مجله کنترل
ISSN 2008-8345
جلد ۸، شماره ۴، زمستان ۱۳۹۳، صفحه ۱۳-۱

طراحی و پیاده‌سازی آزمون‌گر سخت‌افزار در حلقه رایانه پرواز یک موشک تاکتیکی با هدایت ترکیبی

امیر یعقوبی[۱]، محمدرضا عاروان[۲]، عباس تقی‌پور[۳]، علی نصراللهی[۴]

[۱] دانش‌آموخته کارشناسی ارشد مهندسی برق کنترل، دانشگاه صنعتی مالک اشتر تهران، yaghubicontrol@gmail.com

[۲] دانشیار مهندسی برق کنترل، دانشگاه صنعتی مالک اشتر تهران، arvan@mut.ac.ir

[۳] دانش‌آموخته کارشناسی ارشد سیستم‌های هدایت و کنترل، دانشگاه صنعتی مالک اشتر تهران، ataghipoor2006@yahoo.com

[۴] دانش‌آموخته کارشناسی ارشد مهندسی برق کنترل، دانشگاه امام خمینی قزوین، alinasrollahi544@gmail.com

(تاریخ دریافت مقاله ۱۳۹۳/۴/۱۰، تاریخ پذیرش مقاله ۱۳۹۳/۱۰/۱۵)

چکیده: یکی از متداول‌ترین روش‌های توسعه و ارزیابی سامانه‌های هوافضایی، آزمون سخت‌افزار در حلقه می‌باشد که در آن بخشی از سامانه که قرار است توسعه یابد و یا عملکرد آن مورد بررسی قرار گیرد به‌صورت سخت‌افزاری و سایر بخش‌های سامانه به‌صورت نرم‌افزاری در حلقه شبیه‌سازی پرواز قرار می‌گیرند. این آزمون یک شبیه‌سازی حلقه‌بسته و زمان-واقعی است که برای پیاده‌سازی آن، از بستری تحت عنوان آزمون‌گر سخت‌افزار در حلقه استفاده می‌شود. این مقاله به طراحی و پیاده‌سازی آزمون‌گر سخت‌افزار در حلقه رایانه پرواز یک موشک تاکتیکی با هدایت ترکیبی اختصاص دارد. رایانه پرواز، زیرسامانه‌ای اساسی از موشک مورد نظر است که محاسبات مربوط به هدایت و کنترل در آن انجام می‌شود. این زیرسامانه برای پیاده‌سازی الگوریتم‌های هدایت و کنترل، داده‌های مورد نیاز را از جستجوگر و سایر سنسورهای موشک شامل ژیروسکوپ آزاد اندازه‌گیر زاویه غلتش و پتانسیومترهای بالک‌های کنترلی دریافت کرده و فرمان مناسب را جهت تصحیح مسیر حرکت موشک، به عملگرها ارسال می‌کند. جهت راستی‌آزمایی عملکرد این رایانه پرواز، می‌توان از آزمون‌های حلقه‌باز و حلقه‌بسته استفاده نمود. در این مقاله برای ارزیابی حلقه بسته رایانه پرواز، یک آزمون‌گر سخت‌افزار در حلقه، طراحی و پیاده‌سازی شده است. این آزمون‌گر شامل دو بخش نرم‌افزاری و سخت‌افزاری است که هدف آن ایجاد شرایطی نزدیک به واقعیت برای ارزیابی عملکرد سخت‌افزار رایانه پرواز می‌باشد. پس از طراحی این آزمون‌گر، نتایج آن با نتایج شبیه‌سازی شش‌درجه آزادی موشک در سناریوهای مختلف مقایسه گردیده است که همخوانی مناسب نتایج، درستی طراحی صورت گرفته را نشان می‌دهد.

کلمات کلیدی: رایانه پرواز، آزمون سخت‌افزار در حلقه، شبیه‌سازی شش درجه آزادی، پردازنده DSP.

Design and Implementation of Hardware in the Loop Tester for a Tactical Missile Flight Computer with Hybrid Guidance

Amir Yaghoubi, Mohammadreza Arvan, Abbas Taghipoor, Ali Nasrollahi

Abstract: One of the most common methods in development and evaluation of aerospace systems is the hardware in the loop (HWIL) test which the part of the system that must has been developed or evaluated its performance, are in hardware and other parts of the system are in software mode put in the flight simulation loop. This test is a closed-loop and real-time simulations that for its implementation, a platform named hardware in the loop test are used. In this paper the design and implementation of HWIL tester of a tactical missile flight computer system with hybrid guidance is presented. Flight computer is an essential subsystem of missile that calculations of guidance and control are done in it. This subsystem for guidance and control algorithms Implementation, collect data from seeker and other missile sensors including free gyroscopes that

[Downloaded from joc-isice.ir on 2026-11-02]
[DOR: 20.1001.1.20088345.1393.8.4.2.4]

measure rolling angle, potentiometer of control fins and sending the appropriate commands to actuators for correcting the path of missile. For verifying the performance of this flight computer can use open loop and close loop tests. In this paper for close loop verifying of flight computer, a HWIL tester, is designed and implemented. This tester consists of two parts: hardware and software that aims to create conditions close to reality for evaluating the performance of flight computer hardware. After design of this tester, its results are compared with results of six degree of freedom missile simulation in various scenarios that the appropriate consistency of results shows the accuracy of planning.

Keywords: Flight computer, HWIL tester, 6DOF Simulation, DSP processor.

۱- مقدمه

یکی از متداول‌ترین روش‌های توسعه و ارزیابی سامانه‌های هوافضایی، آزمون سخت‌افزار در حلقه (HWIL[1]) می‌باشد که در آن بخشی از سامانه که قرار است توسعه یابد و یا عملکرد آن مورد بررسی قرار گیرد به‌صورت سخت‌افزاری و سایر بخش‌های سامانه به‌صورت نرم‌افزاری در حلقه شبیه‌سازی پرواز قرار می‌گیرند. این آزمون یک شبیه‌سازی حلقه بسته زمان-واقعی[2] جهت بررسی صحت عملکرد یا پیاده‌سازی تمام یا بخشی از سخت‌افزار یک سامانه است.آزمون‌گر[3]، مجموعه‌ای از تجهیزات نرم‌افزاری و سخت‌افزاری جهت پیاده‌سازی و اجرای آزمون سخت‌افزار در حلقه می‌باشد. به‌طوری که سامانه تحت آزمون، خود را در شرایط واقعی احساس نموده و با توجه به این شرایط و اعمال ورودی‌های مناسب، خروجی‌های مطلوب را تولید نماید [۱]. منظور از شبیه‌سازی زمان-واقعی یک سامانه عبارت‌است از شبیه‌سازی آن به‌نحوی که سیگنال‌های ورودی و خروجی آن از نظر زمانی منطبق بر سیگنال‌های ورودی و خروجی سامانه واقعی باشند[۲].

در این مقاله، هدف طراحی و پیاده‌سازی آزمون‌گر سخت‌افزار در حلقه رایانه پرواز یک موشک تاکتیکی با هدایت ترکیبی است. رایانه پرواز[4] یک سامانه تعبیه شده[5] جهت اجرای الگوریتم‌های هدایت و کنترل موشک می‌باشد[۱]. منظور از هدایت، قانونی است که سلسله‌ای از مانورهای موشک را جهت تغییر بردار موقعیت و وضعیت، از مقدار فعلی به مقدار مطلوب تعیین می‌کند. کنترل عبارت است از سامانه‌ای که مانورهای درخواست شده توسط قانون هدایت را اجرا می‌کند[۳]. ساختار الگوریتم‌های هدایت و کنترل رایانه پرواز مورد نظر، نحوه عملکرد این سامانه در اجرای این الگوریتم‌ها، تولید فرامین کنترل و نحوه طراحی سخت‌افزاری آن، به‌طور مفصل در [۴] آورده شده است. در مرجع [۴] با استفاده از سیگنال‌های ورودی مناسب، رایانه پرواز به‌صورت حلقه‌باز مورد ارزیابی قرار گرفته است. انجام آزمون‌های مرجع [۴] به‌طور کامل نمی‌تواند ارزیابی درستی از عملکرد مناسب رایانه پرواز باشد، بلکه باید سیگنال‌های ورودی حقیقی به‌صورت زمان‌واقعی تولید و به رایانه پرواز خورانده شود. همچنین باید به‌طور همزمان خروجی‌های رایانه پرواز در شبیه‌سازی استفاده شود تا بدین طریق حلقه‌ی شبیه‌سازی بسته شود. در این حالت با بررسی نتایج می‌توان عملکرد رایانه پرواز را به‌طور کامل بررسی نمود. در این مقاله به این موضوع پرداخته شده است.

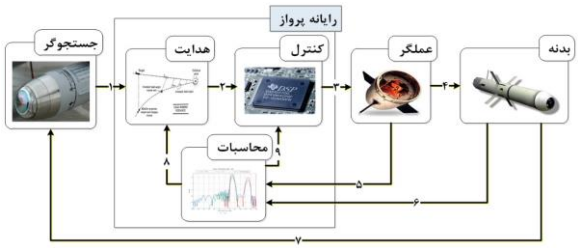
برای انجام این تحقیق، ابتدا مروری بر سایر کارهای انجام شده و منتشر شده در زمینه آزمون سخت‌افزار در حلقه انجام می‌شود. فن‌آوری سخت‌افزار در حلقه قبل از دهه ۵۰ در صنایع دفاع و هوافضا مورد استفاده قرار گرفت. علی‌رغم هزینه بالای این فن‌آوری در آن سال‌ها، عواملی همچون خطر جانی محیط زمان-واقعی برای انسان و هزینه‌های سنگین سامانه تحت آزمون، موجب افزایش روزافزون اقبال به استفاده از این فن‌آوری شد. این سامانه در دهه ۹۰ و پس از استفاده موفقیت‌آمیز در صنایع هوافضا، وارد عرصه خودروسازی شد [۵]. در [۶] یک سامانه آزمون‌گر سخت‌افزار در حلقه با استفاده از رابط مبتنی بر FPGA، به‌منظور آزمودن کارآیی سخت‌افزار خودخلبان یک پرنده بدون سرنشین[6] توسط تنظیم پارامترهای کنترل ارائه شده است. این سامانه از زیرسامانه‌های سنسور، پردازش سیگنال، عملگر و نرم‌افزار شبیه‌ساز پرواز تشکیل شده است. در [۷] یک آزمون‌گر سخت‌افزار در حلقه به‌منظور کنترل یک UAV شامل یک واقعیت مجازی[7] و یک دوربین جهت ثبت تصاویر مجازی روی نمایشگر، ارائه شده است. در [۸] پس از مدل‌سازی و شبیه‌سازی شش درجه آزادی یک UAV، از شبیه‌سازی سخت‌افزار در حلقه به‌منظور آزمون توسعه نرم‌افزاری و سخت‌افزاری خودخلبان آن استفاده شده است. در [۹] یک چارچوب شبیه‌ساز سخت‌افزار در حلقه جهت آزمون عملکرد یک بالگرد UAV شامل چهار بخش اصلی سخت‌افزار، نرم‌افزار، کنترل پرواز و ایستگاه زمینی ارائه شده است. در [۱۰]، یک رویکرد عملی جهت استفاده از یک سامانه ناوبری اینرسی با استفاده از سنسورهای اینرسی و گیرنده سامانه موقعیت‌یاب جهانی جهت ناوبری، هدایت و کنترل یک UAV ارائه شده است. در [۱۱] به طراحی

[1] Hardware In The Loop
[2] Real Time
[3] Tester
[4] Flight Computer
[5] Embedded System
[6] Unmanned Aerial Vehicle(UAV)
[7] Virtual Reality

[Downloaded from joc-isice.ir on 2026-11-02]
[DOR: 20.1001.1.20088345.1393.8.4.2.4]

سامانه کنترل پایداری گردشی[1] با استفاده از یک کنترل‌کننده مقاوم چندکاره جهت کنترل فرمان یک خودرو و آزمون آن توسط شبیه‌سازی سخت‌افزار در حلقه پرداخته شده است. از زمان توسعه اولین شبیه‌سازی ریز مقیاس ترافیک در دهه ۶۰ تاکنون، شبیه‌سازی ترافیک به یک ابزار مهم برای مهندسان و تحلیل‌گران ترافیک تبدیل شده است و اخیرا به علت افزایش قدرت پردازش رایانه‌ها، افزایش چشم‌گیری در قابلیت این مدل پدید آمده است. در [۱۲] فرآیند توسعه یک ECU ارائه شده و برای ارزیابی فرآیند پیشنهادی، از آزمون سخت‌افزار در حلقه استفاده شده است. در این آزمون سامانه ترمز ABS و مدل ECU به‌صورت سخت‌افزاری و الگوریتم کنترل به‌صوت نرم‌افزاری در حلقه شبیه‌سازی قرار گرفته‌اند. در [۱۳] یک شبیه‌سازی سخت‌افزار در حلقه عملگر-پایه جهت آزمون واحد کنترل سوخت الکتروهیدرولیکی یک موتور جت ارائه شده است. این سامانه شامل چهار رایانه میزبان، هدف و شبیه‌ساز مدل گرافیکی هواپیما می‌باشد. در نهایت با توجه به نتایج آزمون و مقایسه آن با نتایج آزمون مدل در حلقه[2] یا همان شبیه‌سازی شش درجه آزادی، ادعا شده که این شبیه‌ساز در توسعه و آزمون این واحد موفق می‌باشد. در [۱۴] یک شبیه‌ساز سخت‌افزار در حلقه جهت آزمون جستجوگر موج میلیمتری ارائه شده است. این شبیه‌سازی با فرآهم نمودن مدل واقعی سینماتیک درگیری موشک و هدف، قابلیت آشکارسازی، شناسایی و ردیابی هدف توسط جستجوگر در یک سناریوی پرواز واقعی مورد بررسی قرار گرفته شده است. شبیه‌ساز دینامیک پرواز موشک، یکی از مهم‌ترین شبیه‌سازهای آزمون سخت‌افزار در حلقه موشک می‌باشد. این شبیه‌ساز شامل سه قسمت اصلی سامانه تولید حرکت، رایانه شبیه‌سازی و موشک و اجزای آن می‌باشد. سامانه تولید حرکت خود از دو بخش میز چند درجه آزادی و کنترل‌کننده حرکت تشکیل شده است. در [۱۵] کارآیی این سامانه حرکت با بررسی فرآیند زمان-واقعی و روند ارسال داده بین رایانه شبیه‌سازی و سامانه حرکت از طریق این رابط، مورد بررسی قرار گرفته است. در [۱۶] از آزمون سخت‌افزار در حلقه جهت معتبرسازی و ارزیابی عملکرد خودخلبان یک موشک آشیانه‌یاب مادون قرمز بدنه غلتان[3] به روش تزریق سیگنال، استفاده شده است. در [۱۷] از یک مجموعه سخت‌افزار در حلقه به منظور ارزیابی صحت عملکرد سامانه کنترل یک نیروگاه اتمی استفاده شده است. سامانه کنترل بر روی یک PLC پیاده‌سازی شده است. هدف از آزمون سخت‌افزار در حلقه، ارزیابی صحت عملکرد این PLC می‌باشد. اجزای مورد استفاده در این آزمون شامل یک کارت NI-PCI-6704 به‌عنوان خروجی آنالوگ، یک کارت PCI-6071E به‌عنوان ورودی آنالوگ، سامانه تحت آزمون یا PLC، ماژول ارتباط اترنت و یک رایانه شبیه‌سازی می‌باشد. در مراجع اشاره شده تمرکز اصلی بیشتر بر روی معرفی سامانه مورد آزمون بوده و در تعداد کمی از آنها مانند [۶ و ۱۷] به تجهیزات مربوط به آزمون‌گر سخت‌افزار در حلقه اشاره شده است.

در این مقاله، هدف طراحی و پیاده‌سازی یک بستر عملیاتی تحت عنوان آزمون‌گر سخت‌افزار در حلقه به منظور راستی‌آزمایی عملکرد رایانه پرواز یک موشک تاکتیکی با هدایت ترکیبی است. رایانه پرواز با دریافت اطلاعات حاصل از جستجوگر و با اعمال قانون هدایت مناسب در هر مرحله و انجام محاسبات مربوط به خودخلبان، سیگنال مناسب جهت اعمال به عملگر را تولید می‌کند. سپس عملگر این سیگنال‌ها را به گشتاور مناسب جهت اعمال به بالک‌های کنترلی تبدیل می‌کند[۴]. دیاگرام بلوکی روند جریان داده بین بخش‌های مختلف موشک و رایانه پرواز در شکل۱ آورده شده است. سیگنال‌های مشخص شده در شکل۱، در جدول۱ معرفی شده‌اند.



شکل۱- دیاگرام بلوکی ارتباطات زیرسامانه‌های موشک با رایانه پرواز [۱]

پس از طراحی و پیاده‌سازی سخت‌افزار رایانه پرواز، به منظور پیاده‌سازی الگوریتم‌های هدایت و کنترل بر روی پردازنده مرکزی آن، بلوک رایانه پرواز موجود در شبیه‌سازی شش درجه آزادی از یک سری آزمون‌های نرم‌افزاری و همچنین آزمون سخت‌افزار در حلقه، استفاده می‌شود.

جدول۱- معرفی سیگنال‌های دیاگرام بلوکی ارتباط بخش‌های مختلف موشک با رایانه پرواز

سیگنال	معرفی سیگنال
۱	زاویه بین طوقه و بدنه و نرخ چرخش خط دید در دو کانال سمت و فراز
۲	فرمان شتاب
۳	زوایای فرمان چهار بالک
۴	گشتاور اعمالی به بالک‌های موشک
۵	پتانسیومترهای تعیین موقعیت بالک‌ها
۶	زوایای اویلر موشک در سه کانال غلتش، خمش و گردش
۷	زوایای اویلر و سرعت زاویه‌ای موشک در سه کانال غلتش، خمش و گردش
۸	اطلاعات مورد نیاز الگوریتم هدایت
۹	اطلاعات مورد نیاز الگوریتم کنترل

در این مقاله به‌منظور ارزیابی رایانه پرواز، یک آزمون‌گر سخت‌افزار در حلقه طراحی و پیاده‌سازی شده است. در این آزمون‌گر الگوریتم

[1] Yaw Stability Control
[2] Model In the Loop (MIL)
[3] Rolling Airframe

[Downloaded from joc-isice.ir on 2026-11-02]
[DOR: 20.1001.1.20088345.1393.8.4.2.4]

هدایت و کنترل به‌صورت سخت‌افزاری و نرم‌افزاری در سخت‌افزار رایانه پرواز پیاده‌سازی شده و مابقی اجزای موشک و بلوک‌های حلقه‌ی هدایت، به‌صورت نرم‌افزاری در حلقه شبیه‌سازی قرار می‌گیرند. جهت پیاده‌سازی این آزمون‌گر، باید سیگنال‌های ورودی رایانه پرواز از نرم‌افزار شبیه‌سازی شش درجه آزادی که درون رایانه در حال اجراست، استخراج شده و به‌صورت الکتریکی، به سخت‌افزار رایانه پرواز اعمال شود و پس از انجام عملیات مورد نظر بر روی داده‌های ورودی و تولید نتایج خروجی، این نتایج دوباره توسط رایانه شبیه‌سازی جهت اعمال به نرم افزار شبیه‌سازی شش درجه آزادی قرائت شوند. این کار از طریق مجموعه‌ای تحت عنوان رابط[1] صورت می‌گیرد. رابط شامل دو بخش نرم‌افزاری و سخت‌افزاری می‌باشد. بخش نرم‌افزاری جهت آماده‌سازی سیگنال‌های ارسالی از رایانه شبیه‌سازی به برد رایانه پرواز به کار می‌رود و بخش سخت‌افزاری شامل یک‌سری ادوات ارسال و دریافت سیگنال می‌باشد. در نهایت نتایج شبیه‌سازی شش درجه آزادی که قبلاً مورد اعتبارسنجی واقع شده‌است[۱۸]، به عنوان نتایج معیار در نظر گرفته شده و با مقایسه آن با نتایج شبیه‌سازی سخت‌افزار در حلقه، صحت عملکرد سخت‌افزار رایانه پرواز و آزمون‌گر سخت‌افزار در حلقه مورد بررسی قرار می‌گیرد.

بخش دوم این مقاله به بیان شبیه‌سازی شش درجه آزادی زمان-واقعی موشک مورد نظر اختصاص دارد. از این شبیه‌سازی به‌منظور پیاده‌سازی بخش نرم‌افزاری آزمون‌گر سخت‌افزار در حلقه استفاده می‌شود. در بخش سوم آزمون سخت‌افزار در حلقه رایانه پرواز معرفی می‌شود. در این بخش پس از معرفی آزمون‌های توسعه سامانه و نقش هریک از آن‌ها در فرآیند طراحی و توسعه سخت‌افزاری رایانه پرواز، به معرفی آزمون‌گر سخت‌افزار در حلقه رایانه پرواز و نحوه طراحی و پیاده‌سازی آن، اشاره خواهد شد. در این بخش نحوه طراحی اجزای مختلف آزمون‌گر به‌خصوص رابط، بیان خواهد شد.در بخش چهارم نتایج شبیه‌سازی سخت‌افزار در حلقه رایانه پرواز و مقایسه آن با نتایج شبیه‌سازی شش درجه آزادی موشک مورد نظر، آورده خواهد شد و در بخش پنجم، جمع‌بندی، نتیجه‌گیری و پیشنهادات ارائه خواهند شد.

۲- شبیه‌سازی شش درجه آزادی زمان-واقعی موشک مورد نظر

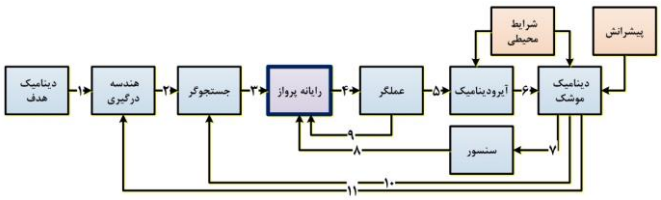
به‌منظور طراحی اولیه‌ی موشک مدنظر، از شبیه‌سازی نرم‌افزاری شش درجه آزادی استفاده شده است. دیاگرام بلوکی این شبیه‌سازی در شکل۲ آورده شده است.

عملکرد این شبیه‌سازی به این‌صورت است که اطلاعات هدف توسط سنسور هدف موجود در جستجوگر این موشک دریافت شده و با پردازش آن‌ها، موقعیت زاویه‌ای جستجوگر نسبت به خط دید هدف به‌دست می‌آید. حلقه‌ی کنترل موجود در جستجوگر با استفاده از دو موتور الکتریکی و ژیروسکوپ نرخی، سعی در صفر نمودن این زاویه می‌کند. مدل جستجوگر این موشک، براساس آزمون‌های آزمایشگاهی استخراج شده و شامل دو حلقه‌ی پایدارسازی و ردیابی می‌باشد. در حلقه‌ی پایدارساز که حلقه‌ی داخلی است، از ژیروسکوپ نرخی برای بالا بردن میرایی و در نتیجه پایداری حلقه‌ی بیرونی یعنی حلقه‌ی ردیابی استفاده شده است. مدل موتور درون جستجوگر و مدل ژیروسکوپ نرخی هر دو به‌صورت ساده و از درجه دو در نظر گرفته شده‌اند.

سیگنال‌های مشخص شده در شکل۲، در جدول۲ معرفی شده‌اند.

جدول۲- معرفی سیگنال‌های دیاگرام بلوکی شبیه‌سازی شش درجه آزادی

سیگنال	معرفی سیگنال
۱	مختصات موقعیت هدف
۲	سیگنال خط دید در کانال سمت و فراز
۳	زاویه بین طوقه و بدنه و نرخ چرخش خط دید در دو کانال سمت و فراز
۴	زوایای فرمان چهار بالک
۵	گشتاور اعمالی به بالک‌های موشک
۶	موقعیت و وضعیت موشک
۷	زوایای اویلر موشک در سه کانال غلطش، خمش و گردش
۸	زاویه غلطش موشک
۹	پتانسومترهای تعیین موقعیت بالک‌ها
۱۰	زوایای اویلر و سرعت زاویه‌ای موشک در سه کانال غلطش، خمش و گردش
۱۱	مختصات موقعیت موشک



شکل۲- دیاگرام بلوکی شبیه‌ساز شش درجه آزادی موشک مدنظر[۱]

با پردازش بر روی این زاویه، سیگنال‌های نرخ چرخش خط دید در راستای سمت و فراز قابل دست‌یابی است. این سیگنال‌ها به‌عنوان ورودی قانون هدایت موجود در رایانه پرواز موشک، مورد استفاده قرار

[1] Interface

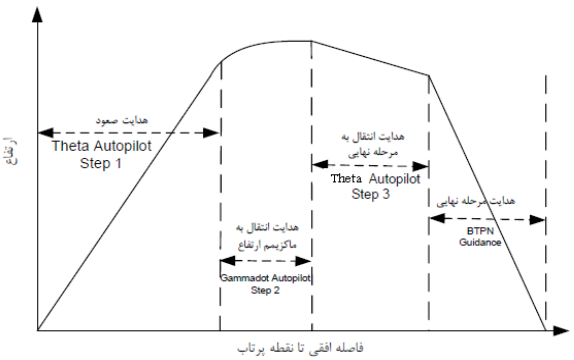
[Downloaded from joc-isice.ir on 2026-11-02]
[DOR: 20.1001.1.20088345.1393.8.4.2.4]

می‌گیرند. علاوه‌براین زاویه بین محور جستجوگر و بدنه موشک در راستای سمت و فراز نیز توسط پتانسیومترهایی اندازه‌گیری شده و جهت استفاده در رایانه پرواز، به آن ارسال می‌شود. رایانه پرواز با دریافت اطلاعات حاصل از جستجوگر و با اعمال قانون هدایت مناسب، سیگنالی از جنس مانور تولید و به خودخلبان جهت اعمال به عملگر، ارسال می‌کند. خودخلبان سیگنال‌هایی از جنس ولتاژ به عملگر ارسال کرده و عملگر این سیگنال‌ها را به گشتاور مناسب جهت اعمال به بالک‌ها تبدیل می‌کند.

سیگنال پتانسیومترهای بالک‌ها نیز،مطابق شکل۲ به درون رایانه پرواز، بازخورد می‌شود.انحراف بالک‌ها باعث تغییر موقعیت و وضعیت موشک می‌شود. معادلات پرواز شش درجه آزادی موشک با به‌کارگیری چهارگان‌ها[1] پیاده‌سازی شده است.

لازم به توضیح است معادلات در دستگاه مختصات بدنه نوشته شده‌اند.ورودی معادلات پرواز، نیروها و گشتاورهای آیرودینامیکی حاصل از انحراف بالک‌ها بوده که موقعیت و وضعیت جدید موشک را محاسبه می‌کنند. در واقع این بلوک از شبیه‌سازی، متغیرهای حالت موشک شامل موقعیت موشک در دستگاه لخت، سرعت‌های خطی موشک در دستگاه بدنه ([U V W])، زوایای اولر موشک ([φ θ ψ]) و سرعت‌های زاویه‌ای موشک ([p q r]) را محاسبه می‌کند[۱۹]. این روند در مراحل مختلف هدایت موشک تا زمان نیل به مأموریت نهایی موشک یعنی اصابت به هدف، ادامه می‌یابد.

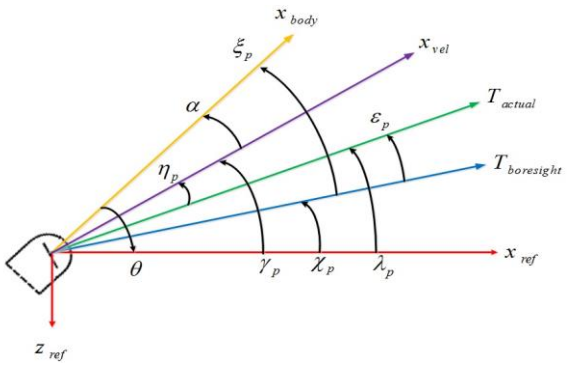
در ادامه مراحل مختلف هدایت این موشک و خودخلبان مورد استفاده در هر مرحله، شرح داده خواهد شد. هدایت این موشک شامل چهار مرحله صعود، انتقال به ارتفاع بیشینه، انتقال به فاز نهایی و فاز نهایی می‌باشد. مسیر پرواز نامی این موشک در صفحه‌ی فراز به‌صورت شکل۳ است.



شکل ۳- مراحل هدایت موشک ضدتانک [۱۸]

در مرحله اول موشک در صفحه‌ی سمت با روش هدایت ناوبری تناسبی به سمت نقطه‌ی برخورد با هدف شلیک می‌شود. در این مرحله از خودخلبان نرخ زاویه مسیر، $\dot{\gamma}_p$ استفاده می‌شود. زوایای مورد استفاده در توضیحات مربوط به کانال فراز در شکل۴ آورده شده‌اند.

این موشک پس از پرتاب در ادامه پرواز از هدایت صعود استفاده کرده تا بر روی منطقه‌ی هدف قرار گیرد. هدایت این مرحله به‌صورت پیش‌تنظیم[2] است. در این مرحله، با استفاده از خودخلبان θ، زاویه خمش موشک در یک مقدار خاص تنظیم می‌شود تا موشک با صعودی ملایم به ارتفاع بیشینه برسد.



شکل۴- تعریف زوایا در کانال فراز [۱]

علت استفاده از این خودخلبان و تنظیم ورودی آن، تضمین عدم خروج هدف از میدان منظر(FOR[3]) جستجوگر است. در نزدیکی ارتفاع بیشینه با انجام محاسباتی، زمان ورود به مرحله دوم هدایت محاسبه و تشخیص داده می‌شود. موشک در مرحله دوم باید طی مدت زمانی مشخص با استفاده از خودخلبان $\dot{\gamma}_p$، زاویه مسیر را صفر کرده و به ارتفاع بیشینه برسد. پس از صفر شدن زاویه‌ی مسیر، موشک وارد مرحله سوم هدایت می‌شود. در این مرحله باید زاویه‌ی خمش موشک برای تسهیل ورود به مرحله‌ی نهایی و تضمین حفظ هدف در FOR جستجوگر، کاهش پیدا کند. در این مرحله از خودخلبان θ استفاده شده و ورودی آن با مقداری ثابت تنظیم می‌شود. در مرحله نهایی، با تشخیص زمان مناسب برای شیرجه روی هدف، موشک با استفاده از روش هدایت ناوبری تناسبی حقیقی بایاس‌دار (BTPN[4]) بر روی هدف شیرجه می‌رود. انتظار از هدایت در این مرحله، برخورد موشک با هدف تحت بیشترین زاویه‌ی خمش است تا سرجنگی بهترین عملکرد را داشته باشد. البته در نزدیکی هدف به علت بزرگ شدن تصویر هدف و پوشاندن میدان دید، ردگیری مطلوبی انجام نشده و ادامه مسیر با حفظ آخرین فرمان هدایت صورت می‌گیرد. انواع روش‌های هدایت مورد بحث در این مقاله، در [۲۰] معرفی شده است و جزییات دقیق مربوط به طراحی الگوریتم هدایت و کنترل مورد استفاده در این موشک، در [۴] آورده شده است. نرم‌افزار شبیه‌سازی شش درجه آزادی موشک مدنظر، در شکل۵ آورده شده است.

[1] Quaternion

[2] Preset Guidance
[3] Field of Regard
[4] Biased True Proportional Navigation

[Downloaded from joc-isice.ir on 2026-11-02]
[DOR: 20.1001.1.20088345.1393.8.4.2.4]

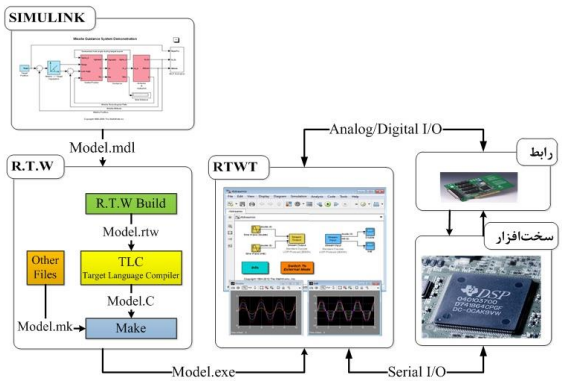
این شبیه‌سازی به‌صورت غیر زمان-واقعی بوده و به‌منظور استفاده از آن در آزمون سخت‌افزار در حلقه، باید آن‌را به‌صورت زمان-واقعی اجرا نمود.

یکی از مسائل مهم در بحث زمان-واقعی کردن شبیه‌سازی شش درجه آزادی، روش مورد استفاده برای زمان-واقعی کردن آن است. روش‌های مختلفی برای اجرای زمان-واقعی یک شبیه‌سازی وجود دارد. از مهم‌ترین این روش‌ها می‌توان به طراحی تحت سیستم‌عامل DOS، طراحی تحت سیستم‌عامل Windows، طراحی با استفاده از ابزار RTWT[1] و طراحی با استفاده از روش xPC-Target اشاره کرد. هر یک از این روش‌ها دارای یک سری مزایا و معایب می‌باشند که در [۱] به‌طور کامل به آن‌ها اشاره شده است.

در این مقاله برای زمان-واقعی کردن شبیه‌سازی شش درجه آزادی از روش سوم یعنی روش RTWT استفاده شده است. از مهم‌ترین مزایای این روش می‌توان به سهولت استفاده از آن، پشتیبانی از کارت‌های استاندارد جمع‌آوری داده[2]، سهولت برقراری ارتباط با شبیه‌سازی شش درجه آزادی، کاهش زمان و هزینه شبیه‌سازی، سهولت تغییر در مدل شبیه‌سازی و غیره اشاره کرد. یکی از معایب این روش، میزان زمان-واقعی بودن آن است که به‌خصوص نسبت به روش اول ضعیف‌تر است. اما مهم‌ترین فاکتور آن یعنی انعطاف‌پذیری و سهولت استفاده از آن، باعث شده است این روش نسبت به سایر روش‌ها از اقبال بیشتری برخوردار شود.

معماری شبیه‌سازی شش درجه آزادی زمان-واقعی با روش RTWT در شکل۶ آورده شده است.

همان‌طور که از دیاگرام بلوکی شکل۶ مشهود است، در این روش مدل سامانه که در نرم‌افزار SIMULINK ایجاد شده است، از حالت اجرای Normal به External تغییر حالت یافته و با بهره‌گیری از ابزاری تحت عنوان R.T.W[3] و یک کامپایلر C/C++ مانند Visual Studio، کد C مربوط به سامانه تولید می‌شود.



شکل۶- شبیه‌سازی شش درجه آزادی زمان-واقعی به روش RTWT [۱]

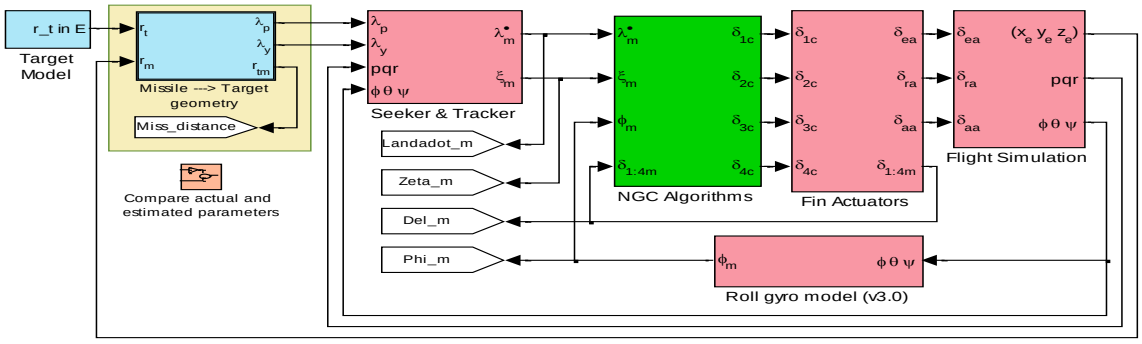
سپس نرم‌افزار RTWT با برقراری ارتباط با دنیای خارج از طریق گذرگاه‌های I/O، امکان کنترل و اجرای زمان-واقعی مدل سامانه و برقراری ارتباط با سخت‌افزار متصل به رایانه را فرآهم می‌آورد.

یکی دیگر از مسائل مهم در شبیه‌سازی شش درجه آزادی زمان-واقعی، بحث گام زمانی اجرای شبیه‌سازی است. ملاک تعیین گام زمانی در نرم‌افزار شبیه‌سازی شش درجه آزادی هر موشک، گام زمانی اجرای شبیه‌سازی هر یک از بلوک‌های آن به‌صورت مجزا و سرعت اجرای کدها توسط رایانه‌ی شبیه‌سازی است. در واقع کوچک‌ترین گام زمانی در میان بلوک‌های شبیه‌سازی، تعیین کننده‌ی گام زمانی شبیه‌سازی می‌باشد.

ممکن است رایانه‌ی شبیه‌سازی قادر به اجرای شبیه‌سازی با گام زمانی تعیین شده، به‌صورت زمان-واقعی نباشد؛ لذا یا باید رایانه‌ی قدرتمندتری انتخاب نمود یا مدل بلوک تعیین‌کننده را به‌گونه‌ای اصلاح نمود تا قابلیت اجرای زمان-واقعی توسط رایانه ایجاد شود.

در این مقاله، گام زمانی شبیه‌سازی شش درجه آزادی زمان-واقعی، ثابت و برابر با ۴۰۰ میکروثانیه در نظر گرفته شده است.

در این مقاله از روش اویلر برای پیاده‌سازی تابع انتگرال‌گیر در سخت‌افزار رایانه پرواز، استفاده شده است.



شکل۵- نرم‌افزار شبیه‌سازی شش درجه آزادی [۱۸]

[1] Real Time Windows Target
[2] Data Acquisition(DAQ)
[3] Real Time Workshop

[Downloaded from joc-isice.ir on 2026-11-02]
[DOR: 20.1001.1.20088345.1393.8.4.2.4]

همچنین به دلیل ماهیت گسسته برخی از پارامترهای مورد محاسبه در الگوریتم هدایت و کنترل، استفاده از روش مشتق‌گیری معمول که با توجه به تعریف مشتق، از طریق دو نمونه متوالی صورت می‌گیرد امکان‌پذیر نبوده و از روشی ابداعی استفاده می‌شود به این‌صورت که به جای دو نمونه متوالی، از دو نمونه با اختلاف پنج برابر گام زمانی شبیه‌سازی جهت پیاده‌سازی تابع مشتق‌گیر، استفاده شده است.

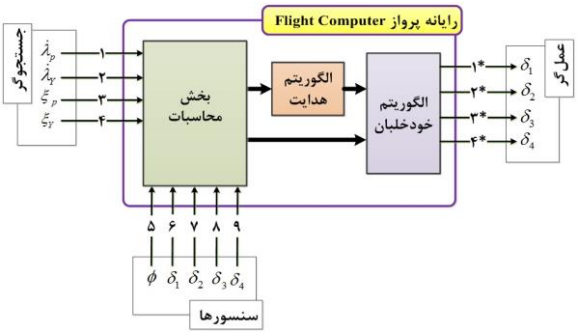
۳- آزمون سخت‌افزار در حلقه رایانه پرواز

در این بخش به‌منظور طراحی و پیاده‌سازی آزمون سخت‌افزار در حلقه رایانه پرواز، ابتدا به معرفی الگوریتم سخت‌افزار در حلقه پرداخته می‌شود و سپس نکات مهم در پیاده‌سازی نرم‌افزاری و سخت‌افزاری این آزمون، بیان می‌شود.

۳-۱- الگوریتم سخت‌افزار در حلقه

در این قسمت ابتدا به معرفی بلوک رایانه پرواز در شبیه‌سازی شش درجه آزادی و سخت‌افزار آن پرداخته می‌شود. دیاگرام بلوکی جریان داده در رایانه پرواز و سیگنال‌های ورودی-خروجی آن در شکل۷ آورده شده است.

در شکل۷، ورودی‌های رایانه پرواز شامل سیگنال‌های نرخ چرخش خط دید جستجوگر موشک در کانال‌های سمت و فراز $\dot{\lambda}_P$ و $\dot{\lambda}_Y$، زاویه بین طوقه جستجوگر و بدنه موشک در این دو کانال ξ_P و ξ_Y، زاویه غلتش موشک در دستگاه بدنه ϕ و سیگنال‌های بازخورد پتانسیومترهای بالک‌ها δ_1 تا δ_4 می‌باشد.

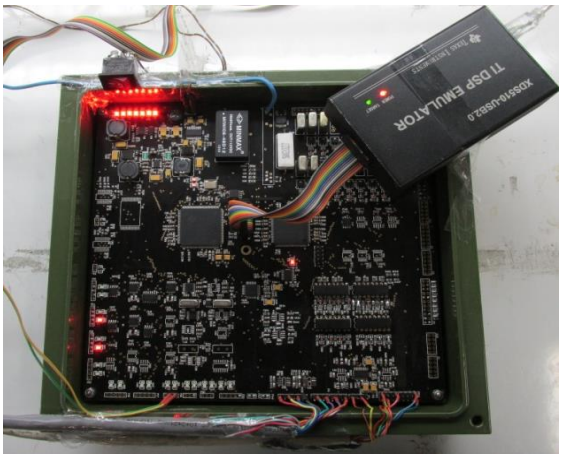


شکل۷- دیاگرام بلوکی ورودی- خروجی‌های رایانه پرواز [۱]

چهار سیگنال خروجی رایانه پرواز نیز سیگنال‌های فرمان بالک می‌باشند. به‌منظور طراحی سخت‌افزار رایانه پرواز، از این مدل استفاده می‌شود. روند کامل طراحی سخت‌افزار رایانه پرواز این موشک، در [۴] آورده شده است. برد رایانه پرواز مورد استفاده در این تحقیق، در شکل ۸ نشان داده شده است.

پردازنده مرکزی سخت‌افزار رایانه پرواز در این مقاله، یک DSP سری ۲۰۰۰ تحت عنوان TMS320F28335 می‌باشد.

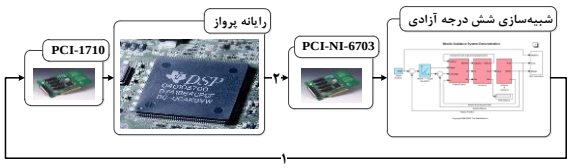
از مشخصات این پردازنده می‌توان به مواردی از جمله هسته ۳۲ بیتی از نوع ممیز شناور، قابلیت انجام دو عمل MAC ۱۶×۱۶ یا یک MAC



شکل۸- برد نهایی رایانه پرواز [۴]

۳۲×۳۲، ۵۱۲ کیلوبایت حافظه FLASH داخلی و ۱۶ کانال آنالوگ به دیجیتال با تفکیک‌پذیری ۱۲ بیتی، ۸۸ پایه ورودی- خروجی قابل برنامه‌ریزی، حداکثر فرکانس کاری ۱۵۰ مگاهرتز (معادل با حداقل دوره تناوب ۶/۶۷ نانو ثانیه) اشاره نمود.

پس از طراحی رایانه پرواز و انجام آزمون‌های حلقه باز آن، طی آزمون حلقه بسته و زمان-واقعی با عنوان سخت‌افزار در حلقه، درستی عملکرد این مجموعه مطابق دیاگرام بلوکی شکل ۹ مورد ارزیابی قرار می‌گیرد. مطابق با این دیاگرام، سیگنال ۱ که شامل ورودی‌های رایانه پرواز است، توسط رایانه شبیه‌ساز حلقه بسته شش درجه آزادی و از طریق درگاه‌های خروجی، به رایانه پرواز ارسال می‌شود.



شکل۹- دیاگرام بلوکی آزمون سخت‌افزار در حلقه [۱]

این سیگنال‌ها شامل نرخ چرخش خط دید، زاویه گیمبال‌ها با بدنه موشک، زاویه غلتش موشک و خروجی پتانسیومترهای بالک‌های کنترلی می‌باشد. الگوریتم هدایت و کنترل پیاده‌سازی شده در رایانه پرواز با انجام پردازش بر روی این سیگنال‌ها فرمان بالک‌های کنترلی (سیگنال ۲) را تولید و از طریق درگاه ورودی به رایانه شبیه‌سازی ارسال می‌شود. بدین ترتیب حلقه‌ی شبیه‌سازی سخت‌افزار در حلقه بسته خواهد شد.

بنابراین آزمون‌گر سخت‌افزار در حلقه متشکل از رابط، سخت‌افزار تحت آزمون و رایانه شبیه‌سازی جهت اجرای شبیه‌سازی شش درجه آزادی می‌باشد. رابط متشکل از دو بخش نرم‌افزاری و سخت‌افزاری است. بخش نرم‌افزاری رابط وظیفه آماده‌سازی سیگنال‌های ارسالی از شبیه‌سازی شش درجه آزادی به سخت‌افزار رایانه پرواز و دریافت

[Downloaded from joc-isice.ir on 2026-11-02]
[DOR: 20.1001.1.20088345.1393.8.4.2.4]

اطلاعات ارسالی از رایانه پرواز به درون رایانه شبیه‌سازی و اعمال آن‌ها به شبیه‌سازی شش درجه آزادی را دارد. بخش سخت‌افزاری شامل کارت‌های DAQ، رابط سریال، رابط امولاتور JTAG و کابل‌های رابط می‌باشد. این بخش وظیفه ارسال سیگنال‌های خروجی از رایانه شبیه‌سازی به رایانه پرواز و بلعکس را به‌عهده دارد.

۳-۲- نکات مهم در پیاده‌سازی

به‌منظور طراحی و پیاده‌سازی رابط به‌عنوان اصلی‌ترین بخش آزمون‌گر سخت‌افزار در حلقه، ابتدا باید ساختار سیگنال‌های رد و بدل شده توسط آن، مورد بررسی و شناسایی قرار گیرند.

در این موشک سه زیرسامانه‌ی جستجوگر، عملگر و سنسور (ژیروسکوپ آزاد) با رایانه پرواز تبادل اطلاعات می‌کنند. به‌دلیل ماهیت این زیرسامانه‌ها، اطلاعات مربوط به سیگنال‌های نرخ چرخش خط دید در دو کانال خمش و گردش به‌صورت سریال و از نوع دیجیتال به رایانه پرواز ارسال می‌شوند. سایر سیگنال‌های ورودی-خروجی رایانه پرواز نیز به علت ماهیت زیرسامانه‌های عملگر، پتانسیومترهای بالک و ژیروسکوپ، به‌صورت آنالوگ مابین رایانه پرواز و این زیرسامانه‌ها رد و بدل می‌شود. یکی از مسائل حائز اهمیت در این تحقیق این است که نوع سیگنال‌های ارسالی از شبیه‌سازی شش درجه آزادی به رایانه پرواز و بلعکس، دقیقا منطبق با واقعیت است.

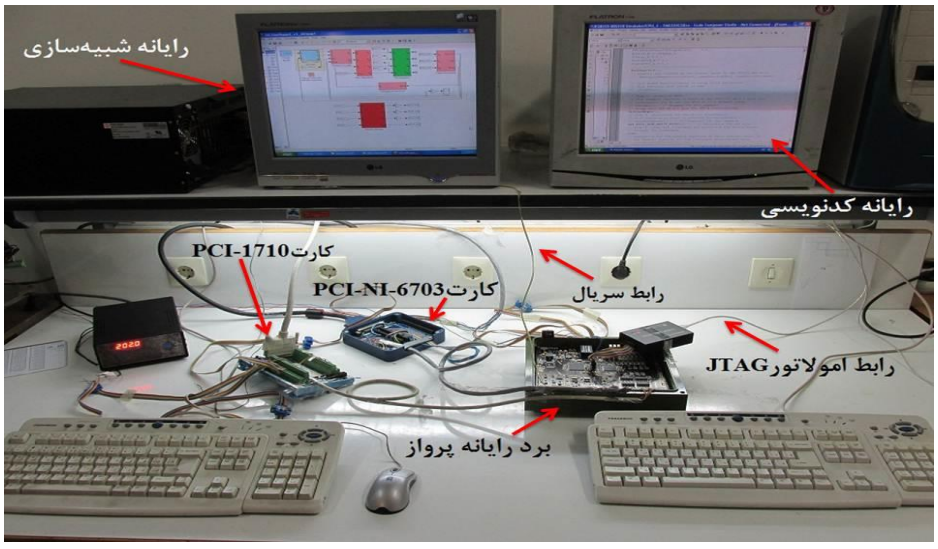
علت ارسال دیجیتال سیگنال‌های نرخ چرخش خط دید، به ماهیت این سیگنال‌ها برمی‌گردد. نرخ چرخش خط دید سیگنالی حساس با دامنه کم بوده و در صورت تأثیر نویز بر روی آن، بخش قابل توجهی از اطلاعات آن از بین می‌رود. به‌همین دلیل در این مقاله، این سیگنال به‌صورت سریال و از طریق درگاه RS232 با نرخ ۱۱۵۲۰۰ به سخت‌افزار رایانه پرواز ارسال می‌شود.

سایر ورودی-خروجی‌های رایانه پرواز از طریق کارت‌های آنالوگ و جمع‌آوری داده تأمین می‌شوند. کارت‌های مورد استفاده در این مقاله شامل کارت NI-PCI-6703 به‌عنوان خروجی آنالوگ و کارت PCI-1710

همان‌طور که پیش‌تر اشاره شد، در این تحقیق گام زمانی شبیه‌سازی شش درجه آزادی برابر با ۴۰۰ میکروثانیه در نظر گرفته شده است. مقدار گام زمانی در پردازنده سخت‌افزار رایانه پرواز برای محاسبات مربوط به الگوریتم‌های هدایت و کنترل، ۱۰۰ میکروثانیه در نظر گرفته شده است. اما نرخ ارسال و دریافت داده از شبیه‌سازی شش درجه آزادی به برد رایانه پرواز، همان مقدار ۴۰۰ میکروثانیه خواهد بود.

به‌منظور پیاده‌سازی بخش نرم‌افزاری رابط، یک بلوک تحت عنوان بلوک رابط به شبیه‌سازی شش درجه آزادی اضافه می‌شود. این بلوک نقش خواندن سیگنال از شبیه‌سازی شش درجه آزادی و مناسب‌سازی آن را دارد. مناسب سازی سیگنال شامل تغییر دامنه آن، دیجیتال کردن آن بسته به نیاز، همزمان‌سازی سیگنال از نظر فرکانسی جهت ارسال و دریافت، تولید بیت همزمان‌سازی برای اجرای همزمان شبیه‌سازی شش درجه آزادی و پردازنده رایانه پرواز و غیره می‌باشد. نحوه همزمان‌سازی به‌این صورت است که سیگنال فرمان شروع آزمون سخت‌افزار در حلقه، توسط یک کلید و از طریق کارت PCI-1710 وارد رایانه شبیه‌سازی شده و یک برنامه واسط، پس از دریافت آن از طریق همان کارت، یک بیت دیجیتال به پردازنده رایانه پرواز فرستاده و منتظر بازگشت آن توسط پردازنده می‌شود. پردازنده که از قبل آماده دریافت این سیگنال می‌باشد، به‌محض دریافت آن، همان سیگنال را از طریق کارت مذکور به رایانه شبیه‌سازی ارسال کرده و شبیه‌سازی شش درجه آزادی اجرا می‌شود. علت این کار ایجاد عملکردی مشابه حالت واقعی در سخت‌افزار در حلقه است، چون سیگنال شروع پرواز موشک با اعمال سیگنال تحریک توسط تیرانداز، باید توسط DSP تولید شود.

آزمون‌گر سخت‌افزار در حلقه رایانه پرواز طراحی شده در این تحقیق متشکل از رایانه شبیه‌سازی، رایانه کدنویسی، برد رایانه پرواز، کارت NI-PCI-6703، کارت PCI-1710، کابل‌های رابط، امولاتور JTAG و سایر تجهیزات جانبی در شکل ۱۰ آورده شده است.



شکل ۱۰- نمای کلی آزمون‌گر سخت‌افزار در حلقه رایانه پرواز [۱]

[Downloaded from joc-isice.ir on 2026-11-02]
[DOR: 20.1001.1.20088345.1393.8.4.2.4]

۴- نتایج شبیه‌سازی

هدف مورد بررسی در این مقاله، یک تانک متحرک می‌باشد. در نتیجه برای تعریف سناریوهای درگیری، کافی است موقعیت و سرعت تانک را به‌عنوان پارامترهای متغیر در سناریوی درگیری در نظر گرفت. در جدول۳، ۱۳ سناریوی درگیری جهت شبیه‌سازی مسیر حرکت این موشک، آورده شده است.

جدول۳- سناریوهای درگیری موشک- هدف

شماره سناریو	پارامتر / نوع سناریو	$Z_T(m)$	$Y_T(m)$	$X_T(m)$	$V_{zT}(m/s)$	$V_{yT}(m/s)$	$V_{xT}(m/s)$
۱	هدف	۰	۴۰۰	۳۷۰۰	۰	۱۵	۱۰
۲	در فاصله	۰	۲۰۰	۳۷۰۰	۰	۱۵	-۱۰
۳	دور از	۰	۲۰۰	۳۷۰۰	۰	-۱۵	-۱۰
۴	موشک	۰	۲۰۰	۳۹۰۰	۰	۰	۰
۵	هدف	۰	۸۰۰	۲۵۰۰	۰	-۱۵	-۱۰
۶	در فاصله	۰	۳۰۰	۲۵۰۰	۰	-۱۵	۲۰
۷	متوسط از	۰	۵۰۰	۲۵۰۰	۰	۱۰	-۱۵
۸	موشک	۰	۸۰۰	۲۵۰۰	۰	۰	۰
۹	هدف	۰	۸۰۰	۹۰۰	۰	۱۵	۲۰
۱۰	در فاصله	۰	۸۰۰	۹۰۰	۰	-۱۰	-۱۰
۱۱	نزدیک	۰	۸۰۰	۹۰۰	۰	۱۰	-۱۵
۱۲	به موشک	۰	۶۰۰	۹۰۰	۰	۰	۰
۱۳	هدف رو در رو	۰	۳۰۰	۲۰۰	۰	۰	۰

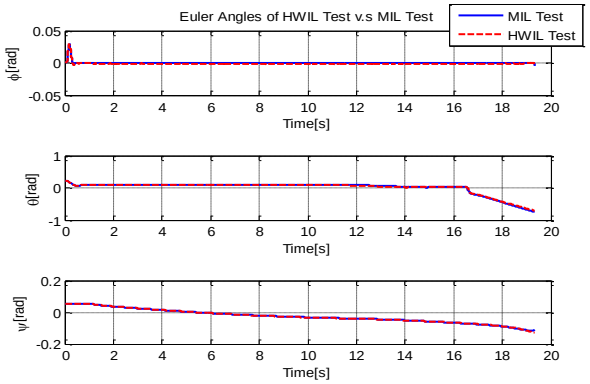
جهت ارزیابی صحت عملکرد برد رایانه پرواز در اجرای الگوریتم‌های هدایت و کنترل چند نمونه از پارامترهای مهم مورد محاسبه در رایانه پرواز از قبیل فاصله از دست‌دهی، زوایای اویلر و سرعت زاویه‌ای، انتخاب شده و نتایج دو شبیه‌سازی شش درجه آزادی و سخت‌افزار در حلقه در محاسبه این مقادیر، با یکدیگر مقایسه شده‌اند. نتایج دو آزمون مذکور در محاسبه فاصله از دست‌دهی، در جدول۴ آورده شده است.

جدول۴- فاصله از دست دهی در دو آزمون و تحت ۱۳ سناریوی درگیری

شماره سناریو	فاصله از دست‌دهی در آزمون MIL (متر)	فاصله از دست‌دهی در آزمون HWIL (متر)
۱	۰/۱۷۲	۰/۰۰۹
۲	۰/۲۵۲	۰/۰۱۴
۳	۰/۲۵۶	۰/۰۴۰
۴	۰/۰۱۹	۰/۰۱۳
۵	۰/۱۹۹	۰/۰۲۴
۶	۰,۱۰۶	۰/۰۰۹
۷	۰/۲۲۶	۰/۰۳۹
۸	۰/۰۷۸	۰/۰۴۰
۹	۰/۰۶۳	۰/۳۱۲
۱۰	۰/۱۰۳	۰/۱۲۶
۱۱	۰/۱۰۲	۰/۳۹۸
۱۲	۰/۰۹۹	۰/۲۲۴
۱۳	۰/۳۹۲	۰/۳۱۲

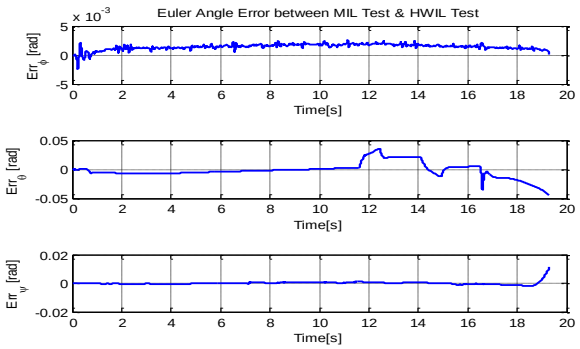
زوایای اویلر و سرعت زاویه‌ای موشک، به علت تعداد زیاد سناریوها، فقط برای سناریوی سوم، ترسیم شده است.

در شکل۱۱ و ۱۲ به‌ترتیب زوایای اویلر موشک و خطای محاسبه آن‌ها در دو شبیه‌سازی شش درجه آزادی و سخت‌افزار در حلقه، تحت سناریوی سوم آورده شده است.



شکل۱۱- زوایای اویلر در دو شبیه‌سازی و تحت سناریوی سوم

مطابق با شکل۱۲، خطای محاسبه زوایای اویلر در هر سه کانال و در تمام سناریوها، از ۱/۵٪ کمتر می‌باشد.

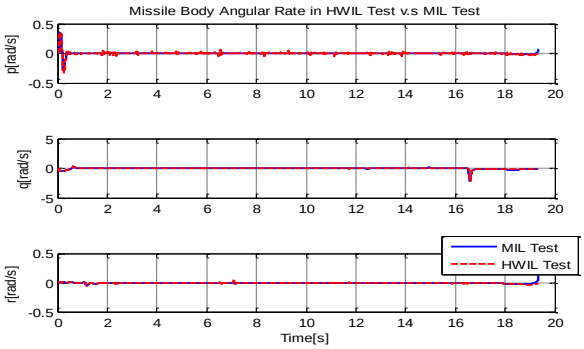


شکل۱۲- خطای زوایای اویلر در دو شبیه‌سازی و تحت سناریوی سوم

سرعت زاویه‌ای موشک در کانال‌های غلتش[1]، خمش[2] و گردش[3] در در شکل۱۳ آورده شده است.

[1] Roll
[2] Pitch
[3] Yaw

[Downloaded from joc-isice.ir on 2026-11-02]
[DOR: 20.1001.1.20088345.1393.8.4.2.4]

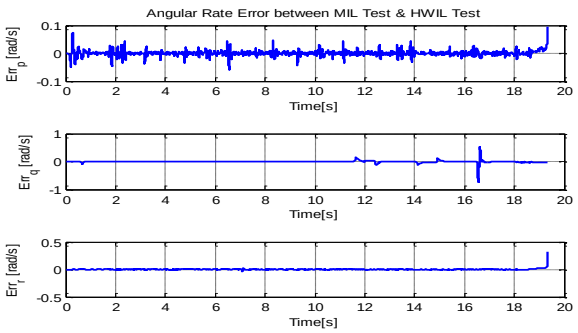


شکل۱۳- سرعت زاویه‌ای در دو شبیه‌سازی و تحت سناریوی سوم

در شکل۱۳، با توجه به سیگنال نرخ غلتش به‌وضوح مشخص است که خودخلبان کانال غلتش در دو آزمون به‌صورت موفق عمل کرده و نرخ غلتش را در کسری از ثانیه، به نزدیک صفر رسانده است.

البته به‌علت وجود اغتشاشات آیرودینامیکی در طول مسیر پرواز موشک، نرخ غلتش در این کانال هیچ‌گاه به‌طور کامل به صفر نخواهد رسید. وجود چند قله و دره در سیگنال مربوط به نرخ خمش، حاکی از اعمال مانورهای مختلف به موشک در کل زمان پرواز است که با تغییر قانون هدایت در هر بخش، توسط رایانه پرواز به موشک اعمال می‌شود. نرخ گردش نیز به‌دلیل سرعت هدف، دارای مقداری غیرصفر می‌باشد، اما به‌دلیل این‌که سرعت هدف در مقابل سرعت موشک، قابل صرف‌نظر است، میزان نرخ گردش در مقابل نرخ چرخش، مقدار ناچیزی می‌باشد.

خطای محاسبه سرعت زوایه‌ای برای دو شبیه‌سازی و تحت سناریوی سوم، در شکل۱۴ آورده شده است.



شکل ۱۴- خطای سرعت زاویه‌ای در دو شبیه‌سازی و تحت سناریوی سوم

مطابق با شکل ۱۴، خطای محاسبه سرعت زاویه‌ای در هر سه کانال و در تمام سناریوها، کمتر از ۰/۸ ٪ می‌باشد.

حال با ترسیم منحنی مسیر حرکت موشک طی دو نمونه از سناریوهای تعریف شده در جدول۱، به راستی‌آزمایی عملکرد آزمون‌گر سخت‌افزار در حلقه پرداخته خواهد شد. به این منظور از سناریوی شماره سه به‌عنوان نماینده دسته اول، سناریوی هفت به‌عنوان نماینده دسته دوم و سناریوی ۱۰ به‌عنوان نماینده دسته سوم استفاده می‌شود.

نتیجه اجرای همزمان دو شبیه‌سازی شش درجه آزادی و سخت‌افزار در حلقه تحت این سه سناریو، به ترتیب در شکل‌های۱۵، ۱۶ و ۱۷ آورده شده است.

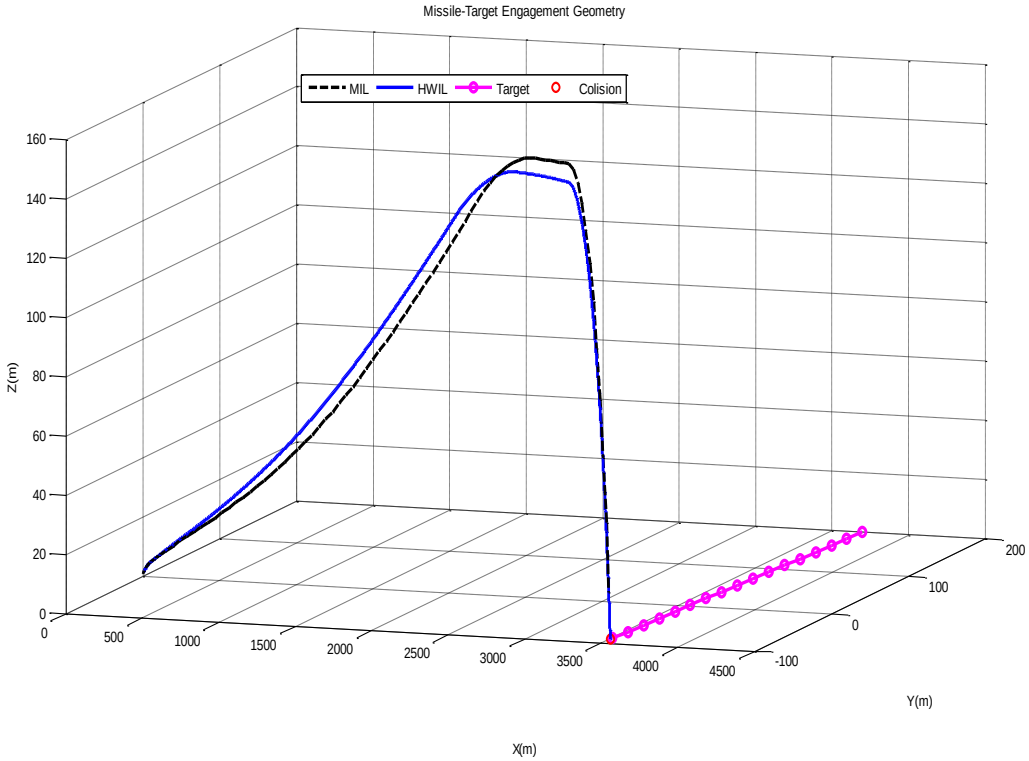
در سناریوی سوم، هدف در فاصله متوسط ۳/۷ کیلومتری از موشک، با سرعت متوسط ۱۸ متر بر ثانیه، در حال نزدیک شدن به محل پرتاب موشک می‌باشد.

در سناریوی هفتم، هدف در فاصله متوسط ۲/۶ کیلومتری از موشک، با سرعت متوسط ۱۸ متر بر ثانیه، در حال دور شدن از محل پرتاب موشک می‌باشد.

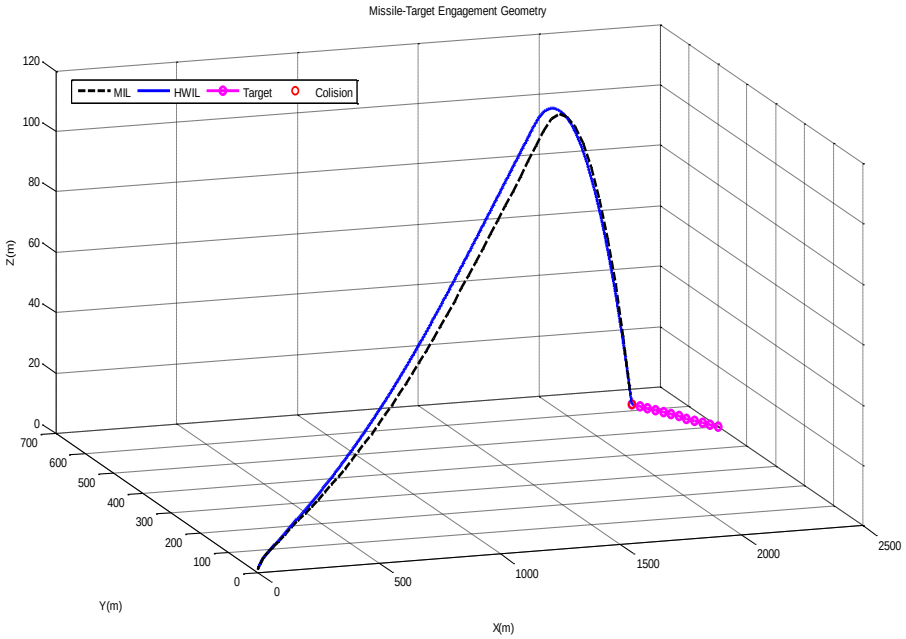
از اختلاف کم این دو منحنی مسیر در سه سناریوی مذکور، می‌توان به موفقیت‌آمیز بودن آزمون سخت‌افزار در حلقه پی برد. در نتیجه می‌توان گفت پیاده‌سازی الگوریتم‌های هدایت و کنترل بر روی برد رایانه پرواز، تا حد زیادی منطبق بر واقعیت بوده و علاوه بر آن، عملکرد آزمون‌گر سخت‌افزار در حلقه نیز موفق بوده است.

[Downloaded from joc-isice.ir on 2026-11-02]

[DOR: 20.1001.1.20088345.1393.8.4.2.4]



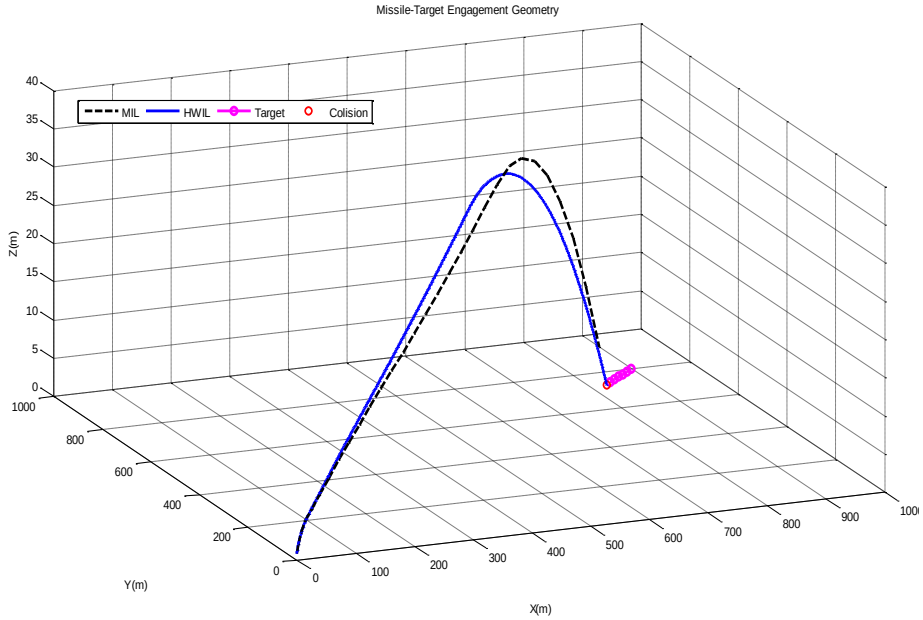
شکل۱۵- درگیری موشک- هدف تحت سناریوی شماره سه



شکل۱۶- درگیری موشک- هدف تحت سناریوی شماره هفت

[Downloaded from joc-isice.ir on 2026-11-02]

[DOR: 20.1001.1.20088345.1393.8.4.2.4]



شکل۱۷- درگیری موشک- هدف تحت سناریوی شماره ۱۰

۵ - جمع‌بندی و نتیجه‌گیری

در این مقاله اصول طراحی و پیاده‌سازی آزمون‌گر سخت‌افزار در حلقه رایانه پرواز یک موشک تاکتیکی ارائه شد.پس از طراحی سخت‌افزار رایانه پرواز این موشک، به منظور پیاده‌سازی الگوریتم‌های هدایت و کنترل موشک بر روی آن، از آزمونی تحت عنوان آزمون سخت‌افزار در حلقه استفاده شد. این آزمون برای ارزیابی رایانه پرواز از نظر واقعی بودن مناسب‌تر از آزمون‌های حلقه باز بوده و در نتیجه با اطمینان بیشتری می‌توان نتایج آن را در ارزیابی رایانه پرواز مورد استفاده قرار داد. طی این آزمون، مدل رایانه پرواز و الگوریتم‌های هدایت و کنترل موجود در آن که قبلا در شبیه‌سازی شش درجه آزادی مورد ارزیابی قرار گرفته‌اند، به کدهای قابل پیاده‌سازی بر روی پردازنده رایانه پرواز تبدیل شدند و عملکرد رایانه پرواز در اجرای این کدها و ایفای نقش رایانه پرواز، مورد راستی‌آزمایی قرار گرفت. به‌منظور پیاده‌سازی آزمون سخت‌افزار در حلقه از یک بستر نرم‌افزاری- سخت‌افزاری تحت عنوان آزمون‌گر سخت‌افزار در حلقه استفاده شد. این آزمون‌گر شامل واسط و رایانه شبیه‌سازی می‌باشد که واسط نیز خود شامل دو بخش نرم‌افزاری و سخت‌افزاری است. در این مقاله برای طراحی بخش نرم‌افزاری واسط از بلوک‌های تبدیل سیگنال و برای طراحی بخش سخت‌افزاری از کارت‌های DAQ استفاده شد. در نهایت با استفاده از این آزمون‌گر، عملکرد سخت‌افزار رایانه پرواز موشک مورد نظر مورد بررسی و راستی‌آزمایی قرار گرفت که نتایج حاکی از موفقیت این آزمون در پیاده‌سازی رایانه پرواز مورد نظر است.

در طراحی این آزمون‌گر از نرم‌افزارهای قابل دسترسی مانند MATLAB و همچنین کارت‌های DAQ پرکاربرد با قابلیت‌های بالا استفاده شد تا در آزمون‌های آتی و افزایش میزان بار پردازشی رایانه پرواز، افزایش سیگنال‌های ورودی-خروجی رایانه پرواز و غیره، قابلیت ارتقاء داشته و موجب افزایش هزینه‌ها و بازطراحی آزمون‌گر نشود.

طراحی و آزمون عملگر در آزمون سخت‌افزار در حلقه و پیاده‌سازی سامانه هدایت و کنترل طراحی شده روی یک موشک واقعی و انجام آزمون‌های پروازی، فعالیت بعدی نویسندگان این مقاله می‌باشد که در ادامه انجام خواهد شد.

مراجع

[۱] یعقوبی ا، طراحی و ساخت رایانه پرواز و آزمون‌گر سخت‌افزار در حلقه آن به روش تزریق سیگنال برای پرتابه هدایت شونده خاص، پایان‌نامه کارشناسی ارشد رشته مهندسی کنترل، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، اسفند ۱۳۹۲.

[2] R. Isermann, J. Schaffnit, S. Sinsel, Hardware-in-the-loop simulation for the design and testing of engine-control systems, Control Engineering Practice7.5 (1999), 643-653.

[3] W. Haeussermann, Developments in the field of automatic guidance and control of rockets, Journal of Guidance, Control, and Dynamics 4.3 (1981), 225-239.

[Downloaded from joc-isice.ir on 2026-11-02]
[DOR: 20.1001.1.20088345.1393.8.4.2.4]

[۴] تقی‌پورکمنی ع، یعقوبی ا، عاروان م‌ر، نصراللهی ع، ۱۳۹۳،"طراحی، پیاده‌سازی و آزمون رایانه پرواز برای یک موشک ضدتانک با هدایت ترکیبی"، ارسال شده به مجله علمی-پژوهشی علوم و فن‌آوری پیشرفته دفاعی.

[5] S.Nabi, et al, An overview of hardware-in-the-loop testing systems at Visteon, SAE paper 5 (2004).

[6] T.M. Shih, H.Ch. Chang, A DSP FPGA based Hardware-in-the-Loop testing platform, In Control Automation Robotics & Vision (ICARCV), 11th International Conference on, IEEE, (2010) ,1980-1985.

[7] N.R. Gans, et al, A hardware in the loop simulation platform for vision-based control of unmanned air vehicles, Mechatronics 19.7 (2009), 1043-1056.

[8] D.Jung, Dongwon, P. Tsiotras, Modeling and hardware-in-the-loop simulation for a small unmanned aerial vehicle, AIAA Infotech at Aerospace, AIAA (2007), 07-2763.

[9] C. Guowei et al, Design and implementation of a hardware-in-the-loop simulation system for small-scale UAV helicopters, Mechatronics 19.7 (2009), 1057-1066.

[10] T.M. Maung, H.M. Tun, M.K. Naing, Navigation Guidance and Control System using Hardware in the Loop Simulation for Unmanned Aerial Vehicle (UAV), International Conference on Advances in Electrical and Electronics Engineering (ICAEE), (2011), 156-160.

[11] S. Oncu, et al, Robust yaw stability controller design for a light commercial vehicle using a hardware in the loop steering test rig, In Intelligent Vehicles Symposium, IEEE, (2007), 852-859.

[12] J. Park, et al, Hardware in-the-loop simulation for ABS using 32-bit embedded system, 11th International Conference on Control, Automation and Systems (ICCAS), IEEE, 2011.

[13] O. Vodyakho and et al, Synchronization of three-phase converters and virtual micro grid implementation utilizing the Power-Hardware-in-the-Loop concept, Annual Applied Power Electronics Conference and Exposition (APEC), 25th ,IEEE ,(2010), 216-222.

[14] B. Lu, et al, A low-cost real-time hardware-in-the-loop testing approach of power electronics controls, IEEE Transactions on Industrial Electronics, 54.2 (2007), 919-931.

[15] H.S. Havlicsek, L.J. Zana, Improving real-time communication between host and motion system in a HWIL simulation, Defense and Security. International Society for Optics and Photonics, 2004.

[۱۶] عرب عامری ح، عاروان م‌ر، ۱۳۸۹،"پیاده‌سازی آزمون‌گر سخت‌افزار در حلقه به روش تزریق سیگنال برای سامانهٔ کنترل موشΨک خاص"، مجله علمی-پژوهشی کنترل.

[17] D.J. Rankin, J. Jiang, A hardware-in-the-loop simulation platform for the verification and validation of safety control systems, IEEE Transactions on Nuclear Science 58.2 (2011), 468-478.

[۱۸] تقی‌پور کمنی ع، عاروان م‌ر، محمدی ع، پاییز ۱۳۸۸، "ارایه یک روش تحلیل برای تعیین زمان شروع فاز نهایی در یک موشک تاکتیکی برای برخورد به هدف با زاویه مناسب"، مجله علمی-پژوهشی کنترل.

[۱۹] ازگلی س، عاروان م‌ر، مدل‌سازی و شبیه‌سازی سامانه‌های متحرک، انتشارات یا مهدی(عج)، تهران ۱۳۸۹.

[20] P. Zarchan, Tactical and Strategic Missile Guidance, 6th Edition, Atlanta, Georgia, American Institute of Aeronautics and Astronautics (AIAA), 2012.

[Downloaded from joc-isice.ir on 2026-11-02]

[DOR: 20.1001.1.20088345.1393.8.4.2.4]