مجله کنترل
ISSN 2008-8345
جلد ۴، شماره ۱، بهار ۱۳۸۹، صفحه ۶۰-۵۲

# پیاده‌سازی آزمون‌گر سخت‌افزار در حلقه به روش تزریق سیگنال برای سامانه کنترل موشک خاص

حسن عرب عامری [۱]، محمدرضا عاروان [۲]

[۱] کارشناس ارشد سیستم‌های هدایت و کنترل، پژوهش‌گر سازمان صنایع هوافضا، Hs_ameri@yahoo.com

[۲] استادیار، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، پژوهش‌گر سازمان صنایع هوافضا arvan@mut.ac.ir

(تاریخ دریافت مقاله ۱۳۸۹/۲/۵، تاریخ پذیرش مقاله ۱۳۸۹/۳/۲۵)

**چکیده:** کامل‌ترین روش ارزیابی سامانه هدایت و کنترل یک موشک، قبل از آزمون پروازی شبیه‌ساز سخت افزار درحلقه است. برای پیاده‌سازی این روش در موشک‌های آشیانه‌یاب مادون قرمز نیاز به تجهیزات دقیق و گران‌قیمتی به منظور تولید صحنه مادون قرمز و دوران جستجوگر در فضای سه‌بعدی است. روش تزریق سیگنال با شبیه‌سازی و تولید سیگنال خروجی آشکارساز مادون قرمز، نیاز به این تجهیزات گران‌قیمت و پیچیده را برطرف می‌سازد. این مقاله به پیاده‌سازی سخت‌افزار در حلقه مدارات خودخلبان یک موشک آشیان‌یاب مادون قرمز اختصاص دارد، ابتدا به کمک آزمایشات عملی ارزیابی و معتبرسازی شبیه‌سازی شش درجه آزادی صورت گرفته است. این کار با شبیه‌سازی عملکرد تسترهای آزمایشگاهی و بررسی پارامتری به نام فاکتور فرمان در آنها صورت گرفته است. به کمک این روش بهره حلقه هدایت و حلقه کنترل موشک در شبیه‌سازی، با مقادیر واقعی بدست آمده در آزمایشگاه تنظیم گردیده است. قرار دادن مدارات خودخلبان بصورت سخت‌افزاری در شبیه‌سازی و تحقق روش تزریق سیگنال، با زمان واقعی کردن شبیه‌سازی شش درجه آزادی و طراحی مدار واسط مناسب صورت پذیرفته است. نزدیکی نتایج حاصل از سخت‌افزار در حلقه با نتایج شبیه‌سازی نرم‌افزاری کامل شش درجه آزادی صحت کار انجام گرفته را نشان می‌دهد. اختلاف جزیی بین نتایج با بررسی فاز سیگنال خطی‌ساز تحلیل گردیده است.

**کلمات کلیدی:** تزریق سیگنال- خودخلبان- سخت‌افزار در حلقه- شبیه‌سازی شش درجه آزادی- معتبرسازی- فاکتور فرمان

# Hardware in the Loop Simulator Implementation by Signal Injection Method for Control System of a Special Missile

Hassan Arab Ameri, Mohammad Reza Arvan

**Abstract:** The hardware in the loop simulation is the main method for evaluation of the missile guidance and control system befor flight test. Implementation of this tester in IR homing missile requires accurate and expensive instruments for generate IR scene and rotate the seeker in three dimensions. Signal injection method obviates these equipments by simulation and generation the output signal of IR detector. This paper explains implementation hardware in the loop of autopilot circuits of an IR homing missile. First, evaluation and validation of six degree of freedom simulation was done by using the practical test results. It was done by simulating the laboratory testers and analyzing the command factor. By using this method the gain of missile guidance and control loops in simulation adjusted by real values from laboratory tests. Implemnting the autopilot circuits in the simulation and realization the signal injection method was done by making real time simulation and designing the suitable interface circuit. The compatibility of the results from hardware in the loop and software simulation shows precision of the implementation. Small variance between results has analyzed by the effect of linear signal phase.

**Keywords:** Signal Injection, Autopliot, hardware in the loop, Six degree of freedom simulation, Validation, Command factor

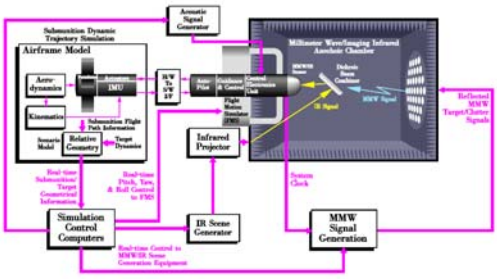


[ Downloaded from joc.kntu.ac.ir on 2026-11-12 ]
[ DOR: 20.1001.1.20088345.1389.4.1.7.5 ]

## ۱- مقدمه

در مراحل تحقیق و توسعه سامانه هدایت و کنترل یک موشک، لازم است آزمون‌های متعددی جهت راستی‌آزمایی و دقت هر مرحله صورت گیرد. کامل‌ترین این آزمون‌ها قبل از آزمایش پروازی سامانه، آزمون سخت‌افزار در حلقه می‌باشد. این روش با قراردادن بلوک‌هایی نظیر هدایت و کنترل در شبیه‌سازی شش درجه آزادی تحقق می‌یابد. از آنجایی‌که مدل‌سازی دقیق بلوک‌های هدایت و کنترل به طور عملی غیرممکن یا بسیار دشوار است، این روش علاوه بر این‌که ابزاری جهت آزمون بلوک‌های طراح شده می‌باشد، باعث افزایش کارآیی و دقت شبیه‌سازی نیز می‌گردد. از این آزمون‌گر در همه سیستم‌های موشکی ضدکشتی، زمین به هوا، هوا به هوا و هوا به زمین استفاده می‌گردد.[1]

در روش معمول برای شبیه‌سازی سخت‌افزار در حلقه موشک‌های آشیان‌یاب، کل مجموعه هدایت و کنترل موشک، شامل جستجوگر، مجموعه مدارات الکترونیکی و مجموعه کنترل در حلقه قرار می‌گیرد. در این روش برای مشابه‌سازی حرکات دورانی موشک لازم است مجموعه یاد شده روی یک میز دو یا سه درجه آزادی قرار گیرد. علاوه بر آن برای مشابه‌سازی آن‌چه جستجوگر از هدف می‌بیند، لازم است از روش تولید منظره[1] استفاده شود. در این روش با در نظر گرفتن پارامترهایی از هدف و پس‌زمینه مانند شدت تشعشع، اندازه و طول موج، اقدام به تولید تصویر مادون قرمز می‌گردد و تصویر هدف را مشابه آن‌چه که جستجوگر موشک در زمان پرواز تعقیب می‌کند، تولید می‌نماید[2]. شکل ۱ دیاگرام بلوکی سخت‌افزار در حلقه موشک مادون قرمز را با تولید تشعشع هدف و قراردادن کل مجموعه هدایت و کنترل به صورت سخت‌افزاری در شبیه‌سازی نشان می‌دهد. همان‌طور که مشاهده می‌شود تمامی اجزاء اصلی آزمون سخت‌افزار در حلقه در دیاگرام بلوکی وجود دارند.

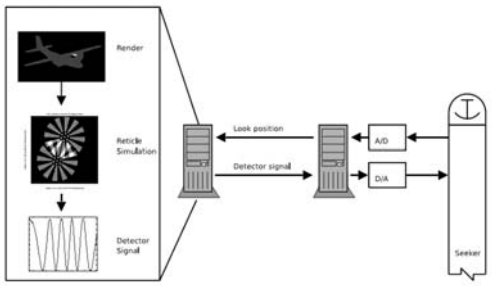



شکل ۱- دیاگرام بلوکی سخت‌افزار در حلقه برای یک موشک مادون قرمز [10]

در مرجع [3] استفاده از سخت‌افزار در حلقه در روند توسعه سیستم‌های موشکی با جستجوگرهای چند طیفی مورد بررسی قرار گرفته است. امکانات خاصی از جمله تجهیزات تولید سیگنال RF و IR تک منظوره، شبیه‌سازهای حرکت پرواز، محفظه‌های تشعشع، تجهیزات اپتیکی و کامپیوترها برای این منظور مورد نیاز می‌باشند. مجموعه این امکانات در محدوده اثرات هدف، اقدامات متقابل و پس‌زمینه، طیف‌های الکترومغناطیسی با طول موج‌های میکرومیلی‌متری، مادون‌قرمز و نواحی مرئی را برای جستجوگرها فراهم می‌نمایند. در مرجع [4] نیز به تشریح آزمون سخت‌افزار در حلقه موشک‌های چندطیفی و مقایسه بین آزمون‌های پروازی با شبیه‌سازی سخت‌افزار در حلقه پرداخته شده است.

سیستم‌های تولید مناظر سه‌بعدی و کدهای زمان حقیقی دو قسمت مهم از آزمون سخت‌افزار در حلقه می‌باشند که از زمان شروع آن در سال ۱۹۸۶ همواره مورد توجه و رو به توسعه بوده است. هر کدام از این اجزاء، در یک محیط زمان واقعی قرار دارد که اجازه می‌دهد شبیه‌ساز سخت‌افزار در حلقه، آزمون‌های حلقه بسته را روی سیستم‌ها یا زیرسیستم‌ها انجام دهد. در مرجع [5] مراحل توسعه اجزاء سخت‌افزار در حلقه تشریح شده است.

در آزمون کامل سخت افزار در حلقه بدلیل قرار گرفتن سخت‌افزاری کل مجموعه هدایت و کنترل در شبیه‌سازی، خطاهای مدل‌سازی این مجموعه حذف شده و از دقت فوق‌العاده‌ای برخوردار خواهد بود ولی در مقابل بدلیل نیاز به تجهیزات پیچیده‌ای مانند میز متحرک و سامانه تولید منظره، بسیار پیچیده، پرهزینه و زمان‌بر است. در مقابل این روش در دهه اخیر روش ساده‌تری از لحاظ پیاده‌سازی، با نام تزریق سیگنال توسعه داده شده است. با استفاده از این روش سیگنال خروجی آشکارساز مادون قرمز شبیه‌سازی شده و به محل خروجی آشکارساز اعمال می‌گردد. با شبیه‌سازی دیگر قسمت‌های مختصات‌یاب هدف، از جمله سیم‌پیچ‌ها و اعمال آن به نقاط مناسب، کل مجموعه الکترونیک به‌صورت سخت‌افزاری در حلقه شبیه‌سازی قرار می‌گیرد [6]. شکل ۲ استفاده از این روش را در آزمون سخت‌افزار در حلقه جستجوگر مادون قرمز نشان می‌دهد.




شکل ۲- استفاده از روش تزریق سیگنال در شبیه‌سازی سخت‌افزار درحلقه یک جستجوگر مادون قرمز [11]

در مرجع [7] از روش تزریق سیگنال به عنوان یک امکان آزمون ارزان قیمت نام برده شده است که به دلیل پیچیدگی تولید صحنه اپتیکی از تزریق الکترونیکی مستقیم برای تهیه تصاویر فاصله برای تست رادار لیزری استفاده می‌شود. مدارات الکترونیکی تولید پالس و تأخیر،

1- Scene Projection

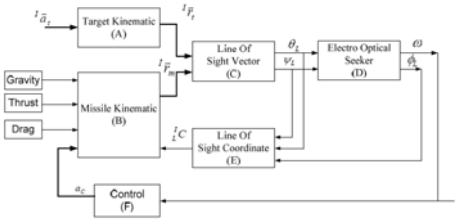


[ Downloaded from joc.kntu.ac.ir on 2026-11-12 ]
[ DOR: 20.1001.1.20088345.1389.4.1.7.5 ]

صحنه‌ها را به طور مستقیم به واحد پردازش سیگنال جستجوگر تزریق می‌نمایند.

بررسی پیشرفت الگوریتم‌های مورد نیاز برای شبیه‌سازی زمان واقعی یک رتیکل اسکن مخروطی موضوعی است که در مرجع [8] مورد بررسی قرار می‌گیرد. این مرجع روش‌هایی که زمان شبیه‌سازی برای تولید سیگنال واقعی را کاهش می‌دهند مورد بررسی قرار می‌دهد. تکنیک‌های گوناگون برای تأثیر مطلوب روی شبیه‌سازی و نتایج و مشکلات این روش‌ها بیان می‌شوند. همچنین الگوریتم‌های بوجود آمده در گذشته، همراه با سریع‌ترین زمان‌های شبیه‌سازی معرفی می‌گردند.

هرچند که روش تزریق سیگنال در مقابل روش معمول سخت‌افزار در حلقه از دقت کمتری برخوردار است ولی بدلیل توسعه قدرت پردازش‌گرهای الکترونیکی از یک سو و ارزان‌تر و ساده‌تر بودن پیاده‌سازی در مقایسه با روش معمول از سوی دیگر باعث افزایش اقبال مهندسان سیستم جهت بکارگیری این روش شده است. این مقاله به نحوه پیاده‌سازی عملی آزمون‌گر سخت‌افزار در حلقه برای یک موشک آشیان‌یاب مادون‌قرمز می‌پردازد. شکل ۳ دیاگرام بلوکی شبیه‌سازی موشک مورد مطالعه را نشان می‌دهد که در آن ارتباط بین بلوک‌های مختلف نشان داده شده است. با قرار دادن بخش‌های سخت‌افزاری از مجموعه الکترونیک در شبیه‌سازی می‌توان سطوح ساده‌تری از سخت‌افزار در حلقه را به کمک روش تزریق سیگنال اجرا نمود. به عبارت دیگر بر اساس این‌که کدام‌یک از اجزاء موشک به‌صورت مدل واقعی در حلقه شبیه‌سازی قرار گیرند سطوح مختلفی از آزمون سخت‌افزار در حلقه قابل پیاده‌سازی خواهد بود. این مقاله به پیاده‌سازی آزمون سخت افزار در حلقه با روش تزریق سیگنال و با قراردادن سخت‌افزاری مدارات خودخلبان در حلقه شبیه‌سازی، اختصاص دارد.




شکل ۳- دیاگرام بلوکی شبیه‌سازی موشک مورد مطالعه [12]

قبل از پیاده‌سازی مدارات خودخلبان در شبیه‌سازی سخت‌افزار در حلقه لازم است که شبیه‌سازی شش درجه آزادی مورد ارزیابی و معتبرسازی قرار گیرد. بخش دوم مقاله به این مسأله اختصاص دارد. نحوه پیاده‌سازی روش تزریق سیگنال با زمان واقعی کردن شبیه‌سازی شش درجه آزادی، خارج کردن مدل مدارات خودخلبان از شبیه‌سازی نرم‌افزاری و تحقق آن به صورت سخت‌افزاری در بخش سوم آورده شده است. بخش چهارم به بیان نتایج عملی این شبیه‌ساز با درنظر گرفتن چند سناریوی مختلف می‌پردازد در این بخش نتایج شبیه‌سازی شش درجه آزادی و شبیه‌سازی سخت افزار در حلقه مورد مقایسه و بررسی قرار می‌گیرند. بخش پایانی مقاله نیز به نتیجه‌گیری و ارائه پیشنهاد برای ادامه پژوهش اختصاص دارد.

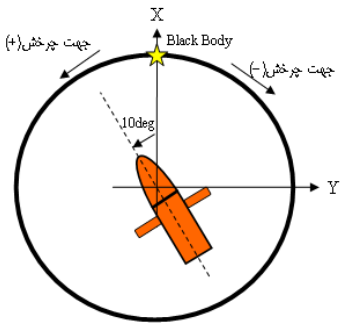
## ۲- معتبرسازی شبیه‌سازی شش درجه آزادی

در این قسمت شبیه‌سازی شش درجه آزادی بر اساس نتایج آزمایشگاهی و با استفاده از پارامتری به نام فاکتور فرمان مورد ارزیابی و کالیبراسیون قرار گرفته است. فاکتور فرمان پارامتری است که در موشک‌های تک کانال چرخان از آن جهت اندازه‌گیری خروجی سیستم کنترل، یا همان تلاش کنترلی استفاده می‌شود و دارای دو مقدار اندازه و فاز است. اندازه آن در واقع میزان نیروی کنترل نرمالیزه شده (بین صفر و یک) و فاز آن جهت اعمال این نیرو را نشان می‌دهد. روابط مربوط به محاسبه فاکتور فرمان در یک موشک تک کانال چرخان، در پیوست ۱ آمده است.

### ۲-۱- معتبرسازی پارامترها در کانال ردیابی

در این نوع موشک که گاهی از آن به‌عنوان اندازه‌گیر زاویه نیز یاد می‌شود همواره خطای زاویه‌ای جستجوگر نسبت به خط دید اندازه‌گیری می‌شود [9]. در آزمایشگاه برای بوجود آوردن نرخ چرخش خط دید و اندازه‌گیری مقدار فاکتور فرمان از سامانه‌ای مشابه شکل ۴ استفاده می‌شود.

در این سامانه یک میز گردان وجود دارد که مجموعه هدایت و کنترل روی آن نصب می‌شود به‌طوری‌که محل تقاطع طوقه‌های داخلی و خارجی مجموعه ژیروسکوپ در مرکز میز گردان قرار گیرد. پس از تسخیر جسم سیاه[1] (هدف شبیه‌سازی شده) توسط جستجوگر، ژیروسکوپ آزاد شده تا بتواند هدف را تعقیب نماید.




شکل ۴- میز گردان جهت آزمون مجموعه هدایت و کنترل

در این هنگام مجموعه هدایت و کنترل از وضعیت اولیه جابجا شده و با راستای محور اپتیکی زاویه معینی می‌سازد. سپس هم‌زمان با چرخش مجموعه هدایت و کنترل تحت سرعت‌زاویه‌ای معین حول محور طولی،

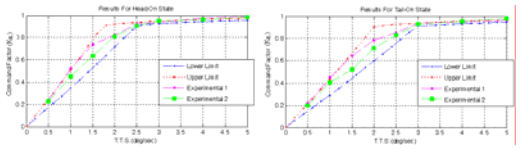
1- Black Body



[ Downloaded from joc.kntu.ac.ir on 2026-11-12 ]
[ DOR: 20.1001.1.20088345.1389.4.1.7.5 ]

میز گردان نیز با سرعت زاویه‌ای ثابت شروع به چرخش می‌نماید و جستجوگر هدف را تعقیب می‌کند. با توجه به شکل واضح است که در این حالت سرعت زاویه‌ای چرخش میز همان نرخ چرخش خط دید است. چرخش خط دید باعث تشکیل سیگنال کنترلی به‌صورت PWM جهت اعمال به سامانه عملگر نیوماتیکی می‌شود. در مراحل انجام این تست مجموعه هدایت و کنترل موشک در حال چرخش حول محور طولی می‌باشد. در این هنگام بالک‌ها متناسب با سیگنال PWM و تحت فشار باد متصل به مجموعه عملگر، تغییر وضعیت می‌دهند. در این شرایط، وضعیت بالک‌ها، توسط سنسورهایی قرائت شده و فاکتور فرمان از روی آنها محاسبه می‌شود.

بنابراین با توجه به نحوه آزمون آزمایشگاهی و شبیه‌سازی آزمون‌گر مربوط به آن، می‌توان پارامترهای مربوط به حلقه ردیابی را معتبرسازی نمود. به این منظور ابتدا محدوده فاکتور فرمان در سرعت زاویه‌ای‌های مختلف خط دید تعیین گردیده است. در آزمون‌های آزمایشگاهی، محدوده فاکتور فرمان در سرعت زاویه‌ای ۱/۵ درجه بر ثانیه برای هدف آینده[1] و هدف رونده[2] مشخص می‌باشد بنابراین مقدار بهره DC بین ورودی سرعت زاویه‌ای خط دید و خروجی دامنه سیگنال خطا طوری انتخاب شده است که مقدار فاکتور فرمان برابر با کمینه و بیشینه محدوده فوق‌الذکر گردد. شکل ۵ محدوده فاکتور فرمان حاصل از شبیه‌سازی را در سرعت زاویه‌ای‌های مختلف خط دید در حالت هدف آینده و هدف رونده همراه با نتایج آزمایشگاهی نشان می‌دهد.



شکل ۵- محدوده‌های به‌دست‌آمده برای فاکتور فرمان همراه با نتایج آزمایشگاهی، در حالت‌های هدف آینده و هدف رونده

همان‌طور که از شکل پیداست نتایج آزمایشگاهی بدست آمده در سرعت زاویه‌ای‌های مختلف، در محدوده تعیین شده توسط شبیه‌سازی، قرار دارند. با توجه به مقادیر حاصل از شبیه‌سازی می‌توان محدوده فاکتور فرمان را برای چند سرعت زاویه‌ای مختلف طبق جدول ۱ تعیین نمود.

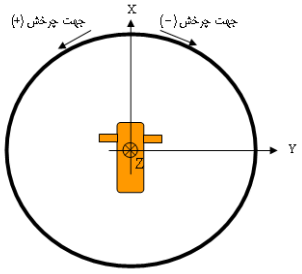
جدول ۱- محدوده KK در سرعت زاویه‌ای‌های مختلف

| W (deg/sec) | Command Factor | |
|---|---|---|
| | Head On | Tail On |
| ۰/۵ | ۰/۱۷ ~ ۰/۲۵ | ۰/۱۵ ~ ۰/۲۲ |
| ۱ | ۰/۵۱ ~۰/۳۴ | ۰/۲۹ ~ ۰/۴۴ |
| ۱/۵ | ۰/۵۲ ~ ۰/۷۸ | ۰/۴۴ ~ ۰/۶۶ |
| ۲ | ۰/۷۲ ~ ۰/۹۲ | ۰/۶ ~ ۰/۹ |
| ۲/۵ | ۰/۹۱ ~ ۰/۹۴ | ۰/۷۶ ~ ۰/۹۳ |

واضح است که در شبیه‌سازی شش درجه آزادی بهتر است مقدار فاکتور فرمان در وسط محدوده مجاز قرار گیرد.

## ۲-۲- معتبرسازی پارامترها در کانال کنترل

در سامانه کنترل موشک مورد مطالعه یک ژیروسکوپ یک درجه آزادی به عنوان حس‌گر سرعت زاویه‌ای استفاده شده است در حالتی که بدنه موشک در حال چرخش حول محور طولی است خروجی این حس‌گر یک سیگنال الکتریکی متناسب با سرعت زاویه‌ای بدنه موشک حول محور عرضی آن خواهد بود. بنابراین برای تحریک حس‌گر و اندازه‌گیری ولتاژ خروجی آن باید با چرخش بدنه حول محور طولی، سرعت زاویه‌ای‌های متفاوتی حول محور عرضی به بدنه آن اعمال نمود. برای انجام آزمون عملکرد حس‌گر سرعت‌زاویه‌ای و حلقه کنترل در آزمایشگاه نیز سامانه مشابهی وجود دارد. توسط یک میز دو درجه آزادی مطابق شکل ۶ قسمتی از بدنه موشک که حس‌گر روی آن قرار دارد هم‌زمان با چرخش حول محور طولی، با سرعت زاویه‌ای ثابت، حول محور عرضی دوران می‌نماید. در وجود این شرایط و اندازه‌گیری وضعیت بالک‌ها در هر لحظه، فاکتور فرمان محاسبه می‌شود. میز دو درجه آزادی توانایی چرخش حول محور عرضی را در جهات مثبت و منفی، تحت سرعت زاویه‌ای‌های مختلف دارد. بنابراین امکان اعمال ورودی‌های مختلف (سرعت زاویه‌ای‌های متفاوت حول محور عرضی) به حس‌گر و اندازه‌گیری فاکتور فرمان نظیر آن وجود دارد. لذا با انجام این آزمون می‌توان بهره DC حلقه کنترل را اندازه‌گیری نموده و یا به عبارت دیگر مقدار این بهره را در شبیه‌سازی شش درجه آزادی کالیبره نمود.



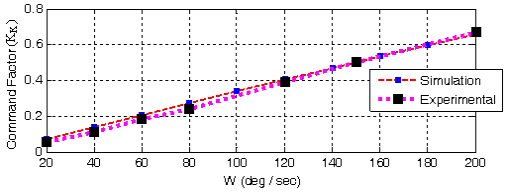

1 -Head On
2 -Tail On



[ Downloaded from joc.kntu.ac.ir on 2026-11-12 ]
[ DOR: 20.1001.1.20088345.1389.4.1.7.5 ]

شکل ۶- میز گردان جهت آزمون حس‌گر سرعت زاویه‌ای

اندازه و فاز فاکتور فرمان پارامترهایی هستند که برای تنظیم دامنه و فاز حس‌گر سرعت زاویه‌ای در آزمایشگاه مورد استفاده قرار می‌گیرند. فاکتور فرمان می‌تواند ناشی از سرعت زاویه‌ای خط دید (خروجی جستجوگر) یا چرخش بدنه حول محور عرضی (خروجی حس‌گر سرعت‌زاویه‌ای) باشد. در بخش قبلی برای کالیبراسیون و معتبرسازی حلقه هدایت، فاکتور فرمان حاصل از سرعت زاویه‌ای خط دید شبیه‌سازی گردید. در اینجا نیز برای کالیبراسیون و معتبرسازی حلقه کنترل، از فاکتور فرمان حاصل از سیگنال خروجی حس‌گر سرعت‌زاویه‌ای استفاده شده است. در آزمایشگاه محدوده مجاز مقدار فاکتور فرمان و فاز حاصل از حس‌گر، تحت سرعت زاویه‌ای‌های معینی تعیین شده‌اند. برای کالیبراسیون و معتبرسازی مدل حلقه کنترل در شبیه‌سازی شش درجه آزادی، بهره موجود در حلقه کنترل این مدل به گونه‌ای تنظیم شده است که مقادیر فاکتور فرمان حاصل از شبیه‌سازی در وسط محدوده مجاز تعریف شده قرار گیرد.

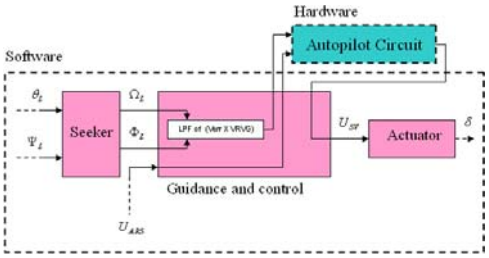



شکل ۷- نتایج شبیه‌سازی و آزمایشگاهی مربوط به فاکتور فرمان حاصل از حس‌گر سرعت زاویه‌ای

شکل ۷ مقادیر فاکتو فرمان حاصل از شبیه‌سازی را پس از معتبرسازی، همراه با نتایج عملی بدست آمده در ازمایشگاه نشان می‌دهد.

## ۳- طراحی آزمون‌گر سخت‌افزار در حلقه به روش تزریق سیگنال

در شبیه‌سازی شش درجه آزادی از یک مدل ساده برای جستجوگر استفاده شده است و تنها مدارات انتهایی خودخلبان به طور دقیق مدل‌سازی شده و در حلقه شبیه‌سازی قرار گرفته‌اند. بنابراین فقط مدارات خودخلبان را می‌توان با استفاده از روش تزریق سیگنال در شبیه‌سازی سخت‌افزار در حلقه قرار داد. برای قراردادن دیگر مدارات مجموعه الکترونیک باید ابتدا همگی آنها مدل‌سازی شده و در شبیه‌سازی شش درجه آزادی قرار بگیرند. در این‌صورت آنها را نیز می‌توان در مراحل بعدی به‌صورت سخت‌افزاری در شبیه‌سازی قرار داد. شکل ۸ دیاگرام بلوکی قسمتی از شبیه‌سازی شش درجه آزادی را نشان می‌دهد که مدارات خودخلبان به روش تزریق سیگنال، در حلقه شبیه‌سازی سخت‌افزار در حلقه قرار گرفته‌اند.




شکل ۸- دیاگرام بلوکی تزریق سیگنال و ارتباط با بلوک‌های شبیه‌سازی شش درجه آزادی

سیگنال‌های ورودی/ خروجی به قسمت سخت افزار به‌صورت زیر است:

- سیگنال فرمان: دامنه این سیگنال متناسب با نرخ چرخش خط‌دید و فرکانس آن برابر با فرکانس چرخش موشک است که ورودی سخت‌افزار می‌باشد.
- سیگنال خروجی حس‌گر سرعت زاویه‌ای: دامنه این سیگنال متناسب با سرعت‌زاویه‌ای‌های بدنه و فرکانس آن در حدود ۳۵ هرتز است که ورودی سخت‌افزار می‌باشد.
- سیگنال Steering: این سیگنال به صورت مدولاسیون عرض پالس است که فرمان اعمالی به بالک‌ها است و به عنوان خروجی سخت‌افزار توسط نرم‌افزار خوانده می‌شود.

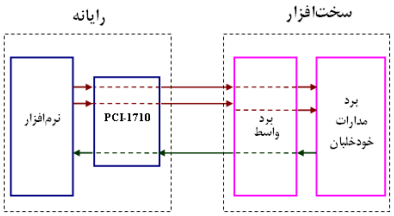
پس از انتخاب و نصب کارت I/O با توجه به سیگنال‌های ورودی و خروجی و زمان واقعی شدن شبیه‌سازی، مدارات خودخلبان از نرم‌افزار خارج شده و در شبیه‌سازی سخت‌افزار در حلقه قرار می‌گیرند. سیگنال فرمان و سیگنال خروجی حس‌گر سرعت زاویه‌ای که خروجی‌های نرم‌افزار هستند با استفاده از بلوک Analog Output برای برد خودخلبان فرستاده شده و توسط بلوک Digital Input سیگنال Steering (فرمان بالک‌ها) که ورودی نرم‌افزار است، خوانده می‌شود. از آنجایی‌که خروجی Analog Output کارت مورد نظر فقط دارای ولتاژ مثبت می‌باشد، بنابراین برای از دست‌ندادن ولتاژهای منفی سیگنال‌های ارسالی، یک مقدار DC به سیگنال‌ها اضافه گردیده تا سطح DC افزوده شده قبل از اعمال به مدارات خودخلبان جبران شود. همچنین با توجه به ماهیت سیگنال‌های آنالوگ خروجی و دامنه آنها، محدوده خروجی این سیگنال‌ها در بلوک Analog Output صفر تا پنج ولت انتخاب شده است.

سیگنال خوانده شده توسط بلوک Digital Input باید بین صفر تا پنج ولت باشد این تعیین محدوده نیز در قسمت سخت‌افزار صورت می‌گیرد. بنابراین برای تأمین الزامات فوق، مدارات واسط دیگری نیز طراحی و ساخته شده است که مطابق شکل ۹، بین کارت I/O و برد خودخلبان قرار می‌گیرند.

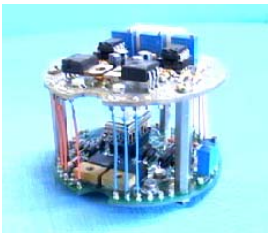
شکل ۱۰ تصویر سخت‌افزار استفاده شده در آزمون سخت‌افزار در حلقه، یعنی برد الکترونیکی خودخلبان را به‌همراه برد الکترونیکی مدارات واسط نشان می‌دهد.



[ Downloaded from joc.kntu.ac.ir on 2026-11-12 ]
[ DOR: 20.1001.1.20088345.1389.4.1.7.5 ]



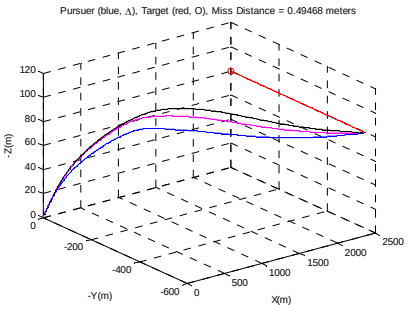

شکل ۹- دیاگرام بلوکی سخت‌افزار در حلقه برد خودخلبان به‌روش تزریق سیگنال



شکل ۱۰- سخت‌افزار نهایی قرار داده شده در آزمون سخت‌افزار در حلقه

## ۴- نتایج پیاده‌سازی عملی و ارزیابی آن

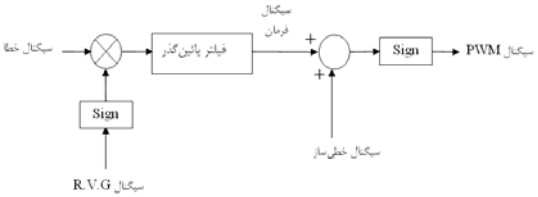
چون نرم‌افزار بر اساس نتایج عملی و آزمایشگاهی معتبرسازی شده است بنابراین مقایسه نتایج حاصل از پیاده‌سازی با نتایج شبیه‌سازی، بسیار شبیه به مقایسه با نتایج عملی است. بنابراین برای آگاهی از صحت پیاده‌سازی، نتایج حاصل را با نتایج شبیه‌سازی شش درجه آزادی مورد مقایسه قرار می‌دهیم. قبل از این مقایسه، ابتدا با چند بار اجرای یک سناریو در حالت سخت‌افزار در حلقه تکرارپذیری آن مورد بررسی قرار می‌گیرد. در این سناریو هدف که در ارتفاع ۸۰ متری از سطح افق قرار دارد با سرعت ثابت ۱۰۰ متر بر ثانیه در جهت محور Y دستگاه مختصات لخت حرکت می‌کند. شکل ۱۱ مسیر پروازی موشک و هدف را در سناریوی ذکر شده با سه بار اجرای شبیه‌سازی نشان می‌دهد.




شکل ۱۱- تکرارپذیری شبیه‌سازی سخت‌افزار در حلقه در یک سناریو

همان‌طور که مشاهده می‌شود مسیر پروازی موشک در سه حالت اجرای شبیه‌سازی کاملاً بر یکدیگر منطبق نمی‌باشد. در صورتی‌که در شبیه‌سازی نرم‌افزاری تکرار اجرای برنامه در نتیجه شبیه‌سازی تأثیری ندارد و مسیرهای پروازی در چند بار اجرای شبیه‌سازی هیچ‌گونه اختلافی با یکدیگر نخواهند داشت.

در پیاده‌سازی انجام شده تنها عاملی که می‌تواند در عدم انطباق مسیرهای پروازی، در شبیه‌سازی سخت‌افزار در حلقه تأثیر بگذارد سیگنال خطی‌ساز است. شکل ۱۲ دیاگرام بلوکی خودخلبان را با حضور سیگنال خطی‌ساز نشان می‌دهد.



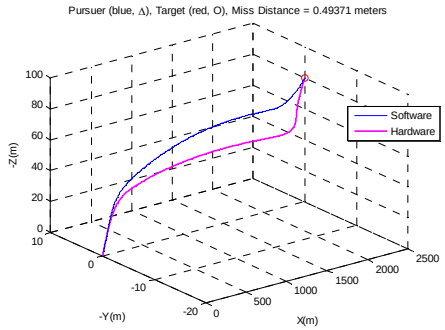

شکل ۱۲- دیاگرام بلوکی تشکیل سیگنال PWM

سیگنال خطی‌ساز یک سیگنال مثلثی با فرکانس و دامنه ثابت می‌باشد که با سیگنال فرمان جمع شده و پس از عبور از یک تابع علامت، سیگنال PWM را تشکیل می‌دهد. در شبیه‌سازی نرم‌افزاری سیگنال خطی‌ساز توسط نرم‌افزار تولید می‌شود و بنابراین فاز آن نسبت به لحظه اولیه در اجراهای متعدد یکسان است و اجراهای مختلف شبیه‌سازی، با فاز یکسان سیگنال خطی‌ساز انجام می‌شود. اما در شبیه‌سازی سخت‌افزار در حلقه چون سیگنال خطی‌ساز در برد مدارات خودخلبان تولید می‌شود فاز آن نسبت به لحظه شروع اجرای برنامه تحت کنترل نمی‌باشد و در اجراهای متعدد شبیه‌سازی، در زمان‌های یکسان پروازی مقدار سیگنال خطی‌ساز متفاوت خواهد بود که این مسأله در آزمون‌های پروازی نیز می‌تواند تأثیرگذار باشد. برای اطمینان از این موضوع در شبیه‌سازی شش درجه آزادی، همین سناریو با دو فاز متفاوت سیگنال خطی‌ساز اجرا گردید که با توجه به نتایج حاصل، مسیر پروازی موشک در این دو حالت کاملاً بر یکدیگر منطبق نگردید و تأثیر فاز سیگنال خطی‌ساز در شبیه‌سازی شش درجه آزادی نیز اثبات شد. نکته دیگری که باید مدنظر قرار بگیرد این‌است که با وجود این‌که سعی شده است دامنه سیگنال خطی‌ساز در شبیه‌سازی نرم‌افزاری با دامنه آن در برد سخت‌افزاری خودخلبان یکی باشد اما وجود اختلاف کوچک در اندازه آنها اجتناب‌ناپذیر است. این موضوع نیزمی‌تواند در نتایج پروازی تأثیرگذار باشد.

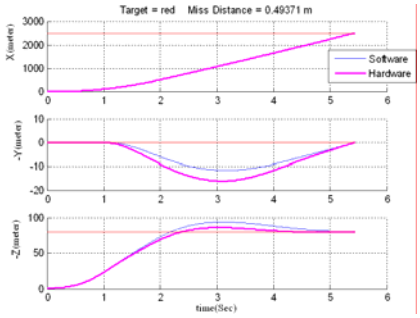
بنابراین قبل از اینکه نتایج حاصل از شبیه‌سازی نرم‌افزاری را با نتایج شبیه‌سازی سخت‌افزار در حلقه در سناریوهای مختلف مقایسه کنیم باید به این نکته توجه نمائیم که اختلاف‌های کوچک بین مسیرهای پروازی در دو حالت شبیه‌سازی می‌تواند ناشی از اختلاف در فاز و دامنه سیگنال خطی‌ساز باشد. در این قسمت پس از پیاده‌سازی مدارات مربوطه، برای اطمینان از صحت کار انجام شده، در چند سناریوی مختلف نتایج حاصل از شبیه‌سازی سخت‌افزار در حلقه با نتایج شبیه‌سازی شش درجه آزادی مورد مقایسه و ارزیابی قرار خواهد گرفت.

[ Downloaded from joc.kntu.ac.ir on 2026-11-12 ]
[ DOR: 20.1001.1.20088345.1389.4.1.7.5 ]

شکل ۱۳ و شکل ۱۴ مسیر پروازی تک‌بعدی و سه بعدی موشک را در دو حالت شبیه‌سازی شش درجه آزادی و شبیه‌سازی سخت‌افزار در حلقه برای سناریوی شماره (۱) طبق جدول (۳)، نشان می‌دهد.




شکل ۱۳- مسیرهای پروازی سه بعدی برای سناریوی شماره یک در دو حالت شبیه‌سازی سخت‌افزار در حلقه و شش درجه آزادی




شکل ۱۴- مسیرهای پروازی تک بعدی برای سناریوی شماره یک در دو حالت شبیه‌سازی سخت‌افزار در حلقه و شش درجه آزادی

همان‌طور که مشاهده می‌شود مسیرهای پروازی موشک انطباق خوبی بر یکدیگر دارند و همانطور که توضیح داده شد اختلاف کم بین آنها می‌تواند ناشی از سیگنال خطی‌ساز باشد. پارامتر دیگری نیز که می‌تواند برای مقایسه نتایج مورد استفاده قرار بگیرد نزدیک‌ترین فاصله عبوردهی[1] است. جدول (۲) نزدیک‌ترین فاصله عبوردهی را در چند سناریوهای جدول (۳) نشان می‌دهد. بررسی این نتایج دقت و صحت پیاده‌سازی مدارات خودخلبان را در شبیه‌سازی سخت‌افزار در حلقه نشان می‌دهد.

جدول ۲- نزدیکترین فاصله از دست‌دهی برای سناریوهای جدول ۳

| No | M.D of 6DOF, cm | M.D of HWIL, cm |
|---|---|---|
| ۲ | ۴۹ | ۵۳ |
| ۳ | ۵۶ | ۵۹ |
| ۴ | ۵۸ | ۶۰ |

جدول ۳– سناریوهای پروازی با تعیین موقعیت، سرعت و شتاب هدف

| NO | $X_T$ , m | $Y_T$ , m | $Z_T$ , m | $Vx_T$ , m/s | $Vy_T$ ,m/s | $Vz_T$ ,m/s | $Ax_T$ $m/s^2$ | $Ay_T$ $m/s^2$ | $Az_T$ $m/s^2$ |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| ۱ | ۲۵۰۰ | ۰ | -۸۰ | ۰ | ۰ | ۰ | ۰ | ۰ | ۰ |
| ۲ | ۲۰۰۰ | ۱۰۰۰ | -۱۰۰۰ | ۱۰۰ | ۰ | ۰ | ۰ | ۲۱ | -۲۱ |
| ۳ | ۲۶۰۰ | ۱۰۰ | -۱۰۰۰ | ۱۵۰ | ۰ | ۰ | ۰ | -۲۱ | -۲۱ |
| ۴ | ۷۰۰ | ۷۰۰ | -۷۰۰ | ۳۰۰ | ۰ | ۰ | ۰ | -۳۰ | ۰ |

## ۵- جمع‌بندی، نتیجه‌گیری و پیشنهاد

در این مقاله ابتدا به معتبرسازی حلقه هدایت و کنترل شبیه‌سازی شش درجه آزادی موشک جستجوگر مادون قرمز بر اساس نتایج آزمایشگاهی پرداخته شد. به‌کمک نتایج آزمایشگاهی فاکتور فرمان، مدل جستجوگر و مدل حس‌گر سرعت زاویه‌ای کالیبره گردید و به کمک شبیه‌سازی، فاکتور فرمان در سرعت زاویه‌ای‌های مختلف چرخش خط دید و سرعت زاویه‌ای‌های مختلف بدنه بدست آمد. در ادامه، برنامه شبیه‌سازی شش‌درجه آزادی به صورت زمان واقعی تبدیل شد و مدارات خودخلبان و سیگنال‌های ورودی و خروجی بین نرم‌افزار و سخت‌افزار مورد بررسی قرار گرفت و بر اساس آن کارت واسط مناسب انتخاب گردید. سپس با استفاده از روش تزریق سیگنال، مدارات خودخلبان به صورت سخت‌افزاری در حلقه شبیه‌سازی قرار داده شد. ابتدا شبیه‌سازی موجود و نتایج حاصل از شبیه‌سازی سخت‌افزار در حلقه با نتایج حاصل از شبیه‌سازی نرم‌افزاری، در چند سناریوی مختلف، مقایسه گردید. بررسی نتایج نشان داد که پیاده‌سازی به درستی صورت گرفته است و اختلاف بسیار کم در مسیرهای پروازی شبیه‌سازی سخت‌افزار در حلقه با شبیه‌سازی نرم‌افزاری، ناشی از سیگنال خطی‌ساز است که در برد مدارات خودخلبان تولید می‌شود. در واقع این سیگنال مسیر پروازی موشک را می‌تواند تغییر دهد اما در نزدیک‌ترین فاصلهٔ عبوردهی چندان تأثیرگذار نخواهد بود. بنابراین روش تزریق سیگنال یک روش بسیار مناسب در شبیه‌سازی سخت‌افزار در حلقه می‌باشد که می‌توان از آن در قراردادن دیگر اجزاء موشک از جمله عملگر نیوماتیکی و دیگر مدارات مجموعه الکترونیک در شبیه‌سازی سخت‌افزار در حلقه استفاده نمود. لذا موضوعات مورد علاقه نویسندگان برای ادامه پژوهش در این زمینه به‌صورت موارد ذیل پیشنهاد می‌گردد:

- اعمال خروجی مدارات خودخلبان به بوبین‌های عملگر و قراردادن سرومکانیزم در شبیه‌سازی سخت‌افزار در حلقه.
- پیاده‌سازی آزمون‌گر سخت افزار در حلقه به روش تزریق سیگنال با شبیه‌سازی دیگر سیگنال‌های ورودی مجموعه الکترونیک و قراردادن کل مجموعه الکترونیک جستجوگر در حلقه شبیه‌سازی.
- بررسی دیگر امکانات نرم‌افزار Matlab مانند XPC Target، برای زمان حقیقی کردن شبیه‌سازی و استفاده در روش تزریق سیگنال.

1- Miss Distance



[ Downloaded from joc.kntu.ac.ir on 2026-11-12 ]
[ DOR: 20.1001.1.20088345.1389.4.1.7.5 ]

## مراجع

[1] E.J. Eichblatt Jr., "Test and Evaluation of the Tactical Missile, American Institude of Aeronautics and Astronautics", chapter V, pp 163-182, Jan 1989.

[2] L.K. Harbor,"Space Based Interceptor, Hardware-In-the-Loop Simulation Featuring IR Scen Projection and Dual Sensor IR and LIDAR Signal Injection", SPIE, Vol.2741, pp.439-446, 1996.

[3] S.B. Mobley and J.S. Cole "Use of Hardware-In-the-Loop Simulation (HWIL) in the Development, Test, and Evaluation of Multi-Spectral Missile System", Pentagon Reports, 1998.

[4] J.B Johnson Jr. and J.A. Ray, "A Multi-Spectral Test and Simulation Facility to Support Missile Development, Production, and Surveillance Programs", Springer Berlin / Heidelberg, pp 515-520, 2001.

[5] R.L. Murrer, R. A. Thompson and C.F. Coker, "Recent Thecnology Development for the Kinetic Kill Vehicle Hardware-In-the-Loop Simulator", Air Force Research Laboratory, 1998.

[6] B.A. Sieglinger, D.S. Flynn and C.F. Coker, "Hardware-In-the-Loop Simulation Using Direct Signal Injection", SPIE, Vol. 2741, pp 219-230, 1996.

[7] Q. Wang and etc.," A HWIL Test Facility of Infrared Imaging Laser Radar Using Direct Signal Injection", SPIE, Vol. 5640, 2005.

[8] R. Lee Murrer, Jr. "HILS Testing: The Use of a PC for Real-Time IR Reticle Simulation", SPIE, Vol.4366, 2001.

[9] Song T. L. and Um T. Y., "Practical Guidance for Homing Missiles with Bearings Only Measurements", IEEE Trans. Aerospace and Electronic. System, Vol.32, pp 434-444, 1996.

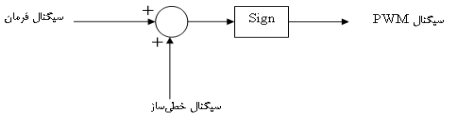
[10] W.F. Waite and etc., "Validation of Hardware-In-the-Loop (HWIL) and Distributed Simulation Systems", Book is Prepared for Kossiakoff Conf. and Educaton Center, Johns Hopkins University/Advanced Physics Laboratory, Laurel, Maryland, USA, Chapter I, pp 16. 2002.

[11] J.P. Delport and etc., "Software-Only IR Image Generation And Reticle Simulation For The HWIL Testing Of A Single Detector Frequency Modulated Reticle Seeker", SPIE Vol. 5408, pp. 155-163, 2004.

[۱۲] م.ر. عاروان، مدل‌سازی جستجوگر الکترواپتیکی و تخمین نرخ چرخش خط دید در حضور اغتشاش، رساله دکترای مهندسی برق-کنترل، دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی، شهریور ۸۶.

## پیوست ۱

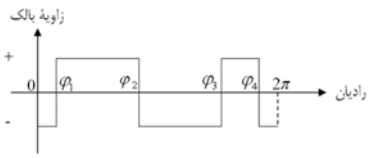
در موشک مورد مطالعه که از سامانه کنترل تک کانال چرخان بهره می‌برد، جهت نیروی کنترلی عمود بر بدنه در هر لحظه تغییر می‌کند که جهت بردار برآیند این نیروها، جهت مانور موشک را نشان می‌دهد و شتاب کنترلی موشک نیز متناسب با مقدار نیروی برآیند است. نسبت نیروی برآیند حاصل از نیروهای لحظه‌ای در یک دور چرخش کامل موشک به بیشینه نیروی برآیند ممکن، فاکتور فرمان نام دارد. بنابراین برای بدست‌آوردن فاکتور فرمان کافیست از نیروهای لحظه‌ای در یک دور چرخش موشک انتگرال‌گیری شود. برای تشکیل سیگنال PWM که باعث تغییر وضعیت بالک‌ها می‌شود، قسمت انتهایی مدارات خودخلبان را می‌توان به‌صورت شکل ۱۵ در نظر گرفت.




شکل ۱۵- نحوه تشکیل سیگنال PWM

سیگنال فرمان، یک سیگنال سینوسی با فرکانس دوران موشک و دامنه‌ای متناسب با نرخ چرخش خط دید است، که توسط دیگر مدارات مجموعه الکترونیک جستجوگر تولید می‌شود. این سیگنال با سیگنال خطی‌ساز که دارای دامنه و فرکانس ثابتی است، جمع شده و سیگنال PWM را بوجود می‌آورد و سیگنال حاصل، برای تغییر وضعیت بالک‌ها به بوبین عملگر اعمال می‌شود. برای محاسبه فاکتور فرمان از سیگنال PWM استفاده می‌نمائیم. هدف بدست آوردن برآیند نیروهای وارده به بدنه در دستگاه بدنی غیرچرخان، در طول یک دور چرخش کامل موشک می‌باشد. بیشترین نیروی اعمالی هنگامی اتفاق می‌افتد که بالک در یک دوران موشک دو بار تغییر وضعیت دهد. در این حالت مقدار نیروی اعمالی بیشینه خواهد بود و اگر تعداد تغییر وضعیت‌ها بیشتر از دو بار باشد برآیند نیروی اعمالی کسری از نیروی بیشینه می‌باشد.

فرض کنید وضعیت بالک‌ها در یک پریود چرخش موشک، مطابق شکل ۱۶ باشد و همچنین بالک‌ها در لحظه صفر، روی محور Z دستگاه مختصات بدنی غیرچرخان قرار داشته باشند.




شکل ۱۶- پالس PWM با چهار بار تغییر وضعیت

برای به‌دست آوردن برآیند نیروهای اعمالی در طول یک دور چرخش موشک، در راستای محورهای Y و Z، باید از نیروهای لحظه‌ای در یک دور چرخش موشک انتگرال‌گیری نمود.

$$\vec{F}_y = \frac{1}{2\pi}\int_{2\pi} \vec{F}.\cos(\varphi)\,d\varphi \qquad (\text{پ ۱})$$

$$\vec{F}_z = \frac{1}{2\pi}\int_{2\pi} \vec{F}.\sin(\varphi)\,d\varphi$$

که در آن $\vec{F}$ نیروی لحظه‌ای و $\varphi$ زاویه بین نیروی لحظه‌ای با محور Y می‌باشد. با بسط این رابطه خواهیم داشت:



[ Downloaded from joc.kntu.ac.ir on 2026-11-12 ]
[ DOR: 20.1001.1.20088345.1389.4.1.7.5 ]

(پ ۲)

$$\vec{F}_y = \frac{F}{2\pi}\left[\int_0^{\varphi_1}\cos(\varphi)d\varphi - \int_{\varphi_1}^{\varphi_2}\cos(\varphi)d\varphi + \int_{\varphi_2}^{\varphi_3}\cos(\varphi)d\varphi - \int_{\varphi_3}^{\varphi_4}\cos(\varphi)d\varphi + \int_{\varphi_4}^{2\pi}\cos(\varphi)d\varphi\right]$$
$$\vec{F}_z = \frac{F}{2\pi}\left[\int_{\varphi_4}^{\varphi_1}\sin(\varphi)d\varphi - \int_{\varphi_1}^{\varphi_2}\sin(\varphi)d\varphi + \int_{\varphi_2}^{\varphi_3}\sin(\varphi)d\varphi - \int_{\varphi_3}^{\varphi_4}\sin(\varphi)d\varphi + \int_{\varphi_4}^{2\pi}\sin(\varphi)d\varphi\right]$$

که با حل انتگرل‌ها خواهیم داشت:

(پ ۳)

$$\vec{F}_y = \frac{F}{\pi}\left[\sin(\varphi_1) - \sin(\varphi_2) + \sin(\varphi_3) - \sin(\varphi_4)\right]$$
$$\vec{F}_z = -\frac{F}{\pi}\left[\cos(\varphi_1) - \cos(\varphi_2) + \cos(\varphi_3) - \cos(\varphi_4)\right]$$

در رابطه (۳) فقط عبارت‌های داخل علامت کروشه متغیر می‌باشند. بنابراین می‌توان آن‌را بازنویسی نمود.

(پ ۴)

$$\vec{F}_y = \frac{2F.K_y}{\pi}$$
$$\vec{F}_z = \frac{2F.K_z}{\pi}$$
$$K_y = \frac{1}{2}\left[\sin(\varphi_1) - \sin(\varphi_2) + \sin(\varphi_3) - \sin(\varphi_4)\right]$$
$$K_z = -\frac{1}{2}\left[\cos(\varphi_1) - \cos(\varphi_2) + \cos(\varphi_3) - \cos(\varphi_4)\right]$$

در نهایت می‌توان یک رابطه کلی بدست آورد:

(پ ۵)

$$K_y = \frac{1}{2}sign(\delta)\left[\sum_{i=1}^{m}(-1)^i \sin(\varphi_i)\right]$$
$$K_z = \frac{1}{2}sign(\delta)\left[\left(\frac{(-1)^m - 1}{2}\right) + \sum_{i=1}^{m}(-1)^{i+1}\cos(\varphi_i)\right]$$

که در آن $\delta$ ، زاویه بالک در ابتدای پریود، m تعداد تغییر وضعیت‌ها در کل پریود و $\varphi_i$، فاز i امین تغییر وضعیت نسبت به ابتدای پریود می‌باشد. واضح است که می‌توان مقدار میانگین $K_Y$ و $K_Z$ را در چند پریود نیز محاسبه نمود.

بنابراین نیروی برآیند به‌راحتی بدست خواهد آمد:

(پ ۶)

$$\vec{F}_{result} = \sqrt{F_y^{\,2} + F_z^{\,2}} = \frac{2F}{\pi}\sqrt{K_y^{\,2} + K_z^{\,2}}$$

قسمت متغیر رابطه (۳-۸)، که مقدار آن بین صفر و یک می‌باشد را به‌عنوان فاکتور فرمان در نظر می‌گیریم.

(پ ۷)

$$K_K = \sqrt{Ky^{\,2} + Kz^{\,2}}$$

جهت برآیند نیروهای آیرودینامیک اعمالی به بدنه در دستگاه بدنی غیرچرخان در یک دوران موشک، جهت مانور موشک را مشخص می‌کند که آن‌را فاز فاکتور فرمان می‌نامند. بنابراین خواهیم داشت:

(پ ۸)

$$Phase_{K_K} = A\tan 2(Kz, Ky)$$



[ Downloaded from joc.kntu.ac.ir on 2026-11-12 ]
[ DOR: 20.1001.1.20088345.1389.4.1.7.5 ]