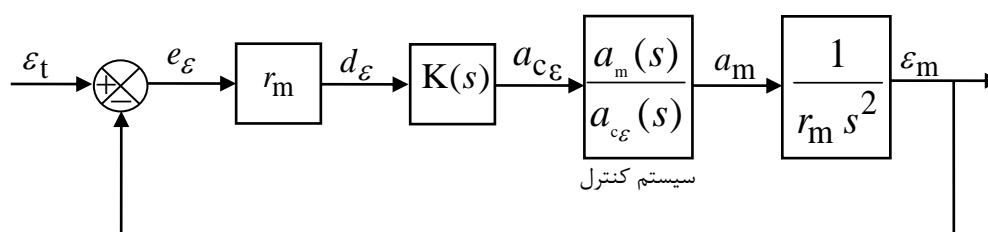
$$\varepsilon_m = \tan^{-1}\left(\frac{r_{m2}}{r_{m1}}\right) \quad (۲.۳)$$

$$\varepsilon_t = \tan^{-1}\left(\frac{r_{t2}}{r_{t1}}\right) \quad (۳.۳)$$

در روش هدایت خطدید پایه، فرمان هدایت از جنس شتاب جانبی است و می‌تواند در ساده‌ترین حالت به صورت زیر محاسبه و به وسیله هدایت‌شونده اعمال شود:

$$a_{c\varepsilon} = k d\varepsilon \quad (۴.۳)$$

در رابطه فوق، k بهره قانون هدایت است. با توجه به این رابطه، هرچه فاصله رهگیر از خطدید کمتر شود، برای برگرداندن وسیله به خطدید، باید شتاب کمتری به وسیله اعمال شود و برعکس در صورت زیادبودن این فاصله، شتاب بیشتری باید به آن اعمال شود. به این ترتیب می‌توان مساله هدایت خطدید پایه را به صورت یک مساله تنظیم‌کننده خطی مدل کرد. نمودار بلوکی قانون هدایت خطدید پایه در شکل ۵.۳ نشان داده شده است. همانطور که در این شکل دیده می‌شود، در حالت کلی به جای یک بهره ثابت k می‌توان از یک جبران‌کننده $K(s)$ و برای طراحی $K(s)$ می‌توان از تئوری کنترل خطی استفاده کرد.



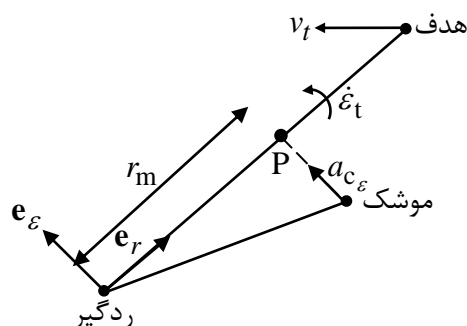
شکل ۵.۳ نمودار بلوکی قانون هدایت خطدید پایه.

توجه کنید که در شکل ۵.۳، فاصله موشک از ردگیر (r_m) تاثیری در موقعیت قطب‌های سیستم حلقه بسته و در نتیجه تاثیری در پایداری حلقه هدایت ندارد. اما اگر خطای زاویه ردگیری در r_m ضرب نشود، در این صورت با حرکت موشک به سمت هدف، موقعیت قطب‌های حلقه هدایت تغییر می‌کند. در واقع با افزایش فاصله موشک از ردگیر، حلقه هدایت کند می‌شود. بنابراین، برای جلوگیری از بروز این

مشکل یا باید خطای زاویه ردگیری در r_m ضرب شود و یا اینکه اگر مقدار لحظه‌ای r_m موجود نیست، حداقل باید بهره کنترل کننده حلقه هدایت را با گذشت زمان زیاد کرد تا حلقه هدایت با گذشت زمان کند نشود.

۲.۱.۳ هدایت فرمان به خطدید

همانطور که در بخش ۱.۳.۲ بیان شد، در سیستم هدایت فرمانی، فرامین هدایت در خارج از وسیله هدایت شونده (مثلاً در سایت هدایت زمینی) محاسبه و توسط امواج رادیویی و گاهی توسط سیم به وسیله منتقل می‌شود. در ادامه نشان داده می‌شود که اگر هدف متحرک (خطدید هدف در حال چرخش) باشد، اعمال دستور شتاب روش هدایت خطدید پایه یعنی رابطه (۴.۳) برای صفرشدن فاصله از خطدید کافی نیست و باید جملات دیگری نیز به رابطه دستور شتاب اضافه شود. به این منظور شکل ۶.۳ را در نظر بگیرید.



شکل ۶.۳ هندسه ردگیری رهگیر و هدف در روش هدایت فرمان به خطدید.

اگر تصویر موقعیت رهگیر روی خطدید هدف با P نمایش داده شود، بردار شتاب این نقطه در دستگاه مختصات قطبی به صورت زیر بیان می‌شود:

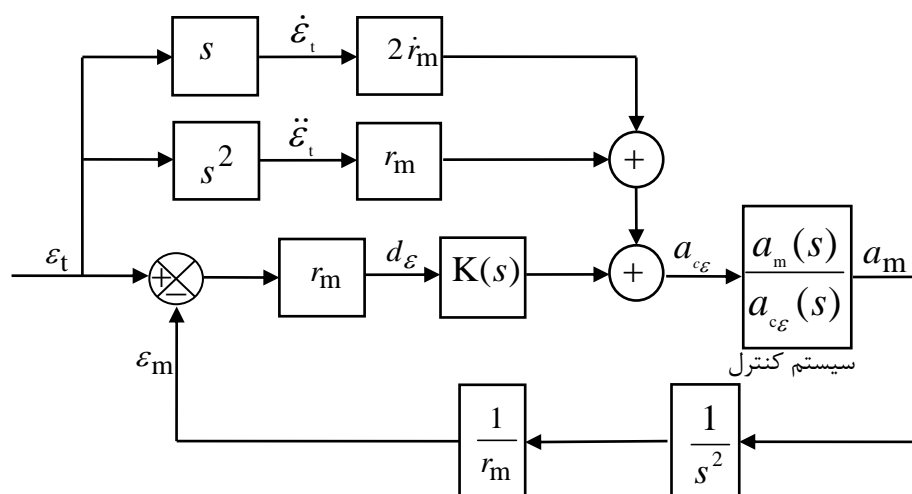
$$\mathbf{a}_P = (\ddot{r}_m - r_m \dot{\epsilon}_t^2) \mathbf{e}_r + (r_m \ddot{\epsilon}_t + 2\dot{r}_m \dot{\epsilon}_t) \mathbf{e}_\epsilon \quad (۵.۳)$$

در رابطه فوق، \mathbf{e}_r و \mathbf{e}_ϵ به ترتیب بیانگر بردار یکه در امتداد خطدید و در جهت عمود بر خطدید هستند. همچنین $\dot{\epsilon}_t$ و $\ddot{\epsilon}_t$ به ترتیب نشان دهنده نرخ چرخش خطدید و شتاب زاویه‌ای خطدید نسبت به فضای اینرسی هستند. رابطه (۵.۳) نشان می‌دهد که حتی اگر رهگیر روی خطدید (روی نقطه P) قرار گیرد، برای باقی ماندن روی خطدید باید شتابی به اندازه $r_m \ddot{\epsilon}_t + 2\dot{r}_m \dot{\epsilon}_t$ در راستای عمود بر خطدید به آن

اعمال شود. به همین دلیل، در روش هدایت فرمان به خط‌دید، دستور شتاب از رابطه زیر محاسبه می‌شود:

$$a_{c_{\varepsilon}} = k r_m (\varepsilon_t - \varepsilon_m) + r_m \ddot{\varepsilon}_t + 2 \dot{r}_m \dot{\varepsilon}_t \quad (۶.۳)$$

جمله اول در هدایت خط‌دید پایه نیز وجود داشت و وظیفه صفر کردن فاصله رهگیر از خط‌دید را به عهده دارد و جملات دوم و سوم وظیفه نگه‌داشتن رهگیر روی خط‌دید را به عهده دارند. علت اینکه به این روش هدایت فرمان به خط‌دید گفته می‌شود، این است که از این روش در یک سیستم هدایت فرمانی می‌توان استفاده کرد. زیرا، در این روش نیاز به دانستن مشتقات نرخ چرخش خط‌دید هدف از دید ردگیر خارجی است و این اطلاعات در یک سیستم هدایت از نوع فرمانی قابل اندازه‌گیری یا محاسبه است. شکل ۷.۳ نمودار بلوکی قانون هدایت فرمان به خط‌دید را نشان می‌دهد. ملاحظه می‌شود که در اینجا نیز به جای یک بهره ثابت k می‌توان از یک جبران‌کننده $K(s)$ استفاده کرد.



شکل ۷.۳ نمودار بلوکی قانون هدایت فرمان به خط‌دید.

۱.۲.۱.۳ ملاحظات پیاده‌سازی قانون هدایت فرمان به خط دید

در پیاده‌سازی قانون هدایت فرمان به خط‌دید باید به نکاتی توجه شود. از جمله، می‌توان به موارد زیر اشاره کرد:

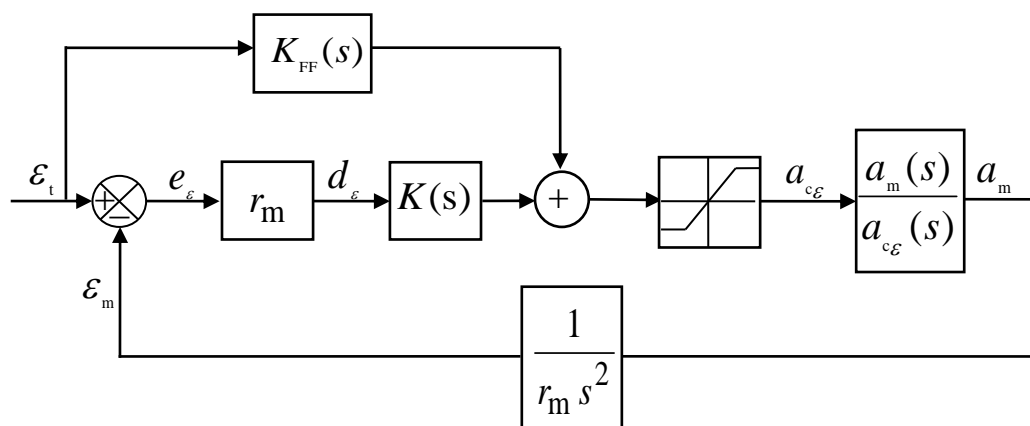
- اشباع فرامین شتاب
- اندازه‌گیری یا محاسبه r_m و \dot{r}_m
- مشتق‌گیری عددی از زاویه خط‌دید هدف

▪ نیاز به صفر نگه داشتن زاویه رول موشک

در ادامه هریک از این ملاحظات توضیح داده می‌شود.

اشباع فرامین شتاب: محدودیت‌های سازه‌ای و آیرودینامیکی از جمله عوامل محدود بودن فرمان شتاب قابل اعمال به یک وسیله هدایت‌شونده هستند. به عنوان نمونه، فرض کنید که در یک فشار دینامیکی بزرگ شتاب جانبی ناشی از بیشینه انحراف بالک معادل $40g$ باشد؛ ولی سازه برای تحمل حداکثر $20g$ شتاب جانبی طراحی شده باشد. در این صورت سازه قادر به تحمل این شتاب نیست. همچنین محدودیت‌های آیرودینامیکی در مقادیر کم فشار دینامیکی خودنمایی می‌کنند.

به عنوان نمونه، فرض کنید که بیشینه زاویه چرخش بالک‌های عقب یک موشک 25° درجه باشد. بدیهی است که اگر فشار دینامیکی خیلی کم باشد، ممکن است شتاب جانبی قابل تامین با حداکثر مقدار چرخاندن بالک‌ها کمتر از شتاب جانبی فرمان داده شده توسط قانون هدایت باشد. به علاوه، اعمال یک شتاب جانبی بزرگ در فشار دینامیکی کم مستلزم ایجاد یک زاویه حمله بزرگ است که خطر جدایش جریان و حداقل غیرخطی شدن رفتار دینامیکی موشک و نامعتبر شدن تحلیل‌های خطی از جمله تحلیل پایداری را به همراه دارد. بنابراین، قانون هدایت نباید فرامین بزرگ را در فشار دینامیکی کم صادر کند. به همین دلیل باید در خروجی یک قانون هدایت اشباع فرمان شتاب در نظر گرفته شود (شکل ۸.۳).



شکل ۸.۳ نمودار بلوکی هدایت فرمان به خط‌دیده با محدودیت فرامین شتاب.

اندازه‌گیری یا محاسبه r_m و \dot{r}_m : همانطور که در بخش ۲.۵.۱ بیان شد، اگر ردگیر از نوع فعال باشد، r_m و \dot{r}_m قابل اندازه‌گیری است. اما اگر ردگیر غیرفعال باشد، نمی‌توان r_m ، \dot{r}_m و r_t را اندازه گرفت.

همچنین در هنگام ایجاد اختلالات الکترونیکی، اندازه‌گیری این پارامترها می‌تواند مختل شود. در چنین وضعیتی، جملات r_m و \dot{r}_m را می‌توان با استفاده از شبیه‌سازی پرواز به صورت پیش فرض و تابعی از زمان (و دیگر پارامترها نظیر زاویه پرتاب اولیه) در نظر گرفت.

مشتق‌گیری عددی از زاویه خط‌دید: سیگنال زاویه خط‌دید، که توسط ردگیر اندازه‌گیری می‌شود، نویزی است. مشتق‌گیری عددی از یک سیگنال نویزی باعث تقویت شدید نویز می‌شود. برای رفع این مشکل ممکن است از فیلتر پایین‌گذر^{۷۷} و یا به عبارتی از $s/(Ts+1)$ به جای مشتق‌گیر عددی (du/dt) استفاده کرد. استفاده از فیلتر پایین‌گذر، اگر چه جلوی تقویت نویز را به شدت می‌گیرد، اما می‌تواند به کاهش حاشیه فاز حلقه هدایت و در نتیجه کاهش پایداری و افزایش خطای حلقه منجر شود. راه حل دیگر این است که نرخ چرخش خط‌دید توسط یک ژيروسکوپ نرخ‌ی که می‌تواند روی ردگیر نصب شود، اندازه‌گیری شود. در واقع برای داشتن $\dot{\theta}$ نیازی به مشتق‌گیری نیست و می‌توان نشان داد که تقریب خوبی از این سیگنال در سیستم ردگیر موجود است. به این ترتیب، فقط برای داشتن $\ddot{\theta}$ نیاز به مشتق‌گیری خواهد بود.

نیاز به صفر نگه‌داشتن زاویه رول: همانطور که در بخش ۱.۳.۲ بیان شد، در سیستم هدایت فرمانی، لازم است که زاویه رول در حین پرواز صفر نگه داشته شود تا مرجع خارجی هدایت‌کننده موشک از زاویه رول وسیله خبر داشته باشد و بر اساس آن بتواند فرامین کانال‌های پیچ و یاو را به‌طور صحیح محاسبه کند. به علاوه، اگر زاویه رول موشک کنترل نشود، دینامیک کانال‌های پیچ و یاو موشک کوپل خواهد شد. در این صورت طراحی و پیاده‌سازی حلقه‌های کنترل شتاب جانبی سخت خواهد شد. بنابراین، موشک از لحظه پرتاب تا رسیدن به هدف باید از منطق گردش با لغزش (STT) استفاده کند.

۲.۲.۱.۳ جبران شتاب جاذبه در هدایت فرمان به خط‌دید

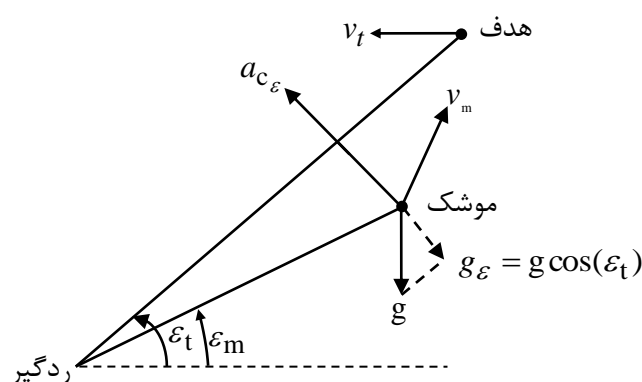
علاوه بر شتاب‌هایی که اتوپایلوت به کمک حرکت بالک‌ها و ایجاد زاویه حمله، برای موشک ایجاد می‌کند، شتاب جاذبه نیز به پرنده اعمال می‌شود. شتاب‌سنج‌ها تنها قادر به اندازه‌گیری شتاب‌های غیرجاذبه‌ای (مثل شتاب‌های ناشی از آیرودینامیک و پیشران‌ش) هستند. از این رو، تصویر قرینه بردار شتاب جاذبه در جهت عمود بر خط‌دید باید به فرامین هدایت اضافه شود تا اثر شتاب جاذبه که هست، اما اندازه‌گیری

⁷⁷ Low Pass Filter

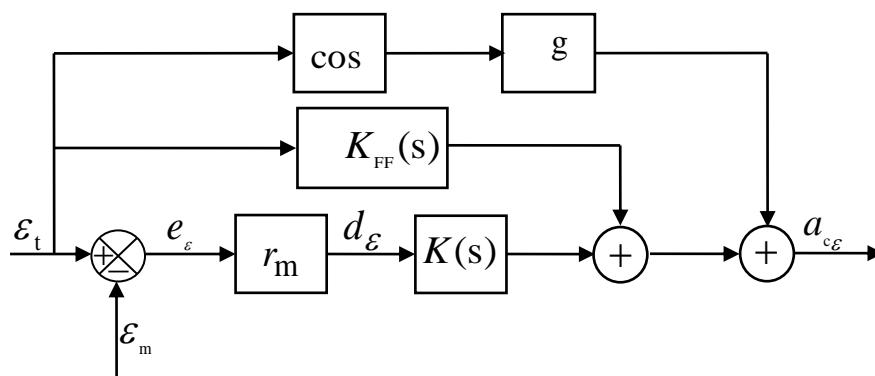
نمی‌شود، جبران شود. نحوه جبران شتاب جاذبه در هدایت فرمان به خط‌دید در شکل ۹.۳ نشان داده شده‌است. با توجه به این شکل، فرمان شتاب در روش هدایت فرمان به خط‌دید پس از جبران شتاب جاذبه به صورت زیر نوشته می‌شود:

$$a_{c_\varepsilon} = k r_m (\varepsilon_t - \varepsilon_m) + r_m \ddot{\varepsilon}_t + 2 \dot{r}_m \dot{\varepsilon} + g \cos \varepsilon_t \quad (۷.۳)$$

توجه به این نکته لازم است که جبران شتاب جاذبه تنها در کانال فراز انجام می‌شود. نمودار بلوکی هدایت فرمان به خط‌دید با جبران شتاب جاذبه در شکل ۱۰.۳ نشان داده شده‌است.



شکل ۹.۳ نحوه جبران شتاب جاذبه در هدایت فرمان به خط‌دید.



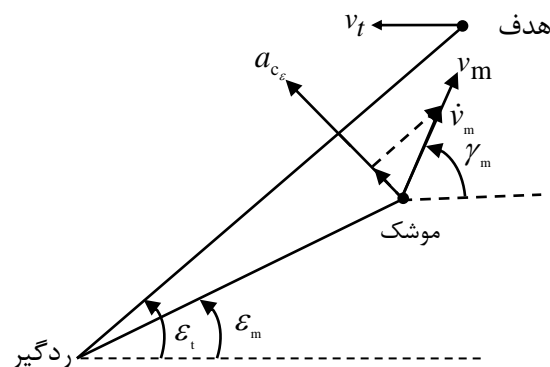
شکل ۱۰.۳ نمودار بلوکی هدایت فرمان به خط‌دید در کانال فراز با جبران شتاب جاذبه.

۳.۲.۱.۳ جبران شتاب محوری در هدایت فرمان به خط‌دید

شتاب محوری وسیله هدایت‌شونده ممکن است در جهت عمود بر خط‌دید هدف مولفه داشته باشد (شکل ۱۱.۳) که در این صورت روی عملکرد حلقه هدایت تاثیرگذار خواهد بود. لذا، در هدایت فرمان به خط‌دید می‌توان اثر شتاب محوری وسیله را در نظر گرفت و جبران کرد. به این منظور، وجود مولفه عمود بر خط‌دید شتاب محوری باید در محاسبه فرمان شتاب در نظر گرفته شود. در این صورت فرمان شتاب در صفحه قائم از رابطه زیر محاسبه می‌شود:

$$a_{c_e} = K r_m (\varepsilon_t - \varepsilon_m) + r_m \ddot{\varepsilon}_t + 2 \dot{r}_m \dot{\varepsilon}_t - \dot{v}_m \tan(\gamma_m - \varepsilon_t) \quad (۸.۳)$$

باید توجه داشت که برای جبران اثر شتاب محوری لازم است که \dot{v}_m و γ_m موجود باشد. توجه کنید که طبق رابطه (۸.۳)، اگر سرعت وسیله تقریباً ثابت باشد، می‌توان اثر شتاب محوری را در نظر نگرفت. اما، اگر سرعت متغیر باشد، مولفه عمود بر خط‌دید شتاب محوری باید به فرمان شتاب اضافه شود. از آنجا که، اکثر موشک‌های تاکتیکی از نگهدارنده سرعت^{۷۸} استفاده می‌کنند؛ لذا سرعت پس از اتمام کار بوستر تقریباً ثابت است و می‌توان اثر شتاب محوری را در نظر نگرفت.



شکل ۱۱.۳ جبران شتاب محوری در هدایت فرمان به خط‌دید.

⁷⁸ Sustainer

۳.۱.۳ پیاده‌سازی روش هدایت خط‌دید به صورت سه‌بعدی

هدایت خط‌دید را در حالت سه‌بعدی می‌توان براساس دستگاه مختصات کروی به صورت شکل ۱۲.۳ پیاده‌سازی کرد. سیگنال خطا در کانال‌های فراز و سمت در ساده‌ترین حالت به صورت زیر بیان می‌شود:

$$\begin{bmatrix} \Delta \varepsilon \\ \Delta \sigma \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \varepsilon_t - \varepsilon_m \\ \sigma_t - \sigma_m \end{bmatrix} \quad (9.3)$$

در حالت سه‌بعدی، فاصله موشک از خط‌دید هدف در کانال‌های فراز و سمت در دستگاه مختصات ردگیر به صورت زیر بیان می‌شود:

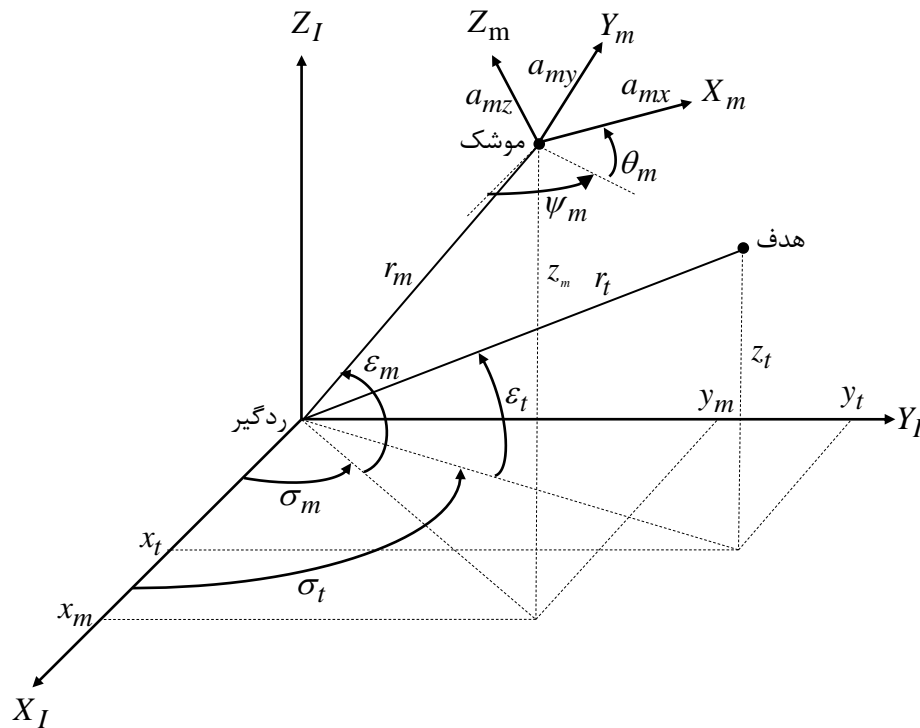
$$\begin{bmatrix} d_\varepsilon \\ d_\sigma \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} r_m(\varepsilon_t - \varepsilon_m) \\ r_m(\sigma_t - \sigma_m) \cos \varepsilon_t \end{bmatrix} \quad (10.3)$$

با استفاده از سیستم مختصات کروی، مولفه‌های فرمان شتاب مورد نیاز به منظور باقی ماندن وسیله روی خط‌دید، هنگامی که خط‌دید در فضای سه‌بعدی می‌چرخد، به صورت زیر محاسبه می‌شود:

$$\begin{bmatrix} a_{\text{LOS},\varepsilon} \\ a_{\text{LOS},\sigma} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} r_m \ddot{\varepsilon}_t + 2 \dot{r}_m \dot{\varepsilon}_t + r_m \dot{\sigma}_t^2 \sin(\varepsilon_t) \cos(\varepsilon_t) \\ (r_m \ddot{\sigma}_t + 2 \dot{r}_m \dot{\sigma}_t) \cos(\varepsilon_t) - 2 r_m \dot{\varepsilon}_t \dot{\sigma}_t \sin(\varepsilon_t) \end{bmatrix} \quad (11.3)$$

همچنین جبران شتاب جاذبه به صورت زیر اعمال می‌شود:

$$\begin{bmatrix} a_{g,\varepsilon} \\ a_{g,\sigma} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} g \cos(\varepsilon_t) \\ 0 \end{bmatrix} \quad (12.3)$$



شکل ۱۲.۳ هدایت خط‌دید در حالت سه‌بعدی.

۲.۳ هدایت خط‌دید با زاویه تقدم

در این روش پرنده هدایت‌شونده، نه در امتداد خط‌دید هدف، بلکه در امتداد خط‌دید نقطه‌ای جلوتر از هدف هدایت می‌شود. به عبارت دیگر، پرنده باید به جای خط‌دید هدف واقعی، روی خط‌دید نقطه برخورد پیش‌بینی‌شده (PIP)^{۷۹} نگه داشته شود. در این صورت نقطه برخورد پیش‌بینی‌شده باید به صورت مداوم محاسبه و به‌روز شود. در این روش، پرنده با یک زاویه تقدم^{۸۰} نسبت به هدف واقعی شلیک و هدایت می‌شود. شکل ۱۲.۳ هندسه درگیری را در روش هدایت خط‌دید با زاویه تقدم نشان می‌دهد. با توجه به این شکل، ε_L بیانگر زاویه تقدم در صفحه قائم است که با فرض ثابت بودن نرخ چرخش خط‌دید هدف ($\dot{\varepsilon}_t$) از رابطه زیر محاسبه می‌شود:

$$\varepsilon_L = \dot{\varepsilon}_t t_{go} \quad (۱۲.۳)$$

^{۷۹} Predicted Impact Point

^{۸۰} Lead Angle

در رابطه فوق، t_{go} بیانگر زمان باقی‌مانده تا رسیدن به هدف است که به صورت زیر محاسبه می‌شود:

$$t_{go} = -\frac{\Delta r}{\Delta \dot{r}} \quad (۱۴.۳)$$

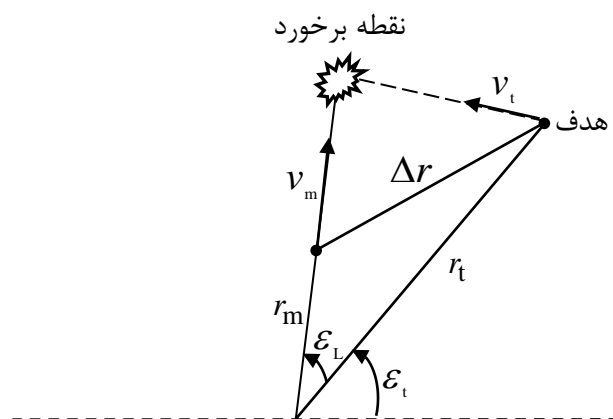
که Δr بردار مکان هدف نسبت به موشک است. برای محاسبه Δr و $\Delta \dot{r}$ از روابط تقریبی زیر نیز می‌توان استفاده کرد:

$$\Delta r \cong r_t - r_m \quad (۱۵.۳)$$

$$\Delta \dot{r} \cong \dot{r}_t - \dot{r}_m \quad (۱۶.۳)$$

با نزدیک شدن موشک به هدف زاویه تقدم کوچک می‌شود و بنابراین به تدریج دقت روابط تقریبی فوق بیشتر و بیشتر خواهد شد. اگر هدف دارای مانور باشد، $\Delta \dot{r}$ و در نتیجه PIP دارای خطا خواهد بود و این خطا مستقیماً باعث خطای اصابت خواهد شد. به همین دلیل، از روش هدایت خط‌دیده نمی‌توان به راحتی برای اهداف مانوری استفاده کرد. اما، وقتی سرعت هدف زیاد است، این روش به مراتب نسبت به روش هدایت فرمان به خط‌دیده به فاصله از دست‌دهی (MD)^{۸۱} کمتری منجر می‌شود.

باید توجه داشت که در روش زاویه تقدم به اندازه‌گیری فاصله و سرعت نزدیک‌شوندگی/دور‌شوندگی موشک و هدف نیاز است. بنابراین، اگر در اثر اختلال‌های الکترونیکی، این کمیت‌ها قابل اندازه‌گیری نباشد، از این روش هدایت نمی‌توان استفاده کرد.



شکل ۱۳.۳ هندسه درگیری در روش هدایت خط‌دیده با زاویه تقدم.

⁸¹ Miss Distance

۳.۳ ترکیب هدایت خطدید و هدایت خطدید با زاویه تقدم

عملکرد هدایت خطدید در مقابل اهداف با سرعت بالا و نیز اهداف دور ضعیف است. در روش هدایت خطدید با زاویه تقدم، دستور شتاب نسبت به روش هدایت خطدید کمتر است. در عوض، در این روش به اندازه‌گیری r_t ، r_m و \dot{r}_t نیاز است. از این رو، عدم امکان اندازه‌گیری این پارامترها در شرایط جنگ الکترونیک از جمله معایب این روش هدایت است و خطا در اندازه‌گیری این پارامترها مستقیماً به افزایش فاصله از دست‌دهی منجر می‌شود. به علاوه، روش زاویه تقدم نسبت به روش هدایت خطدید خالص به مانور هدف بسیار حساس‌تر است. به منظور برخورداری همزمان از مزایای هر دو روش در مرجع [۳] پیشنهاد شده‌است که قوانین هدایت خطدید و خطدید با زاویه تقدم ترکیب شوند. در چنین سیستم هدایتی، موشک در ابتدای مسیر از روش هدایت خطدید با زاویه تقدم و در انتهای مسیر به منظور برخورد دقیق به هدف از روش هدایت خطدید استفاده می‌کند. به این ترتیب، در فاز اول کمینه‌کردن تلاش کنترلی و در فاز دوم کمینه‌کردن فاصله از دست‌دهی مدنظر قرار می‌گیرد.

۴.۳ هدایت خطدید بهینه

فرمان هدایت در هر لحظه می‌تواند از تئوری کنترل بهینه بدست می‌آید. در مرجع [۴] حل مسئله هدایت خطدید بهینه با فرض اینکه هدف ثابت باشد و فرامین هدایت بدون دینامیک اجرا شود، ارائه شده‌است.

مراجع

- [۱] P. Zarchan, "Tactical and Strategic Missile Guidance, 6th Edition, AIAA Education Series", Vol. 239, 2012.
- [۲] George M. Siouris, "Missile Guidance and Control Systems", Springer-Verlag New York, Inc., 2004.
- [۳] H. Nobahari and S. H. Pourtakdoust, "An Optimal Fuzzy Two-Phase CLOS Guidance Law Design Using Ant Colony Optimization", The Aeronautical Journal, Vol. 111, No. 1124, pp. 621-636, 2007.
- [۴] سید حسین پورتاکدوست و هادی نوبهاری؛ بهینه‌سازی قانون هدایت خط‌دید در موشک‌های زمین‌به‌هوا؛ اولین کنفرانس سازمان صنایع هوافضا، ۱۳۷۹.