

دانشگاه صنعتی شاهرود
دانشکده مهندسی برق

پایان نامه دوره کارشناسی ارشد مهندسی برق-کنترل

مدلسازی قانون هدایت PN با استفاده از دوربین ویدئویی و بهبود
عملکرد آن با ترکیب (Fusion) دوربین‌ها

نگارش:

نسرین پورمویذ

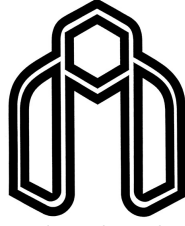
استاد راهنما:

دکتر حیدر طوسی‌ان شان‌دیز

استاد مشاور:

دکتر سلیمانی

اسفند ۱۳۸۶



Shahrood University of Technology
Faculty of Electrical Engineering

A Thesis Submitted to the Graduate Studies Office in partial fulfillment of the requirements for the degree Of Master of Science (M.Sc) in Electrical-Control Engineering

Modeling PN Guidance low by the use of video camera and Improving video cameras fusion

By:

Nasrin Pourmoayed

Supervisor:

Dr.Heydar Toosian shandiz

Advisor:

Dr.Soleimany

March 2008

این نوشتار را تقدیم می‌کنم به پدر و مادر عزیزم

آنها که به من هستی بخشیدند

آنها که به من آموختند.

آنها که قلب و روح و ذهن من، همواره لبریز از مهر و عطوفتشان بوده است.

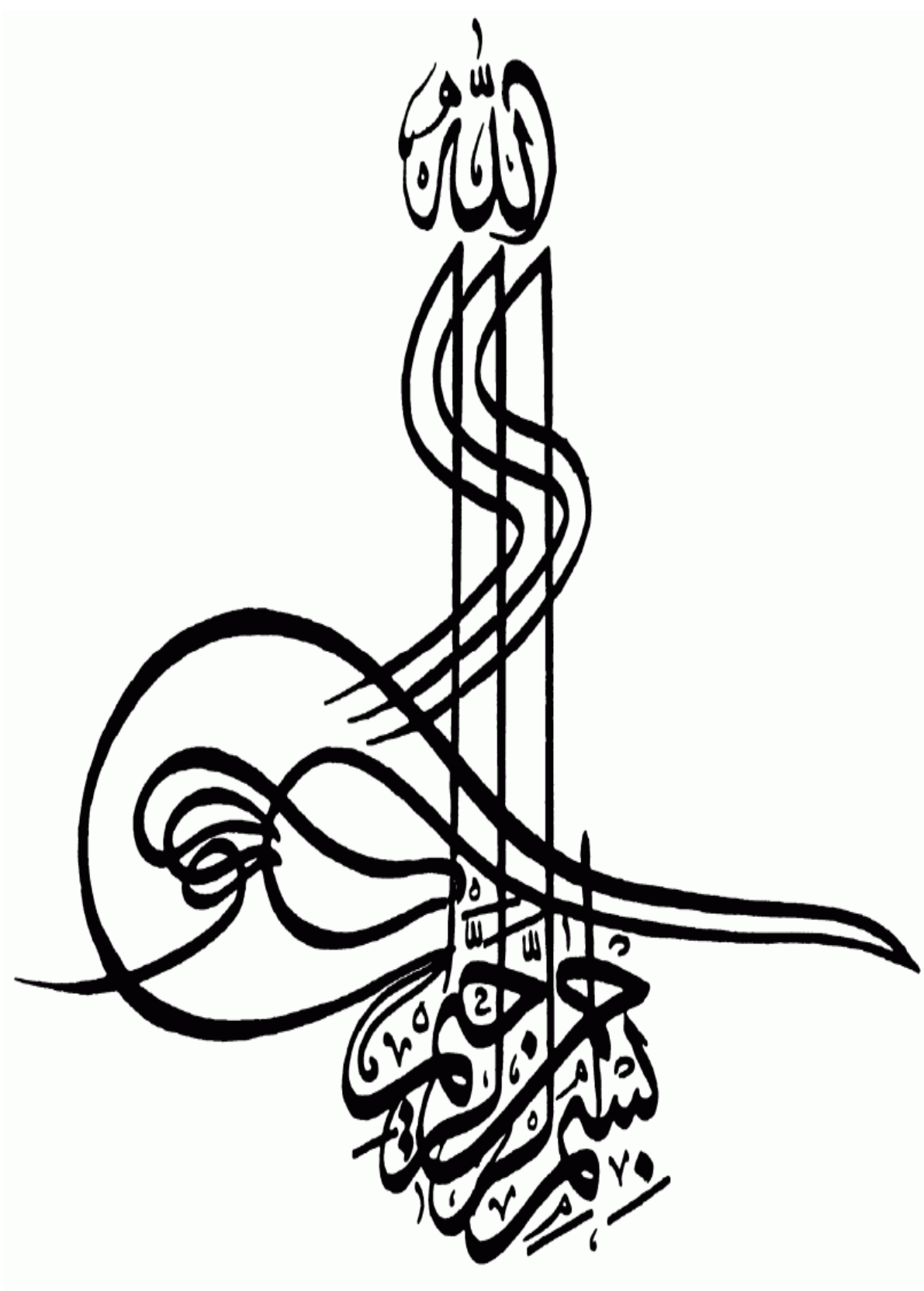
و همسر فداکار و مهربانم

او که با صبوری تمام همیشه آرامش بخش من بود

امید که سپاس‌گزاری کوچکی باشد.

"من لَم يَشْكُرِ الْمَلُوقَ لَم يَشْكُرِ الْفَالِقَ"

سپاس یکتای عالم را که به من توان تفکر و لذت جستجو عطا کرد.
لازم می دانم از اساتید عزیز و گرانقدر جناب آقای دکتر طوسیان شاندیز و جناب آقای دکتر سلیمانی که در طول انجام این پروژه تحقیقی از محضرشان نهایت استفاده را بردم، تشکر خود را ابراز دارم.
همچنین از استادان گرامی که با گشاده رویی و بزرگواری داوری این پایان نامه را پذیرفتند صمیمانه سپاسگزاری می نمایم.



چکیده

امروزه استفاده از تئوری کنترل برای بهبود عملکرد سیستم های هدایت موشک و تعقیب هدف بسیار مورد توجه است. با در نظر داشتن محدودیت های رادار، طراحی ردیاب غیرفعال برای اهداف با بردهای کم اهمیت زیادی پیدا کرده است.

در این پایان نامه ابتدا به معرفی قانون هدایت تناسبی پرداخته شده است. برای اجرای دقیق قوانین هدایتی، ردیابی کامل و دقیقی از هدف نیاز می باشد. برای انجام ردیابی، فیلترهای ردیابی طراحی شده است. در ردیابی تصویری با یک دوربین ثابت فقط دو زاویه سمت و ارتفاع راستای دید هدف اندازه گیری می شود. در فیلترهای طراحی شده برای زوایای سمت و ارتفاع مدل حرکت را در نظر می گیریم و برای بهبود عمل ردیابی به تخمین مقادیر این زوایا می پردازیم. تنها با اندازه گیری زوایای سمت و ارتفاع حالات دیگر هدف نظیر مولفه های مکان و سرعت آن مشاهده پذیر نیستند. به همین دلیل برای تخمین مولفه های مکان و سرعت هدف، از ترکیب اطلاعات دو دوربین ساکن در ایستگاه زمینی استفاده کردیم. برای این منظور از فیلتر کالمن توسعه یافته استفاده شده است و با در نظر گرفتن مدل مناسب از حرکت و مانور هدف تخمین خوبی از پارامترهای هدف بدست آمده است. به این ترتیب ردیابی کاملی از هدف انجام شده است.

با توجه به کاربرد ردیاب طراحی شده برای اجرای قوانین هدایتی موشک های دقیق، در این پایان نامه برای بهبود عملکرد ردیاب از ترکیب اطلاعات دوربین سومی که روی موشک نصب شده است استفاده شد. سرانجام از ردیاب طراحی شده برای اجرای قوانین هدایتی نظیر هدایت تناسبی استفاده شد.

کلمات کلیدی: هدایت- هدایت تناسبی - ردیاب- دوربین- ترکیب اطلاعات- فیلتر کالمن- فیلتر

کالمن توسعه یافته.

Abstract

There is currently a great deal of interest in control theory to improve performance of target tracking and missile guidance systems. Because of the radar restrictions, design of the passive tracker for low range targets had become important.

In this thesis, first proportional navigation guidance are introduced and then tracking filter for tracking is designed. In passive tracking with one stationary optical tracker, only angles are measured instead of applying filters to the target states (position and velocity in the space), designed filters are directly applied to the model of tracking angles and these values for better tracking are estimated. With only angles measurement, target states are not observable and it is not possible to estimate target states. Because of this, we fuse the data of two stationary ground-based cameras. So I used Extended Kalman Filter and suitable maneuver model of the target. We fuse the data of camera on missile, to improve tracker.

At last, the designed tracker has been used for PNG guidance law.

Keywords: guidance-proportional guidance- tracker-camera-data fusion-Kalman filter-Extended Kalman filter.

فهرست مطالب

۱مقدمه
۱ معرفی اولیه
۳ ساختار کلی پایان نامه
فصل اول بررسی قوانین هدایت موشک	
۵ ۱-۱-مقدمه ای بر هدایت و کنترل موشک
۶ ۲-۱-هدایت
۷ ۳-۱-مراحل هدایت
۸ ۴-۱-انواع روش های هدایت
۹ ۱-۴-۱-هدایت با انطباق بر اشعه رادار
۹ ۲-۴-۱-هدایت تعقیب
۱۱ ۳-۴-۱-هدایت با زاویه تقدم ثابت
۱۲ ۴-۴-۱-هدایت پیش تنظیم
۱۲ ۵-۴-۱-هدایت نظارتی
۱۵ ۶-۴-۱-هدایت ناوبری موازی
۱۷ ۷-۴-۱-هدایت ناوبری تناسبی (هدایت تناسبی)
۱۹ ۵-۱-مقدمه ای بر هدایت تناسبی
۲۲ ۶-۱-انواع هدایت تناسبی
۲۳ ۱-۶-۱-مدل ریاضی هدایت تناسبی
۲۶ ۲-۶-۱-هدایت PPN
۲۷ ۳-۶-۱-هدایت TPN
۲۸ ۷-۱-هدایت TPN تعمیم یافته (GTPN)
۲۸ ۸-۱-شبه سازی هدایت تناسبی
فصل دوم سیستم ردیاب و اجزای آن	
۳۲ ۱-۲-شرح سیستم
۳۴ ۲-۲-روش های تعیین موقعیت هدف در تصویر
۳۵ ۲-۲-۱-روش خوشه بندی
۳۷ ۲-۲-۲-آشکارسازی پیرامون هدف (لبه) و مرکزبایی
۳۸ ۳-۲-۲-روشهای همبستگی
۳۸ ۴-۲-۲-روشهای مرکز ثقل نوری
۳۸ ۲-۲-۴-۱-الگوریتم ردیابی با روش مرکز جرم نوری باینری
۳۹ ۲-۲-۵-روش بر پایه مدل

۳۹ ۲-۲-۶- روش شارنوری
۴۰ ۲-۲-۷- آشکار سازی براساس پردازش رنگ
۴۰ ۲-۳- ردیابی چند مدی
۴۱ ۲-۴- حالت های مختلف کار سیستم (مدهای عملیاتی)
۴۱ ۲-۴-۱- مد دستی
۴۱ ۲-۴-۲- مد دریافت و آشکار سازی
۴۱ ۲-۴-۳- مد قفل روی هدف
۴۱ ۲-۴-۴- مد ردیابی خودکار
۴۱ ۲-۴-۵- مد جستجو
۴۱ ۲-۵- تبدیل های مختلف در تشکیل تصویر
۴۲ ۲-۵-۱- تبدیل انتقال
۴۲ ۲-۵-۲- تبدیل تغییر مقیاس
۴۳ ۲-۵-۳- ماتریس دوران
۴۵ ۲-۵-۴- تبدیل پرسپکتیو
۴۸ ۲-۶- مدل دوربین

فصل سوم فیلترهای تصادفی در ردیابی اهداف مانور دهنده

۵۴ ۳-۱- مقدمه
۵۴ ۳-۲- دلیل به کارگیری فیلترهای ردیابی
۵۵ ۳-۳- فیلتر کالمن
۵۶ ۳-۳-۱- معادلات بازگشتی فیلتر کالمن گسسته
۶۲ ۳-۴- رفع محدودیت های فیلتر کالمن
۶۲ ۳-۴-۱- حالت وجود خود بستگی در نويز فرایند - نويز رنگی در فرآیند
۶۵ ۳-۴-۲- حالت وجود همبستگی متقابل بین نويز فرایند و نويز اندازه گیری
۶۶ ۳-۴-۳- حالت نويز اندازه گیری با خود بستگی
۶۸ ۳-۵- مدل سازی - مدل های هدف
۷۰ ۳-۶- تعیین مدل های سینماتیکی مانور هدف
۷۱ ۳-۶-۱- مدل با شتاب به صورت نويز سفید
۷۲ ۳-۶-۲- مدل با شتاب فرایند وینر
۷۳ ۳-۶-۳- مدل سازی گسسته به صورت مستقیم
۷۴ ۳-۶-۴- مدل با شتاب تکه ای ثابت و نويز سفید
۷۴ ۳-۶-۵- مدل شتاب فرآیند وینر و تکه ای ثابت
۷۵ ۳-۷- طراحی فیلترهای ردیابی تصویری

۷۵ ۸-۳-فیلتر ردیاب کالمن
۷۶ ۳-۸-۱-فرایند حذف همبستگی در نویز شتاب
۸۰ ۳-۹-شبیه سازی ردیابی فیلتر کالمن

فصل چهارم ردیابی کامل هدف با ترکیب اطلاعات

۸۵ ۴-۱- مبانی نظریه ترکیب اطلاعات
۸۵ ۴-۲- مقدمه ای بر ترکیب اطلاعات سنسوری
۸۶ ۴-۲-۱- مزایای ترکیب اطلاعات سنسوری
۸۸ ۴-۲-۲- عدم قطعیت در اطلاعات سنسوری
۸۸ ۴-۲-۳- ساختار یک سیستم ترکیب اطلاعات سنسوری
۸۹ ۴-۳- آرایش فضایی حسگرها
۹۰ ۴-۴- معماری های ارتباطی سنسورها در ترکیب اطلاعات
۹۰ ۴-۴-۱- معماری موازی
۹۰ ۴-۴-۲- معماری سری
۹۱ ۴-۴-۳- معماری موازی - سری
۹۱ ۴-۴-۴- معماری سری - موازی
۹۲ ۴-۵- سطوح مختلف ترکیب
۹۷ ۴-۶- مروری بر روش های ترکیب اطلاعات سنسوری
۹۷ ۴-۶-۱- روش های کلاسیک ترکیب اطلاعات
۹۷ ۴-۶-۱-۱- ترکیب بیزین
۹۹ ۴-۶-۱-۲- فیلتر کالمن
۱۰۲ ۴-۶-۱-۳- استفاده از نظریه شواهد در روش (دمپستر - شافر)
۱۰۲ ۴-۶-۲- روش های هوشمند در ترکیب اطلاعات
۱۰۳ ۴-۷- ردیابی کامل هدف
۱۰۳ ۴-۷-۱- ساختار ردیاب
۱۰۵ ۴-۷-۲- مدل فرآیند
۱۰۷ ۴-۸- فیلتر کالمن توسعه یافته
۱۰۹ ۴-۹- شبیه سازی

فصل پنجم افزایش دقت سیستم ردیاب

۱۱۴ ۵-۱- مقدمه
۱۱۴ ۵-۲- اضافه کردن دوربین سوم
۱۱۶ ۵-۳- ناوبری در دستگاه مختصات اینرسی
۱۱۷ ۵-۴- ناوبری در دستگاه مختصات جغرافیایی

۱۱۹۵-۵-نتایج شبیه سازی.....
۱۲۴۵-۶-مقایسه دقت ردیاب طراحی شده با رادار.....
	فصل ششم نتیجه گیری و پیشنهادات
۱۳۰۶-۱-نتیجه گیری.....
۱۳۱۶-۲-پیشنهادات.....
۱۳۳مراجع.....

فهرست اشکال

۶ شکل ۱-۱- دیاگرام بلوکی یک موشک هدایت شونده.....
۹ شکل ۱-۲- انواع روشهای هدایت..
۱۰ شکل ۱-۳- مسیر موشک در روش هدایت تعقیبی.....
۱۰ شکل ۱-۴- هندسه درگیری در فضای دو بعدی.....
۱۲ شکل ۱-۵- مسیر موشک در هدایت با زاویه تقدم ثابت.....
۱۴ شکل ۱-۶- انواع آشیانه یابی از نظر منبع انرژی.....
۱۶ شکل ۱-۷- هندسه درگیری در صفحه.....
۱۶ شکل ۱-۸- هندسه درگیری تحت هدایت ناوبری موازی.....
۱۸ شکل ۱-۹- حلقه هدایت ناوبری تناسبی.....
۱۹ شکل ۱-۱۰- حلقه هدایت ناوبری تناسبی بر حسب a_M
۲۰ شکل ۱-۱۱- جهت اعمال شتاب در هدایت متناسب.....
۲۳ شکل ۱-۱۲- دستگاه مختصات.....
۲۶ شکل ۱-۱۳- دستگاه مختصات قطبی برای هدایت PPN.....
۲۷ شکل ۱-۱۴- دستگاه مختصات قطبی برای هدایت TPN.....
۲۹ شکل ۱-۱۵- نمای دو بعدی شرلیط در گیری در حالت دور شونده
	(الف) بدون زاویه تقدم(ب) با زاویه تقدم
۲۹ شکل ۱-۱۶- نمای دو بعدی شرلیط در گیری در حالت نزدیک شونده.....
	(الف) بدون زاویه تقدم(ب) بازاویه تقدم
۳۰ شکل ۱-۱۷- نمای سه بعدی شرلیط در گیری در حالت دور شونده.....
	(الف) بدون زاویه تقدم(ب) با زاویه تقدم
۳۰ شکل ۱-۱۸- نمای سه بعدی شرلیط در گیری در حالت نزدیک شونده.....
	(الف) بدون زاویه تقدم(ب) با زاویه تقدم
۳۲ شکل ۱-۲- دیاگرام بلوکی سیستم ردیاب
۳۵ شکل ۲-۲- تصویر نهایی بعد از عملیات پردازش
۳۶ شکل ۲-۳- استفاده از روش خوشه بندی برای تفکیک داده ها در فضای دوبعدی
۳۷ شکل ۲-۴- استفاده از الگوریتم خوشه بندی برای شناسایی هدف
۴۳ شکل ۲-۵- دوران یک نقطه حول هر یک از محورهای مختصات.....
۴۵ شکل ۲-۶- نحوه تشکیل تصویر.....
۴۹ شکل ۲-۷- هندسه تشکیل تصویر.....
۵۲ شکل ۲-۸- صفحه تصویر دوربین و زوایای سمت و ارتفاع هدف.....

۶۱ شکل ۳-۱- حلقه فیلتر کالمن
۷۰ شکل ۳-۲- اندازه گیری های ردیاب
۷۷ شکل ۳-۳- توزیع احتمال شتاب هدف خلبان دار
۷۸ شکل ۳-۴- تابع همبستگی زمانی شتاب هدف
۸۱ شکل ۳-۵- ردیابی هدف با سرعت ثابت
۸۱ شکل ۳-۶- مکان هدف در صفحه تصویر دوربین
۸۱ شکل ۳-۷- تغییر زاویه سمت هدف از دید دوربین و خطای ردیابی زاویه سمت
۸۱ شکل ۳-۸- تغییر زاویه ارتفاع هدف از دید دوربین و خطای ردیابی زاویه ارتفاع
۸۲ شکل ۳-۹- ردیابی هدف با چرخش انی
۸۲ شکل ۳-۱۰- مکان هدف در صفحه تصویر دوربین
۸۲ شکل ۳-۱۱- تغییر زاویه سمت هدف از دید دوربین و خطای ردیابی زاویه سمت
۸۲ شکل ۳-۱۲- تغییر زاویه ارتفاع هدف از دید دوربین و خطای ردیابی زاویه ارتفاع
۸۳ شکل ۳-۱۳- ردیابی هدف با مانور سینوسی
۸۳ شکل ۳-۱۴- مکان هدف در صفحه تصویر دوربین
۸۳ شکل ۳-۱۵- تغییر زاویه سمت هدف از دید دوربین و خطای ردیابی زاویه سمت
۸۳ شکل ۳-۱۶- تغییر زاویه ارتفاع هدف از دید دوربین و خطای ردیابی زاویه ارتفاع
۸۷ شکل ۴-۱- شمای کلی افزونگی و تکمیل در ترکیب اطلاعات سنسوری
۸۹ شکل ۴-۲- ساختار یک سیستم ترکیب اطلاعات سنسوری
۹۰ شکل ۴-۳- معماری موازی سنسورها در یک شبکه ترکیب اطلاعات سنسوری
۹۰ شکل ۴-۴- معماری سری سنسورها در یک شبکه ترکیب اطلاعات سنسوری
۹۱ شکل ۴-۵- شمای کلی معماری موازی - سری سنسورها
۹۲ شکل ۴-۶- شمای کلی معماری سری - موازی سنسورها
۹۵ شکل ۴-۷- ترکیب اطلاعات سنسوری در سطح پایین
۹۵ شکل ۴-۸- ترکیب اطلاعات سنسوری در سطح میانی
۹۶ شکل ۴-۹- ترکیب اطلاعات سنسوری در سطح بالا
۹۷ شکل ۴-۱۰- ترکیبی از سطوح مختلف ترکیب اطلاعات
۱۰۰ شکل ۴-۱۱- روش های ترکیب اطلاعات با فیلتر کالمن
	(الف) ترکیب بردار حالت ها (ب) ترکیب اندازه گیری ها
۱۰۲ شکل ۴-۱۲- ترکیب سری اطلاعات با فیلتر کالمن
۱۰۳ شکل ۴-۱۳- ردیابی با تک دوربین
۱۰۴ شکل ۴-۱۴- ردیابی با دو دوربین
۱۰۵ شکل ۴-۱۵- روش های تخمین پارامترهای هدف

۱۰۷ شکل ۴-۱۶-مشاهدات دوربین ها
۱۱۰ شکل ۴-۱۷-خطای تخمین پارامترهای هدف با سرعت ثابت
۱۱۱ شکل ۴-۱۸- خطای تخمین پارامترهای هدف با حرکت چرخشی
۱۱۲ شکل ۴-۱۹- خطای تخمین پارامترهای هدف با مانور سینوسی
۱۱۵ شکل ۵-۱- ردیابی هدف با کمک سه دوربین
۱۱۹ شکل ۵-۲- مسیر در نظر گرفته شده برای موشک
۱۲۰ شکل ۵-۳- مقایسه دقت تخمین برای حرکت مستقیم
۱۲۱ شکل ۵-۴- مقایسه دقت تخمین برای هدف با چرخش آنی
۱۲۲ شکل ۵-۵- مقایسه دقت تخمین برای هدف با مانور سینوسی
۱۲۵ شکل ۵-۶-مقایسه دقت ردیاب طراحی شده با رادار
۱۲۶ شکل ۵-۷- مقایسه دقت ردیاب طراحی شده با رادار
۱۲۸ شکل ۵-۸-مسیر طی شده توسط موشک با قانون هدایت PN

فهرست جداول

- جدول ۱-۱- سناریو های انتخاب شده برای شبیه سازی دوبعدی (برای بررسی اثر زوایای شلیک مختلف).... ۲۹
- جدول ۲-۱- سناریو های انتخاب شده برای شبیه سازی سه بعدی (برای بررسی اثرزوایای شلیک مختلف).. ۳۰
- جدول ۱-۵-مقایسه دقت ردیاب با دو و سه دوربین برای هدف با حرکت مستقیم..... ۱۲۳
- جدول ۲-۵-مقایسه دقت ردیاب با دو و سه دوربین برای هدف با حرکت چرخشی..... ۱۲۳
- جدول ۳-۵-مقایسه دقت ردیاب با دو و سه دوربین برای هدف با مانور سینوسی ۱۲۳

مقدمه

مهمترین بخش موشکهای مدرن، سیستم هدایت و کنترل آنها می باشد. در فرایند هدایت و کنترل انواع خاصی از موشکهای هدایت شونده، سیستم های ردیاب وظیفه ردیابی هدف و تامین اطلاعات لازم برای پیاده سازی قوانین هدایتی را بر عهده دارند.

همزمان با پیشرفت سیستم موشکها، سیستم های دفاعی نیز پیشرفت کرده اند. این امر باعث شده تا در پی داشتن قوانین هدایتی باشیم که علاوه بر اصابت به هدف، زاویه اصابت مورد نظر را نیز تحقق بخشند. از جمله این قوانین هدایتی، BPNG¹ می باشد. این قانون هدایت قادر است هدف را با زوایایی بین ۱۰ تا ۸۰ درجه مورد اصابت قرار دهد. برای ایجاد فرمان هدایتی در موشک های دقیق، نیاز به داشتن اطلاعات کامل و دقیق از هدف و موشک در هر لحظه می باشد. برای این منظور نیاز به ردیابی هدف داریم. غالباً برای ردیابی کامل اهداف در مسایل نظامی از رادار استفاده می شود.

معایب رادار عبارتند از: عدم کارایی آن برای اهداف کوتاه برد، مصرف انرژی زیاد و از همه مهمتر فعال بودن رادار است که سبب شده که موقعیت خود را با ارسال اشعه اشکار سازد.

این معایب لزوم طراحی یک ردیاب دقیق غیر فعال برای اهداف کوتاه برد را ضروری می سازد. ردیابی خودکار اهداف به صورت تصویری بر پایه روش های پردازش سیگنال و تئوری تخمین استوار است. با کم شدن محدودیت های سخت افزاری، پیاده سازی روش های تصویری ردیابی به کمک مدل های ریاضی حرکت هدف و اطلاعات دریافتی از حسگر فراهم شده است. در یک سیستم ردیابی تصویری، زوایای دید هدف از موقعیت ردیاب (زوایای سمت^۳ و ارتفاع^۴) مشخص می شوند. در ردیابی کامل هدف، باید حالت هدف شامل مولفه های مکان و سرعت آن نیز مشخص شود. برای این منظور با به کارگیری دو دوربین در یک سیستم ردیاب ساکن زمینی، این امر محقق می شود.

عمل ردیابی تصویری، در واقع منطبق کردن راستای دید دوربین (حرارتی یا مرئی) با راستای دید هدف از محل دوربین و نگه داشتن هدف در میدان دید دوربین است. دوربین بر روی یک سکو^۵ نصب می شود. سیستم پردازش تصویر، موقعیت هدف را از روی تصویر استخراج می کند و به

¹ Biased-Proportional-Navigation-Guidance

² Active

³ Azimuth

⁴ Elevation

⁵ Platform

سیستم کنترل سکو ارسال می کند تا مرکز هدف را در مرکز پنجره دید قرار دهد. تعیین محل هدف در تصویر، نیاز به زمان برای پردازش دارد. موقعیت هدف در تصویر همراه با نویز ناشی از پردازش تصویر بدست می آید و تاخیری حداقل برابر با مدت دریافت یک فریم از تصویر، خواهد داشت.

برای مانور اهداف مورد نظر نمی توان مدل قطعی^۱ در نظر گرفت و مدلسازی تصادفی^۲ برای آنها انجام می شود. مانور و حرکت هدف را می توان به دو صورت در نظر گرفت: مانور های گاه به گاه همراه با سرعت عموماً ثابت و مانور ممتد بطوری که قسمت های مسیر با سرعت ثابت در آن کوتاه و قابل صرف نظر باشد. برای پیشگویی موقعیت آینده هدف از فیلتر ردیابی استفاده می شود. فیلتر ردیابی بر اساس مدل تصادفی هدف و نویز های موجود طراحی می شود، عمل فیلتر علاوه بر کاهش نویز، امکان تخمین و پیش بینی موقعیت هدف حداقل برای مدت زمان دریافت و پردازش یک فریم از تصویر است. با این عمل امکان کنترل مناسب سکو نیز فراهم می شود. بیشتر فیلترهای ردیابی معرفی شده در مقالات، جهت کاربرد رادار معرفی شده اند [۱-۳].

همانطور که توضیح داده شد این پایان نامه از دو بخش مجزا تشکیل شده است: شرح مختصر قوانین هدایتی موشک و همچنین طراحی سیستم ردیاب غیر فعال. در این پایان نامه در طراحی سیستم ردیاب تمامی حسگرها از هم مستقل فرض شده اند.

باید توجه داشت که وجود محدودیت در تنظیم مناسب سیستم کنترل سکوبات جلودگیری از کم شدن خطای زاویه راستای دید هدف می شود. در این حالت هدف به راحتی می تواند از میدان دید دوربین خارج شود. برای رفع این محدودیت، از فیلترهای ردیابی مجزایی برای زوایای دید دوربین استفاده شده است.

به دلیل الزام ناوبری موشک برای اجرای قوانین هدایتی همچنین اهمیت دقت تخمین حالت هدف برای عملکرد صحیح قانون هدایت و حرکت موشک در یک مسیر درست در مقایسه با قانون هدایت، از ترکیب اطلاعات دوربین سومی برای افزایش دقت تخمین حالت هدف استفاده شده است. سپس از سیستم ردیاب طراحی شده به منظور اجرای قوانین هدایت تناسبی^۳ (PN) استفاده خواهد شد.

¹ Deterministic

² Stochastic

³ proportional navigation guidance

ساختار کلی پایان نامه

در فصل اول بررسی قوانین هدایت موشک مطرح شده است و مختصراً روش هدایتی PN تشریح می‌گردد. همچنین این روش برای شرایط مختلف شبیه سازی شده است.

در فصل دوم به بیان کلیات سیستم ردیابی، اجزا سیستم ردیاب و نحوه تشکیل تصویر از هدف و روشهای استخراج موقعیت هدف از تصویر پرداخته شده است.

در فصل سوم به فیلتر ردیابی کالمن و رفع محدودیت های آن پرداخته شده است. سپس به طراحی فیلتر ردیاب جهت نگه داشتن هدف در راستای دید دوربین پرداخته شده است. همچنین شبیه سازی های مربوطه در انتهای فصل آمده است.

در فصل چهارم کلیاتی از روشهای ترکیب اطلاعات بیان شده است. با استفاده از ترکیب اطلاعات دو دوربین به ردیابی کامل هدف (تخمین مولفه های مکان و سرعت آن) پرداخته شده است. در انتهای فصل شبیه سازی های مربوطه انجام شده است.

در فصل پنجم برای افزایش دقت تخمین حالت های هدف از دوربین سومی که بر روی موشک نصب شده است استفاده می‌گردد. در شبیه سازی های این فصل دقت تخمین در حالت وجود سه دوربین برای ردیابی هدف با حالت دو دوربین مقایسه شده است. سپس شبیه سازی اجرای قانون هدایت PN با کمک ردیاب فوق آمده است. همچنین دقت ردیاب غیر فعال فوق با دقت رادار مقایسه شده است.

در فصل ششم جمع بندی و نتیجه گیری از پایان نامه ضمن پیشنهاد زمینه های جدید آن آمده است.

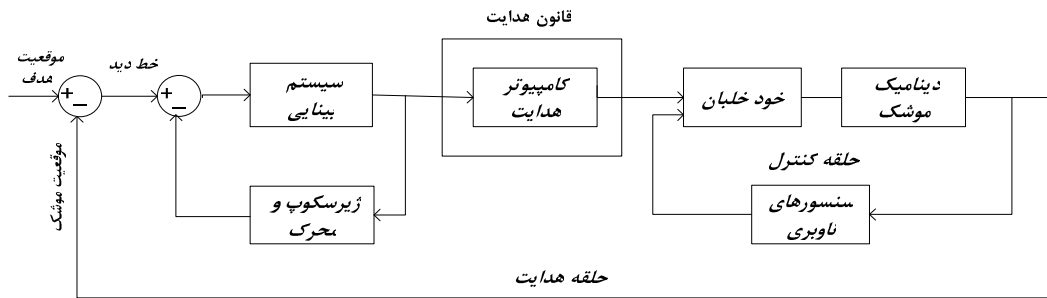
۱-۱ مقدمه ای بر هدایت و کنترل موشک

در ناوبری سیستم‌های دارای سرعت عملکرد بالا و دقت زیاد نظیر موشک، از انسان به عنوان هدایت کننده استفاده نمی‌شود. در عوض، سیستم‌های کنترل الکترونیکی که سریع و سبک بوده و بسیار کارآمد می‌باشند، مورد استفاده قرار می‌گیرند. همان گونه که انسان در هدایت و تعقیب از یک روش استفاده می‌کند، این سیستم‌ها نیز باید قانونی برای فرمان دادن به قسمت های کنترل کننده داشته باشند. این روشها را روشهای هدایت می‌گویند.

هدایت به زبان ساده عبارت است از یافتن مقدار انحراف سیستم مورد هدایت از مسیر خود به سمت هدف، تعیین حرکت یا شتاب مناسب برای جبران این انحراف و جبران کردن آن می‌باشد. برای این کار سیستم هدایت، اطلاعات موشک و هدف را گرفته و آنها را مقایسه می‌کند. معیار این مقایسه، قاعده ای است که در سیستم هدایت در نظر گرفته تا طبق آن موشک را به هدف برساند و به آن قانون هدایت گفته می‌شود. سپس سیستم هدایت پس از پردازش نتیجه مقایسه، دستور هدایت مناسب را به موشک می‌دهد.

همانطور که در سیستم نمایش داده شده در شکل (۱-۱) دیده می‌شود، حلقه ای پسخور بسته شده است که خروجی آن موقعیت موشک و ورودی آن موقعیت هدف است و می‌خواهیم خروجی، ورودی را دنبال کند. این حلقه که حلقه بیرونی دیاگرام بلوکی کلی یک موشک هدایت شونده می‌باشد، به حلقه هدایت^۱ معروف است.

¹ Guidance Loop



شکل ۱-۱ دیاگرام بلوکی یک موشک هدایت شونده

وقتی دستور هدایت به موشک رسید باید روندی در پیش گرفت تا موشک این دستور را اجرا کند. مثلاً برای موشکی که بالکهایش کنترل می شود، اگر قرار است شتابی رو به بالا بگیرد، باید تغییر زاویه بالکها را به دست آورد. برای این کار، باز هم احتیاج به سیستم حلقه بسته‌ای داریم که حالت موشک (سرعت، موقعیت، وضعیت، زاویه بالک ها) را اندازه گیری کرده و پس از در نظر گرفتن دستور هدایت به عنوان ورودی، فرمان مناسب را به بالکها بدهد. به این حلقه داخلی، حلقه کنترل^۱ و به روندی که شرح دادیم اصطلاحاً کنترل (کردن) گفته می‌شود. به کنترل کننده موجود در این حلقه، یعنی سیستمی که سیگنالهای خطا (اختلاف وضعیت موشک با دستور هدایتی) را می‌گیرد و دستورات کنترلی (مثلاً زاویه انحراف بالکها) را صادر می‌کند خلبان خودکار^۱ می‌گویند. [۴]

۲-۱ هدایت

وظیفه بخش هدایت، یافتن مقدار انحراف موشک از حالت مطلوب و در پی آن ایجاد تغییرات لازم برای کم کردن این انحراف است. برای این کار طبیعتاً سیستم هدایت باید قاعده‌ای داشته باشد که طبق آن، موشک را به سمت هدف راهبری کند (قانون هدایت^۲). در برخی موارد این قاعده عبارت از حرکت در یک مسیر از پیش تعیین شده است. در این موارد، اصطلاحاً می‌گوئیم هدایت به روش پیش تنظیم^۳ است. در روشهای هدایت پیش تنظیم، دیدن هدف لازم نیست و این روشها برای هدایت به سمت نقطه‌ای ثابت کاربرد دارند. در این روشها، فرمان هدایتی از مقایسه مکان موشک با مسیری که پیش از پرتاب تعیین و در حافظه موشک ذخیره شده است ساخته می‌شود. یک مزیت

^۱ Control Loop

^۲ Guidance Law

^۳ Preset

مهم این روشها آن است که موشک به صورت کور عمل می‌کند، یعنی داده ای دریافت نمی‌کند، لذا از خطراخلال^۱ در امان است. نقطه مقابل هدایت پیش تنظیم، هدایت نظارتی^۲ است. در این روشها بر خلاف روشهای قبلی، هدف باید دیده شود و فرمان هدایتی از روی موقعیت موشک نسبت به هدف ساخته می‌شود. این روشها برای اهداف متحرک کاربرد خوبی دارند. به عبارت دیگر، در هدایت پیش تنظیم، ورودی سیستم هدایت یک نقطه ثابت است که قبل از پرتاب تعیین می‌شود، اما در هدایت نظارتی وسیله ای برای ردگیری هدف وجود دارد که موقعیت هدف را یافته و به عنوان ورودی به سیستم هدایت می‌دهد. البته ترکیب این روشها هم بسیار کارا است. مثلاً در یک موشک ضد کشتی، می‌توان ابتدا با یکی از روشهای پیش تنظیم موشک را تا فاصله ای نزدیک کشتی برد و پس از دیدن کشتی با یک روش نظارتی مرحله نهایی هدایت را انجام داد، یا مثلاً یک موشک زمین به زمین می‌تواند ابتدا یک مسیر پیش تنظیم را طی کرده، سپس به سوی مسیر بالستیک هدایت شود و پس از نزدیک شدن به هدف با یکی از روشهای نظارتی، هدایت دقیق آن به سوی هدف انجام گیرد. [۴] و [۵]

۳-۱ مراحل هدایت

هدایت دارای مراحل است و متناسب با مراحل سه گانه پروازی، مراحل سه گانه هدایت نیز وجود دارد که عبارتند از: پرتاب، میانی، نهایی. در مرحله پرتاب که شتابهای زیاد (در حد چند صدg) و تغییرات شدید وجود دارد، هدف اصلی از هدایت، حفظ موشک در برابر ناپایداری و رساندن آن به یک حالت پایدار و قابل کنترل می‌باشد. این مرحله معمولاً خیلی کوتاه است. مرحله میانی هدایت به فرآیند هدایت موشک در زمانی گفته می‌شود که موشک مرحله پرتاب را طی کرده است اما هنوز هدف برایش آشکار نشده است. در این مرحله هدف اصلی از هدایت، کم کردن هزینه نزدیکی به هدف از نظر زمان و سوخت است و از روشهای هدایت پیش تنظیم استفاده می‌گردد.

¹ Jamming

² Direct

پس از این که موشک به حد کافی به هدف نزدیک شد، مرحله هدایت نهایی یا آشیانه‌یابی^۱ آغاز می‌شود. در این مرحله، هدف از هدایت، اجرای مانوری مناسب برای به هدف نشانیدن موشک است. آشیانه‌یابی همواره با وجود یک وسیله به نام جستجوگر^۲ همراه است که می‌تواند هدف را دیده، شناسایی و ردگیری^۳ کند.

ممکن است در برخی موشکها این مراحل تفاوت داشته باشد. مثلاً در یک موشک کوتاه برد ضدتانک پس از یکی دو ثانیه مرحله پرتاب طی می‌شود و بدون اینکه مرحله میانی وجود داشته باشد وارد مرحله نهایی می‌شویم، یا حتی ممکن است هدایت چنین موشکی فقط یک مرحله به روش معین داشته باشد. [۶]

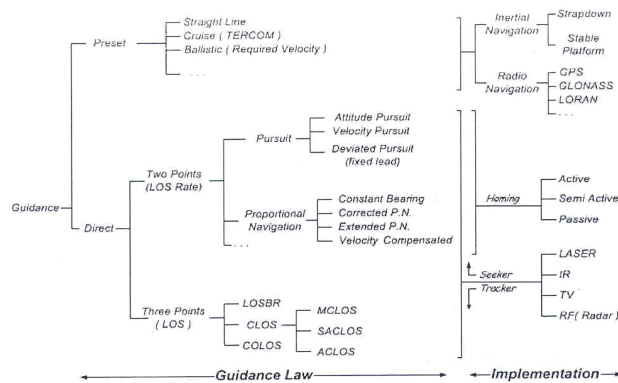
۴-۱ انواع روش‌های هدایت

روشهای مختلفی برای هدایت موشکها به سمت هدف وجود دارد. روشهای هدایتی متداول عبارتند از :

- هدایت با انطباق بر اشعه رادار
- هدایت تعقیب
- هدایت با زاویه تقدم^۴ ثابت
- هدایت پیش تنظیم
- هدایت نظارتی
- هدایت ناوبری موازی^۵
- هدایت ناوبری تناسبی (هدایت تناسبی)

در شکل (۲-۱) انواع روشهای هدایتی در یک نمودار جمع بندی شده‌اند که در ادامه برخی از آنها مورد بررسی قرار می‌گیرند.

^۱ Homing
^۲ Seeker
^۳ Track
^۴ Lead Angle
^۵ Parallel Navigation



شکل ۱-۲ انواع روشهای هدایت

۱-۴-۱ هدایت با انطباق بر اشعه رادار^۱

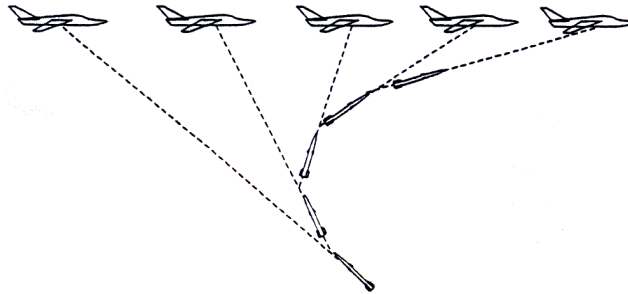
در این روش اشعه رادار همواره بر هدف می‌تابد و موشک در جهت این اشعه شلیک می‌شود. موشک دارای گیرنده حساس و پیچیده ای است که می‌تواند میزان انحراف زاویه ای موشک از اشعه رادار را آشکار سازد. این سیگنال خطا به قسمت کنترل وارد شده و فرمانهای قسمت کنترل به گونه‌ای است که موشک را در امتداد رادار قرار دهد. این اشعه، در اکثر سیستم های مدرن از نوع لیزر با طول موج ۱/۰۵ میکرون است. در این روش، موشک در یک مسیر منحنی با انجام مانورهایی، به هدف برخورد می‌نماید. مانور انرژی مصرف می‌کند و سرعت را تقلیل می‌دهد، بنابراین لازم است تا حد ممکن، موشک مسیر مستقیم را تا محل برخورد طی کند. این کار با نشانه روی مناسب و اعمال زاویه پیش فاز مناسب به موشک صورت می‌گیرد. [۴] و [۵] و [۷]

۱-۴-۲ هدایت تعقیب

این روش، ساده ترین روش هدایت است. در این روش، موشک مستقیماً به سمت هدف حرکت می‌کند. همانطور که در شکل (۱-۳) نشان داده شده است، در این روش موشک باید در هر لحظه

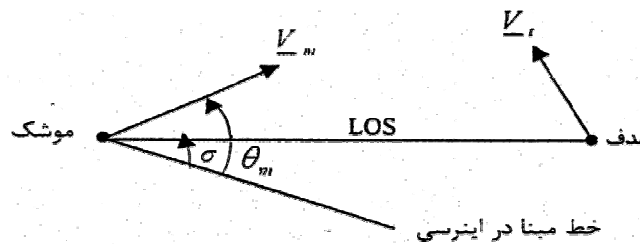
^۱ Beam Radar

مسیر پرواز خود را با مسیر خط دید (LOS) تطبیق دهد و یا به عبارت دیگر در هر لحظه مسیر موشک مستقیماً به سمت هدف می‌باشد.



شکل ۳-۱ مسیر موشک در روش هدایت تعقیبی

اگر چه این روش برای هدف‌های ثابت ایده‌آل است ولی در هنگامی که هدف متحرک باشد مسائل بفرنجی رخ می‌دهد. در شکل (۴-۱) هدف، موشک، خط دید (LOS) و زوایای مربوط در حالت دو بعدی مشخص شده‌اند. V_t بردار سرعت هدف و V_m بردار سرعت موشک می‌باشد.



شکل ۴-۱ هندسه درگیری در فضای دو بعدی

مطابق قانون هدایت تعقیبی، شرط برخورد موشک به هدف این است که در طول پرواز، سرعت موشک از سرعت هدف بیشتر باشد ($V_m > V_t$) و رابطه (۱-۱) برقرار باشد.

$$\sigma(t) = \theta_m(t) \quad (1-1)$$

در این روش فقط جهت بردار سرعت موشک تغییر می‌کند و اندازه آن تغییری نمی‌کند. بنابراین تنها فرمان شتابی که به موشک باید اعمال شود، شتابی در جهت عمود بر بردار سرعت آن می‌باشد.

این شتاب چنین بیان می‌شود:

$$a_m = V_m \dot{\theta}_m \quad (2-1)$$

با توجه به رابطه (1-1) در هدایت تعقیب مقدار شتاب عبارتست از:

$$a_m = V_m \dot{\sigma} \quad (3-1)$$

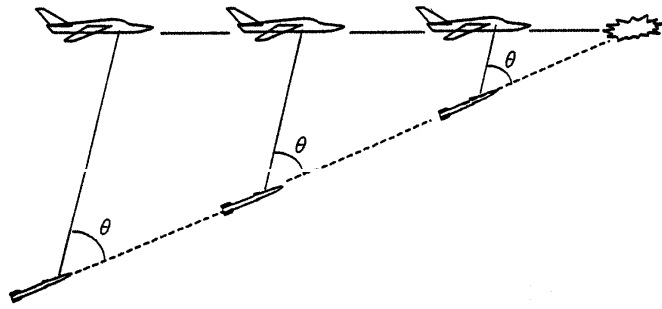
همانطور که در شکل (1-4) مشاهده می‌شود، حتی زمانی که هدف بطور مستقیم حرکت می‌کند، موشک باید در یک مسیر با انحنای بسیار حرکت کند، این عیب و اشکال هدایت تعقیب می‌باشد. همچنین موشک می‌بایست بر خطای اولیه ناشی از هدف‌گیری و مانورهای هدف فایق آید، که مستلزم این است که موشک بسیار سریع و قابلیت مانورهای زیاد را داشته باشد که جمع این دو خصیصه در یک سیستم بسیار مشکل است.

البته در صورتیکه موشک مستقیماً روبروی هدف و یا پشت به هدف شلیک شود و موشک و هدف در یک امتداد باشد، این نوع هدایت مناسب می‌باشد.

۳-۴-۱ هدایت با زاویه تقدم^۱ ثابت

زاویه بین خط دید (LOS) و مسیر موشک، زاویه تقدم نام دارد. در هدایت تعقیبی، زاویه تقدم صفر می‌باشد. برای بهبود، هدایت تعقیب لازم می‌آید که مسیر موشک با خط دید یک زاویه ثابت داشته باشد، یعنی زاویه تقدم ثابت باشد. شکل (1-5) هدف متحرکی را نشان می‌دهد که مانور ندارد. به شرطی که زاویه تقدم درست انتخاب شود و ثابت نگه داشته شود، موشک در یک مسیر مستقیم حرکت می‌کند و به هدف برخورد می‌نماید. می‌توان نشان داد که حتی اگر هدف مانور داشته باشد چنانچه مقدار زاویه تقدم همواره ثابت باشد در نهایت موشک هدف را مورد اصابت قرار می‌دهد. ولی در عمل، به انجام رساندن چنین امری مشکل است و مستلزم اندازه‌گیری زاویه تقدم در هر لحظه و تصمیمات لازم جهت ثابت نگه داشتن آن است. لذا این روش برای اهداف مانوردار مناسب نیست مگر آنکه در این روش باردگیری دقیق هدف، در هر لحظه اطلاعات مناسبی از زاویه تقدم در اختیار سیستم هدایت قرار بگیرد.

¹ Lead Angle



شکل ۵-۱ مسیر موشک در هدایت با زاویه تقدم ثابت

۴-۴-۱ هدایت پیش تنظیم

در این روش، اطلاعات مربوط به مسیر حرکت از قبل جمع آوری و محاسبه می‌گردد و سپس به صورت یک سری از پارامترها و فرمان های زمانی، در حافظه موشک ذخیره می‌شود. بعد از شلیک موشک و با گذشت زمان، این فرمان های ذخیره شده، به ترتیب به قسمت کنترل ارسال و اجرا می‌گردد. این نوع هدایت معمولاً در موشکهای دوربرد و برای اهداف کاملاً ثابت و معین به کار می‌رود.

مشهورترین نوع این روش، روش ناوبری، اینرسی^۱ است. در این روش، موشک از یک نقطه معلوم (نقطه پرتاب) تا نقطه معلوم دیگری (نقطه هدف) هدایت می‌شود. شکل مسیر پرواز شامل اندازه و جهت بردار نقطه پرتاب تا هدف در حافظه موشک ذخیره می‌شود. سیستم کنترل توسط سنسورهای دقیق یعنی ژایروها و شتاب سنج ها، همواره مشخصات مسیر طی شده را با مشخصات ضبط شده مقایسه نموده و فرمان های لازم را صادر می‌کند.

تفاوت عمده این روش هدایت با روشهای دیگر، استقلال و عدم وابستگی و ارتباط آن به محیط اطراف است. [۴]

۴-۴-۱-۵ هدایت نظارتی

در روشهای هدایت نظارتی، همواره یک خط دید (LOS)^۲، یعنی خطی که در راستای آن هدف را می‌بینیم، وجود دارد. در یک دسته بندی کلی، هدایت‌های نظارتی را به دو دسته دو نقطه‌ای و سه

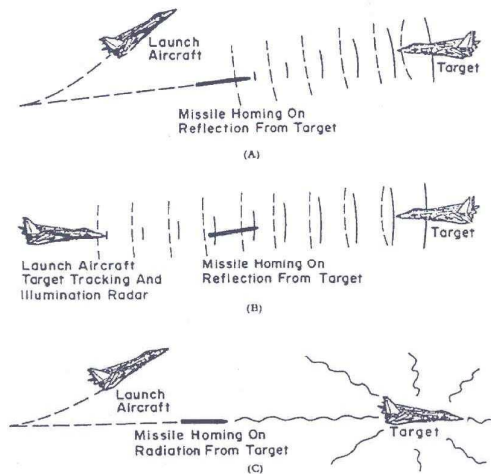
¹ Inertial Navigation

² Line of Sight

نقطه‌ای تقسیم می‌کنند. در روشهای دو نقطه‌ای، دو نقطه مهم موشک و هدف وجود دارد. خط دید در این حالت خط واصل بین موشک و هدف است. قانون هدایت در این روشها بر مبنای نرخ چرخش خط دید است، لذا گاهی این روشها را روشهای نرخ دید^۱ نیز می‌نامند. این روشها برای زمانی که موشک هدف را می‌بیند، یعنی در مرحله نهایی پرواز، مناسب هستند و این گونه هدایت نیز اصطلاحاً آشیانه‌یابی نامیده می‌شود. همان طور که گفته شد، در این روشها، موشک باید وسیله‌ای داشته باشد که بتوان هدف را تعقیب کند. این وسیله که می‌تواند رادیویی، حرارتی (مادون قرمز)، لیزری یا تصویری باشد، جستجوگر نامیده می‌شود و معمولاً در نوک موشک نصب می‌گردد. گاهی آشیانه‌یابی را برحسب این که منبع انرژی جستجوگر کجا قرار داشته باشد دسته‌بندی می‌کنند.

همان طور که در شکل (۱-۶) دیده می‌شود، اگر موشک سیگنالهایی برای شناسایی هدف بفرستد (مثلاً دارای رادار باشد) به آن فعال^۲ می‌گویند و اگر از انرژی خود هدف استفاده شود غیرفعال^۳ نامیده می‌شود. برای مثال در جستجوگرهای تصویری یا مادون قرمز (TV یا IR)، دوربین، هدف را به واسطه نوری که از خودش ساطع می‌شود می‌بیند و یا در موشک های ضدرادار (ARM) موشک با استفاده از تشعشعات رادار به سمت آن می‌رود. اگر هدف توسط منبع سومی روشن شود و به آن آشیانه‌یابی نیمه فعال^۴ گویند.

^۱ LOS Rate
^۲ Active
^۳ Passive
^۴ Semi – Active



شکل ۱-۶ انواع آشیانه یابی از نظر منبع انرژی

دسته دیگری از روشهای هدایت نظارتی، روشهای سه نقطه‌ای هستند. در این روشها سه نقطه مهم موشک، هدف و تعقیب‌گر وجود دارد. تعقیب‌گر می‌تواند در نقطه شلیک به همراه موشک اندازه^۱ یا جدا از آن قرار داشته باشد. خط دید در این حالت با روشهای دو نقطه‌ای تفاوت دارد و خط واصل تعقیب‌گر و هدف است. تعقیب‌گر وسیله‌ای است که به صورت دستی، خودکار همواره هدف را دنبال می‌کند. به بیانی نا دقیق، قانون هدایت در اکثر این روشها، نگه داشتن موشک روی خط دید است. یعنی خود خط دید مهم است و بر خلاف روشهای دو نقطه‌ای، نرخ خط دید در قانون هدایت وارد نمی‌شود. لذا به این روشها، روشهای خط دید نیز گفته می‌شود. واضح است که در این روشها هدف باید توسط تعقیب‌گر مشاهده شود. این روشها استفاده وسیعی به خصوص برای موشکهای ضد تانک کوتاه برد (تا حدود پنج کیلومتر) و موشکهای زمین به هوای کم ارتفاع دارند. مزیت عمده این روشها آن است که به جستجوگر در سر موشک احتیاج نداریم، لذا موشک ساده و ارزان تمام می‌شود. علاوه بر این، سر موشک را از نظر آیرودینامیکی می‌توان آسان تر طرح کرد و به ساختار آیرودینامیکی بهتری رسید. به جای جستجوگر، موشک عمدتاً یک چراغ یا نشان^۲ دارد تا سیستم

¹ Launcher

² Flare

هدایت بتواند آن را ببیند و احتیاج به یک رابط داده دارد تا بتوان دستورات لازم را به آن داد. این رابطه می‌تواند امواج رادیویی، سیم، فیبر نوری یا ... باشد. معمولاً استفاده از سیم یا فیبر نوری به ارتباط رادیویی ترجیح داده می‌شود چون ایجاد اختلال در ارتباط رادیویی ساده است. عیب این روشها آن است که موشک در تمام طول مسیر باید توسط ردگیر تعقیب شود؛ بنابراین نمی‌توان به صورت آتش و رها^۱ عمل کرد و علاوه بر این، در هر شرایطی (مانند شرایط آب و هوایی) که باعث شود دید ردگیری مختل شود و LOS نداشته باشیم، این سیستمها را از کار می‌افتند. ضعف مهم این روشها کم بودن دقت برخورد است. در این روشها فاصله از دست دهی^۲ متناسب با برد است چون ردگیر، انحراف زاویه ای موشک از خط دید را می‌بیند که این انحراف برای تبدیل شدن به فاصله از دست دهی باید در فاصله موشک از ردگیر ضرب شود، واضح است که بر خلاف روشهای دو نقطه‌ای، چون برخورد، دور از نقطه مشاهده (که در این جا ردگیر است) روی می‌دهد، خطا زیاد می‌باشد. به همین دلیل استفاده از این روشها جز برای موشکهای کوتاه برد رواج ندارد.

۶-۴-۱ هدایت ناوبری موازی^۳

مشکلی که در روش هدایت تعقیب وجود دارد این است که در این روش، موشک در هر لحظه و بخصوص در انتهای مسیر مجبور به پیچش یا اعمال شتاب جانبی زیادی است و با توجه به محدودیت انرژی آن در موشکهای کوچک و کوتاه برد، محدودیت های بیشتری به لحاظ قدرت مانور موشک (به خصوص در آخرین لحظات درگیری) به وجود می‌آورد.

از زمان قدیم، قاعده هندسی ناوبری موازی که سمت ثابت^۴ نیز نامیده می‌شد برای اغلب دریانوردان شناخته شده بود، و بنابراین ناوبری قسمتی از این اصطلاح است. طبق این قاعده جهت خط دید (LOS) نسبت به فضای اینرسی ثابت نگه داشته می‌شود، یعنی LOS موازی LOS اولیه نگه داشته می‌شود. بنابراین موازی قسمتی از این اصطلاح است.

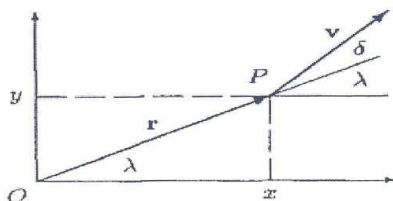
^۱ Fire and Forget

^۲ Miss Distance

^۳ Parallel Navigation

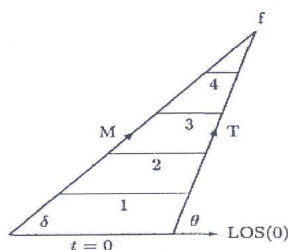
^۴ Constant Bearing

این قاعده هندسی می‌تواند به شکل دیگری هم بیان شود یعنی این که r و r' باید همراستا باشند مطابق شکل (۷-۱)، r بردار خط دید می‌باشد.



شکل ۷-۱ هندسه درگیری در صفحه

جهت رفع این اشکال، روشی برای هدایت وجود دارد که از مؤلفه سرعت خود هدف نیز حداکثر استفاده را می‌کند و بعلاوه مسیر حرکت موشک، خط راست خواهد بود. در این روش با استفاده از اطلاعات رادار تعقیب کننده، سرعت و جهت حرکت هدف تعیین شده، و با توجه به محل استقرار و سرعت موشک، زاویه پرتاب به گونه ای محاسبه می‌گردد تا هدف و موشک در نقطه ای به هم برخورد کنند. به همین دلیل، این روش هدایت را پیش فاز^۱ نیز می‌نامند. اشکال این روش در این است که محاسبه زاویه α با فرض ثابت بودن مقدار و جهت حرکت هدف انجام می‌گیرد و در صورتی که بعد از پرتاب موشک، هدف اقدام به مانور نماید، موشک به هدف برخورد نخواهد کرد شکل (۸-۱)، مسیر حرکت موشک و یک هدف با سرعت ثابت را در صفحه نشان می‌دهد. [۶]



شکل ۸-۱ هندسه درگیری تحت هدایت ناوبری موازی

^۱ Lead

۷-۴-۱ هدایت ناوبری تناسبی^۱ (هدایت تناسبی)

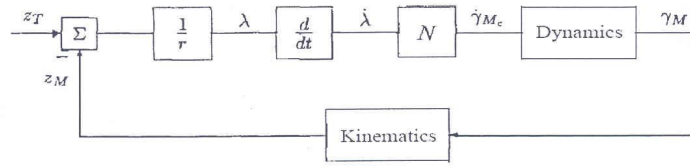
این روش هدایت، شکل صحیح شده ای از هدایت پیش فاز است. اشکال عمده در هدایت پیش فاز آن بود که موشک در طی مسیر به مانور هدف حساس نبود و در صورت مانور هدف مورد اصابت قرار نمی گرفت. در هدایت تعقیبی نیز آنچنان که گفته شد موشک هدف را به خوبی دنبال می کرد، اما نیازمند شتابهای بزرگی بود که در محدوده قدرت یک موشک کوتاه برد نمی گنجد. بعلاوه بعلت تعقیب هدف، موشک در پشت سر هدف قرار می گرفت و زمان درگیری طولانی می شد که این مشکل با استفاده از مؤلفه سرعت هدف در هدایت پیش فاز حل می شود. از ترکیب این دو هدایت، روش هدایت دیگری به دست می آید که به هدایت تناسبی معروف است.

در هدایت تناسبی در یک موشک آشیانه یاب، علاوه بر حساسیت موشک نسبت به هدف (همچون روش تعقیبی)، عملکرد سیستم هدایت و کنترل به گونه ای است که بدنه موشک در یک مسیر پیش فاز صحیح نسبت به هدف قرار می گیرد. در واقع در هدایت تناسبی، سیستم سعی می کند با توجه به آهنگ خطای ورودی، خروجی خود را چنان تغییر دهد که خطاهای ورودی بعدی صفر گردد.

ناوبری تناسبی قانون هدایتی است که ناوبری موازی را به کار می گیرد. بنابراین این قانونی است که با پیش فرض ثابت بودن λ, V_M, V_T را به سمت صفر میل می دهد.

دیاگرام بلوکی شکل (۹-۱)، این حقیقت را نشان می دهد که ناوبری تناسبی، همانند تمامی قوانین هدایتی، الگوریتمی برای یک سیستم کنترل فیدبک است. در این نمودار z_M, z_T به ترتیب انحرافات کوچک T و M از خط دید نامی هستند، به طوری که تقریب $\lambda = (z_T - z_M)/r$ قابل قبول باشد.

¹ Proportional- Navigation- Guidance



شکل ۹-۱ حلقه هدایت ناوبری تناسبی

البته در این روش به جای این که سعی شود مقدار زاویه اولیه ثابت نگه داشته شود، موشک به میزانی متناسب با سرعت خط دید، در جهتی که سرعت چرخش خط دید را کاهش دهد چرخیده تا دوباره به یک زاویه ثابت میان خط دید و امتداد موشک برسد که ممکن است با زاویه اولیه متفاوت باشد.

قانون هدایت ناوبری تناسبی (PN) به صورت زیر می‌باشد،

$$\gamma_{MC} = N \dot{\lambda} \quad (۴-۱)$$

که γ_{MC} فرمان γ_M و N ثابت ناوبری است. به طور معادل گاهی قانون به شکل زیر بیان می‌شود که a_{MC} فرمان شتاب جانبی و K ثابتی است که مبین بهره است،

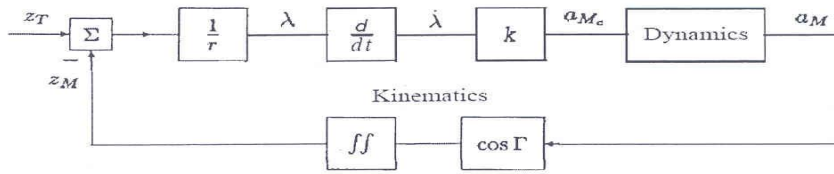
$$a_{MC} = K \dot{\lambda} \quad (۵-۱)$$

چون $\alpha_M = v_M \dot{\gamma}_M$ است پس داریم،

$$K = N v_M \quad (۶-۱)$$

شکل (۱۰-۱) اصلاح شده شکل (۹-۱) است که برای تعریف PN بر حسب شتاب جانبی مناسب‌تر

است. زاویه Γ زاویه بین a_M و عمود بر r است. [۴] و [۵] و [۶] و [۷]



شکل ۱-۱۰ حلقه هدایت ناوبری تناسبی بر حسب a_M

۵-۱ مقدمه ای بر هدایت تناسبی

هدایت تناسبی، پر کاربردترین روش هدایتی در بین سایر روشها برای موشکهای کوتاه برد می باشد. اساس این روش اینست که اگر بگونه ای بتوان از چرخش خط دید جلوگیری کرد و همچنین در طول پرواز، فاصله بین موشک و هدف در حال کم شدن باشد، آنگاه برخورد حتمی است.

در این روش هدف اینست که از چرخش خط دید جلوگیری شود. به همین منظور موشک باید دارای مولفه شتابی عمود بر خط دید باشد، که مقدار این شتاب برابر است با:

$$a_{mc} = N V_C \dot{\lambda} \quad (7-1)$$

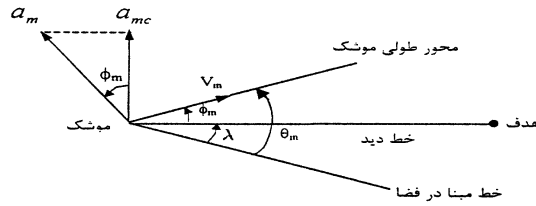
که V_C سرعت نزدیک شدن موشک به هدف و N ثابت هدایت می باشد که مقداری بین ۳ تا ۵ می باشد. جهت اعمال این شتاب در شکل (۱-۱۱) آمده است.

البته در عمل موشک می تواند شتابی عمود بر محور طولی خود وارد کند و اگر زاویه بین محور طولی موشک و خط دید را ϕ_m بنامیم. آنگاه مولفه شتاب عمود بر محور طولی مطابق رابطه زیر است:

$$a_m = \frac{a_{mc}}{\cos \phi_m} \quad (8-1)$$

باید توجه داشت که با اعمال شتاب عمود بر محور طولی موشک، مولفه ای از شتاب در جهت خط دید برابر با $a_m \sin \phi_m$ بوجود خواهد آمد که این شتاب سرعت نزدیک شدن را کم یا زیاد می کند.

پس برای محاسبه عملی دستور شتاب در روش کامل هدایت تناسبی احتیاج به اندازه گیری مقادیر زیر می باشد:



شکل ۱-۱۱ جهت اعمال شتاب در هدایت تناسبی

الف) اندازه گیری سرعت زاویه ای خط دید $\dot{\lambda}$

ب) اندازه گیری سرعت نزدیک شدن V_C

ج) اندازه گیری زاویه ϕ_m

در سیستمهای عملی بعضی از مقادیر فوق اندازه گیری نشده و با استفاده از یکسری فرضیاتی هدایت متناسب ساده می شود. البته در تمامی این سیستمها سرعت زاویه ای خط دید اندازه گیری می شود. از زاویه ϕ_m در اغلب موارد صرف نظر کرده و آنرا برابر صفر فرض می کنند. اگر هدایت دقیق برای موشکی در نظر باشد، می بایست تمامی این اطلاعات در دسترس باشد. اطلاعات شتاب و سرعت موشک با استفاده از سیستم ناوبری اینرسی خود موشک در دسترس است اما دسترسی به اطلاعات دقیق هدف، از جمله مولفه های سرعت آن نیازمند ردگیری دقیق از آن است. به همین منظور اغلب از مدل تقریبی استفاده می شود. [۷] و [۸]

در حالت تقریبی با فرض آنکه سرعت موشک از سرعت هدف به مراتب بزرگتر است، مقادیر V_m ، V_C مساوی و برابر سرعت موشک در حالت ماندگار آن و $\cos \phi_m = 1$ در نظر گرفته می شود و برابر جبران خطای این فرضیات مقدار N را حدود $1/5$ برابر مقدار نامی آن انتخاب می کنند. که در نهایت قانون هدایت تقریبی بصورت رابطه (۹-۱) می شود.

$$a_m = NV_m \dot{\lambda} \quad (9-1)$$

در این قسمت نگرشی نوین به روش ناوبری تناسبی ارائه شده و معادلات دیفرانسیل آن در حالت

کلی بیان می‌شود. بررسی قانون هدایت تناسبی در حالت دو بعدی یعنی وقتی موشک و هدف داخل صفحه ثابتی در حرکت هستند کار پیچیده‌ای نیست. معادلات در این حالت ساده و سر راست می‌باشند. اما توسعه معادلات درگیری به شکل کلاسیک در حالت سه بعدی باعث به وجود آمدن روابط پیچیده‌ای می‌شود که کمتر قابل درک است.

مزیت اصلی PN که به ماندگاری آن به صورت یک روش هدایت مطلوب، در طول چند دهه اخیر کمک کرده است، سادگی نسبی پیاده سازی آن بر روی سیستم‌های عملی است. این روش به اطلاعات کمتر و ساده تری از مشخصات هدف (مشخصات مربوط به حرکت)، در مقایسه با سایر روشهای جامع‌تر، نیاز دارد، که این امر به نوبه خود، سادگی تجهیزات حس‌کننده به کار رفته در سیستم و افزایش اطمینان و کارایی را در پی خواهد داشت. این طرح کاملاً بر مبنای جهت لحظه‌ای هدف نسبت به تعقیب کننده در فضا و مشتق اول آن نسبت به زمان قرار می‌گیرد. (مشتق دوم آن، در طرح PN توسعه یافته^۱ به کار می‌رود). این مقادیر با استفاده از ردیابهای ماکروویو، فرسرخ، نوری یا صوتی به سادگی حس می‌شوند. این قانون شامل اعمال نیروهای کنترلی (از طریق سطوح آیرودینامیکی یا موتور) متناسب با سرعت چرخش خط دید، در جهتی که به وسیله نوع PN تعیین می‌گردد، می‌باشد.

هم چنین باید تاکید کرد که این نوع هدایت عموماً در فاز انتهایی^۲ یک درگیری^۳ در فواصل کم به کار می‌رود تا موشک به اندازه مناسب به هدف نزدیک شده باشد. برای اجرای این موضوع، ابتدا موشک همانند هدایت پیش فاز به سمت نقطه برخورد محاسبه شده، هدایت می‌شود. پس از فاز پرتاب و پایان فاز میایی، فاز انتهایی با ردیابی هدف جستجوگری که در موشک قرار دارد آغاز می‌گردد. فاز انتهایی (به طور عمده) شامل خنثی سازی فاصله خطای ایجاد شده در فازهای قبلی و هدایت موشک به سمت هدف می‌باشد. البته ممکن است همه این مراحل در موشکهای مختلف

¹ Augmented PN

² End game

³ Engagement

استفاده نشود. به عنوان مثال در یک موشک زمین به هوای کوتاه برد آشیانه‌یاب، بلافاصله بعد از مرحله پرتاب، فاز انتهایی فعال شده و هدایت تناسبی مورد استفاده قرار می‌گیرد.

هدایت تناسبی بر حسب این که شتابها به چه پارامترهایی از مسیر وابسته باشند و چگونگی محاسبه آنها و همچنین نحوه اعمال این شتابها، به انواع مختلفی تقسیم می‌شود. در تمام انواع مختلف این هدایت، شتاب تولید شده با سرعت چرخش خط دید میان هدف - موشک (LOS) متناسب بوده و جهت اعمال نیروی کنترلی متناظر با آن به گونه ای است که سرعت چرخش خط دید را کاهش دهد. توصیف هر یک از این روشهای هدایت با تعریف شتاب و جهت آن مدل های لازم (به همراه فرضیات ساده کننده) آغاز می‌شود. بدین منظور مدل ها را ایده آل فرض می‌کنیم (در اکثر تحلیل ها نیز مدل را ایده آل فرض می‌کنند) که به سادگی تحلیل کمک می‌کند. با این وجود در این حالت هم معادلات بدست آمده بسیار غیر خطی بوده و حل تحلیلی آنها جز در موارد خاص امکان پذیر نیست. بنابراین، برای تحلیل و بدست آوردن جوابهای قابل قبول، عموماً از شکل خطی شده این معادلات استفاده می‌کنند. اگر چه می‌توان با فرض معادلات غیر خطی و با ترفندهای ریاضی، محدوده‌ها و رفتارهای حدودی جوابها را تعیین نمود. همانگونه که گفته شد در این جا از مشکلات عملی نظیر مؤلفه‌های نیروی جلوبرنده مانوری که در خارج صفحه چرخش دید قرار دارد، نویز ردیابی و تاخیرهای زمانی در اعمال نیروهایی که موشک را به مانور وا می‌دارند، اصطحکاک پایه نگه دارنده جستجوگر و ... صرف نظر می‌گردد.

۱-۶ انواع هدایت تناسبی

در کوشش‌هایی که برای حل معادلات PN انجام گرفته، دو روش متمایز ایجاد شده است. اختلاف اصلی این دو روش از تعریف PN نشات می‌گیرد. در تعریف اول که در آن بردار سرعت موشک به عنوان مرجع قرار می‌گیرد، روش های PPN^۱ و انواع آن قرار دارند و در تعریف دوم که در آنها خط دید به عنوان مرجع قرار می‌گیرد، روش های TPN^۲ و تعمیم های آن قرار دارند. [۶] و [۷] و [۹]

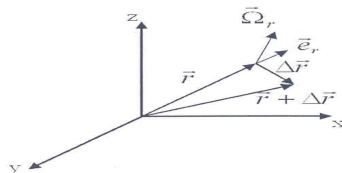
^۱ Pure PN

^۲ True PN

از نظر تحلیل می توان معادلات مربوط به روشهایی که خط دید را مرجع قرار می دهند (حداقل برای حالت هایی که در آنها هدف مانور نمی کند) را در شکل بسته حل کرد، اگر چه ممکن است جوابها ضمنی باشند. در مقابل، PPN فقط برای حالت هایی از هدف غیر مانور کننده، با مقادیر ثابت ناوبری ۱ یا ۲، در شکل بسته قابل حل است. بنابراین از لحاظ کلی TPN در توانایی توصیف ریاضی یک پله بالاتر از PPN قرار می گیرد. شاید بتوان این موضوع را دلیل زیاد بودن مقالاتی دانست که مورد TPN، مسائل آن و تعمیم هایش ارائه گردیده است. در این جا به بررسی مختصری از این دو طرح می پردازیم.

۱-۶-۱ مدل ریاضی هدایت تناسبی

در این قسمت، استراتژی PN با یک نقطه هدایت شده (موشک) که به سوی هدف حرکت می کند، در صفحه ای که بردارهای سرعت دو نقطه را شامل می شود، در نظر گرفته می شود. این استراتژی به این صورت تعریف می شود که بردار سرعت تعقیب کننده^۱ (موشک)، با نرخ متناسب با سرعت چرخش خط دید است. چگونگی بدست آمدن این قانون در ادامه مورد بررسی قرار می گیرد. می دانیم که اگر دو متحرک نسبت به یک مرجع معین، بردارهای شتاب یکسان داشته باشند، در این صورت یا نسبت به یکدیگر ثابتند و یا با سرعت یکنواخت حرکت می کنند. فرض می کنیم موشک M روی مسیری نسبت به هدف قرار دارد که به برخورد می انجامد (مسیر برخورد^۲)، در این حالت سرعت چرخش خط دید صفر است. اگر هدف مانور کند و شتاب آن a_T باشد، موشک برای اینکه این شتاب را خنثی کند باید با همان شتاب حرکت کند.



شکل ۱-۱۲ دستگاه مختصات

¹ Purser

² Collision Course

اگر دستگاه مرجع شکل (۱-۱۲) را نسبت به موشک در نظر بگیریم (موشک در مبدا قرار دارد)، و اگر \vec{r} بردار مکان هدف نسبت به موشک (بردار خط دید) و \hat{e}_r بردار یکه آن باشد، سرعت نسبی موشک و هدف به صورت زیر خواهد بود:

$$\frac{d\vec{r}}{dt} = \frac{d}{dt}(r\hat{e}_r) = r \frac{d\hat{e}_r}{dt} + \frac{dr}{dt}\hat{e}_r = \overline{\Omega}_r \times \vec{r} + \frac{dr}{dt}\hat{e}_r \quad (10-1)$$

که $\overline{\Omega}_r$ سرعت زاویه ای هدف است و می توان نشان داد:

$$\overline{\Omega}_r \times \vec{r} = \frac{d\hat{e}_r}{dt} \quad (11-1)$$

همچنین می توان بردار شتاب نسبی موشک و هدف به صورت زیر بدست می آید:

$$\frac{d^2\vec{r}}{dt^2} = \hat{e}_r \frac{d^2r}{dt^2} + \overline{\Omega}_r \times (\overline{\Omega}_r \times \vec{r}) + 2(\overline{\Omega}_r \times \hat{e}_r) \frac{dr}{dt} + \overline{\Omega}_r \times \vec{r} \quad (12-1)$$

که در حالت دو بعدی به شکل زیر در می آید:

$$\frac{d^2\vec{r}}{dt^2} = (\ddot{r} - r\dot{\theta}^2)\hat{e}_r - (r\ddot{\theta} + 2\dot{r}\dot{\theta})\hat{e}_\theta \quad (13-1)$$

همان طور که از رابطه فوق مشخص است، در حالت دو بعدی، شتاب به دو مؤلفه هم راستا با خط دید و عمود بر آن تجزیه می شود. اگر مؤلفه عمود بر خط دید خنثی شود آنگاه دو متحرک روی یک خط مستقیم به یکدیگر نزدیک می شوند. مؤلفه هم راستا با خط دید باید به صورتی باشد که برخورد دو متحرک روی این خط مستقیم تضمین شود. از آن جایی که که سرعت موشکهای زمین به هوا نسبتاً بالاست و نسبت به هدف نیز با یک زاویه پیش فاز پرتاب می شوند، لذا سرعت نسبی نزدیک شدن موشک و هدف به صورتی است که در اغلب موارد شتاب هدف نتواند از نزدیک شدن آنها به هم جلوگیری نماید و برخورد صورت گیرد (در غیر این صورت اثر آن در شرایط اولیه مجاز ظاهر خواهد شد).

بنابراین مؤلفه هم راستا با خط دید به جز در مورد فوق، اثری در تضمین برخورد ندارد و این مؤلفه عمود بر خط دید است که می تواند برای موشک خطای سمت گیری ایجاد نماید. این معادل همان عبارتی است که در تعریف PN آمده است، یعنی بر اساس قانون هدایت PN، موشک تلاش

می کند سرعت چرخش خط دید را صفر کند، یا به عبارت دیگر شتابی به موشک اعمال کند که در اثر آن، مؤلفه عمود بر خط دید سرعت موشک با مقدار مؤلفه عمود بر خط دید سرعت هدف برابر شود.

مؤلفه شتاب عمود بر خط دید به صورت زیر است:

$$\vec{a}_{nLOS} = 2(\vec{\Omega}_r \times \hat{e}_r) \frac{dr}{dt} + \dot{\vec{\Omega}}_r \times \vec{r} \quad (14-1)$$

که در حالت دو بعدی به شکل زیر در می آید :

$$\vec{a}_{nLOS} = -(r\ddot{\theta} + 2\dot{r}\dot{\theta})\hat{e}_\theta \quad (15-1)$$

اگر $\dot{\vec{\Omega}}_r$ که نشان دهنده شتاب زاویه ای هدف است کوچک باشد، آن گاه قسمت $\dot{\vec{\Omega}}_r \times \vec{r}$ کوچک خواهد بود و با صرف نظر کردن از آن داریم:

$$\vec{a}_{nLOS} = 2(\vec{\Omega}_r \times \hat{e}_r) \frac{dr}{dt} \quad (16-1)$$

که در حالت دو بعدی به صورت زیر خواهد بود:

$$\vec{a}_{nLOS} = -(2\dot{r}\dot{\theta})\hat{e}_\theta \quad (17-1)$$

برای لحاظ کردن اثر قسمت حذف شده، می توان به جای عدد ۲، ثابت N را در نظر گرفت، در نتیجه داریم:

$$\vec{a}_{nLOS} = N(\vec{\Omega}_r \times \hat{e}_r) \frac{dr}{dt} \quad (18-1)$$

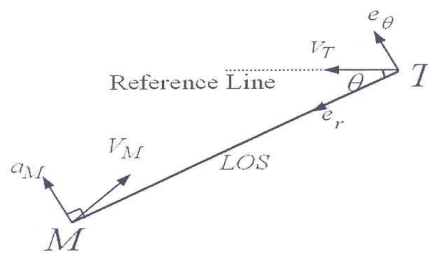
و در حالت دو بعدی :

$$\vec{a}_{nLOS} = -(N\dot{r}\dot{\theta})\hat{e}_\theta \quad (19-1)$$

که این همان قانون هدایت تناسبی (PN) و N (ثابت ناوبری) معمولاً عددی بین ۲ تا ۵ در نظر گرفته می شود.

۲-۶-۱ هدایت PPN

در هدایت PPN، شتاب جانبی مطلوب و نیروی کنترلی متناظر با آن (که متناسب با سرعت چرخش خط دید است)، عمود بر بردار سرعت موشک اعمال می‌شود. برای بررسی این قانون هدایت، دستگاه مختصات قطبی شکل ۱-۱۳ را در نظر می‌گیریم. در این دستگاه بردارهای یکه $(\hat{e}_r, \hat{e}_\theta, \hat{e}_k)$ به این صورت تعریف می‌شوند \hat{e}_r که در راستای خط دید، \hat{e}_θ عمود بر آن و \hat{e}_k عمود بر صفحه شامل دو مؤلفه دیگر است.



شکل ۱-۱۳ دستگاه مختصات قطبی برای هدایت PPN

با این تعاریف، اگر نیروی اعمال شده به موشک را فقط نیروی کنترلی در نظر بگیریم، داریم:

$$\vec{F}_c = m \frac{d^2 \vec{r}}{dt^2} \quad (20-1)$$

در قانون هدایت PPN، این نیروی کنترلی عمود بر بردار سرعت موشک اعمال می‌شود و بنابراین، با توجه به این قوانین سینماتیک، شتاب جانبی برابر است با:

$$\vec{a}_m = \frac{V_m^2}{r} \hat{e}_\theta = \frac{V_m}{r} V_m \hat{e}_\theta = \phi V_m \hat{e}_\theta \quad (21-1)$$

که ϕ زاویه سمت گیری موشک نسبت به محور مرجع و در نتیجه ϕ سرعت زاویه ای موشک می باشد و \hat{e}_θ در جهت عمود بر بردار سرعت موشک قرار می گیرد. از طرفی طبق تعریف PN می‌توان نوشت:

$$a_{m(PPN)} = NV_m \dot{\theta} \hat{e}_\theta \quad (22-1)$$

با مقایسه روابط (۲۱-۱) و (۲۲-۱) رابطه زیر بدست می‌آید که بیان کننده تعریف ذاتی PPN در نسبت ثابت میان سرعت زاویه ای موشک به سرعت زاویه ای خط دید است.

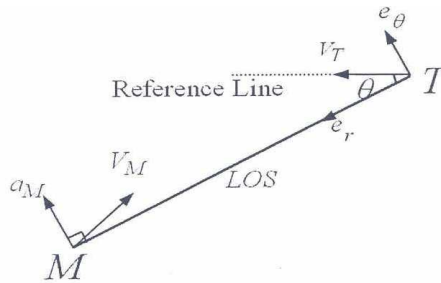
$$\dot{\varphi} = N \dot{\theta} \quad (۲۳-۱)$$

این معادله بیان گر تعریف ذاتی و طبیعی PPN است که در آن نسبت میان سرعت زاویه ای موشک به سرعت زاویه ای خط دید، یک ضریب ثابت است. [۱۰]

۳-۶-۱ هدایت TPN

در قانون هدایت TPN، نیروی کنترلی مذکور، عمود بر بردار خط دید اعمال می‌گردد. با در نظر گرفتن دستگاهی مشابه حالت قبل و مطابق شکل ۱۳-۱، می‌بینیم که اگر قانون هدایت TPN را در نظر بگیریم، با تجزیه نیروی اعمال شده به دو مؤلفه هم راستا و عمود بر خط دید خواهیم داشت:

$$\vec{a}_m = \frac{\vec{F}_c}{m} = a_\theta \hat{e}_\theta + a_r \hat{e}_r = \Lambda_\theta \dot{\theta} \hat{e}_\theta + \Lambda_r \dot{\theta} \hat{e}_r \quad (۲۴-۱)$$



شکل ۱۴-۱ دستگاه مختصات قطبی برای هدایت TPN

رابطه فوق از تعریف شتاب برای PN نتیجه شده است. Λ_θ و Λ_r نیز ثوابتی هستند که می‌توانند دلخواه بوده یا تابع شرایط اولیه باشند که این خود انواعی را برای TPN ایجاد می‌کند. در TPN پایه رابطه شتاب با در نظر گرفتن $\Lambda_r = 0$ به صورت زیر است:

$$\vec{a}_m = \Lambda_\theta \dot{\theta} \hat{e}_\theta = -N V_m \dot{\theta} \hat{e}_\theta \quad (۲۵-۱)$$

که در این رابطه N ثابت ناوبری و اندیس صفر معرف شرایط اولیه است. [۱۰]

۷-۱ هدایت TPN تعمیم یافته^۱ (GTPN)

در این روش هدایت، نیروی کنترلی عمود بر برداری اعمال می شود که خود نسبت به بردار خط دید دارای انحرافی به اندازه γ است. برای GTPN تعاریف متعددی وجود دارد. از دید کلی تر، یک قانون هدایت تعمیم یافته وجود دارد که GTPN و TPN صورت های خاصی از این قانون هدایت عمومی می باشند. به عنوان نمونه می توان GTPN را به صورت زیر تعریف کرد:

$$\begin{aligned}\Lambda_r &= -NV_m \sin \gamma \\ \Lambda_\theta &= -NV_m \cos \gamma\end{aligned}\quad (۲۶-۱)$$

که در این صورت فرمان شتاب به شکل زیر خواهد بود:

$$\vec{a}_m = -NV_m (\sin \gamma \hat{e}_r + \cos \gamma \hat{e}_\theta) \quad (۲۷-۱)$$

که در حالت خاص $\gamma = 0$ به TPN می انجامد.

هرکدام از روشهای اعمال PN به موشک، مزایا و معایبی دارد که مزیت عمده PPN را می توان در سادگی پیاده سازی، عدم نیاز به اندازه گیری سرعت موشک (برای محاسبه سرعت نسبی) و ناحیه گیراندازی وسیع تر به ازای شرایط اولیه مختلف و مزیت عمده TPN در وجود حل تحلیلی برای آن است. البته انواع تعمیم یافته TPN نیز می توانند ناحیه گیراندازی وسیع تری را نسبت به TPN فراهم آورده و تقریباً مشابه PN عمل کنند. [۱۰]

روشهای ارائه شده در [۱۱-۱۳]، تحلیل مساله هدایت در حالت سه بعدی را امکان پذیر می سازد.

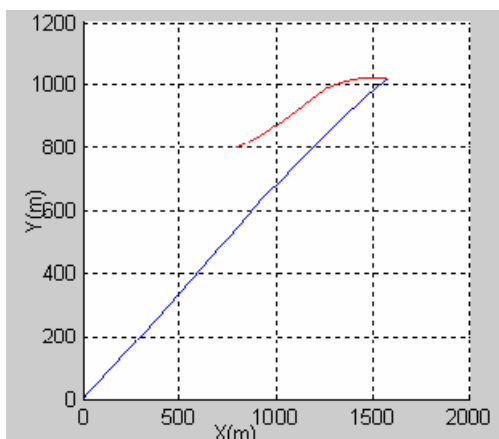
۸-۱ شبیه سازی هدایت تناسبی

در این قسمت برای مشخص شدن مسیر حرکت موشک به سمت هدف در روش هدایت تناسبی به شبیه سازی این روش برای چند شرایط مختلف هدف می پردازیم. شرایط مختلفی که در نظر گرفته شده اند در جدول ۱-۱ و ۱-۲ آمده اند. در تمام شبیه سازیهای انجام شده در این پایان نامه سرعت موشک برابر ۶۰۰ متر بر ثانیه و موقعیت اولیه آن در مبدا مختصات در نظر گرفته شده و با توجه به جهت بردار شتاب اعمال شده در PN، حداکثر شتاب جانبی فرمان داده شده به موشک را در مقدار ۲۵۰ متر بر مجذور ثانیه محدود می کنیم.

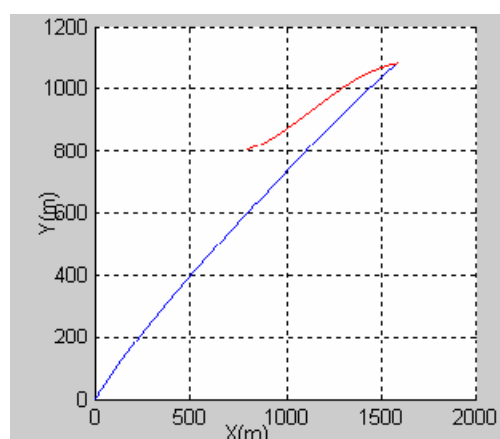
^۱ - Generalized TPN

جدول ۱-۱ شرایط انتخاب شده برای شبیه سازی دوبعدی (برای بررسی اثر زوایای شلیک مختلف)

شتاب هدف		سرعت هدف		مکان هدف		نوع شرایط
ax	ay	Vx	Vy	x	y	
۲۰	۵۰	۲۰۰	۵۰	۸۰۰	۸۰۰	دور شونده
۲۰	۵۰	۲۰۰	-۵۰	۸۰۰	۸۰۰	نزدیک شونده

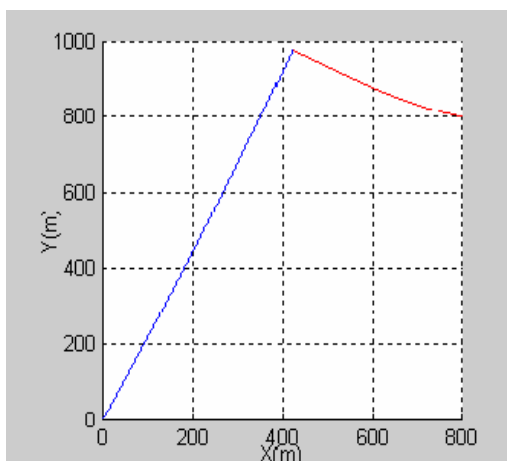


(ب)

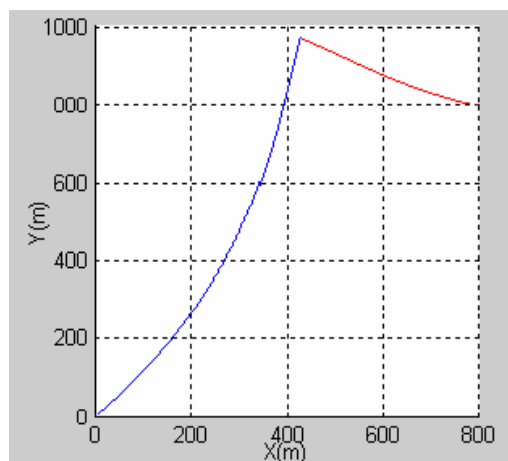


(الف)

شکل ۱۵-۱ نمای دو بعدی شرایط درگیری در حالت دور شونده (الف) بدون زاویه تقدم (ب) با زاویه تقدم



(ب)

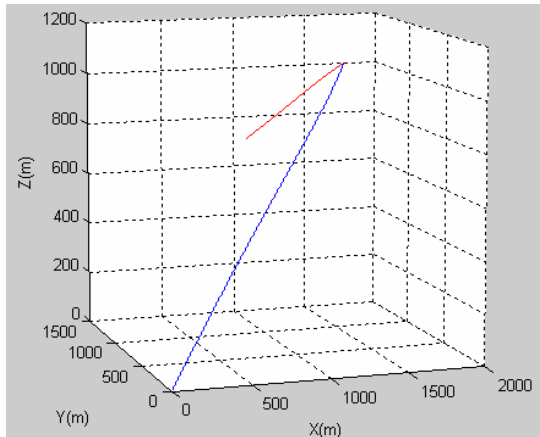


(الف)

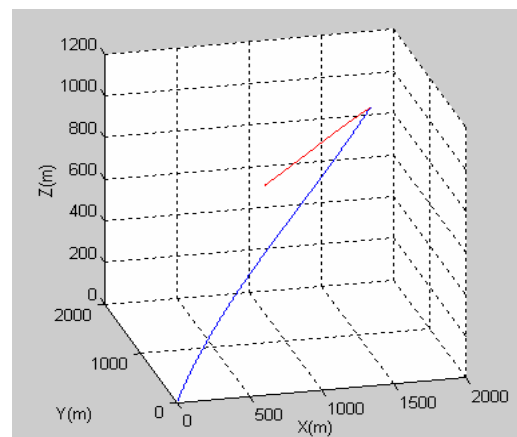
شکل ۱۶-۱ نمای دو بعدی شرایط درگیری در حالت نزدیک شونده (الف) بدون زاویه تقدم (ب) با زاویه تقدم

جدول ۲-۱ شرایط انتخاب شده برای شبیه سازی سه بعدی (برای بررسی اثر زوایای شلیک مختلف)

نوع شرایط	مکان هدف			سرعت هدف			شتاب هدف		
	x	y	z	Vx	Vy	Vz	ax	ay	az
دور شونده	۸۰۰	۸۰۰	۸۰۰	۲۰۰	۱۰۰	۵۰	۵۰	۳۰	۲۰
نزدیک شونده	۸۰۰	۸۰۰	۸۰۰	-۲۰۰	۱۰۰	-۵۰	۵۰	۳۰	۲۰

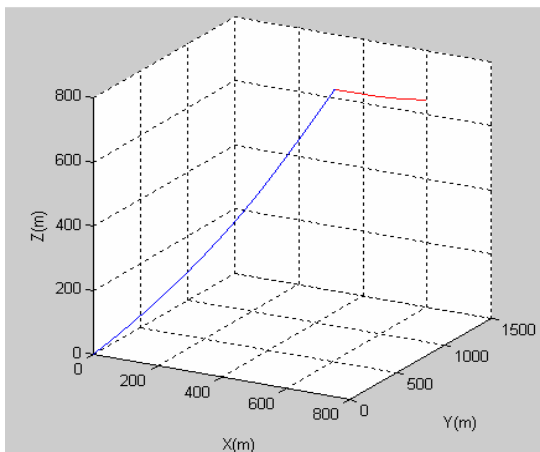


(ب)

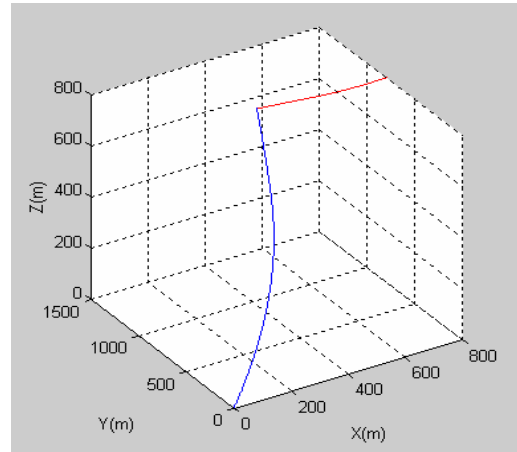


(الف)

شکل ۱۷-۱ نمای سه بعدی شرایط در گیری در حالت دور شونده (الف) بدون زاویه تقدم (ب) با زاویه تقدم



(ب)



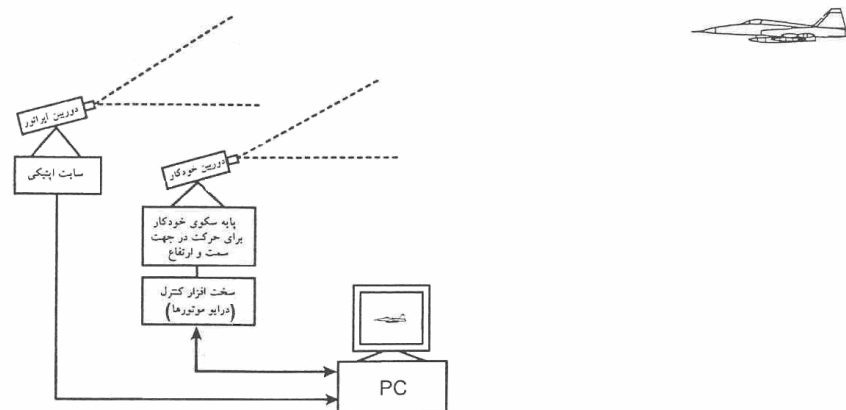
(الف)

شکل ۱۸-۱ نمای سه بعدی شرایط در گیری در حالت نزدیک شونده (الف) بدون زاویه تقدم (ب) با زاویه تقدم

هدف از شبیه سازی های فوق نشان دادن مسیر طی شده توسط موشک به سمت هدف، با قانون هدایت تناسبی می باشد.

۱-۲ شرح سیستم

سیستم ردیاب برای مشخص کردن زوایای دید یک هدف به عنوان خروجی، باید راستای دید دوربین حرارتی یا مرئی را در راستای هدف نگه دارد. دوربین روی یک سکو با حداقل دو درجه آزادی قرار می‌گیرد. سکو می‌تواند روی یک وسیله نقلیه، نظیر هواپیما، نصب شود و یا مانند ردیاب زمینی ساکن باشد. سکو توسط دو موتور DC در دو جهت سمت و ارتفاع گردش می‌کند. نمودار یک سیستم ردیاب زمینی در شکل (۱-۲) داده شده است.



شکل ۱-۲ دیاگرام بلوکی سیستم ردیاب

در این شکل، ابتدا هدف توسط جهت یاب اپتیکی که کنترل دستی توسط اپراتور دارد، دیده می‌شود. سکوی دوربین ها با دریافت فرمان از جهت یاب نوری در همان راستای دید هدف مورد نظر قرار می‌گیرد. البته معرفی هدف به سیستم ردیاب توسط یک سیستم فعال نظیر رادار جستجوگر صورت می‌گیرد. دوربین مرئی تصویر هدف را دریافت می‌کند و پس از آن، سیستم خودکار کنترل باید همواره راستای دید دوربین را در راستای هدف نگه دارد؛ به طوری که تصویر هدف در مرکز میدان دید دوربین قرار گیرد. در این حالت زوایای اندازه گیری شده سکو، یعنی

زاویه سمت و زاویه ارتفاع، خروجی سیستم هستند. ویژگی‌ها و توانایی‌های یک سیستم ردیاب شامل موارد زیر خواهد بود: [۱۴]

- امکان عملکرد به هنگام برای صحنه های پیچیده
- امکان جداسازی هدف از زمینه تصویر
- امکان تطبیق با اهداف دارای مشخصات متغیر با زمان و پارامترهای متغیر زمینه بخصوص تغییر اندازه و چرخش هدف
- الگوریتم ثبت مشخصات هدف
- داشتن صافی ردیابی برای تخمین و پیشگویی موقعیت آینده هدف در مشاهدات ناقص و حتی از دست دادن موقت هدف
- الگوریتم کنترل کلی برای تصمیم گیری و کنترل مجموعه ردیاب نوری از قسمت های زیر تشکیل می شود:
- سکوی دو درجه آزادی
- سخت افزار محرک و موتورها
- مجموعه دوربین ها
- واحد کنترل و پردازش
- جهت یاب نوری

سخت افزار محرک موتورها شامل درایور و دو موتور DC، برای حرکت در جهت سمت و ارتفاع است. سکو در جهت سمت دارای قابلیت گردش چندین دور و بدون محدودیت است. در جهت ارتفاع دارای گردش از ۵- درجه تا ۸۵+ درجه است. حداکثر سرعت لازم سکو در سمت و ارتفاع، توسط تغییر زاویه دید هدف مانور دهنده، که خود به سرعت هدف و فاصله آن تا دوربین بستگی دارد؛ بستگی پیدا خواهد کرد. البته تغییر زاویه سمت برای هدف‌های با فاصله یکسان از ردیاب و سرعت مساوی برای هدف با زاویه ارتفاع بزرگتر، بیشتر خواهد بود. [۱۵]

با توجه به تغییر موقعیت هدف باید زوایای سمت و ارتفاع سکو به طریقی کنترل شود که همواره تصویر هدف در دید دوربین باقی بماند. در حالت ردیابی خودکار، حلقه کنترل با سیگنال انحراف دریافتی از سیستم پردازش تصویر بسته می‌شود. بدیهی است در این حالت تاخیر ناشی از پردازش تصویر در حلقه کنترل وارد می‌شود.

نظر به اینکه حجم محاسبات در پردازش تصویر هر فریم دریافتی بالاست، قسمتی از تصویر میدان دید دوربین که هدف در آن قسمت قرار گرفته است و به آن پنجره ردیابی می‌گوییم، انتخاب می‌شود و در فریم‌های بعدی، در این قسمت به دنبال هدف می‌گردیم. مدت پردازش تصویر به الگوریتم پردازش، سرعت کامپیوتر و اندازه پنجره ردیابی بستگی پیدا می‌کند. به همین علت باید ابعاد پنجره پردازش تا حد امکان کوچک انتخاب شود.

۲-۲ روش‌های تعیین موقعیت هدف در تصویر

سیستم بینایی ردیاب در هر نمونه‌گیری از تصویر باید بتواند هدف یا ویژگی مورد نظر از هدف را محاسبه کند. الگوریتم تشخیص هدف، به نوع دوربین (مرئی، حرارتی) وابستگی دارد. هر بار که مرکز هدف مشخص شد، مرکز پنجره پردازش تصویر روی آن قرار می‌گیرد. هدف نباید در داخل پنجره ردیابی کوچک باشد، چون هم تشخیص را مشکل می‌کند و هم با بزرگ شدن پنجره ردیابی زمان پردازش تصویر بالا خواهد رفت. اندازه پنجره پردازش باید آنقدر در نظر گرفته شود تا هدف یا ویژگی‌های مورد نظر هدف را بپوشاند. میزان نامعینی تعیین محل هدف نیز روی اندازه پنجره اثر خواهد کرد و با زیاد شدن نایقینی ابعاد پنجره پردازش بزرگتر انتخاب خواهد شد. چنانچه بخواهیم در دو فریم متوالی هدف در داخل پنجره پردازش باقی بماند، حداقل اندازه پنجره محدود خواهد بود. معمولاً حداقل اندازه این پنجره ۱۰ درصد میدان دید دوربین در نظر گرفته می‌شود. از کنترل تمرکز دوربین در حالت کوچک بدون هدف نسبت به کوچکترین پنجره ردیابی استفاده می‌کنیم و بدین وسیله در حالی که پنجره پردازش را حتی‌المقدور کوچک نگه می‌داریم، سعی می‌کنیم که هدف قسمت بزرگی از آن را شامل شود. بالعکس در حالت بزرگ شدن هدف و پوشاندن بخش وسیعی از میدان دید، با کنترل تمرکز دوربین میدان دید را بزرگ می‌کنیم. دو عامل حرکت هدف و دوران دوربین در موقعیت هدف در تصویر موثر هستند.

اگرچه در این پایان‌نامه پردازش تصویر انجام نشده است اما برای آشنایی با نحوه تشخیص موقعیت هدف توسط دوربین، برخی از روشهای متفاوتی که در تشخیص موقعیت هدف در تصویر بکار گرفته می‌شوند به صورت خلاصه بیان می‌شوند.

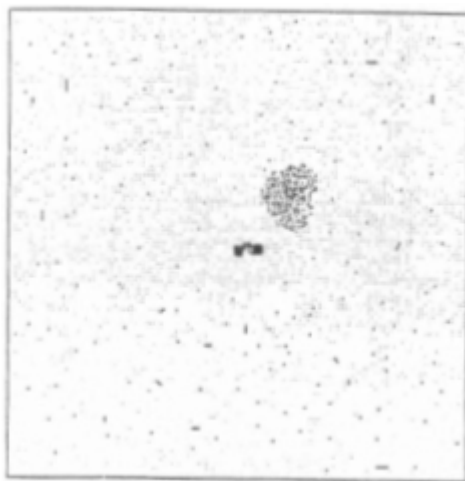
این روشها عبارتند از:

- روش خوشه بندی
- آشکارسازی پیرامون لبه و مرکزبایی

- روشهای مرکز ثقل نوری
- روش بر پایه مدل
- روش شار نوری^۱
- آشکارسازی براساس پردازش رنگ

۲-۲-۱ روش خوشه بندی

برای پیدا کردن هدف از الگوریتم‌های مختلفی می‌توان استفاده نمود. الگوریتم مورد استفاده باید در عین سریع بودن قابلیت اعتماد بالایی داشته باشد. همچنین الگوریتم شناسایی باید قابلیت پیدا کردن هدف در حضور نویز را نیز داشته باشد. بعد از رویت هدف مجموعه‌ای از نقاط در یک فضای دو بعدی به دست می‌آید که شامل هدف و نویز زمینه است. نویز زمینه برای پس زمینه‌های ساده مانند آسمان بسیار کم است. در اینجا مساله پیدا کردن نقاط مربوط به هدف در میان نقاط به دست آمده است.



شکل ۲-۲ تصویر نهایی بعد از عملیات پردازش

یکی از روشهای پیدا کردن مختصات هدف روش خوشه‌بندی است. در الگوریتم خوشه‌بندی نقاط متراکم کنار هم به عنوان کلاس‌های مجزا شناسایی می‌شوند. با توجه به اینکه نقاط حاصل از نویز به صورت پراکنده می‌باشند و در مقابل نقاط مربوط به هدف به صورت متراکم می‌باشد، این الگوریتم به خوبی قادر به شناسایی هدف در پس زمینه‌های نویزی است. الگوریتم خوشه‌بندی به روش‌های مختلفی قابل پیاده‌سازی است.

^۱ Optical Flow

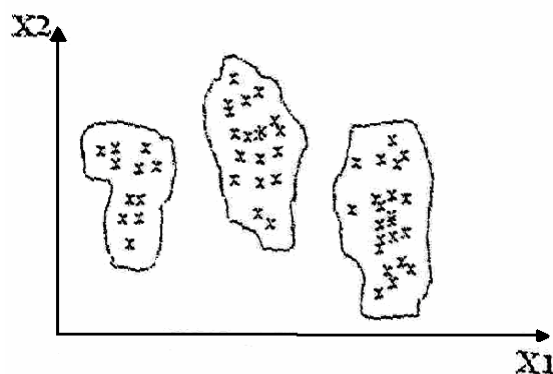
در الگوریتم خوشه‌بندی یک معیار شباهت در نظر گرفته می‌شود. برای مثال معیار شباهت دو نقطه می‌تواند فاصله آنها از یکدیگر باشد. برای این کار می‌توان از فواصل مختلف مانند فاصله اقلیدسی که با رابطه زیر بیان می‌شود استفاده نمود:

$$d_0(x, y) = \sqrt{(x_1 - x_2)^2 + (y_1 - y_2)^2} \quad (1-2)$$

برای کاهش حجم محاسبات می‌توان از فاصله منحنی به صورت زیر استفاده نمود:

$$d_m(x, y) = |x_1 - x_2| + |y_1 - y_2| \quad (2-2)$$

نقاط روشن تصویر به صورت نقاطی در یک فضای دو بعدی در نظر گرفته می‌شوند که هر پیکسل با دو عدد مربوط به مولفه‌های اول و دوم خود نمایش داده می‌شود، مثال در شکل (2-3) ارائه شده است.

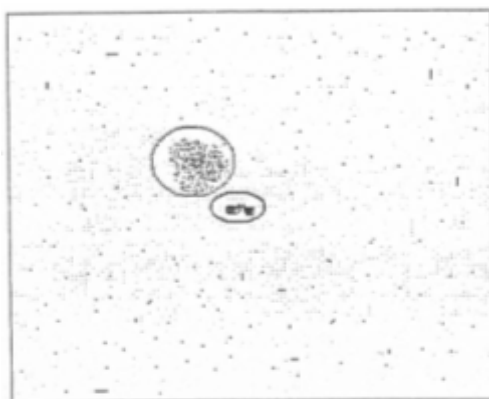


شکل 2-3 استفاده از روش خوشه‌بندی برای تفکیک داده‌ها در فضای دو بعدی

معمولاً تعداد کلاس‌ها (خوشه‌ها) به صورت آزاد در نظر گرفته می‌شود. سپس برای هر نقطه روشن فاصله آن تا مرکز تمام کلاس‌ها موجود محاسبه می‌شود در صورتی که این فاصله از یک مقدار آستانه θ کمتر باشد آن نقطه به نزدیکترین کلاس تخصیص داده می‌شود در غیر این صورت یک کلاس جدید تشکیل می‌شود و نقطه به آن کلاس اختصاص داده می‌شود. میانگین مختصات نقاط هر کلاس به عنوان مختصات مرکز ثقل یک کلاس استفاده می‌شود. برای محاسبه فاصله هر نقطه از کلاس فاصله اقلیدسی یا فاصله منحنی آن از مرکز ثقل کلاس محاسبه می‌شود.

در نهایت خوشه‌های زیادی بدست می‌آید. با توجه به پراکندگی نقاط، خوشه متراکم‌تر که دارای اعضای بیشتری است به عنوان خوشه هدف شناسایی می‌شود. مثالی از شناسایی هدف در شکل (2-4) نمایش داده شده است. از نکات بسیار مهم در این قسمت تعیین مقدار فاصله آستانه θ

می باشد. تعداد کلاس ها و تراکم آنها با تغییر θ متفاوت خواهد شد. در کل این مقدار باید به صورت تجربی و بهینه تنظیم شود.



شکل ۲-۴ استفاده از الگوریتم خوشه بندی برای شناسایی هدف

۲-۲-۲ آشکارسازی پیرامون هدف (لبه) و مرکز یابی

لبه می تواند به صورت لبه مکانی و یا لبه زمانی مطرح گردد. در آشکارسازی لبه های مکانی لبه کلیه اجسام با کنتراست متفاوت با زمینه مشخص خواهد شد. برای لبه های زمانی مقایسه بین فریم های متوالی تصویر صورت می گیرد و با گرفتن تفاضل دو تصویر، لبه های هدف آشکار می شود. در این آشکارسازی، لبه اشیاء متحرک مشخص می شود.

در این حالت به موضوع زیر باید توجه شود :

در حالت ساکن بودن دوربین، در حالیکه حرکت هدف داریم، زمینه ساکن است. در حالت ردیابی خودکار و قفل بودن دوربین روی هدف متحرک (حالت ماندگار) هدف در تصویر ثابت است و زمینه در جهت مخالف حرکت خواهد کرد. در حالت گذرا و ردیابی اتوماتیک، هم هدف و هم زمینه متحرک خواهند بود. بنابراین اشیاء ساکن به علت حرکت دوربین ممکن است لبه زمانی پیدا کنند و هر شیئی که هم لبه زمانی و هم لبه مکانی داشته باشد به عنوان هدف شناخته می شود. لذا در

این حالت نیاز به تثبیت حرکت زمینه به علت حرکت دوربین، وجود دارد. [۱۶]

این روش معمولاً در زمینه های شلوغ مناسب به نظر نمی رسد. برای اهدافی مانند کشتی که دارای

زمینه ساده دریا و یا اجسام پرنده که دارای زمینه آسمان می باشند مفید به نظر می رسد.

۳-۲-۲ روشهای همبستگی

در این روشها یک ناحیه کوچک از تصویر در نظر گرفته می‌شود و در فریم‌های بعدی به جستجوی آن ناحیه می‌پردازیم. برای افزایش سرعت پردازش، ناحیه جستجو به یک ناحیه کوچک از تصویر محدود می‌شود. اگر بدانیم حرکت هدف از حدی کمتر است، فقط کافیست برای محاسبه همبستگی، ناحیه جستجو را آن اندازه بزرگ اختیار کنیم تا مطمئن شویم هدف ناحیه جستجو را در دو فریم متوالی ترک نمی‌کند. برای راحت پیدا کردن این روشها لازم است شرایط زیر برقرار باشد:

- تعداد پیکسل‌های هدف در پنجره ردیابی، در مقایسه با تعداد پیکسل‌های زمینه زیاد باشد. این موضوع باعث حذف پارامترهای مزاحم زمینه می‌شود.
- تغییرات کنتراست، اندازه و نحوه قرار گرفتن هدف از یک فریم به فریم دیگر ناچیز باشد. این موضوع باعث راحتی مقایسه دو فریم متوالی می‌شود. [۱۷] و [۱۸]

۴-۲-۲ روشهای مرکز ثقل نوری

این روشها برای تخمین محل هدف در تصویر مورد استفاده قرار می‌گیرند. در این روشها فرض می‌شود که کنتراست هدف و زمینه یکسان نیست و مرکز روشنایی هدف را بدست می‌آورند. ناحیه هدف در تصویر از یک روش قطعه بندی^۱، بدست می‌آید. نقطه ضعف این روشها در استخراج نشانه‌های هدف موجود در اطلاعات تصویری است. انواع گوناگون این روشها، شامل مرکز جرم نوری باینری^۲، مرکز جرم شدت نور^۳، مرکز جرم شدت نور بیشتر از آستانه^۴ است.

۴-۲-۲-۱ الگوریتم ردیابی با روش مرکز جرم نوری باینری

تصویر را براساس تعلق پیکسل‌ها به هدف با مقدار یک ($I(i, j) = 1$) و عدم تعلق آنها به هدف با مقدار صفر ($I(i, j) = 0$) قطعه‌بندی می‌کنیم. در این صورت تخمین محل هدف در آن به صورت:

$$\hat{t}_u = \frac{SUM_u}{NUM_e}, \hat{t}_v = \frac{SUM_v}{NUM_e} \quad (3-2)$$

بدست می‌آید که در آن:

¹ segmentation

² Binary Centroid

³ Intensity Centroid

⁴ Thresholded Intensity Centroid

$$SUM_U = \sum_{(i,j) \in Rg} U_i I(i,j) \quad (4-2)$$

$$SUM_v = \sum_{(i,j) \in Rg} v_j I(i,j) \quad (5-2)$$

است. $I(i,j)$ در دو رابطه فوق به صورت زیر تعریف می‌شود:

$$I(i,j) = \begin{cases} 1 & \text{اگر پیکسل } (U_i, V_j) \text{ در تصویر متعلق به هدف} \\ 0 & \text{در غیر این صورت} \end{cases}$$

همچنین مقدار:

$$NUM_e = \sum_{(i,j) \in Rg} I(i,j) \quad (6-2)$$

NUM_e ، تعداد کل پیکسل‌هایی که در پنجره ردیابی بیشتر از حد آستانه هستند را مشخص می‌کند و Rg در روابط فوق ناحیه داخل پنجره ردیابی است.

۲-۲-۵ روش بر پایه مدل

این روش از خطوط، نقاط و نواحی که منطبق بر مدل هدف می‌شود استفاده می‌کند. اطلاعات قبلی راجع به شیئی که باید ردیابی شود، برای تولید یک مدل قابل قبول در این روش لازم است.

[۱۸] و [۱۹]

۲-۲-۶ روش شارنوری^۱

توزیع سرعت‌های ظاهری حرکت اشکال نورانی در تصویر را شار نوری گویند. [۲۰] و [۲۱] از روش شار نوری در ردیابی اشیائی که حرکت نسبی در صفحات تصویر دارند استفاده می‌شود. شار نوری یا سرعت نقاط تصویر، نگاشت دو بعدی از حرکت سه بعدی نقاط بر روی صفحه تصویر است که ناشی از حرکت دوربین یا محیط است. روش‌های محاسبه شار نوری شامل روش‌های دیفرانسیلی، روش‌های مبتنی بر فرکانس و روش‌های تطبیقی است. در روش دیفرانسیلی، سرعت تصویر از مشتقات مکانی-زمانی شدت روشنایی محاسبه می‌شود. در روش‌های فرکانسی، مقدار

^۱ Optical flow

انرژی یا فاز در خروجی فیلترهای تنظیم شده اندازه گیری می شود و در روش های تطبیقی، جابجایی های تصویر را با انطباق ویژگی های مختلف تصویر در دو فریم متوالی محاسبه می کنند.

۲-۲-۶ آشکارسازی براساس پردازش رنگ

در این روش ها در قطعه بندی تصویر، بجای بکار بردن دو آستانه از یک محدوده آستانه استفاده می شود. رنگ می تواند علامت مفیدی در آنالیز و شناخت هدف باشد. قطعه بندی بر اساس رنگ، مبنای تشخیص ویژگی در مرحله دوم پردازش که شامل تشخیص ویژگی ها یا تشخیص شیئی است، می شود. در مرحله بعد پردازش، روش ها بر اساس مبتنی بر ویژگی و مبتنی بر ناحیه، تقسیم بندی می شوند. روش های مبتنی بر ویژگی، از ویژگی های اولیه، نظیر لبه ها و قطعه بندی ها برای انطباق استفاده می کنند. روش های مبتنی بر ناحیه، مشخصات اولیه هر ناحیه، نظیر هیستوگرام خاکستری یا رنگی را برای انطباق بکار می برد. عیب این روشها در شرایط نوری محیط و انعکاس ها است که بر رنگ تاثیر می گذارد. در این حالت از روشهای تطبیقی مدل هیستوگرام رنگ استفاده می شود. [۲۲]

۲-۳ ردیابی چند مدی^۱

ردیابی چند مدی بکارگیری روش های مختلف ردیابی در پیدا کردن موقعیت هدف در تصویر است. بدین ترتیب محدودیت های ذاتی ردیاب تک مدی بر طرف می شود. نظر به اینکه بعضی از روش ها در برخی از شرایط بهتر عمل می کنند، بهبود کلی در عملکرد ردیاب به کمک بکارگیری چندین الگوریتم بدست می آید.

اگر از قبل بتوان مشخص کرد که در هر شرایط مشخص چه روش ردیابی بهتر عمل می کند، کارآیی بهینه ردیاب با انتخاب مد مناسب بدست می آید.

¹ Multimode Tracking

۴-۲ حالت‌های مختلف کار سیستم (مدهای عملیاتی). [۱۷]

۲-۴-۱ مد دستی^۱: در این حالت سکوی دو درجه آزادی، فرمان های گردش در سمت و ارتفاع و سرعت دوران را از اپراتور دریافت و عمل می‌کند.

۲-۴-۲ مد دریافت و آشکارسازی^۲: در این مد، ابتدا اطلاعات سمت و ارتفاع از یک واحد جانبی که یک رادار جستجو و یا یک جهت یاب نوری خواهد بود، دریافت می‌کند. در این حالت در کمترین زمان سیستم دوربین را در راستای فرمان دریافت شده قرار می‌دهد و سیستم پردازش پس از آشکار سازی هدف (براساس اندازه ، کنتراست و یا حرکت) پنجره پردازش (ردیابی) را روی آن قرار می‌دهد و سیستم در مد بعدی که قفل روی هدف است قرار می‌گیرد.

۲-۴-۳ مد قفل روی هدف^۳: در این حالت در داخل میدان دید دوربین پنجره ردیابی می‌تواند توسط سیستم پردازش جایجا شود تا هدف در داخل پنجره پردازش بماند. ابعاد پنجره پردازش و میزان میدان دید دوربین می‌توانند فرامین لازم را دریافت کنند.

۲-۴-۴ مد ردیابی خودکار^۴: پس از قفل شدن واحد پردازش روی هدف، سیستم در مد ردیابی اتوماتیک قرار می‌گیرد. در این حالت سیستم کنترل ، خطای سمت و ارتفاع هدف را از مرکز پنجره پردازش دریافت کرده و با حرکت سکو تصویر هدف را به مرکز پنجره دید دوربین منتقل می‌کند.

۲-۴-۵ مد جستجو (قطع قفل^۵): در دریافت اولیه هدف چنانچه تشخیص هدف در مکان معرفی شده امکان پذیر نباشد و نیز در حالت ردیابی خودکار به دلیل وجود نویز و یا انسداد دید، هدف گم شود، سیستم به مد جستجو می‌رود. در این مد پنجره پردازش کل میدان دید دوربین را برای پیدا کردن هدف براساس یک الگوریتم جاروب خواهد کرد و با پیدا کردن هدف می‌تواند به مد ردیابی خودکار باز گردد.

۲-۵ تبدیل‌های مختلف در تشکیل تصویر

در این قسمت چند تبدیل که در تشکیل تصویر در دوربین متحرک دخالت دارند را بررسی می‌کنیم.

¹ Manual mode

² Target Acquisition/ Detection

³ Lock mode

⁴ Auto Track

⁵ Break Lock

۲-۵-۱ تبدیل انتقال

اگر نقطه با مختصات (X, Y, Z) به میزان (X_0, Y_0, Z_0) منتقل شود، عمل انتقال با معادلات:

$$\begin{cases} X^* = X + X_0 \\ Y^* = Y + Y_0 \\ Z = Z + Z_0 \end{cases} \quad (۷-۲)$$

بیان می شود. X^*, Y^*, Z^* مختصات جدید نقطه هستند. این معادلات را به صورت:

$$\begin{bmatrix} X^* \\ Y^* \\ Z^* \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & X_0 \\ 0 & 1 & 0 & Y_0 \\ 0 & 0 & 1 & Z_0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \\ 1 \end{bmatrix} \quad (۸-۲)$$

می توان نوشت. معمولاً نتیجه چند تبدیل را با یک ماتریس مشخص می کنند، مثلاً انتقال، تغییر مقیاس^۱ و دوران را می توان به صورت یک ماتریس مرکب حاصل بیان کرد. به کار بردن ماتریس مربعی، نوتاسیون این نمایش را ساده می کند. بدین ترتیب رابطه بالا را به صورت زیر می توان نوشت:

$$\begin{bmatrix} X^* \\ Y^* \\ Z^* \\ 1 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & X_0 \\ 0 & 1 & 0 & Y_0 \\ 0 & 0 & 1 & Z_0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \\ 1 \end{bmatrix} \quad (۹-۲)$$

و آن را با تعریف معادله ماتریسی:

$$V^* = TV \quad (۱۰-۲)$$

نمایش می دهیم که در آن V بردار ستونی نشان داده شده در بالا است و T یک ماتریس با ابعاد 4×4 است.

$$V^* = \begin{bmatrix} X^* \\ Y^* \\ Z^* \\ 1 \end{bmatrix} \text{ و } V = \begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \\ 1 \end{bmatrix} \text{ و } T = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & X_0 \\ 0 & 1 & 0 & Y_0 \\ 0 & 0 & 1 & Z_0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (۱۱-۲)$$

۲-۵-۲ تبدیل تغییر مقیاس

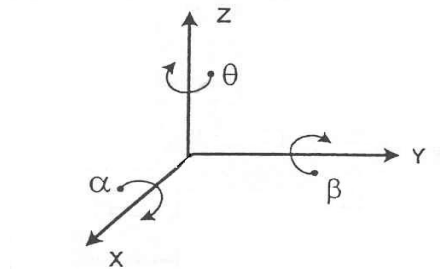
مقیاس S_x, S_y, S_z را در امتداد محورهای X, Y, Z با ماتریس تبدیل زیر مشخص می کنیم.

^۱ Scaling

$$S = \begin{bmatrix} S_X & 0 & 0 & 0 \\ 0 & S_K & 0 & 0 \\ 0 & 0 & S_Z & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (12-2)$$

۳-۵-۲ ماتریس دوران

ساده ترین دوران، دوران حول محورهای مختصات است. دوران یک نقطه حول یک نقطه دلخواه دیگر در فضا نیاز به سه تبدیل دارد. اول انتقال نقطه دلخواه به مبدا، دوم اجرای دوران و سوم برگرداندن نقطه از مبدا به محل اولیه آن.



شکل ۲-۵ دوران یک نقطه حول هر یک از محورهای مختصات، زوایا در جهت عقربه ساعت وقتی که در امتداد محور به مبدا نگاه کنیم اندازه گیری می شوند.

با توجه به شکل (۲-۵) دوران یک نقطه حول محور Z به میزان θ با تبدیل

$$R_\theta = \begin{bmatrix} \cos \theta & \sin \theta & 0 & 0 \\ -\sin \theta & \cos \theta & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (13-2)$$

مشخص می شود. میزان دوران θ در خلاف عقربه ساعت وقتی که از مبدا به طرف محور Z+ نگاه می کنیم خواهد بود. این دوران فقط بر روی مقادیر مختص X و Y اثر می گذارد.

دوران یک نقطه حول محور X به میزان α با تبدیل:

$$R_\alpha = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \alpha & \sin \alpha & 0 \\ 0 & -\sin \alpha & \cos \alpha & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (14-2)$$

مشخص می‌شود. دوران یک نقطه حول محور Y به اندازه زاویه β با تبدیل:

$$\begin{bmatrix} \cos \beta & 0 & -\sin \beta & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ \sin \beta & 0 & \cos \beta & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (15-2)$$

تعیین می‌شود. اعمال چندین تبدیل، مثلا انتقال، تغییر مقیاس و دوران با ماتریس های 4×4 را به صورت یک ماتریس به شکل زیر می‌توان بیان کرد:

$$V^* = R_\theta(S(Tv)) = Av \quad (16-2)$$

که در آن A یک ماتریس با ابعاد 4×4 به صورت:

$$A = R_\theta ST \quad (17-2)$$

است. مطالب گفته شده برای تبدیل‌های یک نقطه است. ولی اگر این تبدیل‌ها، همزمان روی m نقطه انجام شود، داریم:

$$V^* = AV \quad (18-2)$$

که در آن A یک ماتریس با ابعاد 4×4 و V^* یک ماتریس با ابعاد $4 \times m$ و با ستون‌های V_i^* است. ماتریس تبدیل‌های گفته شده دارای معکوس است. مثلا:

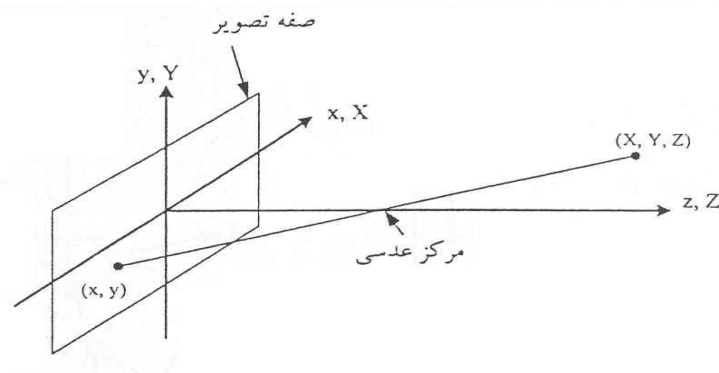
$$T^{-1} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & -X_0 \\ 0 & 1 & 0 & -Y_0 \\ 0 & 0 & 1 & -Z_0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (19-2)$$

$$R_\theta^{-1} = \begin{bmatrix} \cos(-\theta) & \sin(-\theta) & 0 & 0 \\ -\sin(-\theta) & \cos(-\theta) & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (20-2)$$

معمولا معکوس ماتریس‌های مرکب را از روش‌های عددی می‌توان به دست آورد.

۴-۵-۲ تبدیل پرسپکتیو

تبدیل پرسپکتیو که آن را تبدیل تصویر نیز می‌گوییم، یک نقطه سه بعدی در فضا را به یک صفحه تصویر می‌کند. تبدیل پرسپکتیو یک راه برای نمایش تقریبی تشکیل تصویر از فضای سه بعدی است. این تبدیل برخلاف تبدیل های قبلی غیر خطی است چون عمل تقسیم در مقدار مختص‌ها وجود دارد.



شکل ۶-۲ نحوه تشکیل تصویر

در شکل (۶-۲) مدلی از تشکیل تصویر، را می‌بینیم. سیستم مختصات دوربین (X, Y, Z) را منطبق بر صفحه تصویر به نحوی که XY در صفحه تصویر باشد، و محور نوری عدسی منطبق بر محور Z باشد، در نظر می‌گیریم. بدین ترتیب مرکز صفحه تصویر در مبدا مختصات است و مرکز عدسی در نقطه $(0, 0, f)$ قرار دارد. اگر دوربین روی شیئی فاصله دار متمرکز شود، f فاصله کانونی عدسی خواهد بود. در اینجا فرض کرده‌ایم سیستم مختصات دوربین هم محور با سیستم مختصات جهانی (X, Y, Z) باشد. این محدودیت را بعداً از میان بر می‌داریم. حال فرض کنید (X, Y, Z) مختصات یک نقطه در صفحه سه بعدی مطابق شکل (۶-۲) باشد. فرض می‌کنیم $Z > f$ باشد یعنی تمام نقاط در مقابل دوربین باشند. روابطی که X و Y در تصویر را به تصویر نقطه (X, Y, Z) در فضا مربوط می‌کند به کمک تشابه دو مثلث به دست می‌آید. داریم:

$$\frac{x}{f} = -\frac{X}{Z-f} = \frac{X}{f-Z} \quad (21-2)$$

$$\frac{y}{f} = -\frac{Y}{Z-f} = \frac{Y}{f-Z} \quad (22-2)$$

$$y = \frac{fY}{f-Z} \quad (23-2)$$

$$x = \frac{fX}{f - Z} \quad (24-2)$$

به علت وجود Z در مخرج، این معادلات غیر خطی هستند. مناسبتر است روابط فوق را به شکل ماتریس خطی بنویسیم. بدین منظور از مختصات همگن استفاده می‌کنیم. مختصات همگن یک نقطه در دستگاه (X, Y, Z) به صورت (kX, kY, kZ, k) تعریف می‌شود که در آن k یک ثابت دلخواه غیر صفر است. تبدیل مختصات همگن به کارتزین با تقسیم سه مولفه اول همگن بر مولفه چهارم صورت می‌گیرد. یک نقطه در مختصات کارتزین به صورت:

$$W = \begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix} \quad (25-2)$$

و در مختصات همگن به صورت:

$$W_h = \begin{bmatrix} kX \\ kY \\ kZ \\ k \end{bmatrix} \quad (26-2)$$

داده می‌شود. با تعریف ماتریس تبدیل پرسپکتیو به صورت:

$$P = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & -\frac{1}{f} & 1 \end{bmatrix} \quad (27-2)$$

حاصل ضرب PW_h یک بردار که با C_h مشخص می‌شود را به دست می‌دهد.

$$C_h = pW_h = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & -\frac{1}{f} & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} kX \\ kY \\ kZ \\ k \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} kX \\ kY \\ kZ \\ -\frac{kZ}{f} + k \end{bmatrix} \quad (28-2)$$

عناصر C_h ، مختصات دوربین به شکل همگن است که مطابق آنچه که گفته شده می‌توان آنها را به صورت کارتزین با تقسیم هر کدام از سه مولفه اول C_h بر مولفه چهارم آن به دست آورد. بدین ترتیب مختصات کارتزین هر نقطه در سیستم مختصات دوربین به شکل برداری زیر داده می‌شود:

$$C = \begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{fX}{f-X} \\ \frac{fY}{f-Y} \\ \frac{fZ}{f-Z} \end{bmatrix} \quad (29-2)$$

دو مولفه اول بردار C ، مختصات (x, y) در صفحه تصویر هستند که از به تصویر کشیدن نقطه سه بعدی (X, Y, Z) به دست آمده است. مولفه سوم جذابیتی از دیدگاه مدل شکل (2-6) ندارد. این متغیر در تبدیل معکوس پرسپکتیو به عنوان یک متغیر آزاد عمل می‌کند. [23]

تبدیل معکوس پرسپکتیو یک نقطه تصویر به فضای سه بعدی به صورت $W_h = P^{-1}C_h$ است که در آن:

$$P^{-1} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1}{f} & 1 \end{bmatrix} \quad (30-2)$$

خواهد بود. نظر به اینکه تبدیل پرسپکتیو یک تبدیل چند به یک است، نقطه (X_0, Y_0) در تصویر متعلق به مجموعه نقاطی که روی خط واصل بین (X_0, Y_0, O) و $(0, 0, f)$ هستند خواهد بود و بدین ترتیب داریم:

$$X = \frac{x_0}{f}(f - Z) \quad (31-2)$$

$$Y = \frac{y_0}{f}(f - Z) \quad (32-2)$$

دو معادله فوق نشان می‌دهند که بدون اطلاع از یک مولفه، مثلاً عمق نقطه سه بعدی (مختص Z)، امکان بازیابی نقطه واقع در فضای سه بعدی از تصویر آن وجود ندارد. با توجه به این موضوع تبدیل معکوس با استفاده از مولفه Z از C_h به عنوان یک متغیر آزاد، به صورت زیر می‌شود:

$$C_h = \begin{bmatrix} kx_0 \\ ky_0 \\ kz_0 \\ k \end{bmatrix} \quad (۳۳-۲)$$

در نتیجه :

$$W_h = \begin{bmatrix} kx_0 \\ ky_0 \\ kz \\ \frac{kz}{f} + k \end{bmatrix} \quad (۳۴-۲)$$

خواهد بود و با تبدیل به مختصات کارتزین آن داریم:

$$W = \begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{fx_0}{f+z} \\ \frac{fy_0}{f+z} \\ \frac{fz}{f+z} \end{bmatrix} \quad (۳۵-۲)$$

و یا به عبارت دیگر با Z به عنوان یک متغیر آزاد داریم:

$$X = \frac{fx_0}{f+z} \quad (۳۶-۲)$$

$$Y = \frac{fy_0}{f+z} \quad (۳۷-۲)$$

$$Z = \frac{fz}{f+z} \quad (۳۸-۲)$$

و اگر Z را از معادله سوم برحسب Z مشخص کنیم و در دو معادله اول بگذاریم معادلات (۳۱-۲) و

(۳۲-۲) بدست می‌آید. بدین ترتیب می‌بینیم که تبدیل معکوس حداقل به یکی از مختص‌ها در

فضای سه بعدی نیاز دارد.

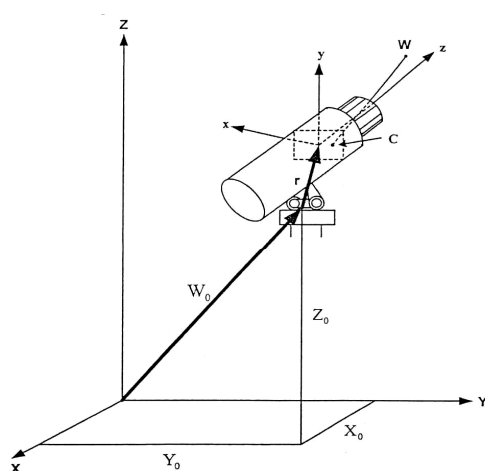
۲-۶ مدل دوربین

معادلات (۲۸-۲) و (۲۹-۲) نحوه تشکیل تصویر یک نقطه از فضای سه بعدی را بر صفحه تصویر

مشخص می‌کنند. بدین ترتیب این دو معادله، مدل ریاضی دوربین هستند. این دوربین براساس

فرض منطبق بودن محورهای مختصات جهانی و دوربین به دست آمده است. در این جا مسئله را کلی تر با دو دستگاه مختصات مجزا بررسی می‌کنیم. در این حالت روش قبلی به دست آوردن مختص هر نقطه از فضا که در صفحه تصویر نگاشت می‌شود بدون تغییر می‌ماند.

در شکل (۷-۲) یک سیستم مختصات جهانی (X, Y, Z) برای مشخص کردن محل دوربین و نقطه w در فضای سه بعدی استفاده شده است. در این شکل همچنین سیستم مختصات دوربین (x, y, z) و تصویر نقطه w یعنی نقطه c دیده می‌شوند. فرض بر این است که دوربین روی سکویی که حرکت سمت θ و ارتفاع α را انجام می‌دهد، قرار گرفته است. در اینجا زاویه سمت بین محورهای X و x و زاویه ارتفاع بین Z و z خواهد بود. میزان خروج از مرکز سکو از مبدا مختصات جهانی را با W_0 نشان می‌دهیم.



شکل ۷-۲ هندسه تشکیل تصویر

خروج از مرکز تصویر نسبت به مرکز سکو را با بردار r با مولفه‌های (r_1, r_2, r_3) نشان می‌دهیم. روش کار به ترتیب، آوردن دوربین روی مختصات جهانی با اعمال چند تبدیل است، پس از آن تبدیل پرسپکتیو را مطابق رابطه (۲۷-۲) برای به دست آوردن مختصات در صفحه تصویر هر نقطه از فضا به کار می‌بریم.

فرض کنید که در ابتدا دوربین در محل عادی باشد. بدین معنی که مرکز سکو و مبدا صفحه تصویر در مرکز سیستم مختصات جهانی باشد و محورهای مختصات نیز هم جهت باشند، آنگاه

ترتیب هندسی شکل (۷-۲) را به چند طریق می توان به دست آورد. فرض کنید ترتیب زیر را داشته باشیم.

- جابجایی مرکز سکو از مبدا
- چرخاندن در جهت سمت محور x
- چرخاندن در جهت ارتفاع محور z
- جابجایی صفحه تصویر نسبت به مرکز سکو

بدیهی است انجام مراحل فوق تاثیری بر نقاط جهانی ندارد. مجموعه نقاطی که از دوربین پس از حرکت از محل عادی خود دیده می شوند کاملاً متفاوت خواهند بود. اما با اعمال همان رشته مراحل همه نقاط جهانی مجدداً محل عادی خود را به دست می آورند.

دوربین در محل عادی شرایط شکل (۶-۲) را برای اعمال تبدیل پرسپکتیو دارد. بنابراین مساله به اعمال یک سری تبدیل برای هر نقطه از مختصات جهانی، مطابق مراحل ذکر شده قبلی، کاهش می یابد. انتقال مبدأ مختصات جهانی به محل مرکز سکو توسط اعمال ماتریس تبدیل:

$$G = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & -X_0 \\ 0 & 1 & 0 & -Y_0 \\ 0 & 0 & 1 & -Z_0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (۳۹-۲)$$

صورت می گیرد. به عبارت دیگر نقطه همگن جهانی W_h که در مختصات (X_o, Y_o, Z_o) بود به مبدأ در سیستم جدید پس از تبدیل GW_h انتقال می یابد. همانگونه که قبلاً نشان داده شده زاویه سمت بین محورهای x و X اندازه گیری می شود. در محل عادی این دو محور منطبق اند. به منظور جابجایی محور x به میزان زاویه مطلوب آن را به اندازه θ می گردانیم. دوران نسبت به محور z با استفاده از تبدیل R_θ معادله (۱۳-۲) صورت می گیرد. به عبارت دیگر بکارگیری این ماتریس برای همه نقاط منجمله نقطه GW_h ، محور x را به موقعیت مورد نظر می برد. وقتی معادله (۱۳-۲) را بکار می بریم باید قراردادهای شکل (۵-۲) را در ذهن داشته باشیم. یعنی وقتی که نقاط در جهت عقربه ساعت دوران کنند، زوایا مثبت اند، این خود اشاره بر دوران خلاف عقربه ساعت دوربین حول محور z دارد. موقعیت بدون دوران (صفر درجه) مربوط به حالتی است که x و X بر هم منطبق باشند. در

این وضعیت محورهای Z و Z_0 هنوز بر هم منطبق اند. چون زاویه ارتفاع، زاویه بین این دو محور است. دوربین را به اندازه زاویه α با چرخاندن محور Z کج می‌کنیم. دوران حول محور X صورت می‌گیرد و با اعمال ماتریس تبدیل R_α در معادله (۲-۱۴) برای همه نقاط منجمله نقطه $R_\theta G W_h$ دوران انجام می‌شود. مجدداً دوران خلاف عقربه ساعت دوربین نشانگر زاویه مثبت است و دوران O° وقتی داریم که محورهای Z و Z_0 منطبق باشند.

دو ماتریس دوران را می‌توان به صورت یک ماتریس $R = R_\alpha R_\theta$ بیان کرد. آنگاه از معادله های (۲-۱۳) و (۲-۱۴) معادله زیر به دست می‌آید:

$$R = \begin{bmatrix} \cos \theta & \sin \theta & 0 & 0 \\ -\sin \theta \cos \alpha & \cos \theta \cos \alpha & \sin \alpha & 0 \\ \sin \theta \sin \alpha & -\cos \theta \sin \alpha & \cos \alpha & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (۲-۴۰)$$

سرانجام جابجایی مبدا صفحه تصویر با بردار r به کمک ماتریس:

$$C = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & -r_1 \\ 0 & 1 & 0 & -r_2 \\ 0 & 0 & 1 & -r_3 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (۲-۴۱)$$

صورت می‌گیرد. بدین ترتیب اعمال این سری تبدیل‌ها به نقطه W_h یعنی $CRG W_h$ مختصات جهانی و دوربین را منطبق می‌کند. مختصات صفحه تصویر نقطه w در نهایت با استفاده از معادله (۲-۲۸) به دست می‌آید. به عبارت دیگر یک نقطه همگن جهانی که توسط دوربین دیده می‌شود و ترتیب هندسی شکل (۲-۷) را دارد، دارای نمایش همگن زیر در مختصات دوربین است.

$$c_h = PCRG W_h \quad (۲-۴۲)$$

معادله (۲-۲۵) نمایش تبدیل پرسپکتیو با دو سیستم مختصات است. همانگونه که در بخش تبدیل‌ها گفته شد، مختصات دکارتی (x, y) نقاط صفحه تصویر را با تقسیم مولفه اول و دوم بر مولفه چهارم آن به دست می‌آوریم. با بسط معادله (۲-۴۲) و تبدیل به مختصات دکارتی نتیجه می‌شود:

$$x = f \frac{(X - X_0) \cos \theta + (Y - Y_0) \sin \theta - r_1}{-(X - X_0) \sin \theta + (Y - Y_0) \cos \theta \sin \alpha - (Z - Z_0) \cos \alpha + r_3 + f} \quad (۲-۴۳)$$

$$y = f \frac{-(X - X_0) \sin \theta \cos \alpha + (Y - Y_0) \cos \theta \cos \alpha + (Z - Z_0) \sin \alpha - r_1}{-(X - X_0) \sin \theta + \sin \alpha + (Y - Y_0) \cos \theta \sin \alpha - (Z - Z_0) \cos \alpha + r_3 + f} \quad (44-2)$$

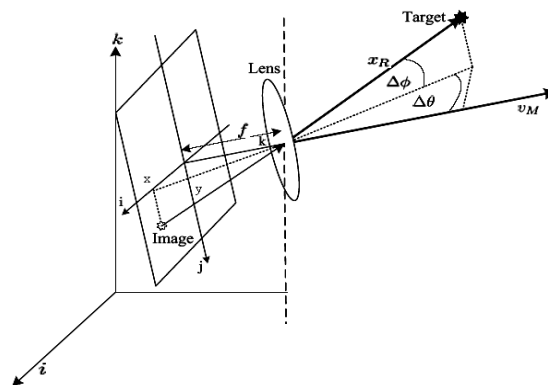
x و y مختصات تصویر نقطه w با مختصات جهانی (X, Y, Z) را به دست می دهد.

معادلات (43-2) و (44-2) به صورت معادلات (23-2) و (24-2) وقتی که $X_0 = Y_0 = Z_0 = 0$ و $r_1 = r_2 = r_3 = 0$ و $\alpha = \theta = 0$ است ساده می شوند و با توجه به اینکه نقاط مورد نظر در فاصله دوری نسبت به فاصله کانونی عدسی از دوربین قرار دارند؛ این روابط را به صورت ساده تر

زیرمی توان نوشت:

$$x = -\frac{f}{Z} X \quad (45-2)$$

$$y = -\frac{f}{Z} Y \quad (46-2)$$



شکل ۸-۲ صفحه تصویر دوربین و زوایای سمت و ارتفاع هدف

زاویه انحراف سمت و ارتفاع هدف از راستای دید دوربین مطابق شکل (۸-۲) قابل محاسبه می باشد:

$$\Delta \theta = \tan^{-1} \frac{x}{f} \quad (47-2)$$

$$\Delta \phi = \tan^{-1} \frac{y}{\sqrt{x^2 + f^2}} \quad (48-2)$$

۳-۱ مقدمه

ردیابی، تخمین حالت شیئی در حال حرکت براساس اندازه گیری از دور است. این کار توسط یک یا چند سنسور در مکان ثابت یا روی پایه متحرک انجام می شود. کاربرد فیلتر در تخمین حالت یک سیستم دینامیکی است. دلیل استفاده از کلمه فیلتر، فرآیند بدست آوردن بهترین تخمین با ایده حذف سیگنال های نامطلوب یا نویز است. در سیستم های کنترل، تخمین حالت فرآیند با فیلتر کردن حالت سیستم دینامیکی نویزی در حوزه فرکانس یا حوزه زمان بدست می آید.

۳-۲ دلیل بکارگیری فیلترهای ردیابی

پردازش تصویر، برای تشخیص هدف و بدست آوردن محل آن، حدود زمان دریافت یک فریم تاخیر ایجاد می کند. به منظور حذف این تاخیر و همچنین نویزهای موجود در دریافت تصویر و گسسته سازی آن، که می تواند اندازه گیری موقعیت را کاملاً مختل سازد، از فیلتر استفاده می کنیم. فیلتر عمل صاف سازی و عمل پیشگویی را توأم انجام می دهد. محیطی که هدف در آن حرکت می کند دارای زمینه های مختلف با روشنایی ها و پیچیدگی های مختلف است و می تواند تشخیص هدف در لحظاتی از زمان را با تردید مواجه کند و یا اصلاً تشخیص هدف صورت نپذیرد. علاوه بر آن موانع مختلف در مسیر دید دوربین ممکن است قرار گیرند. این موانع می تواند نظیر لکه ابر، دود، اشعه خورشید، گرد و غبار و ... باشد. به هر صورت ممکن است در مدت دریافت چندین فریم متوالی هدف را تشخیص ندهیم، در چنین حالتی فیلتر ردیابی که تا آخرین لحظه دریافت صحیح تصویر هدف، دینامیک خود را بر دینامیک هدف منطبق کرده است، به پیشگویی مکان هدف در چندین دوره متوالی می پردازد، تا در صورت امکان با دریافت مجدد اطلاعات صحیح، خود را به هنگام سازد و عمل ردیابی هم تحت چنین شرایطی به آسانی مختل نشود.

فیلتر ردیابی با دریافت اطلاعات اندازه‌گیری مدلی از دینامیک هدف بوجود می‌آورد و آنرا با دریافت اطلاعات جدید که اعتبار آنرا می‌آزماید به هنگام می‌سازد و در شرایط نبودن اندازه‌گیری قابل اطمینان و یا قطع موقت آن، فرمان را به صورت پیشگویی برای کنترل زوایا به دوربین ارسال می‌کند. همچنین در صدور فرمان‌ها در حالت عادی، تاخیر موجود در پردازش را در نظر گرفته و مکان و سرعت واقعی هدف را تخمین می‌زند و دوربین را تا حد امکان به محل صحیح برای داشتن هدف در میدان دید خود هدایت می‌کند. فیلتر علاوه بر آن به حذف نویزهای ناخواسته که معمولاً فرکانس بزرگتری نسبت به تغییر وضعیت هدف دارند، می‌پردازد.

۳-۳ فیلتر کالمن

مقاله کالمن که راه حل بازگشتی برای مسئله فیلتر خطی را بیان می‌کند در سال ۱۹۶۰ منتشر شد. از همین زمان نیز پیشرفت‌های فناوری کامپیوتر دیجیتال پیاده‌سازی راه حل بازگشتی او را در تعدادی از کاربردهای بلادرنگ امکان پذیر ساخت. این وضعیت مطلوب باعث شد که فیلتر به سرعت مورد استقبال قرار بگیرد.

محاسبات فیلتر بهینه بسیار ساده شده‌اند و با معادلات توسعه یافته، همه حالات ایستا، متغیر با زمان، تک بعدی و یا چند بعدی را می‌توان داشت. همچنین اطلاعات آماری مورد نیاز فیلتر کالمن بصورت بسیار ساده‌تری نسبت به مسئله وینر ارائه می‌شوند. فیلتر کالمن را به صورت کامل در میدان زمان حل می‌کنیم و نظریه برای سیستم‌های خطی در حالت‌های پیوسته زمانی و گسسته زمانی صادق است و همان معادلات حاکم بر فیلتر برای مسئله پیشگویی نیز معتبر هستند.

در فیلتر کالمن از دیدگاه کنترل مدرن به نحو مناسبی استفاده شده و در آن مسائل پیش بینی و تخمین توأم با دیدگاه کنترل مطرح شده است و تخمین حالت در آن با قابل‌اجراترین شکل ممکن صورت می‌گیرد و در مقایسه با فیلتر وینر از سادگی و حجم محاسباتی کمتری برخوردار است. کالمن نشان داده است، در صورتی که تاثیر خطاهای اولیه و خطاهای مربوط به گرد کردن و سایر محاسبات کامپیوتری، مجانب وار به سمت صفر روند، تحت شرایط کنترل پذیری و مشاهده پذیری، فیلتر پایدار است. فیلتر کالمن در حد وسیعی در مسائل فضایی با مشاهدات برداری به کار گرفته شده است. در مسئله ردیابی اهداف مانور دهنده، به خوبی قابل استفاده است و شرایط استفاده از آن خطی بودن سیستم، داشتن نویزهای گوسی و سفید و داشتن مدل سیستم است. از آنجا که در اهداف مانور دهنده نویز گوسی نداریم، این فیلتر شبه بهینه است و فیلتر واقعی غیر

خطی خواهد بود. ولی در میان تمام فیلترهای خطی، فیلتر کالمن بهینه است. در اینجا فیلتر کالمن را به عنوان یک تخمین زن به کار می‌بریم. الگوریتم تخمین کالمن، تخمینی از متغیرهای سیستم تولید می‌کند. این تخمین با پردازش اندازه‌گیری سنسورهای موجود کنترل شده و به صورت زمان واقعی^۱ و با در نظر گرفتن مدلی برای سیستم و به کار بردن اختلاف پیشگویی مدل و اندازه‌گیری زده می‌شود. سپس با یک الگوریتم حلقه بسته برای منطبق شدن پیشگویی با کارآیی نامی سیستم سیگنال‌های کنترل تنظیم دقیق می‌شوند و در حافظه کامپیوتر ذخیره می‌شوند.

بنابراین فیلتر کالمن شامل یک مدل خطی از دینامیک سیستم است و تخمینی آماری از منابع خطای سیستم به منظور محاسبه بهره‌های متغیر با زمان در پردازش اطلاعات اندازه‌گیری شده خارجی به کار می‌برد، در نتیجه اطلاعات اندازه‌گیری شده برای ایجاد تصحیحات به کار می‌رود و جبران‌های لازم را در سیستم برای خطاهای بحرانی بوجود می‌آورد. بدین ترتیب اگر از دینامیک خطاهای سیستم و آمارهای وابسته به آن مدل دقیقی در فیلتر بوجود آید؛ اصلاحات بهینه برای اطلاعات اندازه‌گیری شده موجود ایجاد می‌شود.

۳-۳-۱ معادلات بازگشتی فیلتر کالمن گسسته [۲۴] و [۲۵].

در ابتدا فرض می‌کنیم که فرآیند تصادفی که باید تخمین زده شود را بتوان به فرم ذیل مدل کرد:

$$x_{k+1} = \phi_k x_k + w_k \quad (۱-۳)$$

فرض می‌شود که مشاهدات (اندازه‌گیریها) فرایند در نقاط گسسته در زمان طبق رابطه خطی زیر اتفاق بیفتد:

$$z_k = H_k x_k + v_k \quad (۲-۳)$$

نماد گذاریها و عبارات مختلف در معادلات (۱-۳) و (۲-۳) به قرار زیر می‌باشد:

$$x_k = \text{بردار حالت } (n \times 1) \text{ فرآیند در زمان } t_k$$

$$\Phi_k = \text{ماتریس } (n \times n) \text{ که } x_k \text{ را در غیاب توابع تحریک به } x_{k+1} \text{ مرتبط می‌کند. (اگر } x_k \text{ نمونه ای}$$

از فرایند پیوسته باشد، Φ_k ماتریس انتقال حالت می‌باشد)

$$w_k = \text{بردار } (n \times 1) \text{ فرض می‌شود که یک دنباله سفید با ساختار کوواریانس معلوم باشد.}$$

¹ Real - Time

z_k = بردار اندازه گیری ($m \times 1$) در زمان t_k

H_k = ماتریس ($m \times n$) که ارتباط ایده ال (بدون نویز) بین اندازه گیریها و بردار حالت را در زمان t_k می دهد.

v_k = نویز اندازه گیری ($m \times 1$) فرض می شود دنباله سفید با ساختار کوواریانس معلوم باشد و با دنباله w_k همبستگی ندارد.

ماتریس کوواریانس برای بردارهای w_k و v_k توسط روابط زیر داده می شوند.

$$E[w_k w_i^T] = \begin{cases} Q_k & i = k \\ 0 & i \neq k \end{cases} \quad (3-3)$$

$$E[v_k v_i^T] = \begin{cases} R_k & i = k \\ 0 & i \neq k \end{cases} \quad (4-3)$$

$$E[w_k v_i^T] = 0 \quad \text{برای همه } k, i \quad (5-3)$$

در این نقطه فرض می کنیم که یک تخمین اولیه از فرآیند در لحظه t_k داشته باشیم و این تخمین بر مبنای تمام اطلاعات ما درباره فرایند تا قبل از t_k بنا شده باشد. این تخمین پیشینه¹ را با \hat{x}_k^- نشان می دهیم و علامت " ^ " بیانگر تخمین و علامت منفی فوقانی " - " یادآور آن است که این تخمین تا قبل از استفاده از اندازه گیری در لحظه t_k می باشد.

همچنین فرض می کنیم که ماتریس کوواریانس خطا مربوط به \hat{x}_k^- را بدانیم. به این معنی که خطای تخمین را به قرار ذیل تعریف می کنیم:

$$e_k^- = x_k - \hat{x}_k^- \quad (6-3)$$

و ماتریس کوواریانس خطای مربوطه عبارت خواهد بود از:

$$p_k^- = E[e_k^- e_k^{-T}] = E[(x_k - \hat{x}_k^-)(x_k - \hat{x}_k^-)^T] \quad (7-3)$$

در بسیاری حالات، ما مسئله تخمین را بدون هیچ اندازه گیری پیشینه ای شروع می کنیم. بنابراین، در این حالت اگر متوسط فرایند صفر باشد، تخمین اولیه صفر خواهد شد و ماتریس کوواریانس خطای مربوطه ماتریس کوواریانس x خواهد شد.

¹ Priori Estimate

با فرض پیش تخمین \hat{x}_k^- ، هم اکنون به دنبال نحوه استفاده از اندازه‌گیری z_k می‌باشیم تا پیش تخمین را اصلاح کنیم. طبق رابطه ذیل مخلوطی از اندازه‌گیری‌های نویزی و تخمین پیشین آن را انتخاب می‌کنیم:

$$\hat{x}_k = \hat{x}_k^- + k_k (z_k - H_k \hat{x}_k^-) \quad (۸-۳)$$

بطوریکه:

$$\hat{x}_k = \text{تخمین اصلاح شده}$$

$$K_k = \text{بهره کالمن}$$

مسئله هم اکنون پیدا کردن یک بهره کالمن، K_k ، می‌باشد که یک تخمین به روز شده را که از دیدگاهی بهینه باشد؛ نتیجه دهد. همانند راه حل وینر از حداقل متوسط مربعات خطا به عنوان ضابطه کار استفاده می‌شود. در این راستا در ابتدا عبارتی را برای ماتریس کوواریانس خطا مربوط به تخمین به روز شده (پسین) ارائه می‌دهیم:

$$p_k = E(e_k e_k^T) = E[(x_k - \hat{x}_k)(x_k - \hat{x}_k)^T] \quad (۹-۳)$$

سپس رابطه (۳-۲) در رابطه (۳-۸) جایگزین می‌کنیم و پس از آن عبارت نتیجه شده برای \hat{x}_k را در عبارت (۳-۹) قرار می‌دهیم. نتیجه خواهد شد:

$$p_k = E\left\{ \left[(x_k - \hat{x}_k^-) - k_k (H_k x_k + v_k - H_k \hat{x}_k^-) \right] \left[(x_k - \hat{x}_k^-) - k_k (H_k x_k - H_k \hat{x}_k^-) \right]^T \right\} \quad (۱۰-۳)$$

هم اکنون با اعمال تابع امید و توجه به آنکه $(x_k - \hat{x}_k)$ تخمین پیشین خطا بوده که با نویز اندازه‌گیری v_k ناهمبسته است، خواهیم داشت:

$$p_k = (I - k_k H_k) p_k^- (I - k_k H_k)^T + k_k R_k k_k^T \quad (۱۱-۳)$$

باید توجه شود که معادله (۳-۱۱) یک عبارت کامل برای ماتریس کواریانس خطای به روز شده می‌باشد و برای هر بهره K_k ، زیر بهینه و یا غیره به کار می‌رود.

با بازگشت به مسئله بهینه‌سازی، می‌خواهیم K_k خاصی را پیدا کنیم که هر جزء قرار گرفته بر روی قطر اصلی P_k را حداقل کند، زیرا این اجزاء نشان دهنده واریانس خطای تخمین برای عناصر بردار حالت تخمین زده شده می‌باشند. بهینه‌سازی به طرق مختلف می‌تواند انجام شود. برای انجام این امر از حساب دیفرانسیل استفاده می‌گردد. بدین منظور به دو فرمول دیفرانسیل‌گیری ماتریس نیاز می‌باشد که عبارتند از:

$$\frac{d[AB]}{dA} = B^T \quad (12-3)$$

$$\frac{d[\text{trace}(ACA^T)]}{dA} = 2AC \quad (13-3)$$

در حالی که مشتق یک اسکالر نسبت به یک ماتریس به طریق زیر تعریف می‌شود:

$$\frac{ds}{dA} = \begin{bmatrix} \frac{ds}{da_{11}} & \frac{ds}{da_{12}} & \dots \\ \frac{ds}{da_{21}} & \frac{ds}{da_{22}} & \dots \\ \vdots & & \end{bmatrix} \quad (14-3)$$

در ادامه فرم عمومی P_k ، معادله (11-3) را بسط می‌دهیم و آن را به شکل زیر می‌نویسیم:

$$p_K = p_k^- - k_k H_K P_K^- - P_K^- H_K^T K_K^T + K_K (H_K P_K^- H_K^T + R_K) K_K^T \quad (15-3)$$

باید توجه کرد که جملات دوم و سوم نسبت به K_k خطی می‌باشند و جمله چهارم نسبت به K_k مربعی است. حال می‌توان از دو فرمول ماتریسی دیفرانسیل گیری در معادله (15-3) استفاده کرد.

می‌خواهیم مجموع عناصر قطر اصلی P حداقل شود، زیرا برابر حاصل جمع متوسط مربعی خطاها در تخمین همه عناصر بردار حالت می‌باشد. می‌توان نشان داد که اگر حاصل جمع متوسط مربعی خطاها حداقل شود، تک تک متوسط مربعی خطاها نیز حداقل می‌شود. به این دلیل که در تغییرات K_k به اندازه کافی درجه آزادی داریم. اکنون با مشتق گیری از مجموع عناصر قطر اصلی P_k نسبت به K_k کار را ادامه می‌دهیم. و توجه داریم که $P_k^- H_K^T K_K^T$ با مجموع عناصر قطر اصلی ترانهاده آن $K_k H_K P_K^-$ برابر می‌باشد.

نتیجه عبارت خواهد بود:

$$\frac{d(\text{trace } p_k)}{dk_k} = -2(H_K P_K^-)^T + 2K_K (H_K P_K^- H_K^T + R_K) \quad (16-3)$$

حال مشتق را برابر صفر قرار می‌دهیم و بهره بهینه را بدست می‌آوریم. نتیجه خواهد شد:

$$k_k = P_K^- H_K^T (H_K P_K^- H_K^T + R_K)^{-1} \quad (17-3)$$

این K_k خاص که متوسط مربعی تخمین خطا را حداقل می‌کند، بهره کالمن نامیده می‌شود.

¹ Trace

حال می توان ماتریس کوواریانس مربوط به تخمین بهینه را محاسبه کرد. با مراجعه به معادله (۱۱-۳) داریم:

$$P_K = (I - K_K H_K) P_K^- (I - K_K H_K)^T + K_K R_K K_K^T \quad (۱۸-۳)$$

$$P_K = P_K^- - K_K H_K P_K^- - P_K^- H_K^T K_K^T + K_K (H_K P_K^- H_K^T + R_K) K_K^T \quad (۱۹-۳)$$

با جایگذاری عبارت مربوط به بهره بهینه، معادله (۱۷-۳) در معادله (۱۹-۳)، معادله زیر نتیجه می شود:

$$P_K = P_K^- - P_K^- H_K^T (H_K P_K^- H_K^T + R_K)^{-1} H_K P_K^- \quad (۲۰-۳)$$

$$P_K = P_K^- - K_K (H_K P_K^- H_K^T + R_K) K_K^T \quad (۲۱-۳)$$

$$P_K = (I - K_K H_K) P_K^- \quad (۲۲-۳)$$

باید توجه کرد که محاسبه P_k به روز شده از P_k^- پیشین با استفاده از رابطه (۲۲-۳) فقط برای شرایط بهره بهینه معتبر می باشد. ولی عبارت (۱۸-۳) برای هر بهره ای چه بهینه و چه زیر بهینه معتبر است.

هم اکنون امکان لازم را برای اعمال اندازه گیری در t_k توسط معادله (۸-۳) و با برابر قراردادن K_k با بهره کالمن که توسط معادله (۱۷-۳) داده می شود، خواهیم داشت. باید توجه شود که بدین منظور به مقادیر \hat{x}_k^- و P_k^- نیاز داریم و این نیاز در تکرار بعدی مجددا مشاهده می گردد، تا اینکه از اندازه گیری z_{k+1} استفاده بهینه به عمل آید. تخمین به روز شده \hat{x}_k به سادگی با استفاده از ماتریس انتقال به جلو تصویر می شود. در این باره می توان از سهم w_k در معادله (۱-۳) صرف نظر کرد زیرا دارای متوسط صفر بوده و با هیچ w ی قبلی همبستگی ندارد. بنابراین خواهیم داشت:

$$\hat{X}_{k+1}^- = \Phi_k \hat{x}_k \quad (۲۳-۳)$$

ماتریس کوواریانس خطا مربوط به \hat{x}_{k+1}^- با تشکیل عبارتی برای خطا پیشین بدست می آید.

$$e_{k+1}^- = x_{k+1}^- - \hat{x}_{k+1}^- = (\Phi_k x_k + w_k) - \Phi_k \hat{x}_k = \Phi_k e_k + w_k \quad (۲۴-۳)$$

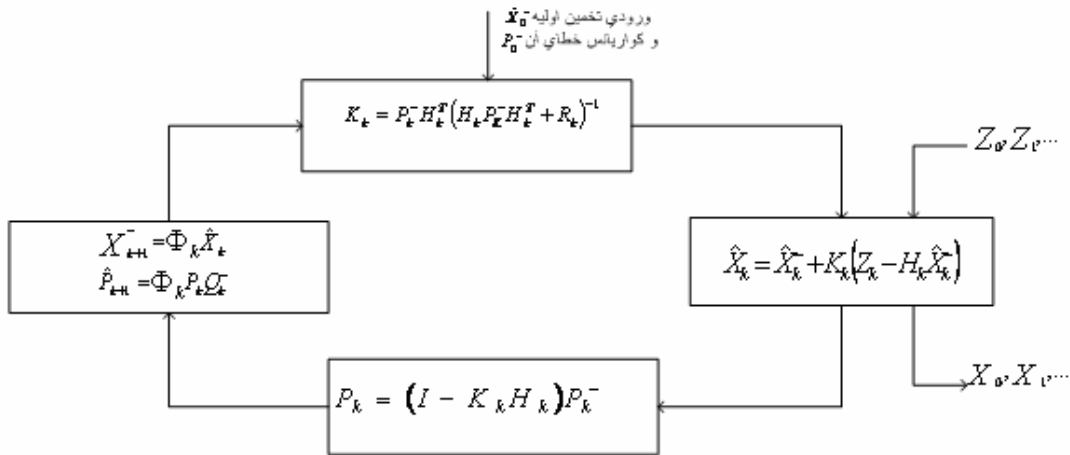
در این مرحله توجه می کنیم که e_k, w_k دارای همبستگی عرضی^۱ صفر می باشند. زیرا w_k نویز فرایند برای مرحله بعدی t_k می باشد. بنابراین می توانیم عبارتی برای P_{k+1}^- به طریق زیر بنویسیم:

$$P_{k+1}^- = E [e_{k+1}^- e_{k+1}^{-T}] = E [(\Phi_k e_k + w_k)(\Phi_k e_k + w_k)^T] \quad (۲۵-۳)$$

^۱ Cross correlation

هم اکنون مقادیر مورد نیاز در زمان t_{k+1} را داریم و اندازه گیری z_{k+1} را می توان مشابه مرحله قبلی به کار برد.

معادلات مربوطه و ترتیب مراحل محاسباتی در شکل (۳-۱) نشان داده شده است.



شکل ۳-۱ حلقه فیلتر کالمن

در حقیقت معادلات فیلتر کالمن به دو بخش پیش بینی و به روز رسانی تقسیم می شود که به صورت زیر بیان می شوند:

پیش بینی:

$$\hat{x}_{k+1}^- = \Phi_k \hat{x}_k^- \quad (۳-۲۶)$$

$$P_{k+1}^- = \Phi_k P_k^- \Phi_k^T + Q_k \quad (۳-۲۷)$$

به روز رسانی:

$$\hat{x}_k = \hat{x}_k^- + k_k (z_k - H_k \hat{x}_k^-) \quad (۳-۲۸)$$

$$K_k = P_k^- H_k^T (H_k P_k^- H_k^T + R_k)^{-1} \quad (۳-۲۹)$$

$$P_k = (I - K_k H_k) P_k^- \quad (۳-۳۰)$$

فرض های سفید بودن نویز فرایند، سفید بودن نویز اندازه گیری و عدم همبستگی بین نویز اندازه گیری و فرایند که محدود کننده هستند را می توان ساده تر کرد. یک نویز رنگی را می توان خروجی یک زیر سیستم با ورودی نویز سفید در نظر گرفت. به این زیر سیستم سفید کننده گفته می شود و بردارهای حالت آن باید به بردارهای حالت سیستم اضافه شوند.

۳-۴ رفع محدودیت‌های فیلتر کالمن

فرض‌های اصلی در به کارگیری فیلتر کالمن که محدودیت در کاربرد آن بوجود می‌آورد عبارتند از:

- خطی بودن سیستم
- داشتن مدل ریاضی از حرکت هدف
- سفید بودن و گوسی بودن رشته نویز فرایند
- سفید بودن و گوسی بودن رشته نویز اندازه گیری
- همبسته نبودن نویز اندازه گیری و نویز فرایند
- همبسته نبودن نویز اندازه گیری و حالت
- مشخص بودن ورودی سیستم

در بحث کم کردن این محدودیت‌ها، تکنیک پیش سفید کردن و اضافه کردن حالت بیان خواهد شد. در حالت غیر خطی بودن سیستم، روش خطی سازی مدل و استفاده از فیلتر کالمن توسعه یافته^۱، به کار گرفته می‌شود. برای مشخص کردن ورودی از تخمین ورودی استفاده می‌شود. نتیجه توسعه تخمین (فیلتر کالمن) به حالت‌های غیر استاندارد، شامل موارد زیر است: [۲۶]

- خود بستگی نویز فرایند (نویز رنگی فرایند)
- خود بستگی نویز اندازه گیری (نویز رنگی اندازه گیری)
- همبستگی نویز اندازه گیری و نویز فرایند
- همبستگی نویز اندازه گیری و حالت
- غیر خطی بودن مدل سیستم
- نامشخص بودن ورودی سیستم

حالت‌های فوق هر کدام به مسئله استاندارد فیلتر کالمن تبدیل می‌شوند. در اینجا به توضیح برخی از این موارد می‌پردازیم.

۳-۴-۱ حالت وجود خود بستگی در نویز فرایند - نویز رنگی در فرآیند

سیستم دینامیک با نویز خود بسته (غیر سفید یا رنگی) زیر را در نظر می‌گیریم: [۲]

$$x(K+1) = Fx(k) + v_c(k) \quad (۳-۳۱)$$

¹ Extended kalman filter

خود بستگی نویز فرایند به صورت روبرو تعریف می شود. $E[v_c(k)v_c(j)^T] = Q(k-j)$
معادله اندازه گیری به صورت زیر است.

$$z(k) = Hx(k) + w(k) \quad (3-32)$$

و کواریانس نویز اندازه گیری

$$E[w(k)w(j)^T] = \begin{cases} R & j = k \\ 0 & j \neq k \end{cases}$$

با توجه به عدم همبستگی نویزهای فرآیند و اندازه گیری داریم.

$$E[v(k)w(j)^T] = 0$$

از فیلتر پیش سفید کننده^۱ استفاده می کنیم و با عمل افزایش حالت^۲ رشته مارکوف بدست می آوریم. برای این کار نویز با همبستگی نمایی در نظر می گیریم. شتاب $a(t)$ به صورت زیر با همبستگی نمایی در نظر گرفته خواهد شد.

$$r(\tau) = E[a(t)a(t+\tau)] = \sigma_m^2 e^{-\beta|\tau|} \quad \beta \geq 0 \quad (3-33)$$

$$R(s) = L\{r(\tau)\} = \frac{-2\beta\sigma_m^2}{(s-\beta)(s+\beta)} \quad \text{در این صورت}$$

در نتیجه $W(s) = 2\beta\sigma_m^2$ و $H(s) = \frac{1}{s+\beta}$ و در این صورت برای شتاب داریم.

$$\dot{a}(t) = -\beta a(t) + \tilde{v}(t) \quad (3-34)$$

در این رابطه $\tilde{v}(t)$ نویز سفید با واریانس $2\beta\sigma_m^2$ مطابق رابطه (3-35) است.

$$E[\tilde{v}(t)\tilde{v}(\tau)] = 2\beta\sigma_m^2 \delta(t-\tau) \quad (3-35)$$

اکنون مدل ریاضی هدف در یک بعد را می توان توسط معادلات دیفرانسیل زیر بیان کرد.

$$\begin{aligned} \dot{X}(t) &= v(t) \\ \dot{a}(t) &= -\beta a(t) + \tilde{v}(t) \end{aligned} \quad \text{و} \quad X(t) = \begin{bmatrix} x(t) \\ v(t) \\ a(t) \end{bmatrix}$$

$x(t)$ موقعیت هدف، $v(t)$ سرعت هدف و $a(t)$ شتاب هدف است. در نتیجه:

$$\dot{x}(t) = AX(t) + D\tilde{v}(t) \quad (3-36)$$

¹ Prewhitening Filter

² State Augmentation

که در آن $D = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{bmatrix}$ و $A = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & -\beta \end{bmatrix}$ است. مدل گسسته شده سیستم به صورت زیر می شود.

$$X(t+T) = e^{AT} X(t) + \int_t^{T+t} e^{A(t+T-\tau)} D \tilde{v}(\tau) d(\tau)$$

$$\Phi(T) = e^{AT}$$

$$\Phi(T) = \begin{bmatrix} 1 & T & \frac{1}{\beta^2} [-1 + \beta T + e^{-\beta T}] \\ 0 & 1 & \frac{1}{\beta} [1 - e^{-\beta T}] \\ 0 & 0 & e^{-\beta T} \end{bmatrix} \quad (37-3)$$

مدل گسسته متناظر معادلات (36-3) به صورت زیر می شود.

$$X(k+1) = \Phi(T)X(k) + w(k) \quad (38-3)$$

که در آن $\Phi(T)$ مطابق (37-3) و $X(k)$ به صورت $\begin{bmatrix} x(k) \\ V(k) \\ a(k) \end{bmatrix}$ است. در اینجا به کمک

پیش فیلتر $\dot{a}(t) = -\beta a(t) + \bar{v}(t)$ نویز رنگی فرایند (شتاب) تبدیل به نویز سفید فرایند شد و این دینامیک به حالت سیستم افزوده شده است. کواریانس نویز فرایند به صورت زیر خواهد شد.

$$Q = E \{W_k W_k^T\} = 2\beta\sigma_m^2 \begin{bmatrix} Q_{11} & Q_{12} & Q_{13} \\ Q_{21} & Q_{22} & Q_{23} \\ Q_{31} & Q_{32} & Q_{33} \end{bmatrix} \quad (39-3)$$

عناصر ماتریس به صورت زیر است:

$$Q_{11} = \frac{1}{2\beta^5} [1 - e^{-2\beta T} + 2\beta T + 2/3\beta^3 T^3 - 2\beta^2 T^2 - 4\beta T e^{-\beta T}]$$

$$Q_{12} = Q_{21} = \frac{1}{2\beta^4} [1 + e^{-2\beta T} - 2e^{-\beta T} - 2\beta T + \beta^3 T^3 + 2\beta T e^{-\beta T}]$$

$$Q_{13} = Q_{31} = \frac{1}{2\beta^3} [1 - e^{-2\beta T} - 2\beta T e^{-\beta T}]$$

$$Q_{22} = \frac{1}{2\beta^3} [4e^{-\beta T} - 3 - e^{-2\beta T} + 2\beta T]$$

$$Q_{23} = \frac{1}{2\beta^2} [e^{-2\beta T} + 1 - 2\beta T]$$

$$Q_{33} = \frac{1}{2\beta^3} [1 - e^{-2\beta T}]$$

در اغلب کاربردها $\beta T \ll 1/2$ برقرار است و روابط فوق به صورت زیر ساده می شوند:

$$Q = 2\beta\sigma_m \begin{bmatrix} T^5/20 & T^4/8 & T^3/6 \\ T^4/8 & T^3/3 & T^2/2 \\ T^3/6 & T^2/2 & T \end{bmatrix} \quad (40-3)$$

$$\Phi(T) = \begin{bmatrix} 1 & T & 1/2T^2 \\ 0 & 1 & T \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

در مورد مدل اخیر بردار حالت شامل شتاب نیز هست و بعد حالت افزایش یافته است. با افزایش ابعاد بردار حالت، حجم محاسبات افزایش می یابد. همچنین برای اطمینان از تخمین دقیق شتاب هدف، باید از بالا بودن نرخ نمونه برداری مطمئن بود.

۳-۴-۲ حالت وجود همبستگی متقابل بین نویز فرایند و نویز اندازه گیری^۱ [۲۸]

مدل زیر را در نظر بگیرید:

$$x(K+1) = Fx(k) + V(k) \quad (41-3)$$

$$Z(k) = Hx(k) + W(k) \quad (42-3)$$

$$E[V(k)W(j)^T] = Q\delta_{kj} \quad (43-3)$$

$$E[W(k)W(j)^T] = R\delta_{kj} \quad (44-3)$$

$$E[V(k)W(j)^T] = U\delta_{kj} \quad (45-3)$$

معادله آخر همبستگی متقابل رشته نویز اندازه گیری و رشته نویز فرایند است. معادله فرایند را

مجدداً با نویز بدون همبستگی به صورت زیر می نویسیم.

$$\begin{aligned} x(k+1) &= Fx(k) + V(k) + T[z(k) - Hx(k) - W(k)] \\ &= (F - TH)x(k) + V(k) - TW(k) + Tz(k) \end{aligned}$$

با تعریف ماتریس های زیر:

$$F^* = F - TH \quad \text{و} \quad V^*(k) = V(k) - TW(k) \quad \text{و} \quad U^*(k) = Tz(k)$$

مدل به صورت

¹ Cross-Correlated Measurement and Process Noise

$$x(k+1) = F^* x(k) + V^*(k) + U^*(k) \quad (46-3)$$

خواهد شد و در آن همبستگی بین نویز فرایند و اندازه گیری را صفر می گیریم:

$$E[V^*(k)W^T(k)] = E[[V(k) - TW(k)]W^T(k)] = U - TR = 0$$

که نتیجه می دهد:

$$T = UR^{-1} \quad (47-3)$$

با این نتیجه کواریانس نویز فرایند جدید:

$$E[V^*(k)W^*(k)^T] = E\left[[V(k) - UR^{-1}W(k)]\left[[V(k) - UR^{-1}W(k)]^T\right]\right]$$

است که نتیجه می شود:

$$Q^* = Q - UR^{-1}U^T \quad (48-3)$$

و مدل فضای حالت تغییر یافته سیستم به صورت:

$$x(k+1) = (F - UR^{-1}H)x(k) + V^*(k) + UR^{-1}z(k) \quad (49-3)$$

با ورودی معلوم $UR^{-1}z(k)$ این مدل تغییر یافته، شرایط استاندارد فیلتر کالمن را دارد.

۳-۴-۳ حالت نویز اندازه گیری با خود بستگی

روابط مدل را در نظر بگیرید:

$$x(k+1) = Fx(k) + V(k) \quad (50-3)$$

$$Z(k) = Hx(k) + W_c(k) \quad (51-3)$$

$$W_c(k+1) = F_c W_c(k) + W_w(k) \quad (52-3)$$

$$E[W_w(k)W_w(j)^T] = R_w \delta_{kj} \quad (53-3)$$

$$E[V(k)W_w(j)^T] = Q \delta_{kj} \quad (54-3)$$

$$E[V(k)W_w(j)^T] = 0 \quad (55-3)$$

رشته W_c یک نویز اندازه گیری همبسته مارکوف است. یک راه آسان اضافه کردن حالت به مدل است که مسئله را به صورت استاندارد در می آورد اما مشاهده کامل حالت که منجر به کواریانس ناویژه^۱ حالت می شود، یک ویژگی نامطلوب است. با معرفی اندازه گیری تفاضلی زیر:

¹ Singular

$$y(k) = Z(k+1) - F_c Z(k) = Hx(k+1) + W_c(k+1) - F_c Hx(k) - F_c W_c(k) \quad (56-3)$$

$$= HFx(k) + Hv(k) + W_w(k) - F_c Hx(k)$$

که آنرا می توان به صورت زیر نوشت، داریم:

$$y(k) = H^* x(k) + W(k) \quad (57-3)$$

در این رابطه ماتریس جدید اندازه گیری

$$H^* = HF - F_c H \quad (58-3)$$

است و نویز جدید اندازه گیری به صورت زیر می شود:

$$W(k) = Hv(k) + W_w(k) \quad (59-3)$$

$$E[W(k)W(j)^T] = (HQH^T + R_w)\delta_{kj} + R\delta_{kj} \quad (60-3)$$

$$E[V(k)W(k)^T] = QH^T \quad (61-3)$$

از همان روش قسمت قبل در حذف همبستگی استفاده می شود با نوشتن مجدد معادله فرآیند داریم:

$$x(k+1) = Fx(k) + V(k) + T[y(k) - H^* x(k) - W(k)]$$

$$= (F - TH^*)x(k) + V(k) - TW(k) + Ty(k)$$

با تعریف نویز جدید فرآیند به صورت:

$$V^*(k) = V(k) - TW(k) \quad (62-3)$$

و ماتریس جدید انتقال به صورت:

$$F^* = F - TH^* \quad (63-3)$$

داریم:

$$x(k+1) = F^* x(k) + V^*(k) + Ty(k) \quad (64-3)$$

در معادله (64-3) T به گونه ای انتخاب می شود که همبستگی صفر شود.

$$E[V^*(k)W(k)^T] = E[[V(k) - TW(k)]W(k)^T] = QH^T - TR = 0$$

در نتیجه داریم:

$$T = QH^T R^{-1} = QH^T (HQH^T + R_w)^{-1} \quad (65-3)$$

و ماتریس انتقال جدید به صورت:

$$F^* = F - TH^* = F - QH^T (HQH^T + R_w)^{-1} (HF - F_c H) \quad (66-3)$$

و نویز جدید فرایند به صورت زیر می شود:

$$E[V^*(k)V^*(k)^T] = E\left[\left[V(k) - QH^T R^{-1}W(k)\right]\left[V(k) - QH^T R^{-1}W(k)\right]^T\right] \quad (۶۷-۳)$$

$$= Q - QH^T R^{-1}HQ = Q^*$$

اکنون تخمین را می توان با معادله (۶۴-۳) با نویز سفید و کواریانس (۶۷-۳) و اندازه گیری (۵۷-۳) و نویز سفید اندازه گیری $w(k)$ با کواریانس (۶۰-۳) انجام داد. اکنون دو رشته نویز نا همبسته هستند و بدون در نظر گرفتن حضور $z(k+1)$ در $y(k)$ ، مسأله استاندارد داریم.

۵-۳ مدل سازی - مدل های هدف

به منظور تخمین پارامترهای سیستماتیک یک هدف، ابتدا باید هدف را توسط یک سیستم دینامیکی مدل کرد و سپس سیستم اندازه گیری را توسط یک مدل ریاضی بیان نمود. بدین ترتیب دیده می شود دو عنصر اساسی در مسئله ردیابی اهداف دخالت دارند:

- نحوه مدل کردن سیستم هدف یا به عبارتی مدل کردن خواص سینماتیک هدف و مانورهای آن

- نحوه مدل کردن سیستم اندازه گیری و یا به عبارتی مدل کردن خطاهای اندازه گیری و نحوه ارتباط بین حالت سیستم (X) و بردار مشاهدات (Z)

مدل کردن سیستم دینامیکی هدف شامل سه مرحله است:

- تعیین بردار حالت هدف
- تعیین سیستم مختصات مرجع
- مدل کردن مانور هدف

اولین مرحله در مدل کردن سیستم دینامیکی هدف تعیین متغیرهای حالت (بردار حالت X) هدف است. تعداد و نوع متغیرهای حالت و اینکه در چه سیستم مختصاتی بیان شوند بستگی به مورد کاربرد دارد. در حالت کلی بردار حالت شامل سه مولفه موقعیت، سه مولفه سرعت و سه مولفه شتاب هدف است. در این صورت بعد بردار حالت $N=9$ است. حجم محاسبات ردیابی یک هدف تقریباً متناسب با N^3 است که N بعد بردار حالت هدف است. با توجه به این مطلب اکثر اوقات بهتر است از مدل سرعت ثابت استفاده شود و شتاب به عنوان یک نویز جمع شونده در نظر گرفته شود. بدین ترتیب حداکثر متغیرهای حالت $N=6$ بوده و حجم محاسبات بیش از هفتاد درصد کاهش می یابد.

دومین مرحله در فرموله کردن سیستم دینامیک هدف، تعیین سیستم مختصات مرجع است. مدل ریاضی هدف وابستگی شدیدی به سیستم مختصات مرجع دارد. عموماً دو سیستم مختصات متداول هستند.

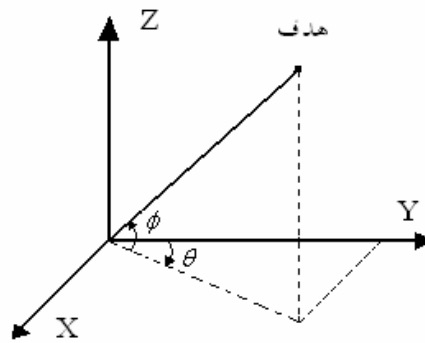
الف - مختصات قطبی: شاید در ابتدا به نظر برسد که مختصات قطبی برای ردیاب مناسبتر از سایر سیستم های مختصات است چون اندازه گیری های ردیاب در این سیستم مختصات انجام می شود و احتیاجی به تبدیل مختصات نیست، بعلاوه با توجه به ناهمبسته بودن خطاهای اندازه گیری در مولفه های این سیستم مختصات، بردار حالت می تواند افراز شده و فیلتر ردیابی دو بعدی به دو فیلتر ساده تک بعدی برای زاویه سمت و زاویه ارتفاع تفکیک شود. همچنین ایستائی خطاهای اندازه گیری (ثابت بودن واریانس های خطا در حوزه زمان) امکان ساده سازی بیشتری فراهم می آورد. با این همه از آنجا که تغییرات دینامیک هدف در این سیستم باعث بروز برخی مشکلات و منجر به غیر خطی شدن فیلتر ردیابی می شود. در این حالت حتی اگر هدف در راستای یک خط مستقیم و با سرعت ثابت حرکت کند، در این سیستم نوعی شتاب که رابطه غیر خطی با زوایای سمت و ارتفاع دارد بروز می کند.

ب - مختصات دکارتی: این سیستم مختصات برای مسیر اهدافی مناسب است که متشکل از بخشهای مستقیم الخط باشد. در این صورت برای یک هدف با سرعت ثابت، معادله حرکت در این سیستم مختصات معادله ای خطی بوده و شتاب های ساختگی از قبیل آنچه در مورد مختصات قطبی وجود دارد، بوجود نمی آید. بعلاوه رابطه مکان، سرعت، شتاب و نیروها در هر یک از مولفه های Z, Y, X رابطه ای خطی است و مشخصات قوانین نیوتن به ازای دیفرانسیل مسیر خطی اند. مشکلی که در استفاده از این سیستم مختصات وجود دارد این است که داده های ردیاب بطور طبیعی در مختصات قطبی هستند. برای حل این مشکل دو راه پیشنهاد می شود.

الف- داده های ردیاب به همان فرم طبیعی یعنی در مختصات قطبی در نظر گرفته شده و از یک صافی غیرخطی استفاده شود.

ب- با توجه به شکل (۳-۲) تبدیل مختصات طبق روابط زیر صورت می گیرد:

$$z = R \sin \phi, \quad y = R \cos \phi \cos \theta, \quad x = R \cos \phi \sin \theta \quad (۳-۵۰)$$



شکل ۲-۳ اندازه گیری های ردیاب

چنانکه دیده می شود روابط غیر خطی اند و منجر به بروز همبستگی بین مولفه های خطا می شود یعنی علیرغم صفر بودن کواریانس های متقابل $\sigma_{\theta\phi}$ در تبدیل مختصات کواریانس متقابل غیر صفر بوجود خواهد آمد. علاوه بر آن باوجود ایستائی مولفه های خطا در مختصات قطبی ($\sigma_{\phi}^2, \sigma_{\theta}^2$) تابع k نیستند) مولفه های خطا در مختصات کارتیزین متغیر با زمان می شوند. لذا در این حالت نمی توان از فیلترهای با ضرایب ثابت استفاده کرد. با این وجود در سیستم های ردیابی از تزویج و غیر ایستا بودن خطا صرف نظر می شود و فرض می شود $\sigma_x, \sigma_y, \sigma_z$ مساوی هستند و بدین ترتیب فیلتر ردیابی به سه فیلتر ساده تک بعدی برای مولفه های Z, Y, X قابل تقسیم است. اگر بتوان یک فیلتر سه بعدی با تعداد متغیرهای $N=9$ را به سه فیلتر یک بعدی با تعداد متغیرهای حالت $N=3$ برای هر فیلتر تبدیل کرد، حجم محاسبات حدود نود درصد کاهش می یابد. آخرین مرحله در مدل کردن سیستم، مدل کردن توانائی های مانور هدف است. بعنوان مثال هدف می تواند دارای سرعت ثابت فرض شود و شتاب آن بصورت یک نویز ناهمبسته مدل سازی شود. نحوه مدل کردن شتاب، نقش مهمی در مدل کردن رفتار هدف دارد و حجم محاسبات شدیداً وابسته به ابعاد بردار حالت است و ابعاد بردار حالت بسته به شیوه مدل کردن توانایی های مانور هدف و شتاب آن دارد. معمولاً شتاب به صورت یک نویز سفید یا رنگی مدل می شود.

۳-۶ تعیین مدل های سینماتیکی مانور هدف

در مدل هایی که از معادلات ساده حرکت سرعت ثابت یا شتاب ثابت بدست می آید، مشتق دوم یا سوم موقعیت صفر می شود. مدل را مستقیماً به صورت زمان گسسته می توان نوشت یا از گسسته سازی مدل پیوسته بدست آورد.

مدلها را برای یک محور مختصات ارائه می دهیم برای حرکت در چند محور معمولاً این مدلها به صورت مستقل در هر محور در نظر گرفته می شوند. موارد زیر در مدل سازی در اینجا بررسی می شوند [۲۹]:

- مدل با شتاب نویز سفید (مدل درجه دوم)
- مدل با شتاب فرایند وینر (مدل درجه سوم)

می توان مدل را از گسسته سازی زمانی مدل سینماتیک پیوسته که خود توسط نویز سفید تحت تاثیر قرار می گیرد، بدست آورد یا می توان مستقیماً مدل حالت در زمان گسسته تعریف کرد و رشته تصادفی به صورت تکه ای ثابت^۱ سفید به عنوان فرایند نویز در آن بکار برد.

۳-۶-۱ مدل با شتاب به صورت نویز سفید

یک شیئی که با سرعت ثابت در محور نوعی ξ حرکت می کند توسط معادله

$$\ddot{\xi}(t) = 0 \quad (۳-۵۱)$$

توصیف می شود. نظر به اینکه $\xi(t)$ در غیاب نویز مطابق یک چند جمله ای تغییر می کند، به آن مدل چند جمله ای گویند. در عمل سرعت دچار تغییرات جزئی می شود. این تغییرات با نویز سفید مدل می شود. داریم:

$$\ddot{\xi}(t) = \tilde{v}(t) \quad (۳-۵۲)$$

که در آن $E[\tilde{v}(t)\tilde{v}(\tau)] = \tilde{q}(t)\delta(t-\tau)$ و $E[\tilde{v}(t)] = 0$ است. شدت فرایند نویز پیوسته زمانی \tilde{q} است که همان چگالی قدرت طیفی آن است و پارامتر طراحی فیلتر تخمین براساس مدل است. بردار حالت مربوط به معادله (۳-۵۲) برای دو بعد در هر محور به صورت:

$$x = \begin{bmatrix} \xi \\ \dot{\xi} \end{bmatrix} \quad (۳-۵۳)$$

است. این مدل را، شتاب نویز سفید یا مدل سینماتیک درجه دوم گوئیم. سرعت در این مدل فرآیند وینر که انتگرال نویز سفید است خواهد بود.

معادله مدل پیوسته زمانی به صورت:

$$\dot{x}(t) = Ax(t) + D\tilde{v}(t) \quad (۳-۵۴)$$

که در آن $D = \begin{bmatrix} 0 \\ 1 \end{bmatrix}$ و $A = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ 0 & 0 \end{bmatrix}$ خواهد بود. معادله گسسته شده به صورت

¹ Piecewise - Constant

$$X(k+1) = FX(k) + v(k) \quad (55-3)$$

که در آن $F = e^{AT} = \begin{bmatrix} 1 & T \\ 0 & 1 \end{bmatrix}$ و نویز زمان گسسته مربوط به زمان پیوسته به صورت

$$v(k) = \int_0^T e^{A(T-\tau)} D \tilde{v}(kT + \tau) d\tau \quad (56-3)$$

خواهد بود و کوارینانس نویز زمان گسسته با فرض ثابت بودن \tilde{q} به صورت زیر در می‌آید.

$$Q = E[v(k)v(k)^T] = \int_0^T \begin{bmatrix} T-\tau \\ 1 \end{bmatrix} \tilde{q} d\tau \quad (57-3)$$

$$Q = \begin{bmatrix} 1/3T^3 & 1/2T^2 \\ 1/2T^2 & T \end{bmatrix} \tilde{q}$$

تغییر شدت نویز و در نتیجه سرعت در یک دوره T از درجه $\sqrt{Q_{22}} = \sqrt{\tilde{q}T}$ خواهد بود. یک مدل که سرعت در آن تقریباً ثابت است را با انتخاب کم چگالی طیفی توان نویز \tilde{q} می‌توان در نظر گرفت.

۳-۶-۲ مدل با شتاب فرآیند وینر

یک شیئی که با شتاب ثابت در محور نوعی ξ حرکت می‌کند توسط معادله

$$\ddot{\xi}(t) = 0 \quad (58-3)$$

توصیف می‌شود. در اینجا نیز شتاب کاملاً ثابت نیست و تغییرات آنرا می‌توان با یک نویز سفید با مقدار متوسط صفر به صورت

$$\ddot{\xi}(t) = \tilde{v}(t) \quad (59-3)$$

مدل کرد. چون مشتق شتاب را (jerk) گوئیم، این مدل را، مدل jerk با نویز سفید گوئیم. بردار حالت آن به صورت

$$x = [\xi \quad \dot{\xi} \quad \ddot{\xi}]^T \quad (60-3)$$

و معادله مدل حالت زمان پیوسته به صورت

$$\dot{x}(t) = Ax(t) + D\tilde{v}(t) \quad (61-3)$$

خواهد بود که در آن $D = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{bmatrix}$ و $A = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}$ است. این مدل درجه سوم با سه انتگرال گیر است.

تغییر شتاب در یک دوره نمونه برداری T از مرتبه $\sqrt{qT} = \sqrt{Q_{33}}$ می شود که می توان آنرا به عنوان چگالی نویز فرآیند در نظر گرفت انتخاب چگالی قدرت طیفی \tilde{q} را برای فرآیند پیوسته زمانی نویز \tilde{v} در تنظیم مدل حرکت واقعی شیئی داریم. یک مدل با شتاب تقریباً ثابت را با انتخاب کم چگالی \tilde{q} بدست می آوریم. تغییر شتاب باید نسبت به اندازه شتاب واقعی کوچک باشد. معادله گسسته زمانی با دوره T برای این حالت به صورت

$$X(k+1) = FX(k) + v(k) \quad (62-3)$$

است. ماتریس انتقال حالت به صورت

$$F = \begin{bmatrix} 1 & T & \frac{1}{2}T^2 \\ 0 & 1 & T \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (63-3)$$

و ماتریس کواریانس $v(k)$ به صورت

$$\dots Q = E[v(k)v(k)'] = \begin{bmatrix} \frac{1}{20}T^5 & \frac{1}{8}T^4 & \frac{1}{6}T^3 \\ \frac{1}{8}T^4 & \frac{1}{3}T^3 & \frac{1}{2}T^2 \\ \frac{1}{6}T^3 & \frac{1}{2}T^2 & T \end{bmatrix} \tilde{q} \quad (64-3)$$

خواهد بود. ماتریس F سه مقدار ویژه یک دارد که قطب های تابع تبدیل با سه انتگرال گیر است.

۳-۶-۳ مدل سازی گسسته به صورت مستقیم

یک روش معمول مدل سازی سینماتیکی تعریف مستقیم مدل زمان گسسته به صورت زیر است.

نویز زمان گسسته $v(k)$ یک مقدار اسکالر با متوسط صفر رشته سفید به صورت

$$E[v(k)v(j)] = \sigma_v^2 \delta_{kj} \quad (65-3)$$

است و در معادله دینامیکی به صورت زیر وارد می شود:

$$X(k+1) = FX(k) + \Gamma v(k) \quad (66-3)$$

بهره نویز Γ یک بردار با بعد n_x است.

$$\tilde{v}(t) = v(k) \quad t \in [kT, (k+1)T] \quad (3-67)$$

این مقادیر شتاب، از دوره به دوره همبستگی ندارند و این نشان دهنده شتاب تکه‌ای ثابت است.

۳-۶-۴ مدل با شتاب تکه‌ای ثابت و نویز سفید

اگر $v(k)$ شتاب ثابت در مدت نمونه k ام (با طول T) باشد، افزایش سرعت در این دوره $v(k)T$ است، در حالی که اثر شتاب روی موقعیت به صورت $v(k)\frac{T^2}{2}$ است، معادله حالت با شتاب تکه‌ای ثابت و نویز سفید از درجه دوم به صورت

$$X(k+1) = FX(k) + \Gamma v(k)$$

است و $v(k)$ نویز فرآیند با متوسط صفر و رشته سفید خواهد بود. ماتریس انتقال حالت به صورت

$$F = \begin{bmatrix} 1 & T \\ 0 & 1 \end{bmatrix} \quad \text{و بردار بهره که در فرآیند نویز ضرب می‌شود به صورت} \quad \Gamma = \begin{bmatrix} \frac{1}{2}T^2 \\ T \end{bmatrix} \quad \text{می‌شود.}$$

کوواریانس فرآیند نویز در بهره یعنی $\Gamma v(k)$ به صورت:

$$Q = E[\Gamma u(k)v(k)\Gamma'] = \Gamma \sigma_v^2 \Gamma' = \begin{bmatrix} \frac{1}{5}T^4 & \frac{1}{2}T^4 \\ \frac{1}{2}T^3 & T^2 \end{bmatrix} \sigma_v^2 \quad (3-68)$$

است. برای این مدل σ_v باید در حدود اندازه ماکزیمم شتاب a_m باشد. یک محدوده عملی به صورت $a_m/2 \leq \sigma_v \leq a_m$ است. وقتی که چند محور داریم کوواریانس فیلتر تکرار شده به صورت بلوک‌های قطری از Q است.

۳-۶-۵ مدل شتاب فرآیند وینر و تکه‌ای ثابت

برای مدل درجه سوم شتاب تکه‌ای و فرآیند وینر معادله حالت به صورت زیر است:

$$X(k+1) = FX(k) + \Gamma v(k) \quad (3-69)$$

که در آن $F = \begin{bmatrix} 1 & T & \frac{1}{2}T^2 \\ 0 & 1 & T \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$ و $\Gamma = \begin{bmatrix} \frac{1}{2}T^2 \\ T \\ 1 \end{bmatrix}$ است. در این مدل فرآیند نویز سفید $v(k)$ افزایش

شتاب در طی مدت k امین نمونه است و فرض می شود $v(k)$ دارای متوسط صفر و رشته سفید باشد. شتاب فرآیند زمان گسسته وینر است. فرمول سازی با افزایش شتاب نسبت به حالتی که مدل درجه سوم با مشتق (jerk) داریم، بیشتر مناسب است.

کوواریانس نویز فرآیند که در بهره Γ ضرب شده به صورت:

$$Q = \Gamma \sigma_v^2 \Gamma' = \sigma_v^2 \begin{bmatrix} \frac{1}{4}T^4 & \frac{1}{2}T^3 & \frac{1}{2}T^2 \\ \frac{1}{2}T^3 & T^2 & T \\ \frac{1}{2}T^2 & T & 1 \end{bmatrix} \quad (70-3)$$

است. در این مدل σ_v از مرتبه ماکزیمم افزایش در مدت نمونه گیری یعنی Δa_m است و در یک محدوده به صورت $0.5\Delta a_m \leq \sigma_v \leq \Delta a_m$ قرار دارد.

۷-۳ طراحی فیلترهای ردیابی تصویری

در ردیابی تصویری با توجه به اندازه گیری محل هدف توسط سیستم بینایی و وجود نویز و تاخیر در این اندازه گیری، نیاز به فیلتر داریم. با فیلتر، پایداری لازم در سیستم کنترل ایجاد می شود و دقت بیشتری در نشانه روی دوربین به سمت هدف به دست می آید. در نتیجه اندازه گیری بهتری از زوایای دید هدف خواهیم داشت. علاوه بر این به دلیل وجود محدودیت در تنظیم مناسب سیستم کنترل سکو کم شدن خطای زاویه راستای دید هدف بسیار مهم است. در غیر این صورت هدف به راحتی می تواند از میدان دید دوربین خارج شود. برای رفع این محدودیت، فیلترهای ردیابی مجزایی برای زوایای دید دوربین در نظر گرفته شده است.

۸-۳ فیلتر ردیاب کالمن

ابتدا باید مدلی را برای هر کدام از دو زاویه سمت و ارتفاع در نظر بگیریم تا بتوانیم فیلتر کالمن را پیاده سازی کنیم.

اگر فرض کنیم $x(k)$ و $y(k)$ انحراف زوایای سمت و ارتفاع راستای دید هدف نسبت به مرکز صفحه تصویر باشد و $X_m(k)$ و $y_m(k)$ زوایای اندازه گیری شده سمت و ارتفاع سکو در لحظه k باشند. زوایای راستای دید هدف یعنی زاویه سمت و ارتفاع به صورت زیر خواهد بود.

$$\begin{cases} \theta(k) = x_m(k) + x(k) \\ \varphi(k) = y_m(k) + y(k) \end{cases} \quad (71-3)$$

برای تغییرات زوایای مشخص شده در رابطه (71-3) می توان مدلی در نظر گرفت. این مدل فقط به حرکت و مانور هدف و نگاشت آن به زوایای فوق بستگی پیدا می کند. باید توجه داشت که یک هدف با سرعت ثابت در فضا دارای زوایای ردیابی با سرعت و شتاب متغیر خواهد بود. نظر به زمان کوچک نمونه برداری، در نظر گرفتن مدل سرعت ثابت برای تغییرات زوایای ردیابی مناسب به نظر می رسد و داریم:

$$\begin{cases} \eta(k+1) = F\eta(k) + w(k) \\ z(k) = H\eta(k) + v(k) \end{cases} \quad (72-3)$$

که در آن $F = \begin{bmatrix} 1 & T \\ 0 & 1 \end{bmatrix}$ و $H = [1 \quad 0]$ است. $w(k)$ نویز شتاب با متوسط صفر برای زوایای ردیابی در نظر گرفته می شود. $v(k)$ نویز اندازه گیری است. این نویز در استخراج موقعیت هدف توسط پردازش تصویر به وجود خواهد آمد و فرض می شود نویز گوسی با متوسط صفر و کواریانس:

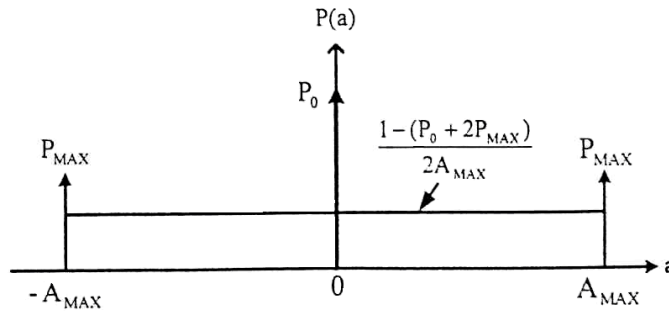
$$E[v(k)v^T(j)] = R\delta_{kj} \quad (73-3)$$

با مقدار $R = 0.005$ است. برای سادگی و حجم محاسبات کمتر، حرکت زوایای سمت و ارتفاع را به صورت دو مدل غیر وابسته دو بعدی برای پیاده سازی فیلتر کالمن در نظر گرفته ایم.

۳-۸-۱ فرآیند حذف همبستگی^۱ در نویز شتاب

در معادله (72-3)، $w(k)$ یک نویز سفید و یا گوسی نیست. زیرا هواپیما در حالت عادی با سرعت ثابت حرکت می کند، مگر در شرایط خاصی که از آشکار شدن خود توسط رادار و یا هدف قرار گرفتن خود توسط موشک ترسیده باشد. در این صورت مانور او اغلب یک گردش و یا افزایش و یا کاهش سرعت رو به جلو خواهد بود. اگر شتاب هواپیما را یک متغیر تصادفی فرض کنیم نمونه ای از تابع چگالی احتمال آن در شکل (3-3) نشان داده شده است. [2] و [27]

¹ Correlation



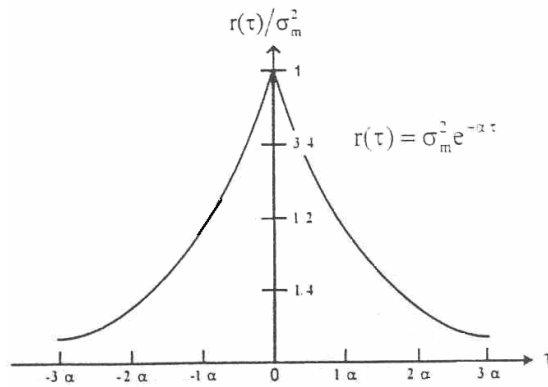
شکل ۳-۳ توزیع احتمال شتاب هدف خلبان دار

کمیت A_{\max} ماکزیمم شتاب هواپیما است. مقادیر چگالی بین حالت بدون مانور ($a(t) = 0$) و ماکزیمم مانور $a(t) = \pm A_{\max}$ غیر صفر اند و چگالی ماکزیمم شتاب ها را P_{\max} و چگالی حالت بدون شتاب را p_0 در نظر می گیریم. نظر به اینکه اولاً هواپیما می تواند احتمالاً ماکزیمم شتاب ممکن را نداشته باشد، ثانیاً تصویر مقدار شتاب در هر راستا می تواند بین مقادیر $-A_{\max}$ و A_{\max} باشد، و ثالثاً هواپیما خود تقریباً یک پاسخ درجه دوم به شتاب پله ای دارد، در نتیجه تابع توزیع مانور گوسی نخواهد بود. چگالی شتاب های غیر صفر و ماکزیمم را به صورت $\frac{1 - (P_0 + 2P_{\max})}{2A_{\max}}$ در نظر می گیریم. واریانس این مدل توزیع به صورت:

$$\sigma_m^2 = \frac{A_{\max}^2}{3} (1 + 4p_{\max} - p_0) \quad (۷۴-۳)$$

خواهد شد. از طرف دیگر، شتاب و مانور هدف همبستگی زمانی دارد. بدین معنی که اگر هدف در زمان t دارای شتاب باشد، در زمان $t + \tau$ برای مقادیر به قدر کافی کوچک τ نیز دارای شتاب خواهد بود. یک گردش کند هدف ممکن است حتی تا یک دقیقه طول بکشد. بدین ترتیب، مانور در یک پیروید نمونه برداری با مانور در پیرویدهای قبل (و یا بعد) همبستگی دارد. در ردیابی با بینایی، پیروید نمونه برداری بسیار کوتاه است ($T = 33ms$) و این همبستگی به شدت بیشتر خواهد بود. در یک مانور سفید هیچ همبستگی بین مقادیر مانور در نمونه های مختلف وجود ندارد. مدل معمول نمایش تابع همبستگی زمانی شتاب این مدل توزیع به صورت

$$r(\tau) = E[a(t)a(t+\tau)] = \sigma_m^2 e^{-\beta|\tau|} \quad (۷۵-۳)$$



شکل ۳-۴ تابع همبستگی زمانی شتاب هدف

است که در آن σ_m^2 از رابطه (۳-۷۴) به دست می‌آید. این تابع همبستگی در شکل (۳-۴) نمایش داده شده است. معادله شتاب که از تابع همبستگی داده شده در رابطه (۳-۷۵) نتیجه می‌شود را برای فرآیند سفید سازی به کار می‌گیریم. داریم:

$$R(s) = L\{r(\tau)\} = \frac{-2\beta\sigma_m^2}{(s-\beta)(s+\beta)} = H(s)H(-s)w(s) \quad (۳-۷۶)$$

در نتیجه:

$$H(s) = \frac{1}{s+\beta}, \quad w(s) = 2\beta\sigma_m^2 \quad (۳-۷۷)$$

در رابطه فوق $w(t)$ تبدیل لاپلاس نویز سفید است که بر شتاب $a(t)$ تاثیر می‌گذارد. معادله زمانی مربوط به $a(t)$ به صورت:

$$\dot{a}(t) = -\beta a(t) + w(t) \quad (۳-۷۸)$$

خواهد شد و واریانس نویز سفید $w(t)$ به صورت:

$$\sigma_w^2(\tau) = 2\beta\sigma_m^2\delta(\tau) \quad (۳-۷۹)$$

خواهد بود. معادلات حرکت زوایای ردیابی با مدل سرعت ثابت به صورت زیر نمایش داده می‌شود:

$$\dot{\zeta}'(t) = A_1\zeta'(t) + G_1a(t) \quad (۳-۸۰)$$

که در آن:

$$A_1 = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ 0 & 0 \end{bmatrix}, \quad G_1 = \begin{bmatrix} 0 \\ 1 \end{bmatrix} \quad (۳-۸۱)$$

در رابطه (۳-۸۰)، $a(t)$ شتاب زاویه‌ای است. واریانس و همبستگی $a(t)$ مطابق روابط (۳-۷۴) و

(۷۵-۳) می باشد.

معادلات سیستم افزوده با نویز سفید برای ردیابی به صورت زیر بیان خواهد شد:

$$\begin{cases} \dot{\xi}(t) = A_2 \xi(t) + G_2 w(t) \\ z(t) = H \xi(t) + v(t) \end{cases} \quad (۸۲-۳)$$

که در آن

$$A_2 = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & -\beta \end{bmatrix}, G_2 = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{bmatrix} \quad (۸۳-۳)$$

است. معادلات زمان گسسته به صورت زیر در می آید:

$$\begin{cases} \xi(K+1) = F \xi(k) + u(k) \\ z(k) = H \xi(k) + v(k) \end{cases} \quad (۸۴-۳)$$

که در آن:

$$F(T, \beta) = \begin{bmatrix} 1 & T & [\beta T - 1 + e^{-\beta T}] / \beta^2 \\ 0 & 1 & [1 - e^{-\beta T}] / \beta \\ 0 & 0 & e^{-\beta T} \end{bmatrix} \quad (۸۵-۳)$$

زمان نمونه برداری دوربین $T = 0.033s$ در نظر گرفته می شود. برای β مقدار 0.1sec^{-1} در نظر گرفته

می شود (ثابت زمانی $\frac{1}{\beta}$ برابر 10 ثانیه). بنابراین $\beta T = 0.0033$ و $F(\beta, T)$ به صورت ماتریس نیوتونی

در می آید:

$$F = \begin{bmatrix} 1 & T & T^2/2 \\ 0 & 1 & T \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (۸۶-۳)$$

ماتریس F نشان می دهد که سفید سازی شتاب معادل در نظر گرفتن مدل شتاب ثابت است

(جرک نویز سفید) چون $w(t)$ سفید است، می توان نشان داد که داریم $E[u(k)u(k+1)] = 0$ و

بنابراین $u(k)$ رشته نویز سفید با ماتریس کواریانس $Q(k)$ است و برای $\frac{1}{2} \beta T \ll 1$ داریم:

$$Q(K) = E[u(k)u^T(k)] = 2\beta\sigma_w^2 \begin{bmatrix} T^5/20 & T^4/8 & T^3/6 \\ T^4/8 & T^3/3 & T^2/2 \\ T^3/6 & T^2/2 & T \end{bmatrix} \quad (87-3)$$

با توجه به اینکه فقط اندازه گیری زاویه داریم. $H = [1 \ 0 \ 0]$ است.

روابط بازگشتی فیلتر کالمن برای هر فیلتر ردیاب زاویه اجرا خواهد شد. در ابتدا زوایای سمت و ارتفاع ردیاب در جهت هدف قرار می گیرد و به ترتیب زیر مقادیر اولیه آن مشخص می شوند:

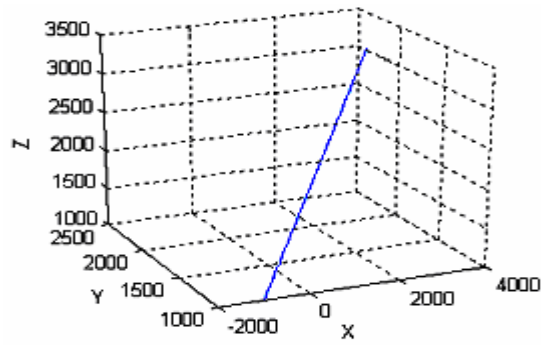
$$\hat{\xi}_1(2|1) = \theta(2|1) = \begin{bmatrix} x_1 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (88-3)$$

$$\hat{\xi}_2(2|1) = \varphi(2|1) = \begin{bmatrix} y_1 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}$$

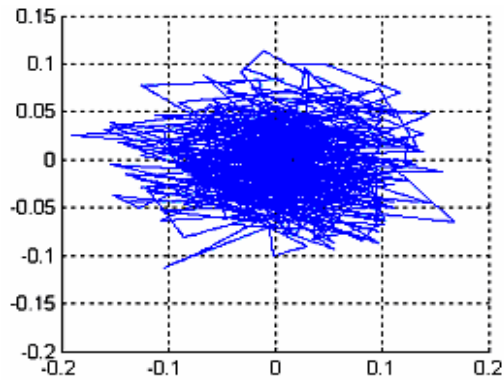
$$P_1(1|1) = P_2(1|1) = \begin{bmatrix} 100 & 0 & 0 \\ 0 & 100 & 0 \\ 0 & 0 & 100 \end{bmatrix}$$

۹-۳ شبیه سازی ردیابی فیلتر کالمن

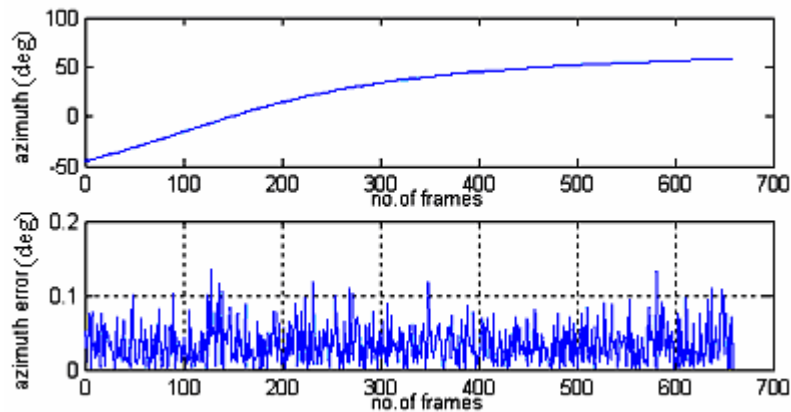
برای نمایش عملکرد سیستم فوق، برای اهداف با مانورهای متفاوت، شبیه سازی خطای زاویه سمت و ارتفاع نسبت به مرکز دید دوربین، همچنین صفحه تصویر دوربین آمده است.



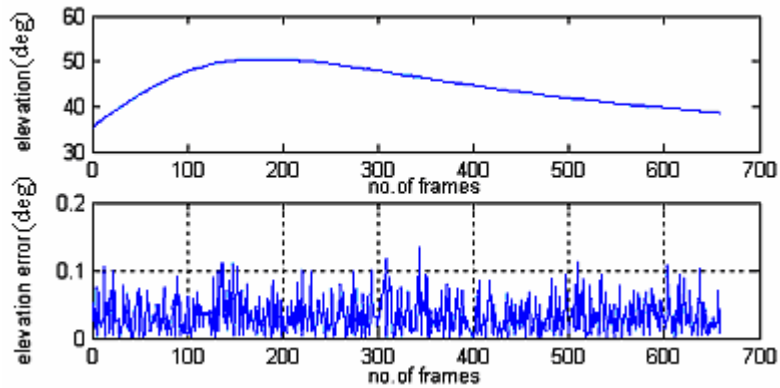
شکل ۳-۵ ردیابی هدف با سرعت ثابت



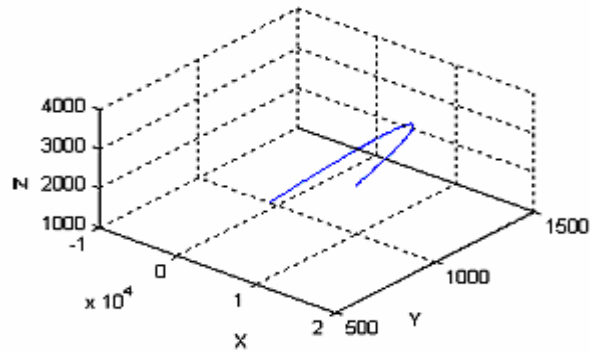
شکل ۳-۶ مکان هدف در صفحه تصویر دوربین



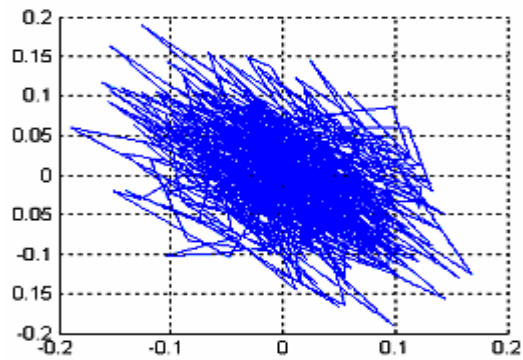
شکل ۳-۷ تغییر زاویه سمت هدف از دید دوربین و خطای ردیابی زاویه سمت



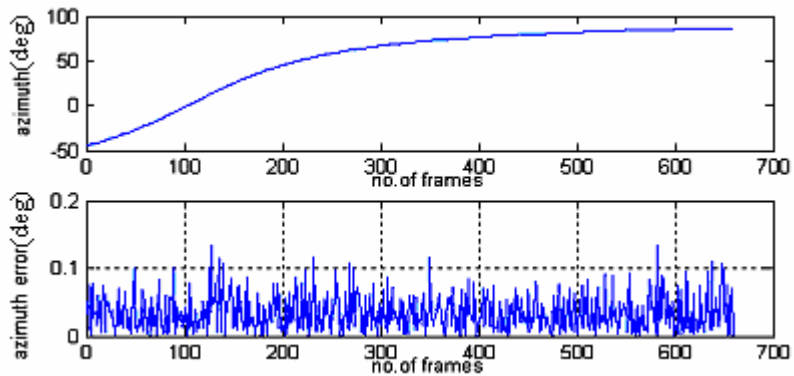
شکل ۳-۸ تغییر زاویه ارتفاع هدف از دید دوربین و خطای ردیابی زاویه ارتفاع



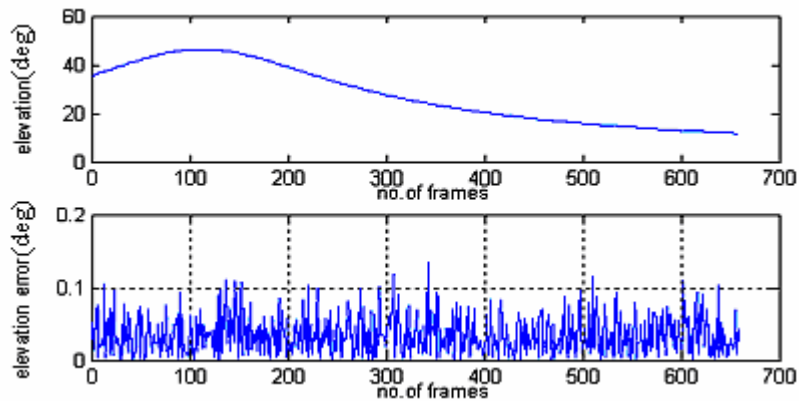
شکل ۳-۹ ردیابی هدف با چرخش انی



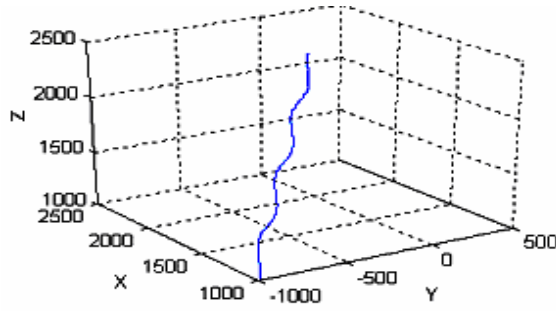
شکل ۳-۱۰ مکان هدف در صفحه تصویر دوربین



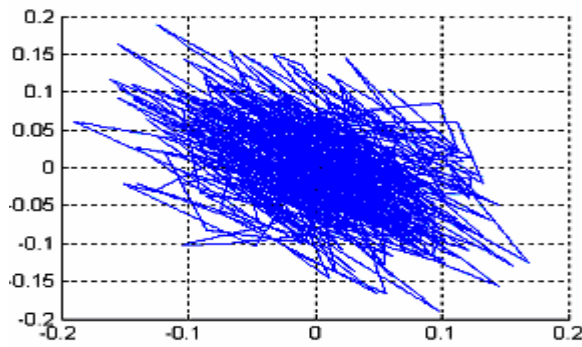
شکل ۳-۱۱ تغییر زاویه سمت هدف از دید دوربین و خطای ردیابی زاویه سمت



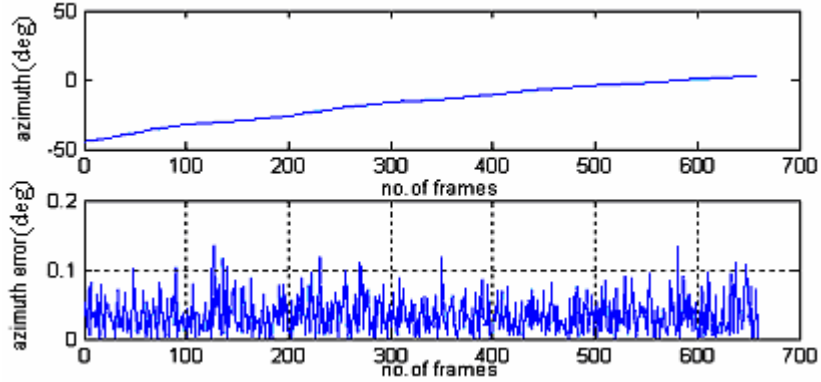
شکل ۳-۱۲ تغییر زاویه ارتفاع هدف از دید دوربین و خطای ردیابی زاویه ارتفاع



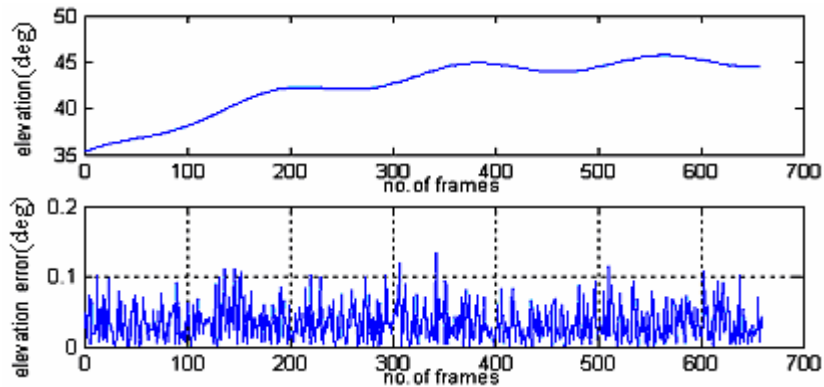
شکل ۳-۱۳ ردیابی هدف با مانور سینوسی



شکل ۳-۱۴ مکان هدف در صفحه تصویر دوربین



شکل ۳-۱۵ تغییر زاویه سمت هدف از دید دوربین و خطای ردیابی زاویه سمت



شکل ۳-۱۶ تغییر زاویه ارتفاع هدف از دید دوربین و خطای ردیابی زاویه ارتفاع

۱-۴ مبانی نظریه ترکیب اطلاعات

در سالهای اخیر پردازش سیگنال با منابع گسترده (توزیع شده) اهمیت زیادی پیدا کرده است. پردازش و ادغام اطلاعات حاصل از حسگرهایی که در یک منطقه ی وسیع گسترش یافته اند از مصادیق این شیوه با ارزش است. دسترسی به حسگرهای ارزان قیمت، وجود شبکه های سریع مخابراتی و پردازنده های پرظرفیت و الگوریتم های موثر و بهینه شده پردازش و مهمتر از همه امکان دستیابی به قدرت و قابلیت اعتماد بیشتر با استفاده از حسگرهای اضافی باعث توجه پژوهشگران به این موضوع شده است. امروزه در مسایل نظامی استفاده از ترکیب اطلاعات حسگرها برای دستیابی به اطلاعات مطمئن تر، مورد توجه زیادی قرار گرفته است [۲۹-۳۰].

۲-۴ مقدمه ای بر ترکیب اطلاعات سنسوری

تعریف: ترکیب اطلاعات سنسوری عبارت است از ترکیب توامان اطلاعات اخذ شده از منابع (سنسورهای) مختلف به نحوی که نتیجه، جامع و مانع بوده، قابل استعمال برای انجام وظیفه ای از پیش تعیین شده باشد.

در سال های اخیر، ترکیب دیتاهای چندین سنسور، توجه عمده ای را هم در زمینه نظامی و هم در زمینه غیرنظامی به خود جلب کرده است. تکنیک های ترکیب دیتا، دیتاها از چندین سنسور را ترکیب کرده، همراه با اطلاعات وابسته از پایگاه های داده مربوطه باعث بهبود دقت و استدلالات نسبت به حالت تک سنسوری می شود. مغز انسان به عنوان یک ترکیب کننده اطلاعات ۵ حس عمل می کند، ترکیب اطلاعات سنسوری در حقیقت مدلسازی مغز انسان است یعنی داده ها را از حسگرهای مختلف می گیرد و با اطلاعات مرتبط از پایگاه های داده مربوطه ترکیب می کند و بر اساس آن متحمل ترین و دقیق ترین تصمیم گیری را ارائه می دهد. بنابراین عمل ترکیب دیتاهای چندین سنسور (حسگر) به طور طبیعی توسط حیوان ها و انسان ها انجام می گیرد که این باعث

افزایش سنجش دقت در مورد محیط اطراف و شناسایی تهدیدها شده و در نتیجه شانس زنده ماندن را افزایش می‌دهد.

در حالی که مفهوم ترکیب دیتا تازه نیست، با ظهور سنسورهای جدید، تکنیک‌های پردازش پیشرفته و سخت افزارهای پردازش بهبود یافته امکان ترکیب همزمان تعداد زیادی از دیتاها را فراهم می‌سازد.

پیشرفتهای اخیر در محاسبات و مشاهدات، توانایی تقلید نرم افزار و سخت افزار از قابلیت‌های ترکیب دیتا توسط انسان و حیوان را ایجاد کرده است. در حال حاضر سیستم‌های ترکیب دیتا به طور وسیعی برای تعقیب هدف، شناسایی خودکار هدف و کاربردهای استدلالی خودکار محدود شده استفاده می‌شود. به واسطه پشتیبانی‌های وزارت دفاع، تکنیک‌های ترکیب دیتا به سرعت در حال پیشرفت بوده و از یک مجموعه نامتناسب تکنیک‌های مربوط به سمت یک نظام مهندسی صحیح شامل اصطلاحات استاندارد شده، تکنیک‌های ریاضی قوی و اصول طراحی سیستم پایدار شده پیش می‌رود.

کاربردهای مربوط به ترکیب دیتا چندین سنسور گسترده هستند. [۳۲]

کاربردهای نظامی شامل: تشخیص خودکار هدف (برای اسلحه‌های هوشمند)، هدایت وسایل خودکار، جستجو در میدان جنگ و سیستم‌های تشخیص خطرهای خودکار مانند سیستم‌های IFFN (identification-friend-foe-neutral) می‌باشند.

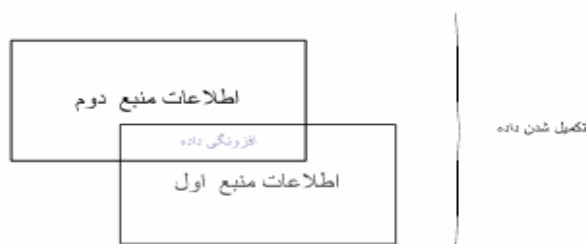
کاربردهای غیرنظامی نیز شامل مونیتورینگ فرآیندهای کارخانه‌ای، نگهداری ماشین‌های پیچیده در شرایط مختلف، رباتیک، کاربردهای پزشکی و ... هستند. تکنیک‌های ترکیب دیتا از یک مجموعه گوناگون از نظام‌ها شامل پردازش سیگنال دیجیتال، تخمین آماری، تئوری کنترل، هوش مصنوعی و متدهای عددی کلاسیک تشکیل شده است. مطابق با تاریخچه، تکنیک‌های ترکیب دیتا در ابتدا برای کاربردهای نظامی توسعه یافته، اگرچه در سال‌های اخیر این متدها برای کاربردهای غیرنظامی نیز به کار رفته است.

۴-۲-۱ مزایای ترکیب اطلاعات سنسوری

عمده مزایای بالقوه موجود در به کارگیری ترکیب توأمان اطلاعات چند سنسوری به قرار ذیل است:

♦ **افزونگی^۱**: اطلاعاتی که از چند سنسور یا از یک سنسور در چند لحظه مختلف حاصل می‌شوند اغلب شامل افزونگی می‌باشند. افزونگی به معنای وجود همپوشانی در اطلاعات است. ترکیب اطلاعاتی که دارای همپوشانی هستند سبب می‌شود که نتیجه، دارای «قطعیت و قابلیت اعتماد»^۲ بیشتری باشد.

♦ **تکمیل شدن^۳**: در بسیاری از موارد، سنسورهای مختلف، هر یک ویژگی خاصی از محیط را حس می‌کنند و این در حالی است که سنسوری در دست نیست که به تنهایی بتواند مجموعه ویژگی‌های چندگانه محیط را حس کند. با به کارگیری ترکیب اطلاعات سنسوری می‌توانیم سبب شویم که اطلاعات سنسورها یکدیگر را تکمیل کنند و اطلاعات جامعی در مورد محیط به دست آید. در واقع ترکیب سنسوری به جامعیت اطلاعات منجر می‌شود. شکل ۴ - ۱ شمای کلی افزونگی و تکمیل اطلاعات دو سنسور را در حین ترکیب اطلاعات آنها نشان می‌دهد. حصول قطعیت و قابلیت اطمینان بیشتر در نتیجه ترکیب، بدیهی است.



شکل ۴-۱ شمای کلی افزونگی و تکمیل در ترکیب اطلاعات سنسوری

♦ **تسریع در پردازش^۴**: سرعت پردازش اطلاعات چند سنسور که همزمان اطلاعات خود را به پردازشگر می‌دهند تا آنها را با هم ترکیب کند نسبت به حالت تک سنسوری افزایش می‌یابد. این امر بدان علت است که اطلاعات محصول از ترکیب اطلاعات مثلاً سه سنسور در یک مرحله معادل اطلاعات یک تک سنسور در سه مرحله یا حتی بیشتر است. در واقع ترکیب اطلاعات سنسوری می‌تواند موجب تحقق نوعی پردازش موازی در سیستم شود و این خود به معنای تسریع در پردازش

¹ redundancy
² reliability
³ complementarity
⁴ timeliness

است. کاملاً طبیعی است که انتظار داشته باشیم اطلاعات منتهجه همپوشانی بسیار کمتری را شامل شود. در واقع به کارگیری ترکیب اطلاعات سنسوری باید به مانعیت در نتیجه منجر شود. این نیز خود به معنای کاهش در حجم اطلاعات تحت پردازش و در نتیجه تسریع در پردازش می‌باشد. به علاوه، عمل استقراء با وجود اطلاعات چند سنسور سریعاً میزان سنجش را به نقطه مطلوب می‌رساند. این عمل در واقع معادل با ارتقاء از سطح سیگنال (متناظر با استدلال قیاسی) به سطح نماد (متناظر با استدلال استقرایی) یا از مدل مستقیم^۱ به مدل معکوس^۲ است. به بیان مختصر، تسریع در پردازش یکی از نتایج مستقیم حصول قابلیت «تصمیم‌گیری مهارتی» در نتیجه ترکیب اطلاعات سنسوری است.

♦ **صرفه اقتصادی^۳**: گاهی چند سنسور ارزان قیمت هنگامی که از ترکیب اطلاعات سنسوری استفاده شود، اطلاعاتی هم‌ارزش یا با ارزش‌تر از یک سنسور گرانبه‌تر را فراهم می‌آورند.

۲-۲-۴ عدم قطعیت در اطلاعات سنسوری

اندازه‌گیری انجام شده توسط سنسورها عموماً شامل عدم قطعیت^۴ هستند بدین معنی که سنسورها تنها تخمینی از مقدار واقعی کمیت‌های فیزیکی (پارامترهای نمایش داخلی) را به دست می‌دهند. اطلاعات اندازه‌گیری شده سنسوری پس از تبدیل و پردازش برای ساخت مدلی از محیط به کار می‌روند. این مدل را با یک قالب چکیده نمایش می‌دهند که آن را نمایش داخلی می‌نامیم.

۳-۲-۴ ساختار یک سیستم ترکیب اطلاعات سنسوری

ساختار یک سیستم ترکیب اطلاعات سنسوری یا DFS^۵ باید به گونه‌ای باشد که در آن بتوانیم اطلاعات سنسورهایی از چند نوع مختلف را با یکدیگر بیامیزیم. به عنوان مثال یک ربات متحرک ممکن است مجهز به سنسورهای تماسی^۶، غیرتماسی^۷، مادون قرمز، آکوستیک و بینایی باشد. برای آن که اطلاعات اخذ شده از همه این سنسورهای نامتجانس و مختلف با یکدیگر قابل ترکیب شوند لازم است که سنسورها اصطلاحاً «با یک زبان مشترک تکلم کنند.» به عبارت دیگر همه سنسورها

^۱ forward model

^۲ inverse model

^۳ less costly information

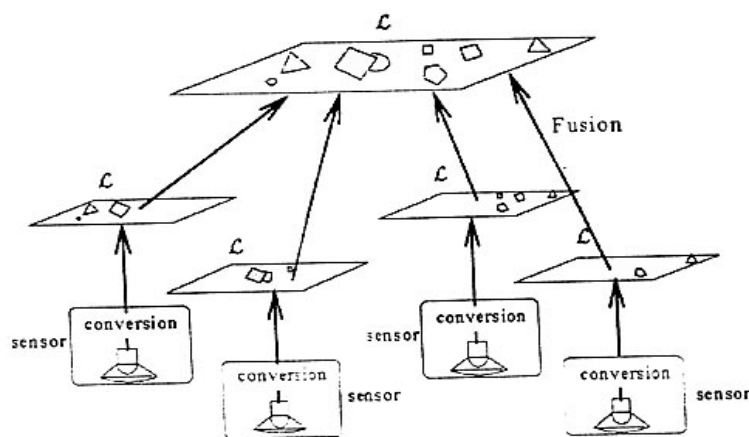
^۴ uncertainty

^۵ Data Fusion System

^۶ tactile

^۷ non-tactile

نخست باید اطلاعاتشان به یک شکل مشترک در آید تا بعد عمل ترکیب روی آنها صورت پذیرد. این مسئله مهم در شکل ۴-۲ نشان داده شده است



شکل ۴-۲ ساختار یک سیستم ترکیب اطلاعات سنسوری

۴-۳ آرایش فضایی حسگرها

از لحاظ چیدمان حسگرها سه روش متفاوت وجود دارد، ترکیب مکمل^۱، ترکیب رقابتی^۲ و ترکیب مشارکتی^۳.

ترکیب مکمل: ترکیب اطلاعات حاصل از چندین حسگر مختلف که هر کدام تنها بخشی از اطلاعات لازم را تامین می کنند. این نوع ترکیب مشکل ناقص بودن داده ها را حل می کند.

ترکیب رقابتی: ترکیب رقابتی به معنای ترکیب داده چندین حسگر مجزا که همگی کمیت واحدی را حس می کنند، می باشد. این نوع ترکیب مشکل نایقینی و نامطمئن بودن سیستم را حل می کند و می تواند شامل جمع آوری اندازه گیری های مختلف از یک حسگر در زمانهای مختلف و یا جمع آوری اطلاعات حسگرهای مختلف در یک زمان از یک جسم باشد.

ترکیب مشارکتی: ترکیب حسگرهای مختلف به گونه ای است که هر یک برای کار خود به نتیجه حسگر دیگر نیاز دارند که باعث رفع نواقص و جبران خطاهای اندازه گیری می شود.

¹ Complementary fusion

² Competitive fusion

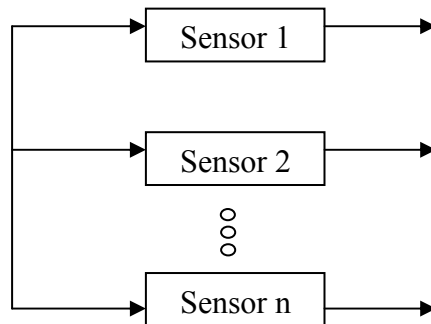
³ Cooperative fusion

۴-۴ معماری‌های ارتباطی سنسورها در ترکیب اطلاعات

در اینجا یک تقسیم‌بندی برای روش‌های مختلف توزیع سنسورها در یک شبکه پردازش اطلاعات را می‌آوریم. [۳۳]

۱-۴-۴ معماری موازی

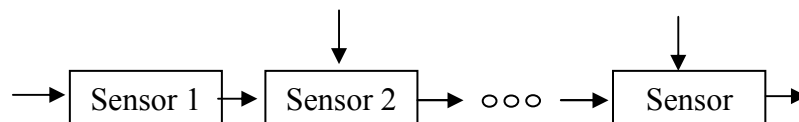
همان گونه که در شکل ۴ - ۳ نشان داده شده است. در این معماری n سنسور به شکلی موازی با یکدیگر مرتبط می‌شوند بدین معنا که اطلاعاتشان به موازات هم اخذ شده، به یک پردازشگر ترکیب^۱ ارائه می‌گردد. این سناریو برای مدل کردن سنسورهای یکسان یا مشابه‌ای مناسب است که کمابیش همزمان با یکدیگر ولی مستقل از هم عمل می‌کنند.



شکل ۴-۳ معماری موازی سنسورها در یک شبکه ترکیب اطلاعات سنسوری

۲-۴-۴ معماری سری

یک معماری سری از سنسورها همان گونه که در شکل ۴ - ۴ نشان داده شده است. m سنسور را شامل می‌شود که به شکل سری با یکدیگر مرتبط می‌شوند بدین معنا که اطلاعات حاصل از آنها به شکلی ترتیبی مورد پردازش و ترکیب قرار می‌گیرند. این سناریو برای مجموعه‌ای از سنسورها مناسب است که دارای مشخصات عملکردی مختلف هستند (مثلاً محدوده تأثیرشان متفاوت از یکدیگر است).

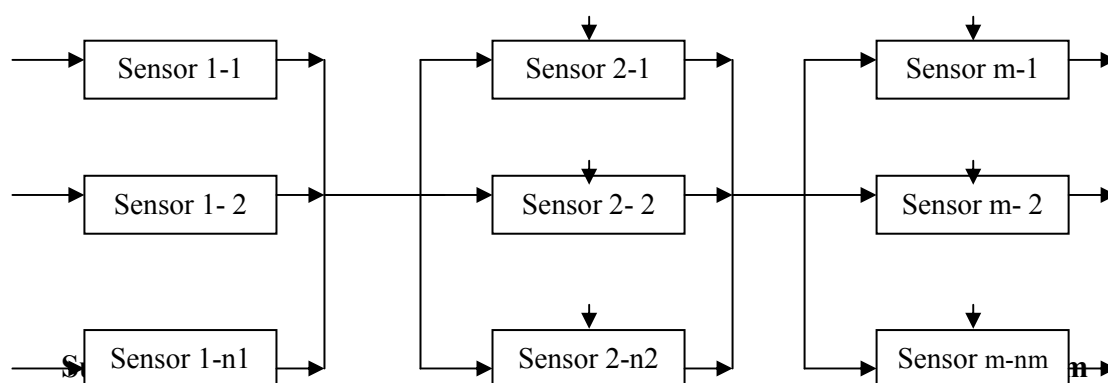


شکل ۴-۴ معماری سری سنسورها در یک شبکه ترکیب اطلاعات سنسوری

¹ fusion processor

۳-۴-۴ معماری موازی - سری

این سناریو که در شکل ۴-۵ نشان داده شده است از دو مورد قبلی قدری پیچیده‌تر است و در اصل ترکیبی از این دو مورد را نشان می‌دهد. در این معماری، چندین «زیرسیستم»^۱ با یکدیگر ارتباط سری می‌یابند. درون هر زیر سیستم چند سنسور به شکل موازی با یکدیگر ارتباط دارند. با این نمایش، قادر می‌شویم تا ارتباط و ترکیب اطلاعات مجموعه‌های مختلفی از سنسورهای مشابه یکدیگر را مدل کنیم.



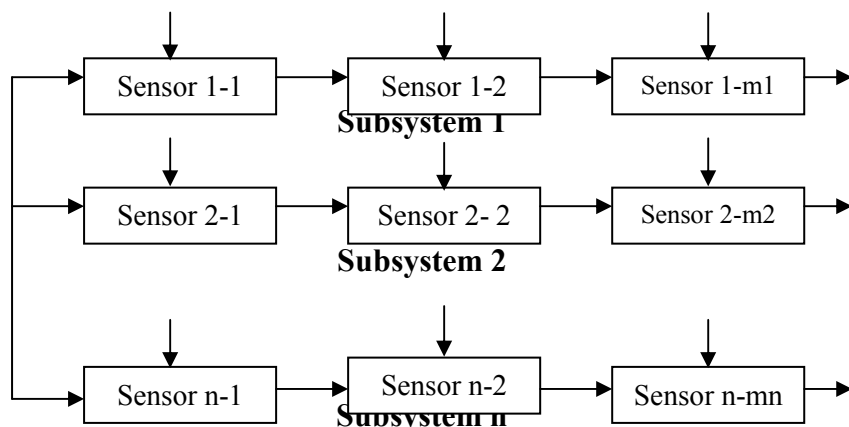
شکل ۴-۵ شمای کلی معماری موازی - سری سنسورها

۴-۴-۴ معماری سری - موازی

شمای کلی این معماری را در شکل ۴-۶ نشان داده‌ایم. در این معماری که می‌توان آن را متمم معماری موازی - سری برشمرده، زیر سیستم‌هایی متشکل از سنسورهای مختلف، به نحو موازی با یکدیگر مرتبط می‌شوند. این معماری عملاً فایده‌چندانی ندارد و غالباً از دید نظری^۲ اهمیت دارد زیرا به ندرت اتفاق می‌افتد که چندین زیرسیستم شامل سنسورهای مختلف با معماری ارتباطی سری، خود دارای مشخصات یکسان و قابلیت همزمانی عملکرد در یک معماری ارتباطی موازی گردند.

¹ subsystem

² theoretic point of view



شکل ۴-۶ شمای کلی معماری سری - موازی سنسورها

۴-۵ سطوح مختلف ترکیب

ترکیب اطلاعات چند سنسور در سطوح مختلفی از نمایش می‌تواند صورت پذیرد. منظور آن است که اطلاعات اخذ شده از یک سنسور غالباً پس از پردازش دارای محتوای معنایی خاصی می‌شود که در سطوح مختلف قابل طرح است. هنگام انجام ترکیب سنسوری، در واقع این محتوای معنایی موجود در اطلاعات است که جمع می‌شود و معانی جامع و مانع حاصل می‌شود. یک دسته‌بندی مفید و مناسب از سطوح ترکیب عبارتست از ترکیب در سطح سیگنال، در سطح نقطه شدت روشنایی (pixel)، در سطح ویژگی و در سطح نماد. [۳۴]

♦ **ترکیب در سطح سیگنال**^۱: در این سطح، سیگنال‌های خام و پردازش نشده‌ای که از سنسورها حاصل شده‌اند با یکدیگر ترکیب می‌شوند. مدل‌سازی عدم قطعیت موجود در اطلاعات سنسوری در این سطح با استفاده از متغیر تصادفی تخریب شده با اغتشاش ناهمبسته انجام می‌شود. روش‌های ترکیبی که شامل تخمین سیگنال می‌شوند عمدتاً در این سطح از ترکیب به کار می‌روند. کاهش واریانس مهمترین نتیجه‌ای است که از انجام عمل ترکیب انتظار داریم. کاهش واریانس در واقع به معنای کاهش عدم قطعیت موجود است. برخی از روش‌های ترکیب که در این سطح زیاد به کار می‌روند عبارتند از:

- محاسبه میانگین وزندار

- فیلتر کالمن

¹ signal level fusion

- تخمین بیزین برای سنسورهای هم رأی^۱

- نظریه تصمیم‌گیری آماری^۲

مهمترین معیار ترجیح این روش‌ها نوع و شکل ریاضی اطلاعات سنسوری ورودی به روش‌ها و قابلیت بیان اطلاعات سنسوری موجود در مسئله به شکل مناسب برای روش ترکیب می‌باشد. مسئله دیگری که در انتخاب روش‌ها اهمیت دارد سرعت همگرایی روش‌ها است.

♦ **ترکیب در سطح نقطه شدت روشنایی**^۳: نوع اطلاعات سنسوری مطرح در این سطح از ترکیب عبارتست از تصاویر مختلف که نقطه به نقطه با یکدیگر ترکیب می‌شوند. عدم قطعیت در این سطح به شکل فرایندی تصادفی با نسبت‌های^۴ چندگانه مدل می‌شود. روش‌های ترکیب در این سطح عموماً تخمین تصاویر یا ترکیب نسبت‌های نقاط تصاویر را شامل می‌شوند. بهبود کارایی پردازش تصاویر از نظر سرعت و دقت مهمترین مزیتی است که از اعمال ترکیب در این سطح انتظار داریم. در تمامی کاربردهایی که در آنها ادراک محیط برای ربات متحرک با استفاده از مدل‌هایی بر مبنای شبکه‌ای از نقاط شدت روشنایی با سلول‌ها^۵ انجام می‌شود، ترکیب اطلاعات سنسوری در سطح نقطه شدت روشنایی رخ می‌دهد. روش‌های ترکیب مرسوم در این سطح عبارتند از:

- روش‌های مبتنی بر ریخت‌شناسی ریاضی^۶

- فیلترهای منطقی^۷

- جبر تصاویر^۸

- شبیه‌سازی آبدادن فولاد^۹

♦ **ترکیب در سطح ویژگی**^{۱۰}: ویژگی‌های حاصله از سیگنال‌ها یا تصاویر سنسوری، کمیت‌هایی هستند که در این سطح با یکدیگر ترکیب می‌شوند. روش‌های ترکیب در این سطح عموماً روش‌های مبتنی بر ترکیبات و تبدیلات هندسی و ترکیب نسبت‌های متناظر با یک ویژگی خاص هستند.

¹ consensus sensors

² statistical decision theory

³ pixel level fusion

⁴ attributes

⁶ mathematical morphology

⁷ logical filters

⁸ image algebra

⁹ simulated annealing

¹⁰ figure level fusion

⁵ اصطلاحاً به این مدل‌ها grid-based گفته می‌شود

برخی از روش‌های ترکیب در سطح ویژگی عبارتند از:

- Tie Statistics

- تخمین Gauss – Markov با شرایط مرزی

- فیلتر کالمن توسعه یافته^۱

♦ **ترکیب در سطح نماد**^۲: بسیار اتفاق می‌افتد که هنگام ترکیب سنسوری، آنچه که ترکیب می‌شود نوعی نماد یا تصمیم است که پس از قدری پردازش و تبدیل بر روی اطلاعات هر سنسور حاصل شده است. چنین ترکیبی، ترکیب در سطح نماد یا ترکیب در سطح تصمیم نامیده می‌شود. روش‌های ترکیب نمادین، عموماً شامل استنتاج منطقی یا استنتاج آماری هستند. نتیجه مورد انتظار از ترکیب اطلاعات در چنین سطحی، کاهش عدم قطعیت و افزایش یقین در تصمیمات متخذه یا در نمادها خواهد بود. روش‌هایی ترکیب زیر مثال‌هایی از ترکیب در سطح نماد هستند:

- تخمین بیزین^۳

- ترکیب در بستر استدلال شهودی به روش Dempster-Shafer

- قواعد تولید با عوامل اطمینان^۴

- ترکیب در بستر منطق فازی

تقسیم‌بندی ساده و مفید دیگری از سطوح مختلف ترکیب اطلاعات سنسوری توسط Steinmetz و همکارانش ارائه شده است. در این تقسیم‌بندی، ترکیب اطلاعات می‌تواند در سطح پایین^۵، در سطح میانی^۶ و یا در سطح بالا^۷ رخ دهد.

ترکیب در سطح پایین در واقع ترکیب سیگنال خام حاصله از سنسورهای مختلف، قبل از هر پیش پردازشی است. چنین تعریفی، به طور ضمنی خود ایجاب می‌نماید که سنسورها باید از یک نوع باشند و اطلاعاتی را که به دست می‌دهند باید در یک قالب ریاضی مشترک بگنجد تا مستقیماً قابل ترکیب باشند. ترکیب این سیگنال‌ها در این سطح، غالباً بر مبنای روابطی که بین سنسورها برقرار است صورت می‌گیرد. شکل ۴-۷ شمای کلی ترکیب در سطح پایین را نشان می‌دهد.

¹ extended Kalman filter

² symbol level fusion

³ Bayesian estimation

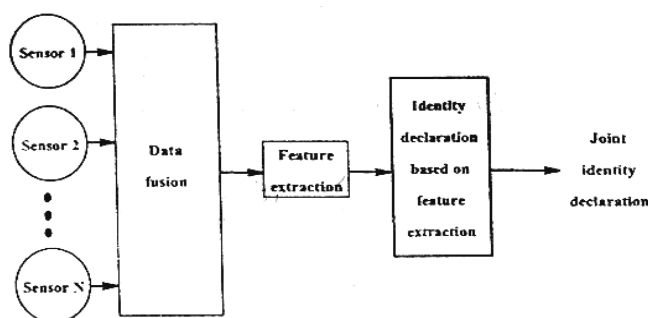
⁴ production rules with confidence factors

⁵ low-level fusion

⁶ intermediate – level fusion

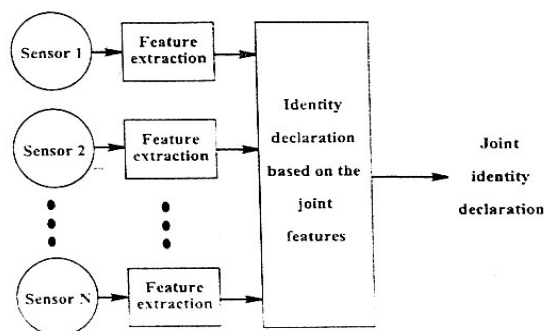
⁷ high – level fusion

همانطور که در این شکل نشان داده شده، پس از ترکیب اطلاعات، ویژگی‌های (های) شیء حس شده توسط یک واحد استخراج ویژگی^۱ برآورد می‌شوند و سپس این ویژگی (ها) توسط یک واحد اظهار هویت^۲ برای تشخیص هویت شیء حس شده به کار گرفته می‌شوند. خروجی سیستم، هویت شیء خواهد بود که غالباً به معنای تخصیص شیء به کلاس خاصی از اشیاء است.



شکل ۴-۷ ترکیب اطلاعات سنسوری در سطح پایین

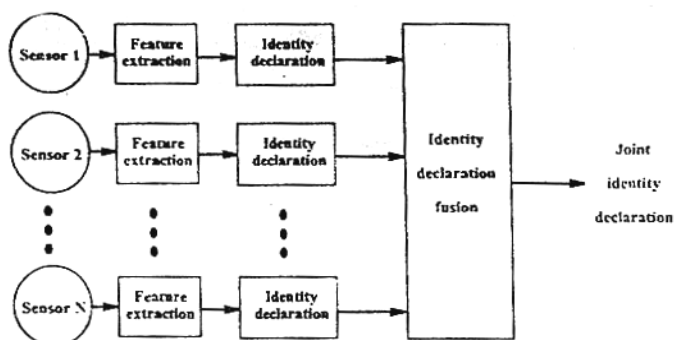
در ترکیب در سطح میانی، در واقع ویژگی‌های استخراج شده از اطلاعات سنسوری تحت ترکیب قرار گرفته در نتیجه هویت شیء مورد نظر مشخص می‌گردد. فرآیند تشخیص هویت از روی ترکیب ویژگی‌های استخراج شده، خود شامل تکنیک‌هایی مانند رویکردهای بر مبنای دانش^۳ (سیستم‌های خبره، منطق فازی) یا رویکردهای بر مبنای آموزش^۴ (تحلیل جداکننده^۵، شبکه‌های عصبی، تکنیک بی‌زین، نزدیکترین همسایه k ام) می‌باشد. شکل ۴-۸ شمای کلی ترکیب در سطح میانی را نشان می‌دهد.



شکل ۴-۸ ترکیب اطلاعات سنسوری در سطح میانی

- ¹ feature extraction
- ² identity declaration
- ³ knowledge – based approaches
- ⁴ training – based approaches
- ⁵ discriminate analysis

ترکیب در سطح بالا بدین معناست که نتایج تشخیص هویت حاصله از ویژگی‌های استخراج شده از سنسورهای متعدد، مستقیماً با یکدیگر ترکیب شوند. انجام این ترکیب با روش‌های تجربی^۱، تکنیک‌های بیزین یا روش دمپستر - شافر میسر می‌باشد. شکل ۴ - ۹ شمای ترکیب در سطح بالا را نشان می‌دهد. بدیهی است که در ترکیب در سطوح میانی و بالا نیازی به همگون بودن سنسورها و مشابهت در بستر ریاضی‌ای که اطلاعات سنسورها در آن بیان می‌شوند، نیست.



شکل ۴-۹ ترکیب اطلاعات سنسوری در سطح بالا

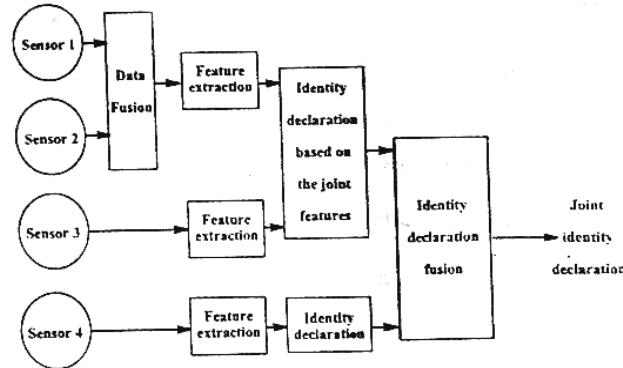
در طبقه‌بندی‌ای از سطوح ترکیب که توسط Steinmetz و همکارانش ارائه شده [۳۵] و در سطوح فوق به آن اشاره کردیم، می‌توان گفت که ترکیب در سطح سیگنال در واقع ترکیب در سطح پایین است. ترکیب در سطح ویژگی را می‌توان نوعی ترکیب در سطح میانی برشمرد و ترکیب در سطح نماد یا تصمیم در واقع همان ترکیب در سطح بالاست.

در یک فرآیند شناسایی و تشخیص ممکن است سطوح مختلف ترکیب در کنار یکدیگر مورد استفاده قرار گیرند. ترکیب اطلاعات چهار سنسوری را که یک شیء را حس می‌کنند در نظر بگیرید. فرض کنید دو سنسور از این مجموعه چهارتایی با یکدیگر مشابهند (شکل ۴-۱۰).

اطلاعات این دو سنسور در سطح پایین قابل ترکیب هستند و ویژگی حاصله از ترکیب را می‌توان با ویژگی استخراج شده از اطلاعات سنسور سوم، در سطح میانی ترکیب نمود. نتیجه این ترکیب یک اظهار هویت برای شیء مورد نظر خواهد بود. اطلاعات سنسور چهارم نیز می‌تواند به شکل جداگانه برای استخراج ویژگی به کار رود. این ویژگی نیز توسط یک واحد اظهار هویت به کار می‌رود و نتیجه، تشخیصی برای هویت شیء خواهد بود. نتایج اظهار هویت حاصله از سه سنسور اول

¹ heuristic techniques

و سنسور چهارم را می‌توان در سطح بالا ترکیب نمود و به نتیجه جامع و دقیقی پیرامون هویت شیء دست یافت.



شکل ۴ - ۱۰ ترکیبی از سطوح مختلف ترکیب اطلاعات

۶-۴ مروری بر روش‌های ترکیب اطلاعات سنسوری

بسته به رویکرد روش‌ها در ترکیب اطلاعات و نظریه‌ای که هر روش در بستر آن نظریه فرموله شده است، روش‌ها را به دو دسته «روش‌های کلاسیک» و «روش‌های هوشمند» تقسیم کرده‌ایم.

۱-۶-۴ روش‌های کلاسیک ترکیب اطلاعات

منظورمان از روش‌های کلاسیک ترکیب، روش‌هایی است که مبنای آنها نظریه‌های کلاسیک هستند. نظریه احتمال، نظریه استدلال شهودی (دمپستر - شافر) و فیلتر کالمن سه نظریه کلاسیک هستند که سه روش ترکیب اطلاعات در بستر آنها فرموله شده است. این سه روش در سه زیربخش بیان شده‌اند [۳۲].

۱-۱-۶-۴ ترکیب بیزین

قدیمی‌ترین رویکرد به ترکیب اطلاعات، از طریق قوانین بیز^۱ است که در عین حال قوی‌ترین پایه علمی را نیز دارد. روش ترکیب بیزین در واقع بر مبنای قوانین نظریه احتمال بنا شده است. [۳۶] قطعیت تصمیم در این روش به صورت احتمالات شرطی $P(Y|X)$ مدل می‌شود. اندازه احتمال مقداری بین صفر و یک را به خود می‌پذیرد که در آن "یک" به معنای اعتقاد مطلق به درستی گزاره Y با داشتن اطلاعات موجود در گزاره X می‌باشد و "صفر" اعتقاد مطلق به نادرستی آن

¹ Bayes

تعبیر می‌شود. تخمین بیزین براساس قانون شناخته شده بیز در نظریه احتمال است که در معادله (۱-۴) آمده است.

$$P(Y|X) = \frac{P(X|Y) \times P(Y)}{P(X)} \quad (1-4)$$

در این رابطه جمله $P(Y|X)$ احتمال پسین^۱ نام دارد و نشان دهنده میزان اعتقادی است که نسبت به درستی گزاره Y با مطلع بودن از X حاصل می‌شود. این اعتقاد از ضرب کردن احتمال پیشین^۲ که همان $P(Y)$ است در جمله احتمال $P(X|Y)$ که درست نمایی^۳ نام دارد، حاصل می‌شود. جمله $P(X)$ در واقع یک عامل نرمال کننده است. این ضریب نرمال کننده را به سادگی می‌توان از معادله (۲-۴) به دست آورد.

$$P(X) = \sum_i P(X|Y_i) \times p(Y_i) \quad (2-4)$$

معادله (۲-۴) از اتحاد معروف چاپمن - کولموگروف^۴ به دست می‌آید که در معادله (۳-۴) آورده شده است توجه شود که Y_i ها فضای حالت را به طور کامل افراز می‌کنند.

$$P(A|B) = \sum_i P(A|Y_i, B) \times P(Y_i|B) \quad (3-4)$$

تعدادی حسگر مفروض هستند، که در نتیجه سنجش کمیت Y مقادیر X_i را برگردانده اند. همچنین فرض بر آن است که برای حسگر i ام، عدم قطعیت موجود در سنجش کمیت Y با احتمال شرطی $P(X_i|Y)$ مدل می‌شود. در واقع با داشتن مقدار X_i می‌توان میزان اعتقاد به درستی و نادرستی هر گزاره Y را با محاسبه احتمال های شرطی $P(X_i|Y)$ و $P(X_i|\neg Y)$ به دست آورد. نسبت درست نمایی موجود بین Y و هر یک از مقادیر X_i با معادله (۴-۴) تعریف می‌شود. به همین صورت معادله (۵-۴) تمایل پیشین^۵ به درستی گزاره Y و معادله (۶-۴) تمایل پسین^۶ به درستی با داشتن اطلاعات همه حسگرها یعنی X_i ها، برای آن گزاره را بیان می‌کنند.

$$L(X_i|Y) = \frac{P(X_i|Y)}{P(X_i|\neg Y)} \quad (4-4)$$

¹ Posterior probability

² A Priori Probability

³ Linkelihood

⁴ Chapman - Kolmogorov Identity

⁵ Prior Odds

⁶ Posterior Odds

$$O(Y) = \frac{P(Y)}{P(\neg Y)} \quad (5-4)$$

$$O(Y | X_n, \dots, X_2, X_1) = O(Y) \times \prod_i L(X_i | Y) \quad (6-4)$$

معادله (۶-۴) براساس استقلال حسگرها در قضاوت درباره مقدار Y تشکیل شده است که به صورت متداول برای ساده سازی در ادبیات این موضوع استفاده شده است. با فرض استقلال می توان احتمال پسین مشروط به داشتن اطلاعات حسگرها را به صورتی که در معادله (۷-۴) آمده، محاسبه کرد.

$$P(Y | X_n, \dots, X_2, X_1) = \frac{O(Y | X_n, \dots, X_2, X_1)}{1 + O(Y | X_n, \dots, X_2, X_1)} \quad (7-4)$$

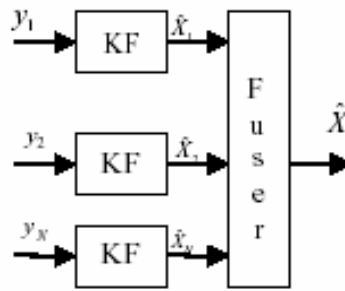
روابط فوق همچنین می تواند برای ترکیب اطلاعات چندین حسگر در زمان های مختلف به کار روند، که به آن حالت فیلتر بیز می گویند.

۲-۱-۶-۴ فیلتر کالمن

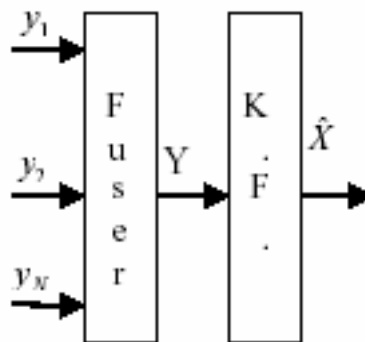
با توسعه فیلتر بیز برای مدل های گوسی در سیستم های خطی، می توان فیلتر کالمن را که ابزار تخمین بهینه برای این نوع سیستم ها به شمار می رود، به دست آورد. در واقع این ابزار برای تخمین و تعقیب حالت سیستم به کار می رود.

توضیح کامل فیلتر کالمن در فصل سوم آمده است. و در روابط (۲۶-۳) تا (۳۰-۳) معادلات پیش بینی و به روز رسانی آمده اند. با توجه به اینکه در این پایان نامه از فیلتر کالمن برای ترکیب اطلاعات استفاده می شود به توضیح کامل آن پرداخته خواهد شد. برای ترکیب موازی اطلاعات حسگرها با کمک فیلتر کالمن دو روش وجود دارد. روش اول، ترکیب بردار حالتها می باشد. در این روش برای هر حسگری فیلتری مجزا در نظر گرفته می شود، پس از کاهش اثر نویز و تخمین حالت

برای هر حسگر مستقل، تخمین ها با هم ترکیب شده و نتیجه نهایی بدست می آید [۳۱] و [۳۸] روش دوم، ترکیب اندازه گیری ها می باشد. در این روش اندازه گیری همه حسگرها با هم ترکیب شده و بردار اندازه گیری جدید به فیلتر کالمن رفته و تخمین حالت سیستم از روی آن صورت می گیرد. روش ترکیب بردار حالت و ترکیب اندازه گیری در شکل (۴-۱۱) آمده است.



(الف)



(ب)

شکل ۴-۱۱ روشهای ترکیب اطلاعات با فیلتر کالمن

(الف) ترکیب بردار حالت ها (ب) ترکیب اندازه گیری ها

به دلیل محاسبات و هزینه ارتباطی کمتر و تحمل خطای بالاتر و نیاز به تجهیزات کمتر در روش ترکیب اندازه گیری نسبت به روش ترکیب بردار حالت، همچنین وجود خطای خطی سازی بالادرو روش ترکیب بردار حالت، در این پایان نامه از روش ترکیب اندازه گیری استفاده می شود.

روش ترکیب اندازه گیری

دینامیک هدف و مدل حسگرها مطابق رابطه (۴-۸) و (۴-۹) مفروض است.

$$x(k+1) = \phi(k+1, k)x(k) + \Gamma(k+1, k)v(k) \quad (۴-۸)$$

$$y_j(k+1) = c_j(k+1)x(k+1) + w_j(k+1) \quad j=1,2,\dots,N \quad (۴-۹)$$

$$v(k) \sim N(0, Q(k)), w_j(k) \sim N(0, R_j(k))$$

هدف ترکیب حسگرها به فرم (۴-۸) است.

$$y(k+1) = c(k+1)x(k+1) + w(k+1) \quad (۴-۱۰)$$

متد اول :

$$\begin{aligned} y(t) &= y^I(t) = [y_1(t) \quad y_2(t) \quad \dots \quad y_N(t)]^T \\ c(t) &= c^I(t) = [c_1(t) \quad c_2(t) \quad \dots \quad c_N(t)]^T \\ R(t) &= R^I(t) = \text{diag}[R_1(t) \quad R_2(t) \quad \dots \quad R_N(t)] \end{aligned} \quad (11-4)$$

متد دوم :

$$\begin{aligned} y(t) &= y^{II}(t) = \left[\sum_{j=1}^N R_j^{-1}(t) \right]^{-1} \sum_{j=1}^N R_j^{-1}(t) y_j(t) \\ c(t) &= c^{II}(t) = \left[\sum_{j=1}^N R_j^{-1}(t) \right]^{-1} \sum_{j=1}^N R_j^{-1}(t) c_j(t) \\ R(t) &= R^{II}(t) = \left[\sum_{j=1}^N R_j^{-1}(t) \right]^{-1} \end{aligned} \quad (12-4)$$

Q.Gan و C.j.Harris اثبات کردند که اگر ماتریس اندازه گیری حسگرها یکسان باشد، آنگاه به ازای مقادیر مختلف ماتریس کوواریانس نویز اندازه گیری روش اول و دوم ترکیب یکسان می باشد. در غیر این صورت روش اول به دلیل اینکه اطلاعات کاملتری را در اختیار فیلتر قرار می دهد از روش دوم بهتر است. روش دوم درای مزیت حجم محاسبات کمتر و سرعت بالاتر در تخمین می باشد ولی روش اول با حجم محاسبات بیشتر کارایی بهتری دارد.

برای ترکیب اطلاعات به کمک فیلتر کالمن می توان از ترکیب سری نیز استفاده کرد [38].

در این روش هر سنجش $Y_{k+1,i}$ از N حسگر به صورت سنجش های جدید با زمان پیش بینی صفر منظور می شود. تخمین حالت ، گین و کوواریانس فیلتر به صورت سریال بهنگام می شوند.

$$\hat{x}_{k+1|k+1,i} = \hat{x}_{k+1|k+1,i-1} + k_{k+1,i} (y_{k+1|i} - C_i \hat{x}_{k+1|k+1,i-1}) \quad (13-4)$$

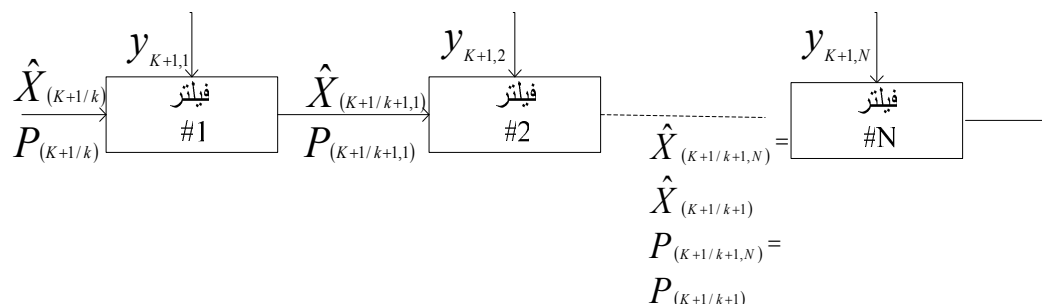
$$k_{k+1,i} = P_{k+1|k+1,i-1} C_{k+1,i}^T (C_{k+1,i} P_{k+1|k+1,i-1} C_{k+1,i}^T + R_{k+1,i})^{-1} \quad (14-4)$$

$$\begin{aligned} P_{k+1|k+1,i} &= P_{k+1|k+1,i-1} - k_{k+1,i} C_{k+1,i} P_{k+1|k+1,i-1} P_{k+1|k+1,i}^{-1} = \\ &P_{k+1|k+1,i-1}^{-1} + C_{k+1,i}^T R_{k+1,i}^{-1} C_{k+1,i} \quad i=1,2,\dots,N \end{aligned} \quad (15-4)$$

$$\begin{aligned} \hat{x}_{k+1|k+1,0} &= \hat{x}_{k+1|k} \\ P_{k+1|k+1,0} &= P_{k+1|k} \\ \hat{x}_{k+1|k} &= \hat{x}_{k+1|k+1,1} \\ P_{k+1|k+1} &= P_{k+1|k+1,1} \end{aligned} \quad (16-4)$$

پس از I مرحله تخمین حالت برابر است با:

$$\hat{x}_{k+1|k+1} = \hat{x}_{k+1|k} + \sum_{i=1}^N k_{k+1,i} (y_{k+1,i} - C_i (\hat{x}_{k+1|k+1,i-1}))$$



شکل ۴-۱۲ ترکیب سری اطلاعات به کمک فیلتر کالمن

۴-۶-۱-۳ استفاده از نظریه شواهد در روش (دمپستر - شافر)

روش های ترکیب بسیاری در بستر نظریه شواهد وجود دارند که معروف ترین و در عین حال یکی از قدیمی ترین آنها روش دمپستر- شافر است. این نظریه در واقع تعمیمی از نظریه احتمال در مدل سازی عدم قطعیت موجود در پدیده های فیزیکی می باشد. در نظریه احتمال کلاسیک، احتمال هر پیشامد به صورت حاصل جمع احتمالات جزئی تشکیل دهنده آن پیشامد در نظر گرفته می شود. در این نوع مدل سازی نامعینی جهل نسبت به وقوع یک پیشامد و یا عدم وقوع یک پیشامد بصورت احتمال متمم آن پیشامد تعریف می شود و توصیف چندان دقیقی از آن ارائه نمی گردد. اما در مدل دمپستر- شافر مدل سازی نامعینی طوریت که جهل ما نسبت به پیشامد ها نیز مورد اندازه گیری قرار می گیرد و کمیتی که معادل میزان احتمال وقوع معرفی می شود، خود دارای عدم قطعیت و حد بالا و پایین است.

۴-۶-۲ روش های هوشمند در ترکیب اطلاعات

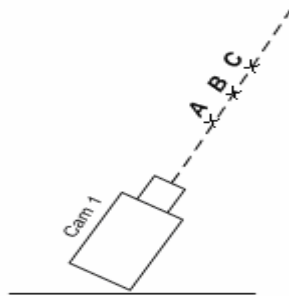
واژه هوشمند برای این روش های ترکیب اطلاعات از آن جهت به کار می رود که این روش ها براساس نظریه های جدید و هوش مصنوعی نوین بنا شده اند، مانند ترکیب اطلاعات به صورت فازی و ترکیب اطلاعات توسط میانگین گیری مرتب وزن دار.

۷-۴ ردیابی کامل هدف

با در نظر داشتن هدف این پایان نامه که طراحی یک ردیاب غیر فعال به منظور اجرای قانون هدایت موشک زمین به هوای کوتاه برد دقیق با تکنیک های رایج مانند PN می باشد استفاده از امکاناتی که روشهای ترکیب اطلاعات در اختیار قرار میدهد بسیار سودمند است. در فصل قبلی، ردیابی خودکار توسط دوربین انجام شد و نتایج بسیار خوبی برای اهداف با سرعت ثابت و اهداف چرخشی و همچنین اهداف در حال مانور سینوسی بدست آمد. در این فصل با استفاده از روش های ترکیب اطلاعات می خواهیم ردیابی کامل از هدف یعنی دستیابی به مولفه های مکان و سرعت آن را انجام دهیم.

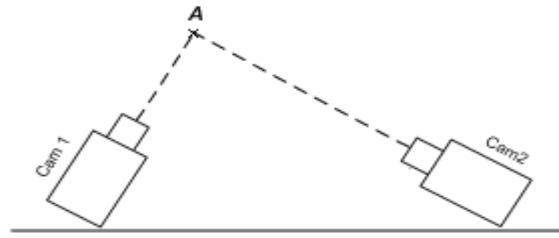
۱-۷-۴ ساختار ردیاب

در فصل قبلی، توانستیم دوربین ثابتی را روی هدف با کمک فیلتر کالمن قفل نگه داشته و عمل ردیابی خودکار هدف را انجام دهیم. باید توجه داشت که از یک دوربین به تنهایی زاویه سمت و ارتفاع هدف قابل محاسبه است. اما مکان یکتایی برای هدف به دست نمی آید. در شکل (۴-۱۳) با زاویه سمت و ارتفاع محاسبه شده توسط دوربین تمامی مکان های A و B و C برای هدف امکان پذیر است.



شکل ۴-۱۳ ردیابی با تک دوربین

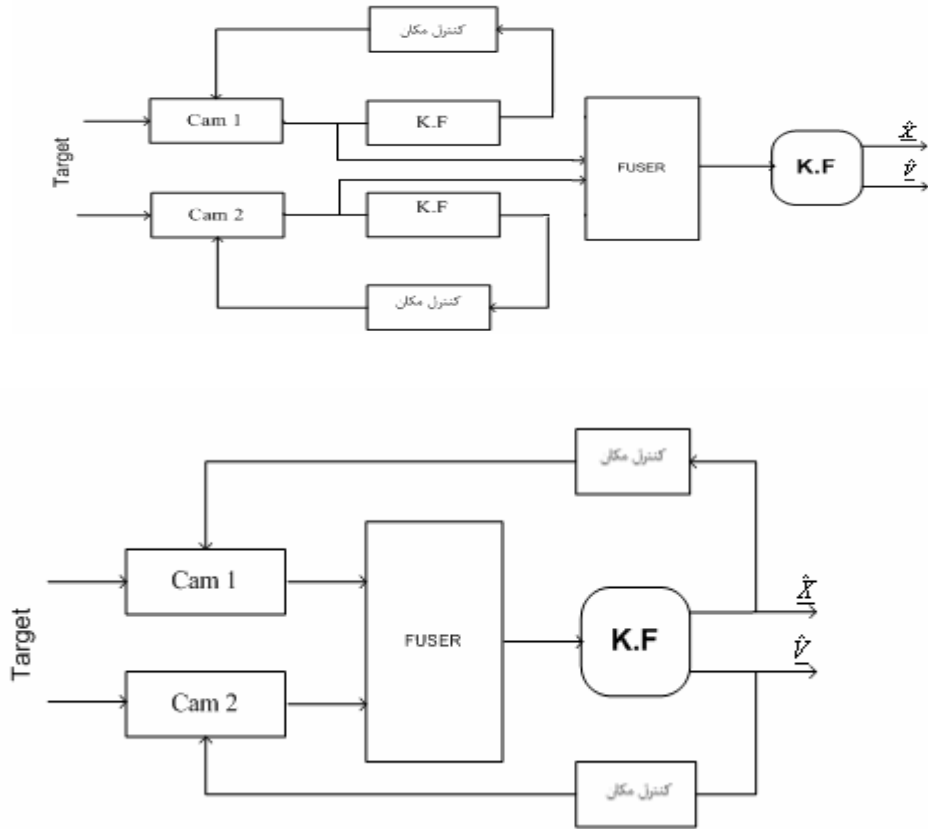
با استفاده از امکاناتی که روش های ترکیب اطلاعات در اختیار ما قرار می دهد، با کمک دوربین دومی که به صورت رقابتی و مکمل با دوربین اول، کار خود را انجام می دهد، امکان محاسبه مکان هدف وجود خواهد داشت. در شکل (۴-۱۴) دو دوربین هر دو با هم هدف را مشاهده می کنند. در این حالت مکان یکتای A برای هدف قابل محاسبه خواهد بود.



شکل ۴-۱۴ ردیابی با دو دوربین

با توجه به اینکه ردیاب مورد نظر برای اجرای قوانین هدایت موشک های کوتاه برد دقیق باید جوابگو باشد، دقت بالا در تخمین پارامترهای هدف حائز اهمیت است. به همین دلیل روشی که برای ترکیب داده های دو دوربین مورد استفاده قرار می گیرد مهم است. با توجه به اینکه داده های دوربین ها در اختیار است و در نهایت نیز اطلاعات مکان و سرعت هدف بایستی در اختیار سیستم قرار بگیرد، ساختار ترکیب از دید ورودی - خروجی به صورت ورودی داده - خروجی داده خواهد بود. همین طور از روش فیلتر کالمن در ترکیب اطلاعات و روش ترکیب اندازه گیری برای ترکیب داده ها استفاده می شود. با تعریف مدل مناسبی برای هدف می توانیم مشاهدات حسگرها را با هم ترکیب کنیم. اگر بحث صرفه جویی در هزینه ارتباطی و تجهیزات بکار رفته نیز مد نظر باشد، می توانیم از اطلاعات بخش ترکیب نیز برای قفل و دوربین ها استفاده کنیم. اما به دلیل اهمیت ماندن هدف در پنجره ردیابی بهتر است که از فیلترهای مجزا برای این منظور استفاده شود.

بلوک دیاگرام هر دو حالت در شکل (۴-۱۵) آمده است.



شکل ۴-۱۵ روشهای تخمین پارامترهای هدف

۲-۷-۴ مدل فرآیند

برای ترکیب اطلاعات حسگرها با کمک فیلتر کالمن باید مدل مناسبی برای هدف در نظر گرفته شود. با توجه به بحث کاملی که در بیان مدل‌های هدف در فصل گذشته صورت گرفته، در اینجا فقط به اشاره ای کوتاه به این موضوع بسنده می‌کنیم. از مدل سرعت ثابت و شتاب به صورت نویز غیر گوسی با در نظر گرفتن همبستگی موجود در نویز فرآیند استفاده می‌کنیم. مطابق آنچه در بخش (۳-۸-۱) گفته شد. رفع همبستگی در نویز فرآیند انجام می‌گیرد و سر انجام مدل فرآیند به کار رفته در فیلتر کالمن به صورت معادله (۴-۱۷) در نظر گرفته می‌شود.

$$\xi(k+1) = F\xi(k) + u(k) \quad (4-17)$$

$$\xi(k) = \begin{bmatrix} x(k) \\ y(k) \\ z(k) \\ v_x(k) \\ v_y(k) \\ v_z(k) \\ a_x(k) \\ a_y(k) \\ a_z(k) \end{bmatrix} \quad , \quad F = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & T & 0 & 0 & T^2/2 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & T & 0 & 0 & T^2/2 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & T & 0 & 0 & T^2/2 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & T & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & T & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & T \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

$$E[u(k)u^T(k+1)] = 0$$

$$E[u(k)u^T(k)] = Q = 2\beta\sigma_w^2 \begin{bmatrix} T^5/20 & 0 & 0 & T^4/8 & 0 & 0 & T^3/6 & 0 & 0 \\ 0 & T^5/20 & 0 & 0 & T^4/8 & 0 & 0 & T^3/3 & 0 \\ 0 & 0 & T^5/20 & 0 & 0 & T^4/8 & 0 & 0 & T^3/3 \\ T^4/8 & 0 & 0 & T^3/3 & 0 & 0 & T^2/2 & 0 & 0 \\ 0 & T^4/8 & 0 & 0 & T^3/3 & 0 & 0 & T^2/2 & 0 \\ 0 & 0 & T^4/8 & 0 & 0 & T^3/3 & 0 & 0 & T^2/2 \\ T^3/6 & 0 & 0 & T^2/2 & 0 & 0 & T & 0 & 0 \\ 0 & T^3/6 & 0 & 0 & T^2/2 & 0 & 0 & T & 0 \\ 0 & 0 & T^3/6 & 0 & 0 & T^2/2 & 0 & 0 & T \end{bmatrix}$$

با فرض اینکه دوربین اول در مبدا دستگاه مختصات جهانی قرار داشته باشد و دوربین دوم در

مکان $\begin{pmatrix} 0 \\ r \\ 0 \end{pmatrix}$ در این دستگاه باشد، معادلات دوربین ها را بر حسب متغیرهای حالت فوق بدست می آوریم.

زوایای اندازه گیری شده توسط دوربین ها در دستگاه مختصات مرجع مطابق شکل (۴-۱۶) است.

بنابراین:

$$\theta_1 = \tan^{-1}\left(\frac{x}{y}\right)$$

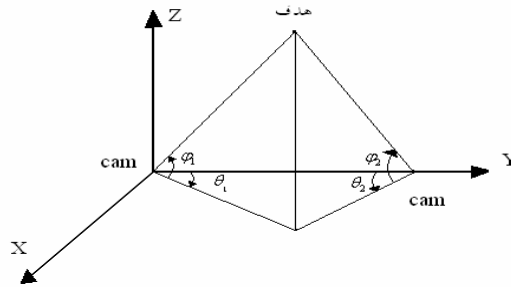
$$\varphi_1 = \tan^{-1}\left(\frac{z}{\sqrt{(x^2 + y^2)}}\right)$$

$$\theta_2 = \tan^{-1}\left(\frac{x}{y-r}\right) \quad (۴-۱۸)$$

$$\varphi_2 = \tan^{-1}\left(\frac{z}{\sqrt{(x^2 + (y-r)^2)}}\right)$$

$$z = h(x_k) + v(k)$$

با توجه به غیر خطی بودن مشاهدات حسگرها، برای ترکیب داده ها به جای استفاده از فیلتر کالمن باید از فیلتر کالمن توسعه یافته^۱ استفاده شود.



شکل ۴-۱۶ مشاهدات دوربین ها

۴-۸ فیلتر کالمن توسعه یافته [۲۴]

در حالتی که دینامیک سیستم خطی و نویز موثر بر آن گوسی باشد، تخمین زننده بهینه همان فیلتر کالمن خواهد بود. توجه شود که در برخی از موارد می توان با تغییر متغیر، مشکل مربوط به غیر خطی بودن معادلات را حل کرد. در غیر این صورت نسخه های دیگری از فیلتر کالمن مانند^۲ LKF و^۳ UKF و EKF که همگی جزء روش های زیر بهینه محسوب می شوند، می توان استفاده کرد.

فرض کنید معادله فرآیند اندازه گیری به صورت معادله (۴-۲۱) باشند.

$$\begin{aligned} x_{k+1} &= f(x_k, u_k, w_k) \\ z_k &= h_k(x_k, v_k) \end{aligned} \quad (۴-۱۹)$$

f_k, h_k توابعی غیر خطی و متغیرهای تصادفی w_k و v_k به ترتیب نویز سیستم و نویز اندازه گیری و ماتریس های Q_k و R_k نیز به ترتیب ماتریس های کوواریانس مربوطه در گام k ام باشند.

اگر \hat{x}_k تخمینی از x_k باشد، ماتریس های ژاکوبین را به صورت زیر تعریف می کنیم:

$$A_{k+1} = \frac{\partial f_k}{\partial x}(\hat{x}_k, u_k, 0) \quad (۴-۲۰)$$

$$W_{k+1} = \frac{\partial f_k}{\partial w}(\hat{x}_k, u_k, 0) \quad (۴-۲۱)$$

¹ Extended Kalman filter

² Linearized Kalman filter

³ Unscented kalman filter

$$H_{k+1} = \frac{\partial h_k}{\partial x}(\tilde{x}_k, 0) \quad (۲۲-۴)$$

$$V_{k+1} = \frac{\partial h_k}{\partial v}(\tilde{x}_k, 0) \quad (۲۳-۴)$$

\tilde{x}_k و \tilde{z}_k نیز به این صورت تعریف می شوند.

$$\tilde{x}_{k+1} = f_k(\hat{x}_k, u_k, 0) \quad (۲۴-۴)$$

$$\tilde{z}_k = h_k(\tilde{x}_k, 0) \quad (۲۵-۴)$$

به این ترتیب با خطی سازی معادلات سیستم حول نقطه تخمینی، روابط زیر بدست می آیند.

$$x_{k+1} \cong \tilde{x}_{k+1} + A_k(x_k - \hat{x}_k) + W_k w_k \quad (۲۶-۴)$$

$$z_k \cong \tilde{z}_k + H_k(x_k - \tilde{x}_k) + V_k v_k \quad (۲۷-۴)$$

با تعریف کردن خطاهای پیش بینی و فرآیند به صورت زیر:

$$\tilde{e}_{x_k} = x_k - \tilde{x}_k \quad (۲۸-۴)$$

$$\tilde{e}_{z_k} = z_k - \tilde{z}_k \quad (۲۹-۴)$$

روابط تقریبی زیر بدست می آیند:

$$\tilde{e}_{x_k} \approx A_k(x_k - \tilde{x}_k) + \varepsilon_k \quad (۳۰-۴)$$

$$\tilde{e}_{z_k} \approx H_k \tilde{e}_{x_k} + \eta_k \quad (۳۱-۴)$$

متغیرهای ε_k و η_k متغیرهای تصادفی با متوسط صفر و ماتریس کوواریانس $W_k Q_k W_k^T, V_k R_k V_k^T$

می باشند. در نهایت با در نظر گرفتن معادله مربوط به تخمین به شکل زیر:

$$\hat{x}_k = \tilde{x}_k + k_k(z_k - \tilde{z}_k) \quad (۳۲-۴)$$

معادلات بازگشتی فیلتر کالمن توسعه یافته به ترتیب به این صورت بیان می شود.

$$\hat{x}_{k+1}^- = f_k(\hat{x}_k, u_k, 0) \quad (۳۳-۴)$$

$$P_{k+1}^- = A_{k+1} P_k A_{k+1}^T + W_{k+1} Q_k W_{k+1}^T \quad (۳۴-۴)$$

$$k_{k+1} = P_{k+1}^- H_{k+1}^T (H_{k+1} P_{k+1}^- H_{k+1}^T + V_{k+1} R_{k+1} V_{k+1}^T)^{-1} \quad (۳۵-۴)$$

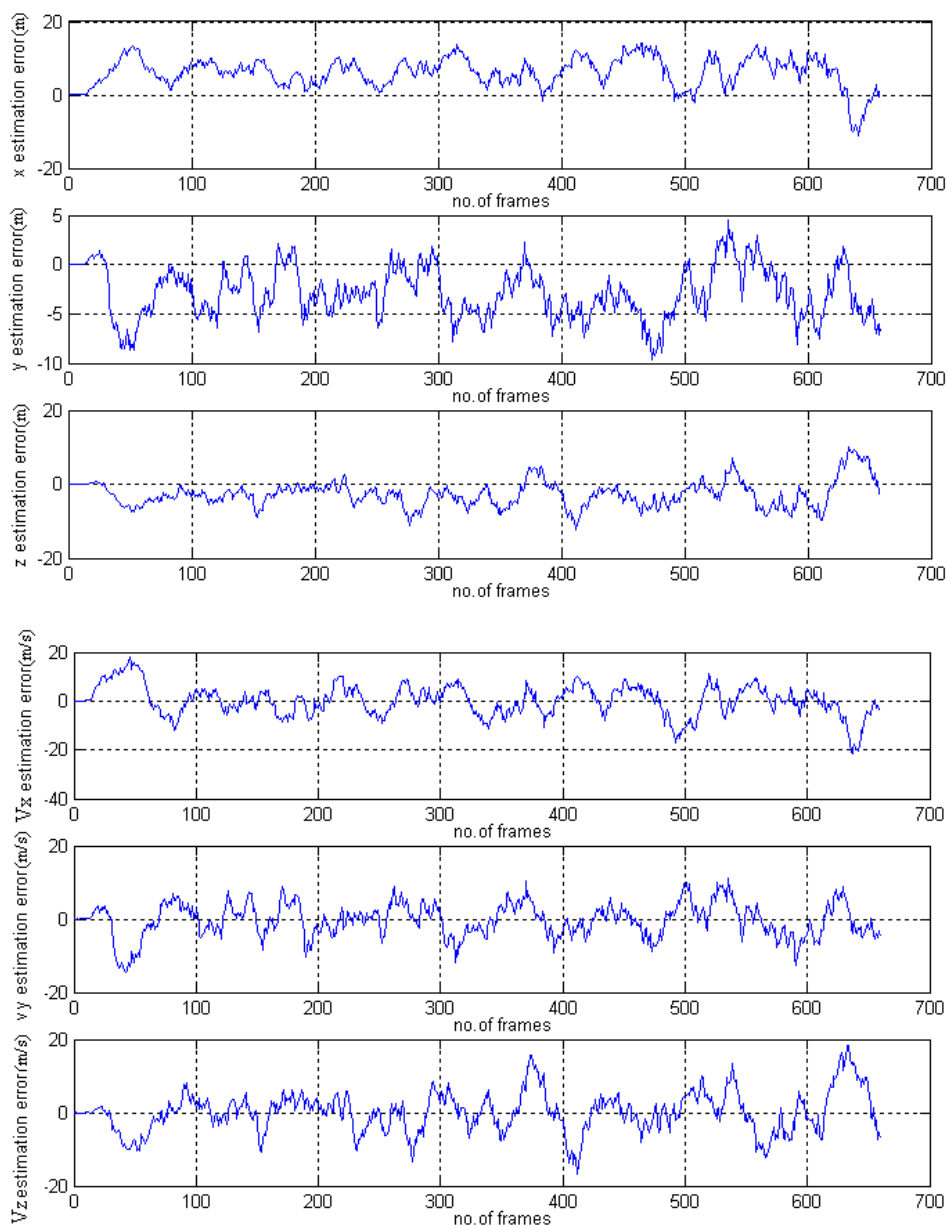
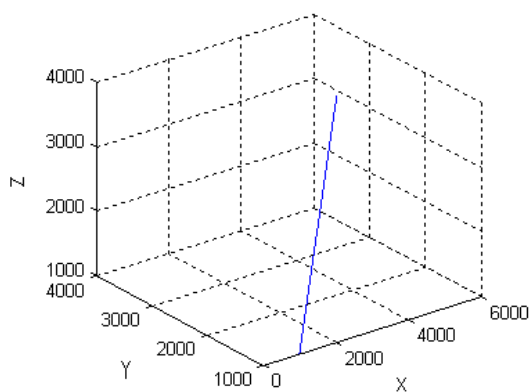
$$\hat{x}_{k+1} = \hat{x}_{k+1}^- + k_{k+1}(z_{k+1} - h_{k+1}(\hat{x}_{k+1}^-, 0)) \quad (۳۶-۴)$$

$$P_{k+1} = (I - k_{k+1} H_{k+1}) P_{k+1}^- \quad (۳۷-۴)$$

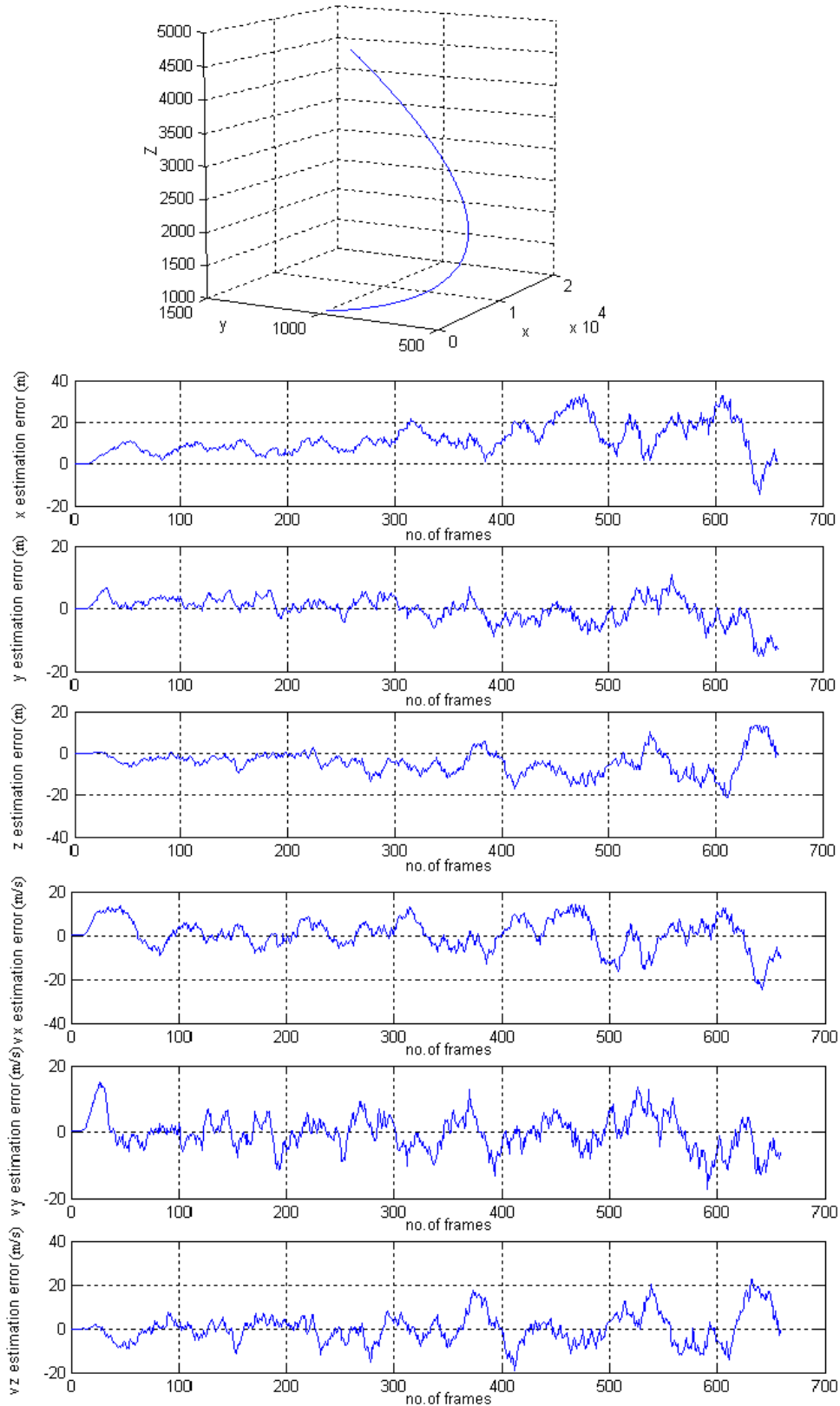
K_k بهره فیلتر کالمن و P_k ماتریس کوواریانس خطاهای تخمین می باشند.

۹-۴ شبیه سازی

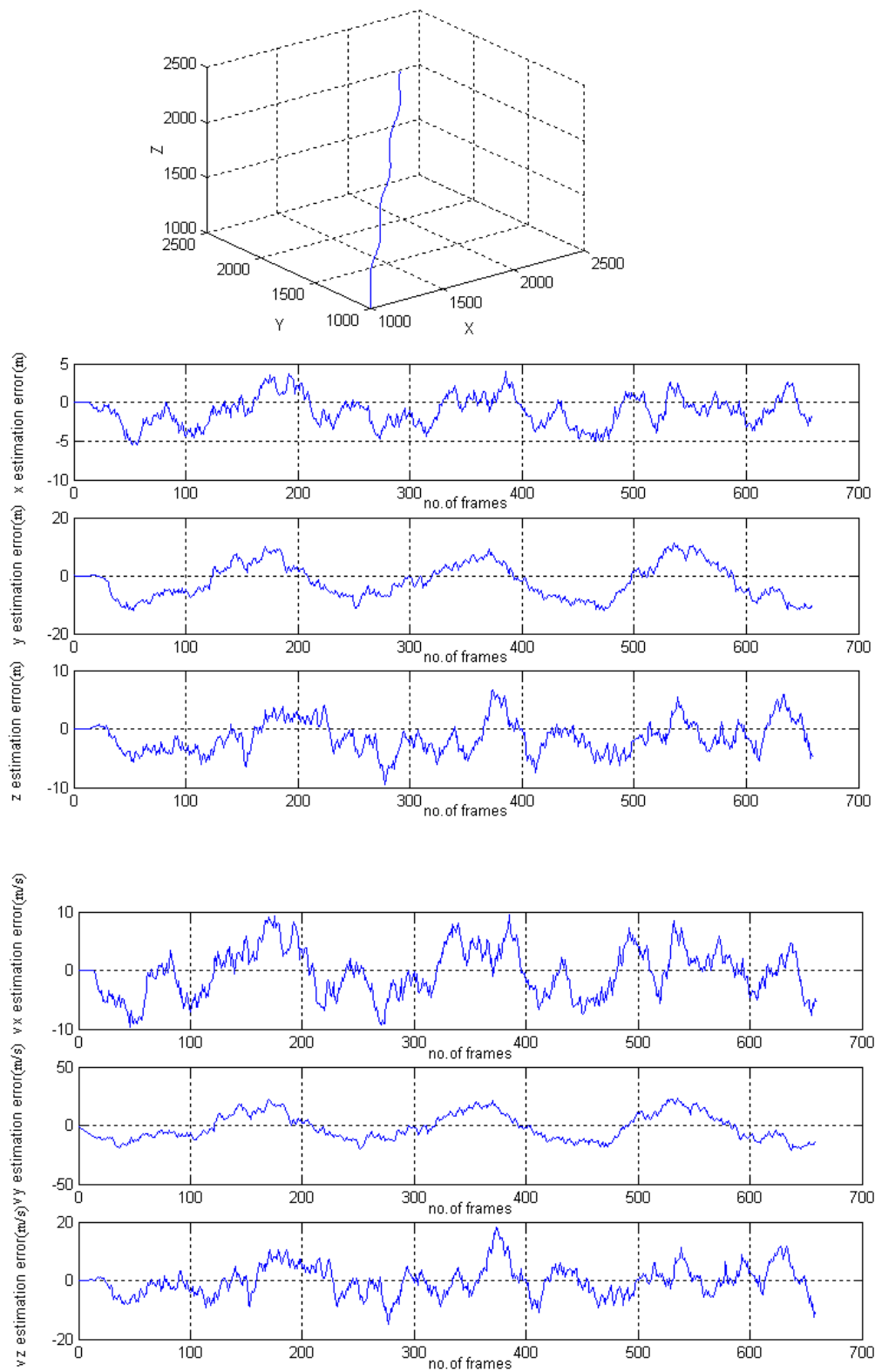
برای حرکت هدف به صورت مستقیم، حرکت چرخشی و همچنین مانور سینوسی، نتایج خطای تخمین پارامترهای مکان و سرعت هدف توسط ردیاب غیرفعال در شکل (۴-۱۷)، (۴-۱۸) و (۴-۱۹) آمده است.



شکل ۴-۱۷ خطای تخمین پارامترهای هدف با سرعت ثابت



شکل ۴-۱۸ خطای تخمین پارامترهای هدف با حرکت چرخشی



شکل ۴-۱۹ خطای تخمین پارامترهای هدف با مانور سینوسی

۵-۱ مقدمه

در فصل گذشته، اطلاعات دو دوربین با کمک فیلتر کالمن توسعه یافته با هم ترکیب شد و پارامترهای مکان و سرعت هدف با دقت خوبی بدست آمدند. با توجه به مزیت افزایش تعداد حسگرها در سیستم های تلفیق اطلاعات، در این فصل دوربین سومی برای ردیابی هدف روی موشک در نظر گرفته می شود و اطلاعات آن به اطلاعات دو دوربین قبلی اضافه می گردد و سر انجام دقت ردیابی هدف با دو دوربین و سه دوربین مقایسه می گردد.

اضافه کردن دوربین سوم علاوه بر افزایش دقت سیستم، ایمنی سیستم ردیاب را نیز بالا می برد به این معنا که در صورتی که به هر دلیلی یکی از دوربین ها نتواند کار خود را انجام دهد، مثلا از کار بیفتد و یا نتواند در زمان خاصی هدف را ببیند، سیستم همچنان به کار خود ادامه می دهد. باید به این نکته توجه داشت که اجرای دقیق قوانین هدایتی علاوه بر پارامترهای هدف به پارامترهای موشک نیز نیازمند می باشد. همچنین اطلاعات دوربین سوم وابسته به مکان موشک در هر لحظه می باشد. غالبا ناوبری موشک با استفاده از سیستم ناوبری اینرسی^۱ (INS) صورت می گیرد.

سیستم ناوبری اینرسی با کمک ژيروسکوپ ها و شتاب سنج ها ناوبری موشک را انجام می دهد و از دقت بسیار بالایی برخوردار می باشد اما این سیستم بسیار گران است. علاوه بر این واضح است که با استفاده از ردیاب طراحی شده با هزینه بسیار کم و دقت بسیار بالا می توان برای تعیین مکان موشک بهره جست.

در تمام شبیه سازی های انجام شده در این فصل ردیابی موشک با استفاده از دوربین ها صورت گرفته است. با این حال به توضیح مختصری از هر دو روش پرداخته خواهد شد.

۵-۲ اضافه کردن دوربین سوم

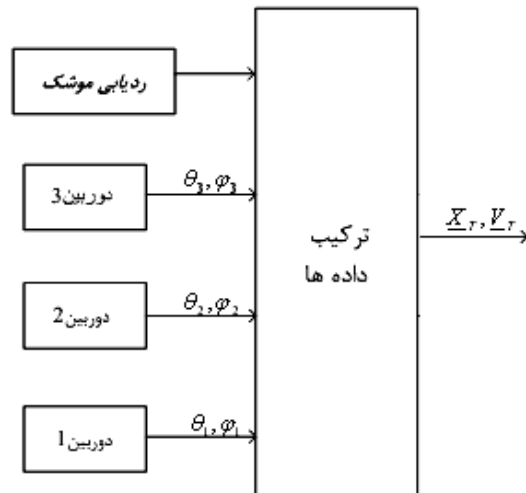
با توجه به اینکه دوربین سوم روی موشک نصب شده است، مشاهدات این دوربین به قرار زیر است:

^۱ Inertial navigation guidance

$$\theta_3 = \tan^{-1} \left(\frac{x_T - x_M}{y_T - y_M} \right) \quad (1-5)$$

$$\varphi_3 = \tan^{-1} \left(\frac{z_T - z_M}{\sqrt{(x_T - x_M)^2 + (y_T - y_M)^2}} \right) \quad (2-5)$$

صرف نظر از روش به کار رفته برای تخمین پارامترهای موشک، بلوک دیاگرام ترکیب مشاهدات مطابق شکل (1-5) خواهد بود.



شکل 1-5 ردیابی هدف با کمک سه دوربین

مطابق فصل قبل از فیلتر کالمن توسعه یافته برای ترکیب داده ها استفاده می شود. البته روشهای دیگری نیز برای تلفیق داده ها می توان به کار برد. از آن جمله تلفیق محلی دو دوربین 1 و 2 و سپس تلفیق نتیجه آن با دوربین سوم و نتیجه ردیابی موشک می باشد. در این پایان نامه تلفیق داده ها بر اساس شکل (1-5) صورت می گیرد.

باید توجه داشت اگر از دو دوربین در بلوک ردیابی موشک استفاده شود، مدل سیستم به صورت رابطه (3-5) خواهد بود:

$$X(k+1) = AX(k) + Bu(k) + w(k) \quad (3-5)$$

که در این رابطه:

$$B = \begin{bmatrix} T^2/2 & 0 & 0 \\ 0 & T^2/2 & 0 \\ 0 & 0 & T^2/2 \\ T & 0 & 0 \\ 0 & T & 0 \\ 0 & 0 & T \end{bmatrix}, A = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & T & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & T & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & T \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}, X(k) = \begin{bmatrix} x_m \\ y_m \\ z_m \\ v_{xm} \\ v_{ym} \\ v_{zm} \end{bmatrix}$$

u_k ورودی شتاب سیستم است که به صورت $\begin{bmatrix} a_x \\ a_y \\ a_z \end{bmatrix}$ تعریف می شود. نویز موجود در مدل سیستم

ناشی از در نظر گرفتن اغتشاشات محیطی نظیر باد می باشد. بدیهی است که مدل سیستم در ترکیب داده ها به جای ۹ متغیر حالت ۱۵ متغیر حالت خواهد داشت.

۳-۵ ناوبری در دستگاه مختصات اینرسی

در این قسمت با توجه به اهمیت سیستم ناوبری اینرسی و کاربرد وسیع آن به بیان معادلات این سیستم بدون اثبات روابط پرداخته می شود. تمامی مطالب این قسمت از [۳۹] آورده شده است. مرکز دستگاه مختصات اینرسی در مرکز زمین در نظر گرفته می شود. با توجه به قانون نیوتون داریم:

$$P^2 \underline{r}^I = \underline{f}^I + \underline{G}^I \quad (۴-۵)$$

ژیروسکوپ هایی که به بدنه موشک متصل هستند مولفه های \underline{w}_{IB}^B را اندازه گیری می کنند و با استفاده از خروجی آنها و شرایط اولیه مناسب می توان ماتریس دوران C_B^I را در هر لحظه محاسبه کرد. معادلات سیستم تعیین موقعیت بدون صفحه پایدار به فرم زیر است:

$$\dot{\underline{r}}^I = \underline{v}^I \quad (۵-۵)$$

$$\dot{\underline{v}}^I = C_B^I \underline{f}^B + \underline{G}^I(\underline{r}^I) \quad (۶-۵)$$

$$\dot{C}_B^I = C_B^I [\underline{w}_{IB}^B \times] \quad (۷-۵)$$

خروجی شتاب سنج هایی که به بدنه موشک چسبیده اند، مولفه های \underline{f}^B را در اختیار قرار می دهند. رابطه (۷-۵) نمایانگر ۹ معادله دیفرانسیل می باشد ولی با استفاده از کواترنینها می توان این ۹ معادله را به ۴ معادله دیفرانسیل با حفظ خواص خوب عددی معادله دیفرانسیل ماتریس دوران تقلیل داد.

$$q = \begin{bmatrix} q_0 \\ q_1 \\ q_2 \\ q_3 \end{bmatrix}, \underline{\rho} = \begin{bmatrix} \rho_1 \\ \rho_2 \\ \rho_3 \end{bmatrix} \quad (۸-۵)$$

$$\underline{\dot{r}}^I = \underline{v}^I \quad (۹-۵)$$

$$\underline{\dot{v}}^I = \underline{f}^B + 2\underline{\rho} \times (\underline{\rho} \times \underline{f}^B) + 2q \cdot \underline{\rho} \times \underline{f}^B + \underline{G}^I(\underline{r}^I) \quad (۱۰-۵)$$

$$\dot{q}_0 = -\frac{1}{2}(\underline{w}_{IB}^B)^T \underline{\rho} \quad (۱۱-۵)$$

$$\underline{\dot{\rho}} = \frac{1}{2}q_0 \underline{w}_{IB}^B - \frac{1}{2}\underline{w}_{IB}^B \times \underline{\rho} \quad (۱۲-۵)$$

معادله (۱۰-۵)، ناپایدار بوده و خطا پس از گذشت ده دقیقه تقریباً ۲/۷ برابر می‌گردد. برای محدود کردن این خطا عموماً در سیستم‌های ناوبری از دستگاه مختصات جغرافیایی استفاده می‌کنند.

۴-۵ ناوبری در دستگاه مختصات جغرافیایی

در سیستم ناوبری و در دستگاه مختصاتی جغرافیایی کره زمین با یک بیضی گون مدل می‌شود و مکان جسم متحرک بر حسب پارامترهای l (طول جغرافیایی)، L (عرض جغرافیایی)، h (ارتفاع) بیان می‌شود. دستگاه مختصات دیگری که عموماً سرعت جسم متحرک در آن بیان می‌شود، دستگاه مختصات محلی می‌باشد. اگر r_L شعاع انحنای زمین در صفحه نصف النهار و r_l شعاع انحنای زمین در صفحه عمود بر صفحه نصف النهار باشد و r_0 شعاع زمین در عرض جغرافیایی L باشد، روابط زیر را داریم:

$$r_L = r_0 (1 - 2e \cos 2L) \quad (۱۳-۵)$$

$$r_l = r_0 (1 - 2e \sin 2L) \quad (۱۴-۵)$$

$$\dot{L} = \frac{V_N}{r_L + h} \quad (۱۵-۵)$$

$$r_0 = r_e (1 - e \sin 2L) \quad (۱۶-۵)$$

در نهایت مدل دینامیکی سیستم ناوبری توسط روابط (۱۷-۵) و (۱۸-۵) بیان می‌شود.

$$d \begin{bmatrix} L \\ l \\ h \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{1}{r_L + h} & 0 & 0 \\ 0 & \frac{1}{(r_l + h) \cos(L)} & 0 \\ 0 & 0 & -1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} V_N \\ V_E \\ V_D \end{bmatrix} dt \quad (17-5)$$

$$d \begin{bmatrix} V_N \\ V_E \\ V_D \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{V_N V_D}{r_L + h} - 2w_{ie} V_E \sin L - \frac{V_E^2 \tan(L)}{r_l + h} \\ \left(\frac{V_E}{(r_l + h) \cos L} + 2w_{ie} \right) (V_N \sin L + V_D \cos L) \\ \frac{-V_N^2}{r_L + h} - 2w_{ie} V_E \cos L - \frac{V_E^2}{r_l + h} \end{bmatrix} dt + C_B^g \left\{ \begin{bmatrix} f_N \\ f_E \\ f_D \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ g \end{bmatrix} \right\} dt + dw_i^v \quad (18-5)$$

در روابط فوق $g = 9.780327 m/s^2$ شتاب جاذبه زمین، $[f_N \ f_E \ f_D]^T$ مقادیر اندازه گیری شده توسط شتاب سنج ها می باشد. w_i^v نیز فرایند وینر با متوسط صفر می باشد. پس از بدست آمدن طول و عرض جغرافیایی و ارتفاع از معادله (5-19) برای تبدیل متغیرها بین دو دستگاه مختصات جغرافیایی و زمینی استفاده می کنیم.

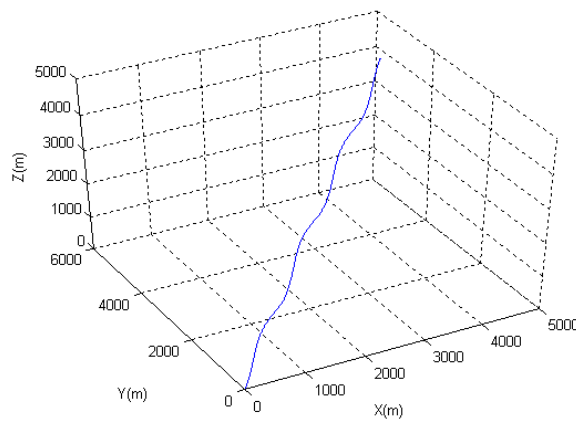
$$\begin{bmatrix} X_{me} \\ Y_{me} \\ Z_{me} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} (R_L + h) \cos(l) \cos(L) \\ (R_L + h) \cos(l) \sin(L) \\ (R_L (1 - e^2) + h) \sin(l) \end{bmatrix} \quad (19-5)$$

باید در نظر داشت که مکان موشک در دستگاه مختصات زمینی بدست آمده و مشاهدات دوربین ها در دستگاه مختصات جهانی که دستگاه مختصاتی متعامد و راستگرد است که دوربین اول مبدا آن در نظر گرفته شده و محور Z ان عمود بر سطح زمین می باشد و محور y ان محل اتصال مبدا به محل دوربین دوم می باشد. بنابر این باید این اطلاعات را در یک دستگاه مختصاتی محاسبه کنیم.

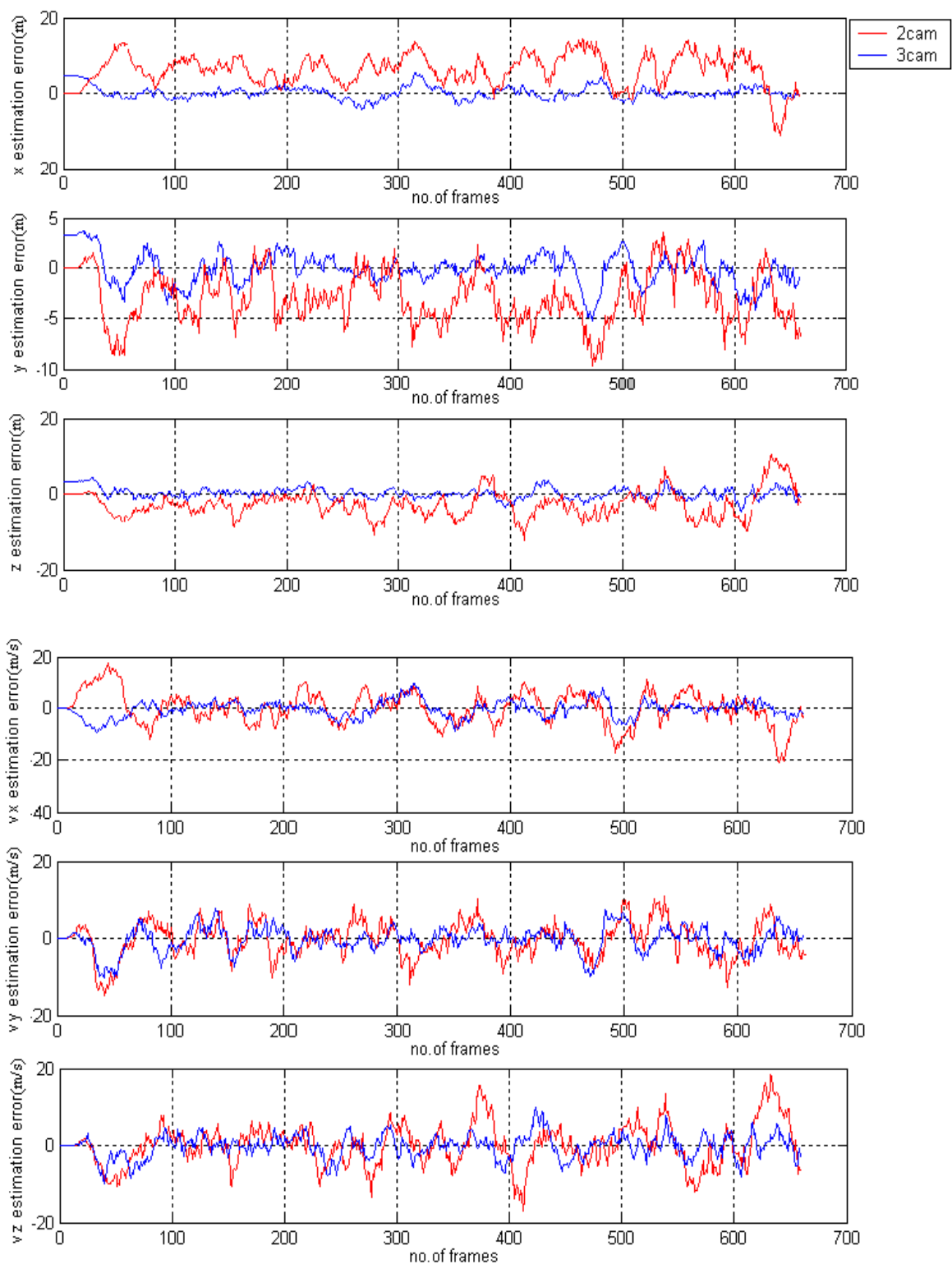
برای تبدیل دستگاه مختصات زمینی، به دستگاه مختصات جهانی، باید زاویه ای که محل دوربین مبدا با محور قطبی زمین می سازد مشخص شود. سپس دوران دستگاه مختصات زمینی به اندازه این زاویه حول مبدا مختصات و سپس انتقال دستگاه مختصات زمینی به اندازه شعاع زمین و سپس دورانی حول محور Z به اندازه زاویه ای که محور x دو دستگاه با هم می سازد، صورت گیرد تا این دو دستگاه بر هم منطبق شوند.

۵-۵ نتایج شبیه سازی

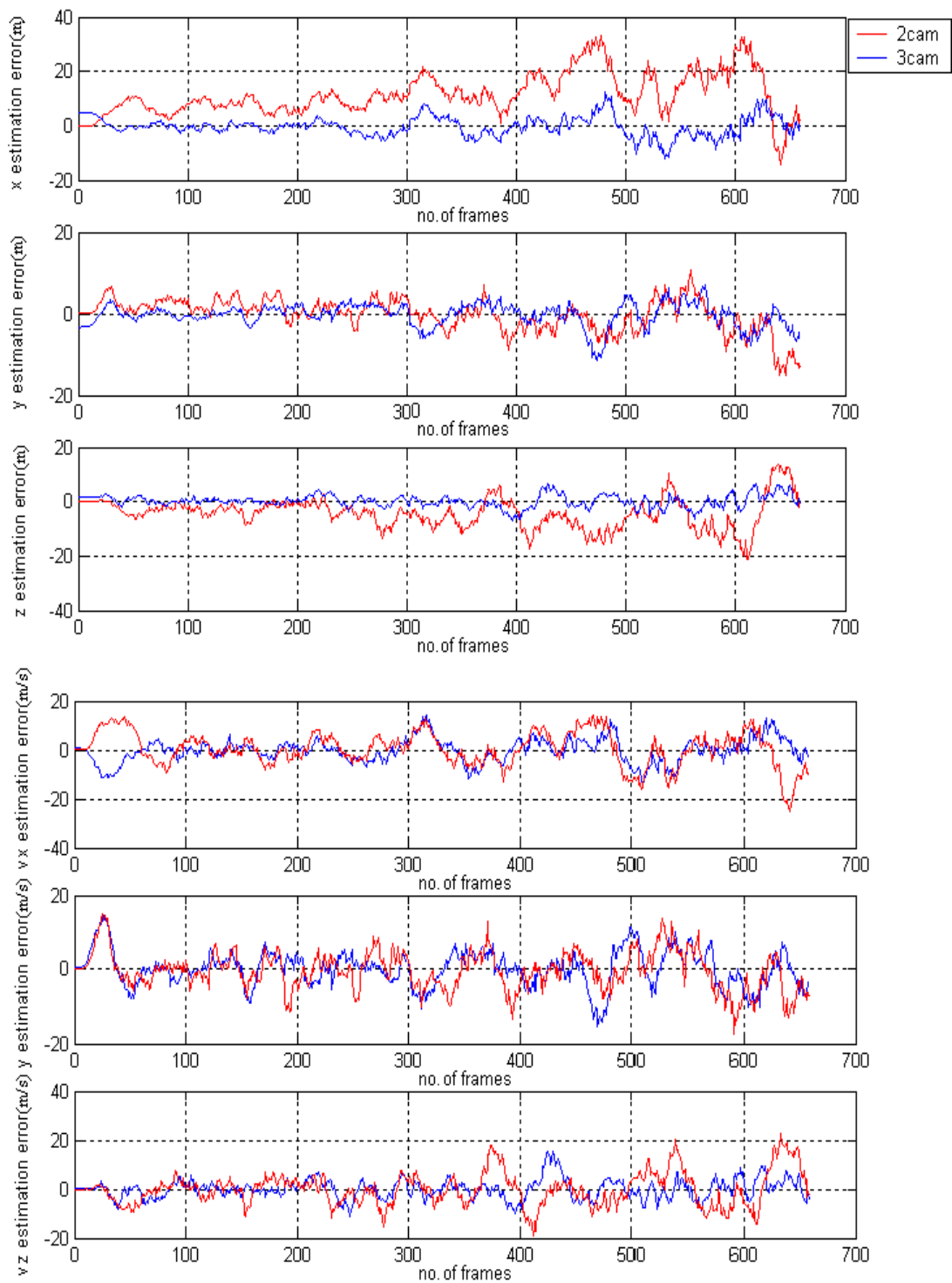
برای مقایسه دقت ردیاب در حالت وجود سه دوربین برای ردیابی هدف و دو دوربین برای ردیابی هدف شبیه سازی های مربوطه انجام شده است. برای سه حالت حرکت هدف، حرکت مستقیم الخط، حرکت چرخشی و حرکت با مانور سینوسی این مقایسه انجام شده است. در تمام این شبیه سازی ها حرکت موشک به صورت شکل (۵-۲) در نظر گرفته شده است.



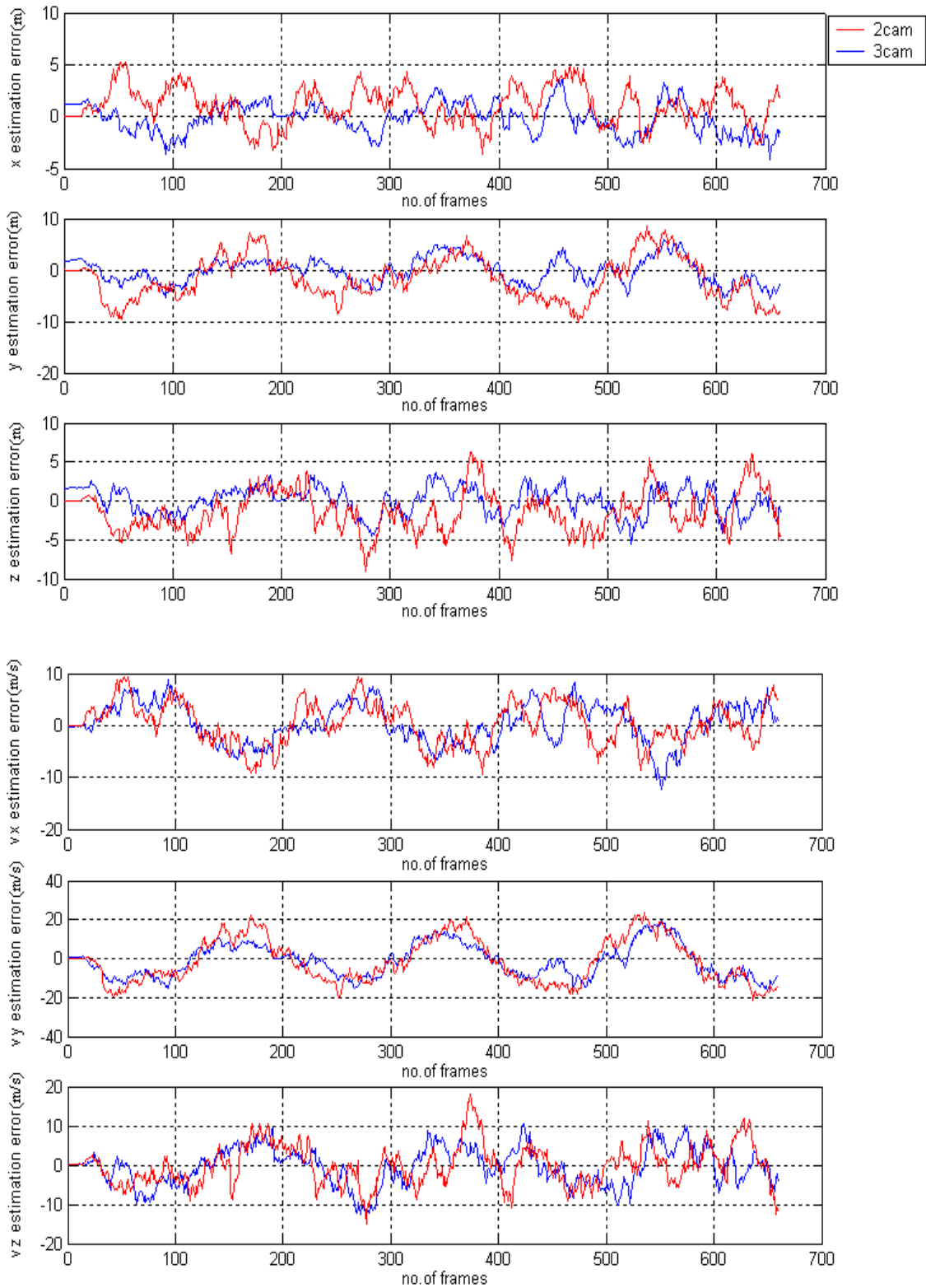
شکل ۵-۲ مسیر در نظر گرفته شده برای موشک



شکل ۳-۵ مقایسه دقت تخمین برای حرکت مستقیم الخط هدف



شکل ۴-۵ مقایسه دقت تخمین برای هدف با چرخش انی



شکل ۵-۵ مقایسه دقت تخمین برای هدف با مانور سینوسی

برای مقایسه کمی دقت ردیاب با دو و سه دوربین از معیار مجذور میانگین مربعات خطا¹ (RMS) استفاده می کنیم. در جدول (۱-۵) و (۲-۵) و (۳-۵) مقایسه RMS ردیاب های فوق در حالت سه حرکت مستقیم و حرکت چرخشی و حرکت سینوسی آمده است.

جدول (۱-۵) مقایسه دقت ردیاب با دو و سه دوربین برای هدف با حرکت مستقیم

نوع ردیاب	x	y	z	Vx	Vy	Vz
دو دوربین	5.232	3.876	4.448	4.483	4.635	5.584
سه دوربین	4.891	3.777	3.431	2.195	3.340	3.258

جدول (۲-۵) مقایسه دقت ردیاب با دو و سه دوربین برای هدف با حرکت چرخشی

نوع ردیاب	x	y	z	Vx	Vy	Vz
دو دوربین	9.864	4.075	7.120	6.946	5.159	6.744
سه دوربین	7.710	3.887	5.844	4.282	4.960	3.961

جدول (۳-۵) مقایسه دقت ردیاب با دو و سه دوربین برای هدف با مانور سینوسی

نوع ردیاب	x	y	z	Vx	Vy	Vz
دو دوربین	2.103	4.490	2.995	4.095	8.380	5.158
سه دوربین	2.093	3.657	2.664	3.985	5.619	5.038

¹ Root mean square error

۵-۶ مقایسه دقت ردیاب طراحی شده با رادار

رادار وسیله ای است که با ارسال امواج الکترومغناطیسی قادر به کشف هدف و محاسبه پارامترهای آن است. رادار اندازه گیری های خود را در دستگاه قطبی انجام می دهد. بردار مشاهدات رادار به قرار زیر است:

$$y(t) = h(k, x(k)) + V(k) \quad (۲۰-۵)$$

$$y(k) = \begin{bmatrix} r(k) \\ \theta(k) \\ \varphi(k) \end{bmatrix} \quad (۲۱-۵)$$

$$h(k, x(k)) = \begin{bmatrix} \sqrt{x^2 + y^2 + z^2} \\ \arctan\left(\frac{y}{x}\right) \\ \arctan\left(\frac{z}{\sqrt{x^2 + y^2 + z^2}}\right) \end{bmatrix} \quad (۲۲-۵)$$

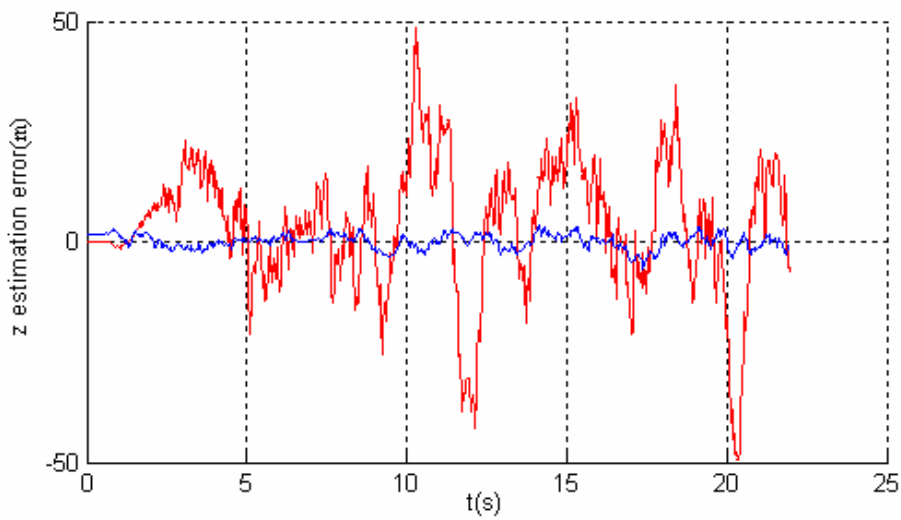
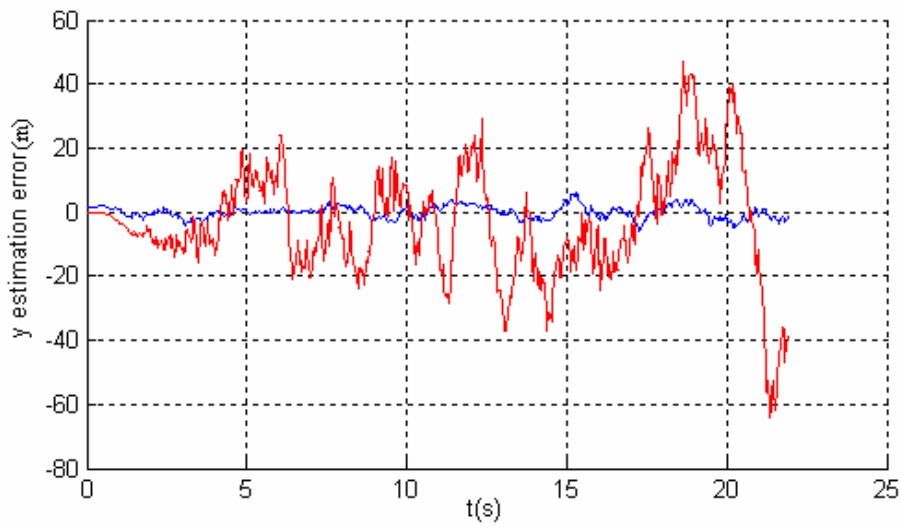
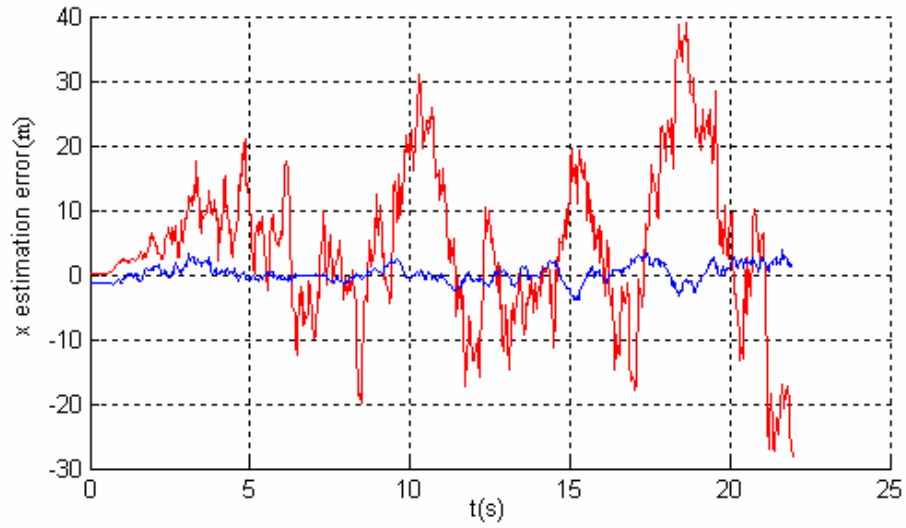
شبیه سازی رادار مطابق [۲۹-۳۰] انجام گرفته است. مطابق [۳] و [۲۹-۳۰] نویز اندازه گیری در رادار نویز گوسی با متوسط صفر و کوواریانس

$$E[V(k)V^T(j)] = R\delta_{kj}$$

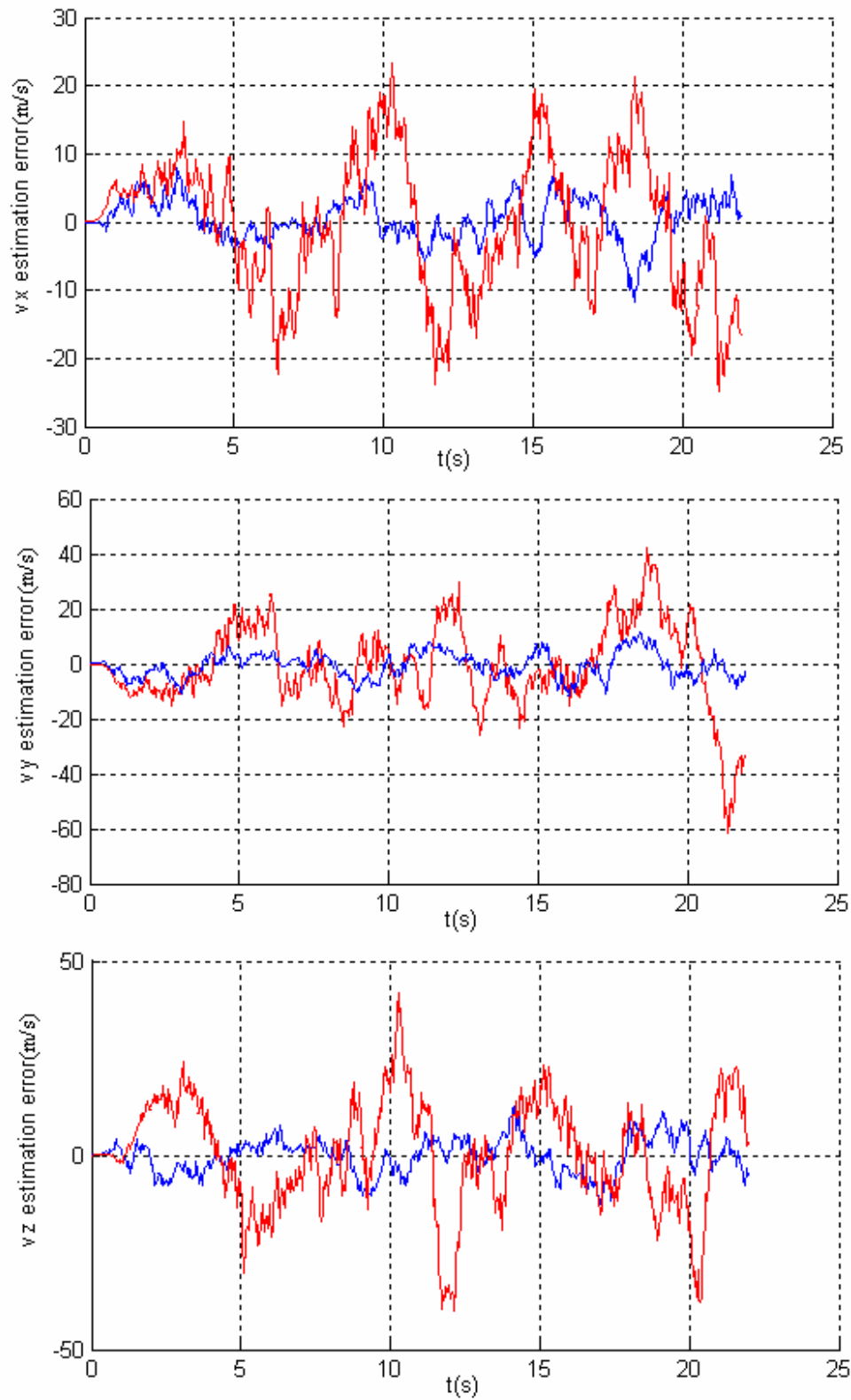
$$R = \begin{bmatrix} R_r & 0 & 0 \\ 0 & R_\theta & 0 \\ 0 & 0 & R_\varphi \end{bmatrix}$$

با مقادیر $R_r = 10$ و $R_\theta = 0.002$ و $R_\varphi = 0.002$ در نظر گرفته شده است.

جهت مقایسه دقت ردیاب غیر فعال طراحی شده با دقت رادار شبیه سازی های لازم انجام شده است. در شکل های (۵-۶) و (۵-۷) رنگ قرمز مربوط به رادار و رنگ آبی مربوط به ردیاب طراحی شده است.

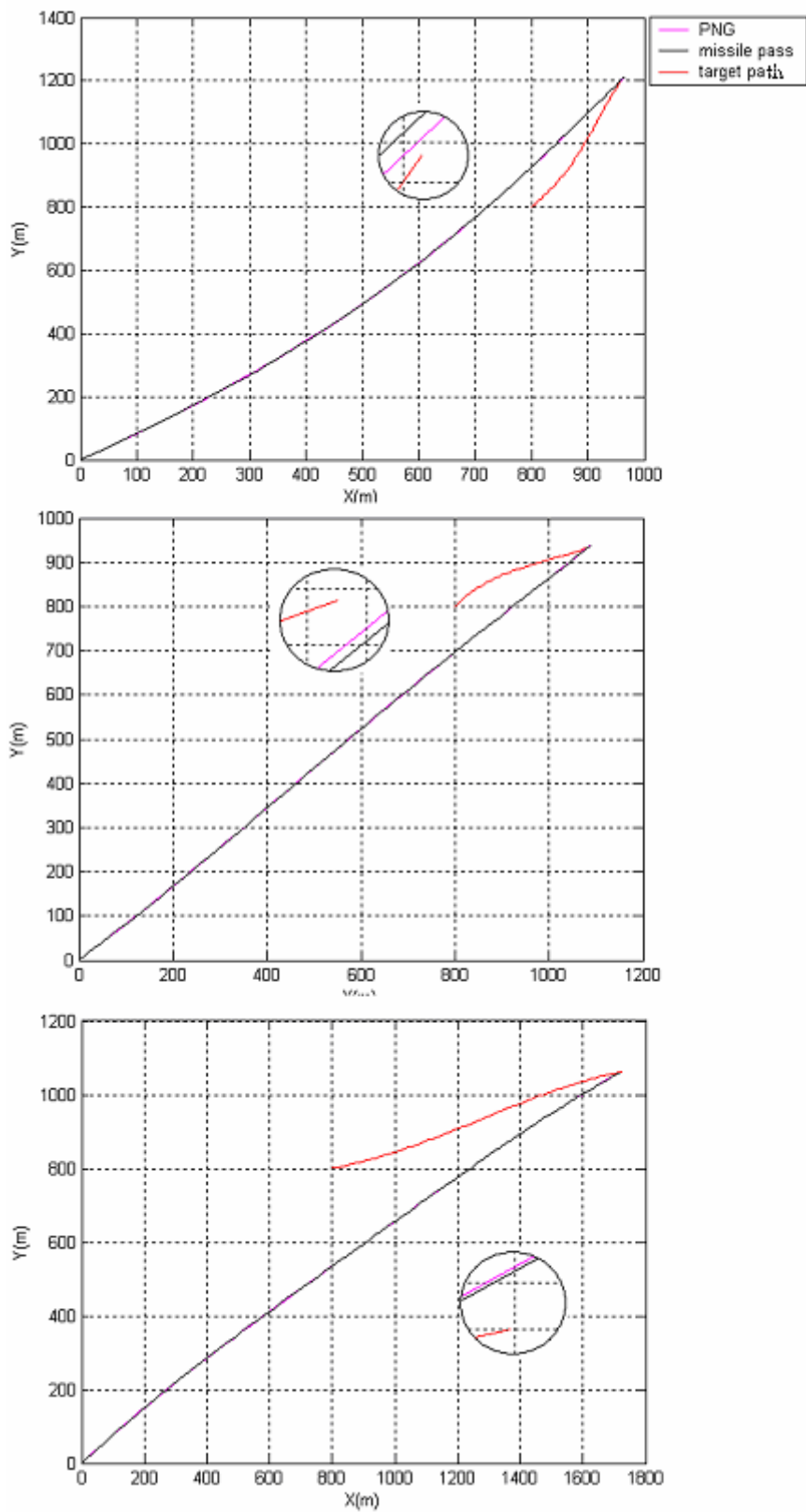


شکل ۵-۶ مقایسه دقت ردیاب طراحی شده با رادار



شکل ۵-۷ مقایسه دقت ردیاب طراحی شده با رادار

در این قسمت شبیه سازی اجرای قانون هدایت PNG با کمک ردیاب طراحی شده انجام شده است. همانطور که مشاهده می شود موشک با دریافت اطلاعات از ردیاب مسیر بسیار مناسبی را در مقایسه با مسیری که موشک زمانی که اطلاعات صد در صد صحیح به آن می رسد طی خواهد نمود.



شکل ۵-۸ مسیر طی شده توسط موشک با قانون هدایت PN

۱-۶ نتیجه گیری

برای اجرای قوانین مختلف هدایتی موشک، به خصوص موشک های دقیق نیاز به ردیابی کامل موشک و هدف داریم. برای ردیابی غیرفعال و دقیق هدف از دوربین ها استفاده شد. برای ردیابی نیاز به نگه داشتن راستای دید هدف در زاویه دید دوربین داریم. برای در راستای دید دوربین ماندن هدف، سیستم کنترل باید بتواند خطا را در حد کمی نگه دارد. حرکت هدف در فضا به صورت یک سیگنال اختلال برای سیستم کنترل سکو است. زمان لازم برای دریافت تصویر و مشخص کردن محل هدف در آن به کمک پردازش تصویر باعث تاخیری حداقل برابر مدت زمان دریافت یک فریم از تصویر در سیگنال اندازه گیری موقعیت هدف در تصویر می شود. این موضوع باعث کاهش پایداری و پاسخ نامناسب سیستم کنترل سکو می شود. برای به کار بردن فیلتر کالمن نیاز به مشخص کردن مدل داریم. تغییر زوایای دید هدف از محل ردیاب تابع حرکت هدف در فضا و حرکت دوربین روی سکو است. برای زوایای دید هدف، مدل مناسبی از حرکت در نظر گرفته ایم. در این صورت بدون نیاز به دانستن فاصله هدف تا ردیاب می توانیم فیلتر کالمن را پیاده سازی کنیم. برای حذف اثر اختلال در سیستم کنترل و تاخیر ناشی شده از اندازه گیری تصویری، فیلترهای ردیابی زاویه ای طراحی کرده ایم. به کارگیری فیلتر ردیابی با استفاده از مدل حرکت زوایای دید هدف و پیشگویی مقدار زوایای ضمن کاهش خطا، امکان کنترل مطلوب و سریع سکو را نیز فراهم می کند. معمولا ردیابی بخشی از یک سیستم کلی تر است که در آن نیاز به داشتن موقعیت هدف در فضا است. برای این منظور از ترکیب اطلاعات دو دوربین در ایستگاه زمینی استفاده کردیم. ترکیب اطلاعات دو دوربین با فیلتر کالمن توسعه یافته و روش ترکیب اندازه گیری انجام شد. مدل مناسبی برای مولفه های مکان و سرعت هدف در نظر گرفته شد. در این حالت مولفه های مکان و سرعت هدف با دقت خوبی تخمین زده شدند. سپس برای افزایش دقت ردیاب،

از ترکیب اطلاعات دوربین سومی که روی موشک نصب شده است، استفاده شد و دقت تخمین ها در هر دو حالت با هم مقایسه شدند. همچنین دقت ردیاب فوق با دقت یک رادار مقایسه شد. سپس با استفاده از ردیاب طراحی شده قانون هدایت PN برای شرایط مختلف هدف اجرا شد و نتایج بسیار خوبی بدست آمد.

۶-۲ پیشنهادات

پردازش تصویر و شناسایی هدف

در این پایان نامه روی پردازش تصویر توسط دوربین کاری انجام نشده است. تشخیص هدف از روی اطلاعات ثبت شده از هدف و یا مشخصه هایی نظیر رنگ و ... و تنظیم مناسب فاصله کانونی عدسی دوربین برای داشتن تصویر مناسبی از هدف می تواند در این راستا انجام شود. تشخیص مشخصه هایی از هدف می تواند در شناسایی دقیق هدف و یا مقابله با مساله اهداف مجازی کاربرد داشته باشد.

استفاده از روش مدل های چندگانه

در مدل های در نظر گرفته شده برای هدف در فیلتر کالمن می توانیم از مجموعه ای از مدلها استفاده کنیم. این امر می تواند در بهبود دقت تخمین ها بسیار موثر باشد. نکته مهم در به کارگیری مدل های چندگانه برای برداری از اندازه گیری ها می باشد.

ردیابی برای چند هدف

در این پایان نامه ردیابی یک هدف مد نظر بود. اگر ردیابی چند هدف مد نظر باشد، برای هر هدف یک برش زمانی اختصاص می یابد و باید مسیر و شرایط هر هدف در حافظه ثبت گردد تا امکان ادامه ردیابی آن بعد از یک فاصله زمانی معقول امکان پذیر باشد. این مساله در سیستم های نظارتی ردیابی کاربرد دارد.

طراحی سیستم با در نظر داشتن همبستگی حسگرها

همانطور که می دانیم بین اطلاعات حسگرها همبستگی وجود دارد. اغلب از این همبستگی صرف نظر می شود. می توان با در نظر گرفتن همبستگی حسگرها این سیستم را طراحی کرد.

چیدمان مناسب سنسورها

برای اطمینان بیشتر به ردیاب می توان در منطقه مورد نظر آرایش مناسبی از دوربین ها را در نظر گرفت و زمانی که یک دوربین دید مناسبی از هدف نداشت با دوربینی که بهترین دید را نسبت به هدف در آن لحظه دارد جایگزین گردد. نحوه انتخاب بهینه دوربین ها و همچنین استفاده از فیلتر های محلی در این سیستم باید مورد بررسی قرار بگیرد.

استفاده از فیلتر ذره ای با ساختار فازی

در این سیستم از فیلتر کالمن برای ترکیب اطلاعات استفاده شد. می توان از فیلتر ذره ای با ساختار فازی برای ترکیب اطلاعات بهره جست.

مراجع

- [1] R.A Singer and K.W.Behnke, “**Real Time Tracking Filter Evaluation and Selection for Tactical Applications**”, IEEE Transaction on Aerospace and Electronic Systems, Vol.AES-7, PP.100-110, January 1971.
- [2] R.A Singer, “**Estimating Optimal Tracking Filter Performance for Manned Maneuvering Targets**”, Vol.6, No.4, PP.473-483, July 1970.
- [3] E.Cortina and D.Otero, “**Maneuvering Target Tracking Using Extended Kalman Filter**”, Vol.27, No.1, PP.155-158, January 1991.
- [4] سعید عبداللهی، “**مروری بر روشهای هدایت**”، سمینار کارشناسی ارشد، دانشگاه تهران، دانشکده مهندسی برق، زمستان ۸۴
- [5] رابرت مک فازین، ترجمه رضا فاطمی مفرد، “**تحلیل سیستمهای پدافند هوایی مستقر بر سطح، گروه صنایع پدافند هوایی**”، پژوهشکده شهید یزدانی، پاییز ۸۳
- [6] Shneydor, N.A, “**Missile Guidance and Pursuit**”, Horwood, Chichester, 1998.
- [7] Zarchan.p, “**Tactical and Strategic Missile Guidance**”, AIAA, Virginia, 4th edition, 2002.
- [8] U.S.Shukla and P.R.Mahapatra, “**The Proportional Navigation Dilemma-pure or True?**”, IEEE Transaction on Aerospace and Electronic Systems, Vol.26, No.2, PP.382-392, March 1990.
- [9] J.Suk, “**Analysis of TPN, MTPN and APN Missile Guidance**”, Thesis for the Degree of Master of Science in Aerospace Engineering, University of Texas at Arlington, December 1994
- [10] Ghose, “**On the Generalization of True Proportional Navigation**”. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, Vol.30 , No.2 April 1994
- [11] حیرانی نوبری، ج، ۱۳۷۹، “**تحلیل آنالیز خطا و بهینه سازی سیستم هدایت کنترل یک موشک زمین به هوا**”، رساله دکترای مهندسی برق-کنترل، دانشگاه تربیت مدرس.
- [12] J.H. Oh and I.J. Ha, “**Capturability of the 3-Dimensional Pure PNG Law**”, IEEE Transaction on Aerospace and Electronic Systems, Vol.35, No.2, April 1999.
- [13] Emmanuel Duflos, Patrick Penel and Philippe Vanhighe, “**3D Guidance Law Modeling**”, IEEE Transaction on Aerospace and Electronic Systems, Vol.35, No.1, January 1999.

- [14] R.J.Schalkoff and E.S.McVey, “**Algorithm Development for Real-time Automatic Video Tracking Systems**”, Computer Software and Application Conference, Proceeding, COMPSAC '79, PP.504-511, 1979.
- [15] Garnell P., “**Guided Weapon control Systems**”, 2nd Edition, Pergamon Press, 1980.
- [16] A.Arsenio, J. Santos-Victor, “**Robust visual tracking by an active observer**”, Proce. Of the 1997 IEEE/RSJ International Conf. on Intelligent robot and systems, volume 3, 1342- 1347, 1997.
- [17] Robber E. Nasburg, “**The Infrared and Electro-Optical Systems Handbook**”, edited by Joseph S.Accetta, SPIE Optical Engineering Press, 1993.
- [18] C.Harris, “**Tracking with rigid models, Active vision**”, MIT Press, PP.59-73, 1993.
- [19] H.Schneiderman, M.Nashman and R.Lumia, “**Model Based Vision for Car Following**”, SPIE Conference on Intelligent Robots and Computer Vision, Vol.2059, PP.420-431, 1993.
- [20] Chi-Cheng Cheng; Kun-Hsin Ho; Hui-Ting Li; Gwo-Long Lin, “**Image following using the feature-based optical flow approach**”, Intelligent Control, 2002. Proceedings of the 2002 IEEE Internatinal Symposium on, 27-30 Oct. 2002, Page(s): 350-355.
- [21] B.K.P.Horn, B.G. Schunk, “**Determining optical flow**”, Artificial Intelligence Vol. 17, No. 1-3, pp. 185-203, 1981.
- [22] Tse Min Chen; Luo, R.C.; Tsu Hung Hsiao; “**Visual tracking using adaptive color histogram model**”, Industrial Electronics Society, 1999. IECON '99 Proceedings. The 25th Annual Conference of the IEEE , Volume: 3,29 Nov. -3 Dec. 1999, Page(s): 1336-1341.
- [23] Horn B.K.P, “**Robot Vision**”, Massachusetts, Cambridge, the MIT Press, 1986.
- [24] Grey Welch and Gary Bishop, “**An Introduction to the Kalman Filter**”, SIGGRAPH, Course 8, 2001.
- [25] Catlin Donald E, “**Estimation, Control, and the Discrete Kalman Filter**”, New York: Springer, 1998.
- [26] Bar Shalom Y. and Li X.R, “**Estimation and Tracking: Principles, Techniques and Software**”, Artech House, 1993.
- [27] James P.Helferty, “**Improved Tracking of Maneuvering Targets: The Use of Turn-Rate Distributions for Acceleration Modeling**”, IEEE International

Conference on Multisensor Fusion and Integration for Intelligent Systems, PP.515-520, 1994.

[28] Anderson B.O and Moore J.B, "**Optimal Filtering**", Prentice-Hall, 1979.

[29] Zhiqiang Hou and Chong Zhao Han, "**A Target Tracking System and Image Fusion**", In Proceeding of the 6th International Fusion Conference on Information, PP.1426-1432, 2003.

[30] Pubudu N.Pathirana and Andrey V.Savkin, "**Sensor Fusion Based Missile Guidance**", In Proceeding of the 6th International Fusion Conference on Information, PP.253-260, July 2003.

[31] David L.Hall and James Llinas, "**Handbook of Multisensor Data Fusion**", CRC Press, 2001.

[32] D. L.Hall and J. Llians, "**An Introduction to Multisensor Data Fusion**", Proceedings of the IEEE, Vol.85, January 1997, P.P. 6-23.

[33] B.Dasarathy, "**Decision Fusion**", IEEE Society Press, 1994.

[34] A.Abidi, R.C.Gonzalez, "**Data Fusion in Robotic and Machine Intelligent**", Academic press, 1992.

[35] V.Steinmetz, F.sevila and B.Maurel, "**A Methodology for Sensor Fusion Design:Application to Fruit Quality Assessment**", Journal of Agricultural Engineering Research, Volume 74, 1999, P.P. 21-31.

[36] Congdon.P, "**Bayesian Statistical Modeling**", Chi Chester: Wiley, 2001.

[37] حسین نژاد، رضا، " مسیریابی رباتهای متحرک با استفاده از ترکیب اطلاعات سنسوری"، رساله دکتری، ۱۳۸۰.

[38] بورشهامی، امیرحسین، " طراحی سیستم ادغام اطلاعات چند سنسوره"، پایان نامه کارشناسی ارشد-مخابرات، دانشگاه شریف، ۱۳۷۴.

[39] دکتر محمد علی معصوم نیا، "جزوه درس ناوبری اینرسی"، دانشگاه صنعتی شریف.