

تمرین سری اول درس هدایت و ناوبری

علی بنی اسد

۱۴۰۲ فروردین ۳

۱ سوال اول

۱.۱ موشک هوا به زمین

برای این بخش موشک هوا به زمین AGM-158 JASSM^۱ در نظر گرفته شده است. شکل آن در پایین آورده شده است.



شکل ۱: موشک هوا به زمین AGM-158

^۱Joint Air-to-Surface Standoff Missile

۱.۱.۱ اجزای سیستم هدایت

- حسگرهای هدایت این موشک حسگرهای هدایت متنوعی برای فازهای مختلف هدایت دارد. این حسگرها شامل سیستم ناوبری اینرسی^۲ همراه با سیستم موقعیت یابی جهانی زد پارازیت^۳ و ژیروسکوپ لیزری^۴ است. سایر حسگرهای هدایت شامل جستجوگر تصویربرداری مادون قرمز^۵ و همبسته هدف خودکار^۶ برای نرخ برخورد با دقت بالا است.
- پردازنده هدایت با توجه به ماموریت و برد بلند آن که امکان پارازیت است، پردازنده آن داخلی است.
- الگوریتم هدایت با توجه به اینکه مسیر طولانی‌ای را طی می‌کند مسیر پروازی از نوع کروز یا بهینه است. از طرفی، با توجه به مسیر، حسگر و کامپیوتر پرواز، برای دقت بالاتر، الگوریتم هدایت حلقه بسته است.
- تجهیزات مخابراتی برای این پرنده فرمان کنترلی ارسال نمی‌شود. اما پرنده می‌تواند وضعیت خود، تصویر دوربین و زمان برخورد را جهت بررسی عملکرد پرنده به اپراتور ارسال کند.

۲.۱.۱ مراحل هدایت و هدف

مراحل هدایت این وسیله پرنده، شامل سه فاز آغازین (پرتاب)، میانی و پایانی است که هر کدام به اختصار بیان شده است.

- فاز پرتاب فاز پرتاب را می‌توان به صورت حلقه باز در نظر گرفت. در این فاز هدف دور شدن از پرنده و رسیدن به سرعت کنترلی است. این فاز نیاز به محاسبات زیادی ندارد و می‌توان فرمان‌ها را به صورت تابعی از زمان اجرا کرد.

²Inertial Navigation System

³Anti-Jam Global Positioning System

⁴Ring Laser Gyro Inertial Measurement Unit

⁵Imaging Infrared (I2R) Seeker

⁶Automatic Target Correlator



شکل ۲: فاز پرتاب موشک هوا به زمین AGM-158

- فاز میانی به دلیل اینکه فاز میانی کروز و طولانی است نیاز به دریافت اطلاعات موقعیت به صورت دقیق و لحظه‌ای است تا مسیر بهینه‌ای را طی کند. بنابراین، حلقه بسته است. در این فاز، هدف نزدیک شدن به هدف با کمترین انرژی و بیشترین دقت است.



شکل ۳: فاز میانی موشک هوا به زمین AGM-158

- فاز پایانی با توجه به اینکه دقت این موشک بالا است، نیاز دارد در هر لحظه بر اساس وضعیت تصمیم بگیرد. بنابراین، این فاز هم به صورت حلقه بسته است. هدف در این فاز، برخورد دقیق به هدف است.



شکل ۴: فاز پایانی موشک هوا به زمین AGM-158

۳.۱.۱ انتخاب مسیر هدایت

در فاز اولیه به دلیل اینکه هدف صرفا دور شدن از پرنده است، مسیر هدایت خاصی را طی نمی‌کند و صرفا مسیر مستقیم را طی می‌کند. برای فاز میانی سه حالت بهینه و مبتنی بر عوارض زمین در نظر گرفت. از طرفی می‌توان برای فاز میانی دو نوع مسیر را در نظر گرفت. به این صورت که، ابتدای

مسیر به صورت بهینه پرواز کند و در انتهای مبتنی بر عوارض زمین. با این انتخاب مسیر، در ابتدا سوخت کمتری مصرف می‌شود و در انتهای چون در داخل منطقه دشمن است، ناشناس بماند. در فاز پایانی، به دلیل داشتن جستجوگر به صورت مسیر خط دید در نظر گرفته شده است.

۴.۱.۱ نوع حسگرهای هدایت

بر اساس توضیحات ارائه شده دارای حسگر مطلق و نسبی است. آشکارساز ندارد و سیستم ردگیری به صورت غیرفعال است. خروجی حسگرها شامل موقعیت در دستگاه اینرسی، نرخ ژیروسکوپ، زاویه دید هدف و نرخ چرخش خط دید نسبت به فضای اینرسی است.

۵.۱.۱ سیستم ناوبری

در فاز میانی از ناوبری ترکیبی اینرسی و رادیویی استفاده شده است. در فاز پایانی هم اگر هدف به صورت موقعیت باشد، می‌توان مانند بخش قبل عمل کرد. در فاز پایانی ممکن است از جستجوگر استفاده شود.

۶.۱.۱ سیستم هدایت

در فاز میانی از سیستم هدایت اینرسی، و در انتهای از سیستم هدایت ترکیبی اینرسی و آشیانه‌یاب استفاده شده است.

۲.۱ عکاسی هوایی با استفاده از پهپاد

این بخش به بررسی هدایت و ناوبری پهپاد چهت عکاسی هوایی پرداخته است. یک نمونه از این پهپادها در شکل پایین آورده شده است.



شکل ۵: استفاده از پهپاد جهت عکاسی هوایی

۱.۲۰.۱ اجزای سیستم هدایت

- حسگرهای هدایت این پهپاد حسگرهای هدایت متنوعی برای فازهای مختلف هدایت دارد. این حسگرها شامل سیستم ناوبری اینرسی همراه با سیستم موقعیت یابی جهانی^۷ و ژیروسکوپ^۸ است. سایر حسگرهای هدایت شامل دوربین و سونار^۹ است.
- پردازنده هدایت با توجه به ماموریت و هدف پردازنده آن خارجی است.
- الگوریتم هدایت با توجه به هدف (عکاسی هوایی) و یکسان نبودن اهداف در طول زمان، الگوریتم هدایت حلقه بسته است.
- تجهیزات مخابراتی این پرنده تصاویر گرفته شده و یا حتی تصاویر دوربین را به صورت برش خطاً برای اپراتور ارسال کند. برای ارسال و دریافت می‌تواند از تکنولوژی WiFi استفاده کند.

⁷Global Positioning System

⁸Gyro Inertial Measurement Unit

⁹Sound Navigation and Ranging (Sonar)

¹⁰Online

۲.۲.۱ مراحل هدایت و هدف

مراحل هدایت این وسیله پرنده، شامل سه فاز آغازین، میانی و پایانی است که هر کدام به اختصار بیان شده است.

- فاز پرتاپ فاز آغازین را می‌توان به صورت حلقه‌باز در نظر گرفت. در این فاز هدف برخاست^{۱۱} پرنده و رسیدن به یک ارتفاع معقول جهت انجام هدف است. این فاز نیاز به محاسبات زیادی ندارد و می‌توان فرمان‌ها را به صورت تابعی از زمان اجرا کرد.
- فاز میانی به دلیل اینکه فاز توسط اپراتور به صورت برخط انجام می‌شود، حلقه بسته است.
- فاز پایانی برای نشستن^{۱۲} می‌توان به صورت حلقه بسته در نظر گرفت. به این صورت که، پرنده در ارتفاع خاصی که قرار گرفت به صورت حلقه باز ینشیند. برای اینکه پرنده هنگام نشستن ضربه نخورد، به طور معمول از حلقه بسته استفاده شده است.

۳.۲.۱ انتخاب مسیر هدایت

در تمامی فازها می‌توان از مسیر هدایت خط دید استفاده کرد. در هر فاز یک خط دید فرضی وجود که پرنده باید آن را دنبال کند. این خط دید ممکن است توسط کامپیوتر پرنده یا اپراتور ساخته شود.

۴.۲.۱ نوع حسگرهای هدایت

بر اساس توضیحات ارائه شده دارای حسگر مطلق و نسبی (دوربین) است. می‌توان آشکارساز را چشم اپراتور در نظر گرفت. بنابراین نیمه فعال است. خروجی حسگرهای شامل موقعیت در دستگاه اینرسی و نسبی، فاصله با اجسام، وضعیت و زاویه سمت است.

۵.۲.۱ سیستم ناوبری

در فاز آغازین و پایانی به این دلیل که تنها ارتفاع لازم است، می‌توان آن را اینرسی در نظر گرفت. در فاز میانی از سیستم ناوبری ترکیبی اینرسی و رادیویی استفاده می‌شود. در این فاز اگر از دوربین جهت محاسبه سرعت و مکان استفاده شود، می‌توان ناوبری تصویری را هم به ناوبری ترکیبی اضافه کرد.

¹¹Take-Off

¹²Landing

۶.۲.۱ سیستم هدایت

در دو فاز اول می‌توان به اینرسی اکتفا کرد. در فاز میانی فرمان از اپراتور صادر می‌شود اما فرمان‌هایی مانند ایستادن در ارتفاع ثابت توسط اپراتور ارسال نمی‌شود. این نوع فرمان‌ها را می‌توان اینرسی در نظر گرفت. بنابراین، سیستم هدایت آن ترکیب سیستم‌های هدایت فرمانی و اینرسی است.

۲ سوال دوم

در این بخش هواپیمای بوئینگ ۷۴۷ مورد بررسی قرار گرفته است.



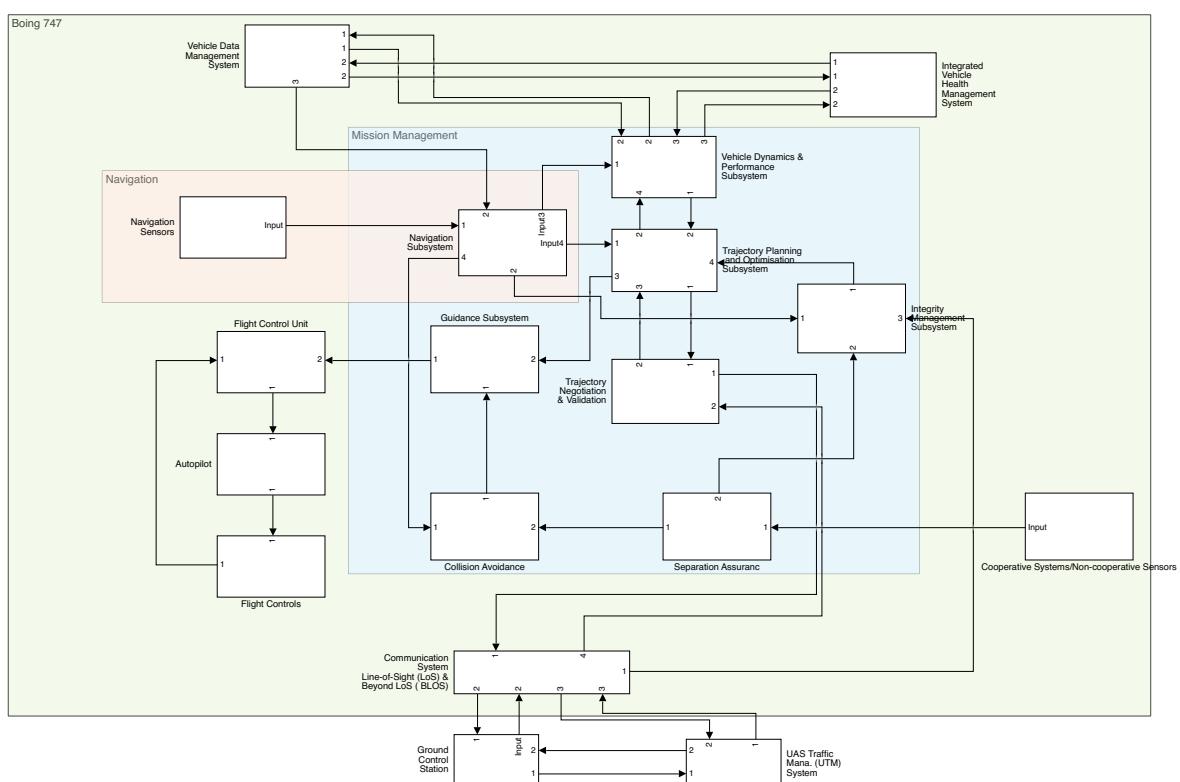
شکل ۶: بوئینگ ۷۴۷ در حال حمل شاتل

۱.۲ بخش اول

در هوایپیماهای ترابری به طور معمول از سیستم ناوبری ترکیبی اینرسی و رادیویی استفاده می‌شود. در فاز پرواز مستقیم، سیستم هدایت به صورت اینرسی و در هنگام فرود، ترکیب اینرسی و پرتوسوار است.

۲.۲ بخش دوم

در این بخش مدل سیمولینک هدایت و ناوبری آورده شده است. در این سیمولینک زیرسیستم‌ها نیز در نظر گرفته شده‌اند.



شکل ۷: مدل هدایت و ناوبری در محیط سیمولینک

۳ سوال سوم

در این بخش معادلات حاکم بر سیستم موقعیت یاب جهانی حل شده است.

۱.۳ بخش اول

برای محاسبه مکان گیرنده با استفاده از چهار ماهواره، چهار معادله و چهار مجهول زیر حل شده است و نتایج آن در جدول ۱ آورده شده است. سرعت نور 10^5 km/s در نظر گرفته شده است.

$$\begin{aligned} (x - A_1)^2 + (y - B_1)^2 + (z - C_1)^2 - (c(t_1 - d))^2 &= 0 \\ (x - A_2)^2 + (y - B_2)^2 + (z - C_2)^2 - (c(t_2 - d))^2 &= 0 \\ (x - A_3)^2 + (y - B_3)^2 + (z - C_3)^2 - (c(t_3 - d))^2 &= 0 \\ (x - A_4)^2 + (y - B_4)^2 + (z - C_4)^2 - (c(t_4 - d))^2 &= 0 \end{aligned} \quad (1)$$

جدول ۱: مکان و تاخیر بدست آمده از داده‌های چهار GPS

solution number	position (Km)			delay (sec)
	x	y	z	
1	2810343.11	-51463.07	-164331.37	70.81
2	2799259.98	97783.81	-600793.30	-56.06

بر اساس جدول بالا، داده بدست آمده برای خطای ساعت غیرمنطقی است، پس، مساله جواب ندارد.

۲.۳ بخش دوم

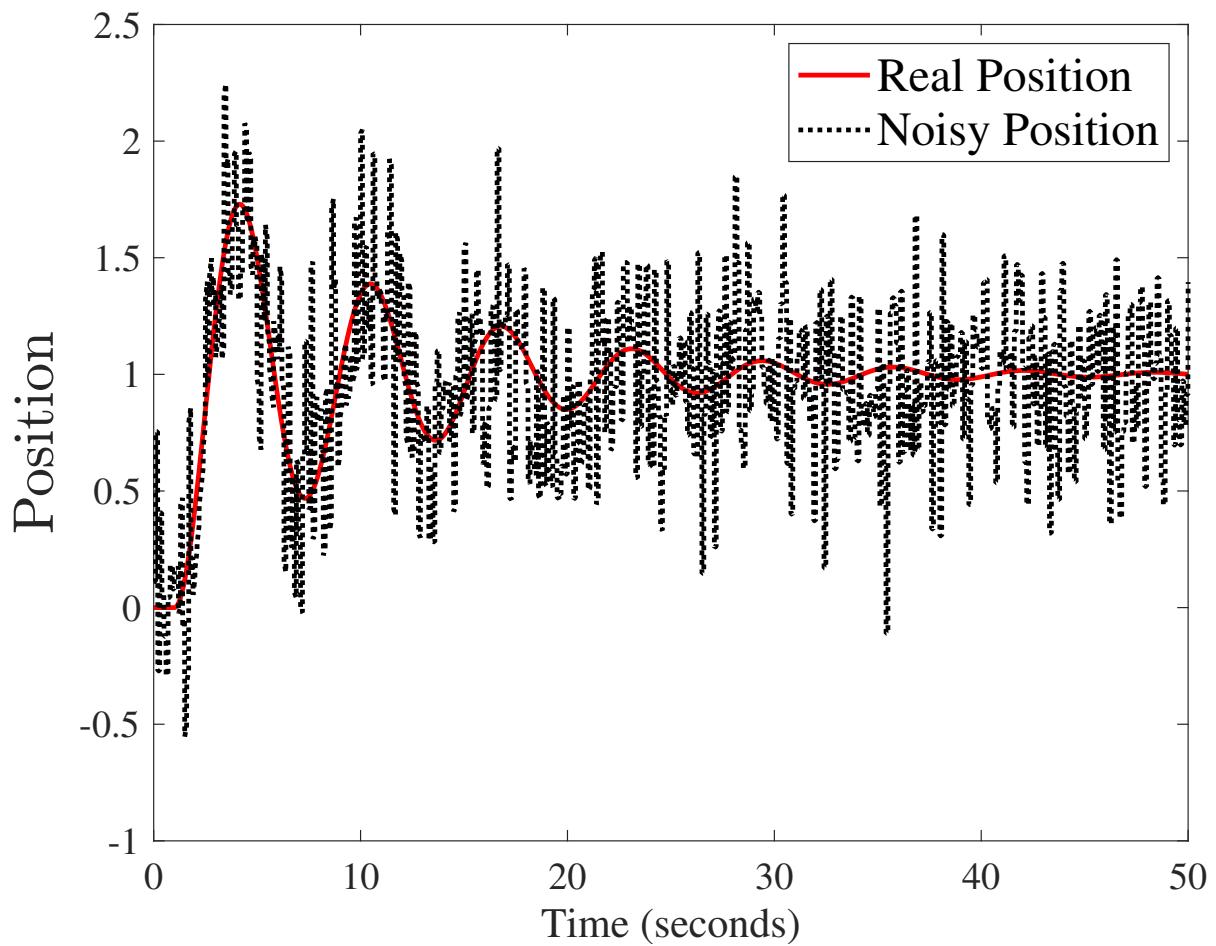
در این بخش با انتخاب سه ماهواره و فرض $d = 0.05 \text{ sec}$ به حل سوال GPS پرداخته شده است. در این بخش، همهی حالت‌های ممکن (چهار حالت) بررسی شده است. محاسبات آن در فایل (Q3.m) متلب آورده شده است. در هیچ‌کدام از حالت‌ها این مساله جواب ندارد (برای بررسی فایل اشاره شده را اجرا کنید). در ادامه، خطای موقعیت برابر است با عدم دقت ساعت در سرعت نور، فرض شده است.

$$e = c \times t_e \quad (2)$$

$$e = c \times t_e \rightarrow 80 = 3 \times 10^8 t_e \rightarrow t_e = 26.7 \mu\text{sec}$$

سوال چهارم ۴

در این قسمت به بررسی و مقایسه فیلتر کالمن^{۱۳} و فیلتر پایین گذر^{۱۴} پرداخته شده است. در شکل ۸ دو سیگنال نویزی و واقعی از سیستم آورده شده است.

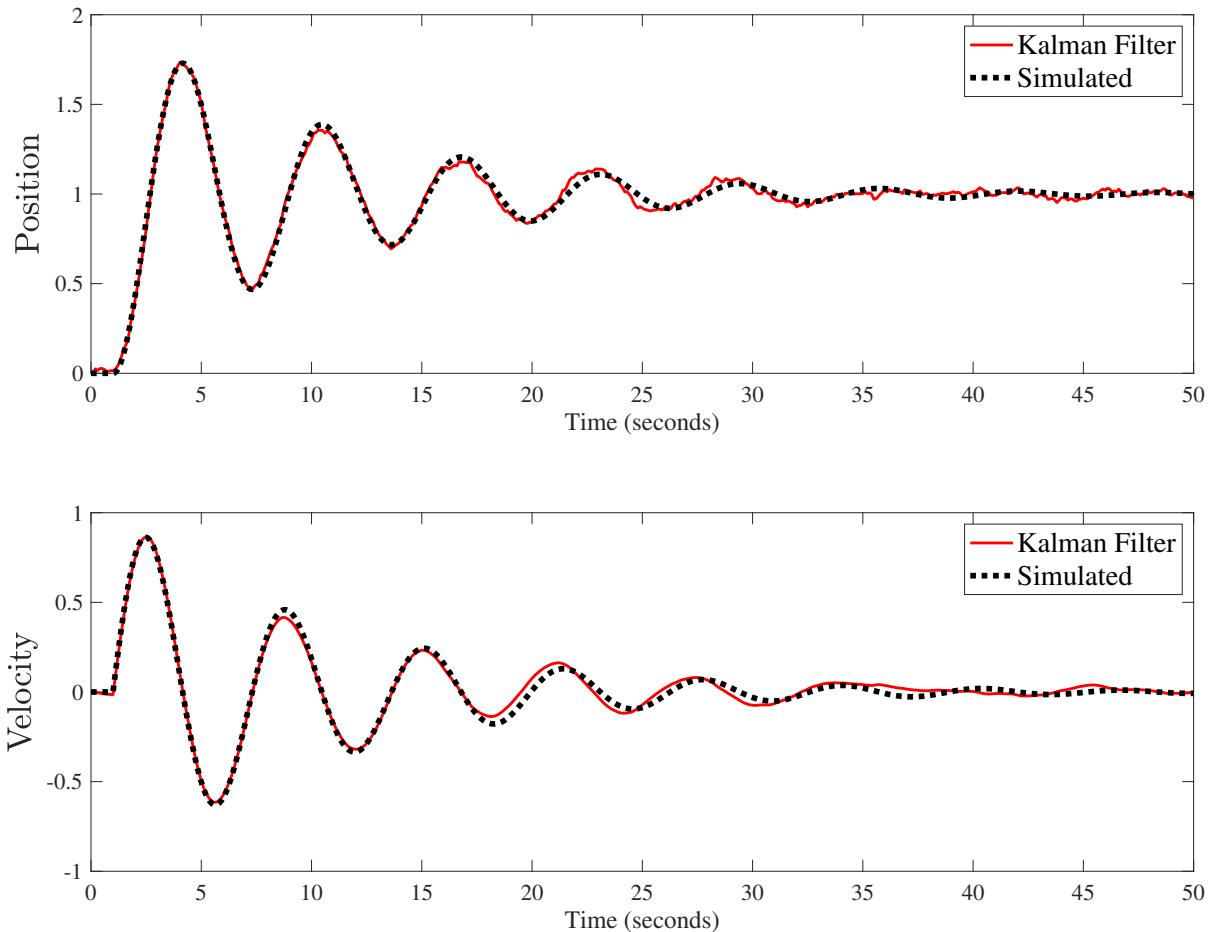


شکل ۸: مکان واقعی و نویزی شبیه‌سازی شده

در ادامه، برای تخمین وضعیت سیستم از بلوک آماده Kalman Filter استفاده شده است. در این سیستم تنها خروجی نویزی مکان وجود دارد و هیچ داده‌ای به طور مستقیم از سرعت سیستم موجود نیست. نتیجه پیاده‌سازی فیلتر کالمن در شکل ۴ آمده است.

¹³Kalman filter

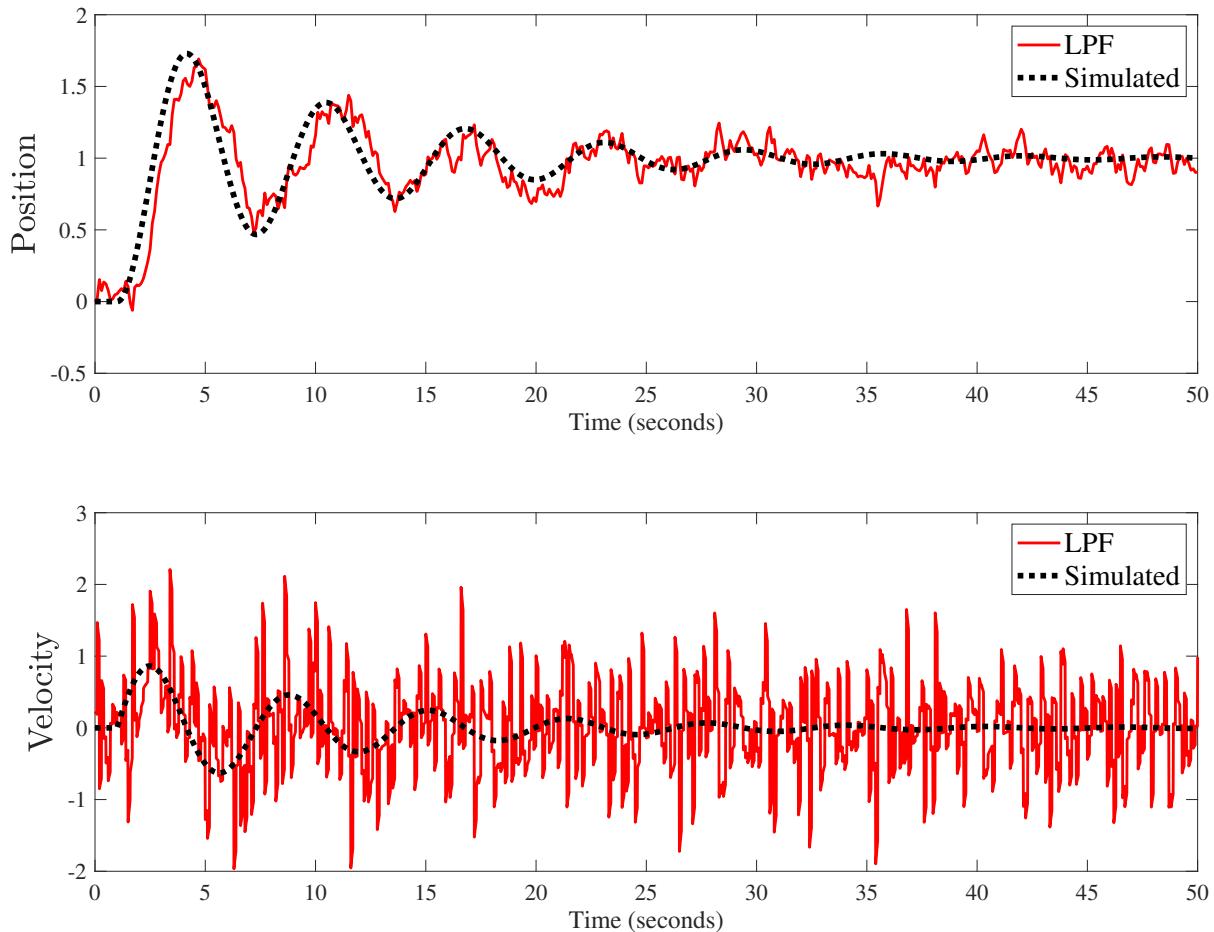
¹⁴Low Pass Filter



شکل ۹: مکان و سرعت تخمین زده شده با استفاده از فیلتر کالمان

در نهایت، برای تخمین وضعیت سیستم از فیلتر پایین گذر استفاده شده است. یک تابع تبدیل برای تخمین مکان و دیگری برای تخمین سرعت با استفاده از تابع تبدیل مشتق‌گیر به همراه فیلتر پایین گذر، استفاده است. برای تنظیم پارامترهای فیلتر پایین گذر از روش بهینه‌سازی Greedy استفاده شده است. تابع تبدیل فیلترهای پایین گذر به صورت زیر است. نتیجه پیاده‌سازی فیلتر پایین گذر در شکل ۴ آمده است.

$$\text{position LPF} = \frac{1}{0.5s + 1}, \quad \text{velocity LPF} = \frac{s}{0.5s + 1} \quad (3)$$



شکل ۱۰: مکان و سرعت تخمین زده با استفاده از فیلتر پایین گذر

بر اساس نتایج پیاده‌سازی، فیلتر کالمن که از مدل سیستم استفاده می‌کند، تخمین بهتر و با تاخیر کمتری می‌زند و در نهایت عملکرد بهتری نسبت به فیلتر پایین گذر دارد.

فهرست مطالب

۱	سوال اول	۱
۱	موشک هوا به زمین	۱.۱
۲	اجزای سیستم هدایت	۱.۱.۱
۲	مراحل هدایت و هدف	۲.۱.۱
۵	انتخاب مسیر هدایت	۳.۱.۱
۶	نوع حسگرهای هدایت	۴.۱.۱
۶	سیستم ناوبری	۵.۱.۱
۶	سیستم هدایت	۶.۱.۱
۶	عکاسی هوایی با استفاده از پهپاد	۲.۱
۷	اجزای سیستم هدایت	۱.۲.۱
۸	مراحل هدایت و هدف	۲.۲.۱
۸	انتخاب مسیر هدایت	۳.۲.۱
۸	نوع حسگرهای هدایت	۴.۲.۱
۸	سیستم ناوبری	۵.۲.۱
۹	سیستم هدایت	۶.۲.۱
۹	سوال دوم	
۱۰	بخش اول	۱.۲
۱۰	بخش دوم	۲.۲
۱۱	سوال سوم	
۱۱	بخش اول	۱.۳
۱۱	بخش دوم	۲.۳
۱۲	سوال چهارم	

فهرست تصاویر

۱	موشک هوا به زمین AGM-158	۱
۳	فاز پرتاب مoshک هوا به زمین AGM-158	۲
۴	فاز میانی مoshک هوا به زمین AGM-158	۳
۵	فاز پایانی Moshک هوا به زمین AGM-158	۴
۷	استفاده از پهپاد جهت عکاسی هوایی	۵
۹	بوئینگ ۷۴۷ در حال حمل شاتل	۶
۱۰	مدل هدایت و ناوبری در محیط سیمولینک	۷
۱۲	مکان واقعی و نویزی شبیه‌سازی شده	۸
۱۳	مکان و سرعت تخمین زده شده با استفاده از فیلتر کالمن	۹
۱۴	مکان و سرعت تخمین زده شده با استفاده از فیلتر پایین گذر	۱۰

فهرست جداول

- ۱ مکان و تاخیر بدست آمده از داده‌های چهار GPS ۱۱