# سیستم کنترل موشک

**دکتر سید کمال الدین نیکروش**

دانشیار دانشکده مهندسی برق دانشگاه صنعتی امیر کبیر

**چکیـــــده**

*سیستم کنترل و هدایت موشک های هدایت شونده از سه بخش یا سه جزء اصلی تشکیل شده است که عبارتنـد از : بخش کنتـــرل ، بخـش هدایت و بخش اندازه گیری . هریک از این قسمت ها در سیستم موشک های هدایت شونده از اهمیت خاصی برخوردار بوده و دارای پیچیدگی های خاص خود می باشد . اگر چه این سیستم ها دررابط بسیار نزدیک با یک دیگر کار می کنند لیکن بررسی و مطالعه نسبتا " جامعی از هر سه بخـش در یک مقاله کار ساده ای نیست . در این مقاله جایگاه و نحوهٔ ارتباط این بخش ها با یک دیگر مورد مطالعه قرار گرفته و به اجزاء مهم و نیـز مسـائل عمده بخش کنترل اشاره شده است .*

## ۱ ــ مقـــدمـــه :

از دیرباز بشر علاقه مند به پرواز کردن و نیز به پرواز در آوردن اجسام در فضا بوده است . شاید چینی ها اولین ملتی هستند که پس از اختراع باروت اولین موشک های بدون کنترل و هدایت را ساختند . اما ایده کنترل و هدایت موشک‌ها در قرن اخیر و در اواخـر جنـگ جهانی دوم به دست بشر تحقق یافت . از آن زمان تـاکنـون انـواع مختلف موشک هابرای منظورهای مختلف و با روش های کنترل‌وهدایت گوناگون ساخته شده است .

دسته بندی موشک ها به چند طریق انجام می شود ،یکی‌برحسب نوع کاربرد موشک ، که به انواع موشک های زمین به زمین ، زمیـن‌به هوا ، هوا به زمین و هوا به هوا تقسیم می گردند . دیگری تقسیم‌بندی موشک ها برحسب میزان برد آن ها است که به انواع برد کـوتاه ، برد متوسط‌و برد بلند تقسیم می شوند . و نیز برحسب مکـانیـزم کنتـرل موشک ها که به انواع موشک های ایرودینامیکی (پرواز درجو)وبالستیکی (پرواز اکثرا " در خارج از جو ) تقسیم می شوند. موشکی کـه سیستـم کنتـــــرل آن در این مقاله مورد بررسی قرار گرفته ، ازنوع‌موشک زمین به زمین و بابردی حدود یکصد کیلو متر می باشـد . ایـن نـوع موشک ها نیز به طرق مختلف کنترل و هدایت می شوند .

اصولا " هدایت موشک ممکن است در ابتدای مسیر (۱) و فقط در هنگام پرتاب و به منظور کم کردن اثر نیرو های ایرودینامیکی جانبی‌به بدنه موشک انجام شود و یا هدایت فقط در اواسط مسیر پرواز (۲) وبرای بهینه کردن بردآن به عمل آیدو یا هدایت در انتهای مسیر (۳)وبرای ماکزیمم کردن دقت عملکرد موشک انجام شده و یا تـرکیبـی از انوا ع مختلف هدایت های فوق الذکر را برای نحوه عملکرد خـاصـی داشته باشد .

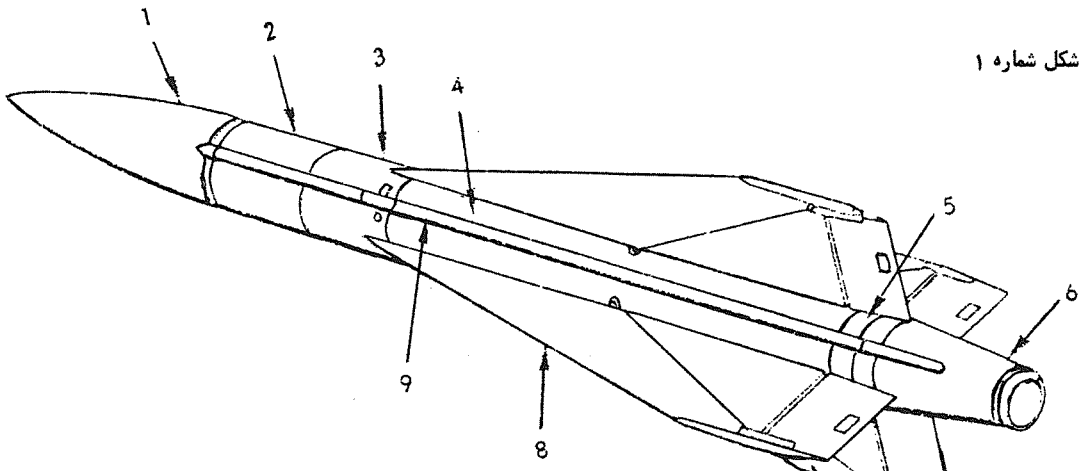
هدایت موشک ها ممکن اسـت از طـریـق هـدایـت فرمانی (۴) رادیوئی و یا راداری و یا هدایت با انطباق براشعه رادار (۵) و یـــا هدایت جلد (۶) و یا هدایت اینـرشال (۷) و یا هدایت ارضـــی و هدایت نجومی و غیره باشد .

سیستم هدایت موشک ها به طریق اینـرشال شاید تنهـــا روشی باشد که در آن موشک برای هدایت خود به محیط خارج بستگی‌نداشته و خود اتکاء می باشد . بدین دلیل فریب دادن مـوشـک (۸) تـوسط سیستم های دیگر در این روش‌هدایت امکان ندارد . ضمنا " بـه علت نداشتن تشعشعات رادیوئی امکان ردیابی آن نمی باشد . و بـه همیـن جهات است که این روش هدایت موشک ها کاربرد های نظامـی وسیعی پیدا کرده است . همچنین ازاین روش هدایت در مورد موشک هائی از خط‌دید مستقیم (۹) خارج می شوند ، استفاده می گردد .

یک موشک نظامی مطابق شکل ۱ ــ ۱ از قسمت های‌مختلفی‌ساخته شده است . قسمت های موثر در کنترل و هدایت عبـارتنـد از قسمت هدایت (۱۰) ، قسمت محرک ها (۱۱) و قسمت بالک ها (۱۲) ،قسمت Wing برای پایداری بیشتر موشک در هنگام پرواز به کار می رود .

یک روش معمول در هدایت موشک های برد بلند ، هـدایـت آن به خارج از جو و خاموش کردن موتور در لحظه ای است که بردار سرعت موشک در آن نقطه برابر با سرعت اولیه ای باشد تا بتواند دریک‌حرکت پرتابی آزاد که قوس بالستیک نامیده می شود ، موشک را از آن نقطه به هدف برساند . اندازه گیری هفت متغیر مستقل ( سـه حـرکت دورانی

شکل شماره ۱




1. Radome
2. Guidance Section
3. Warhead Section
4. Rocket motor
5. Actuator Section
6. Tailcone
7. Elevon
8. Wing
9. Tunnel

Roll , Pitch , yaw و سه حرکت انتقالی موشک نسبت به یک مبداء و نیز زمان ) برای تعیین موقعیت و در نتیجه هدایت موشک لازم است . در سیستم هدایت اینرشال این متغیر ها ، مستقل از محیط اطراف اندازه گیری می شوند ، برای این منظور ابتداء توسط شتاب ـ سنج ها ، شتاب حاصله درامتداد سه محورعمود برهم و مستقل از محیط خارج ،اندازه‌گیری شده و سپس با انتگرال گیری ها ، سرعت و موقعیت موشک نیزمستقل از محیط خارج به دست می آید . همچنین حرکت‌ـ های دورانی موشک نیز حول سه محور فوق الذکر توسط سه جایروسکوپ اندازه گیری شده و در نتیجه موقعیت لحظه ای موشک نسبت به‌یک مبداء ثابت مشخص می شود .

**۲ ـ دیاگرام بلوک سیستم کنترل و هدایت موشک :**

دیاگرام بلوک ساده یک سیستم کنترل و هدایت موشک به روش اینرشال در شکل ۲ نشان داده شده است .اطلاعات مربوط به دینامیک موشک در حال پرواز و نیز اطلاعات مسیرمحاسبه شده (۱۳) به قسمت پردازش موشک داده می شود .همچنین اطلاعات مربوط به مسیر پرواز موشک در هر لحظه توسط واحد اندازه گیری اینرشال IMU به قسمت پردازش موشک فیدبک می شود . خروجی این قسمت که در حقیقت فرامین لازم جهت سطوح مختلف کنترل به منظور طی مسیر مطلوب می باشد،جهت اجزاء از طریق سیستم کنترل به محرک ها و از آنجا به سطوح کنترل اعمال می شود .

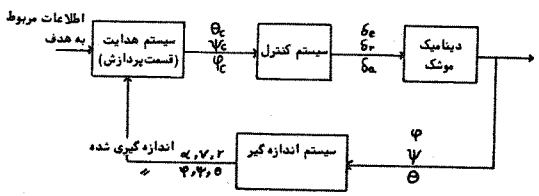
در سیستم کنترل و هداپت اینرشال ، قسمت هدایت که عمدتا" در بلوک پردازش جمع آوری شده است و نیز قسمت اندازه گیری که‌در بلوک IMU نشان داده شده است مهم ترین و پیچیده ترین قسمت های سیستم را تشکیل می دهد .

قسمت کنترل‌که در حقیقت یک سیستم‌کنترل‌موقعیت یاسرومکانیزم است برای تعیین‌موقعیت سطوح کنترل در موشک های ایرودینامیکی‌ویا برای تعیین موقعیت مجاری خروج گاز در موشک های بالستیکی به کارمی رود . در نتیجه تنظیم این موقعیت ها مسیر موشک تصحیح شده‌وورودی جدیدی برای قسمت IMU حاصل خواهد شد . در زیر قسمت های مختلف توضیح داده خواهد شد .

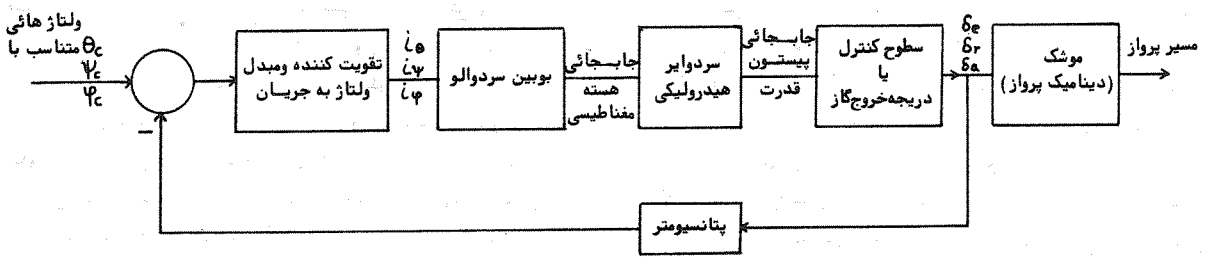
**۳ ـ سیستم کنترل :**

بخش کنترل‌سیستم کنترل و هدایت موشک که در شکل ۲ نشان داده شده است خود ممکن است دارای دیاگرام بلوکی به صورت شکل (۳) باشد . سیستم کنترل موشک که اتو پایلوت نیز نامیده می شود حرکت موشک در فضا را تصحیح می کند .

دو نوع حرکت کلی‌در موشک وجود دارد یکی حرکت طولی (۱۴) است که باعث تغییر زاویه Pitch ( یا $\theta$ ) شده و درنتیجه صعود یا نزول موشک را در پی دارد . این حرکت توسط تغییر وضعیت سطح کنترلی موسوم به Elevator و یا تغییر وضعیت دریچه خروج گاز مربوط به این حرکت انجام می‌شود . حرکت دیگر حرکت عرضی (۱۵) موشک می باشد که باعث تغییر زوایای yaw ( یا $\psi$ ) و Roll ( یا $\phi$ ) شده و درنتیجه باعث گردش به سمت راست یا چپ و یا چرخش‌حول محور طولی موشک می شود . این حرکات به ترتیب توسط تغییر وضعیت سطوح کنترلی موسوم به Aileron و Rudder



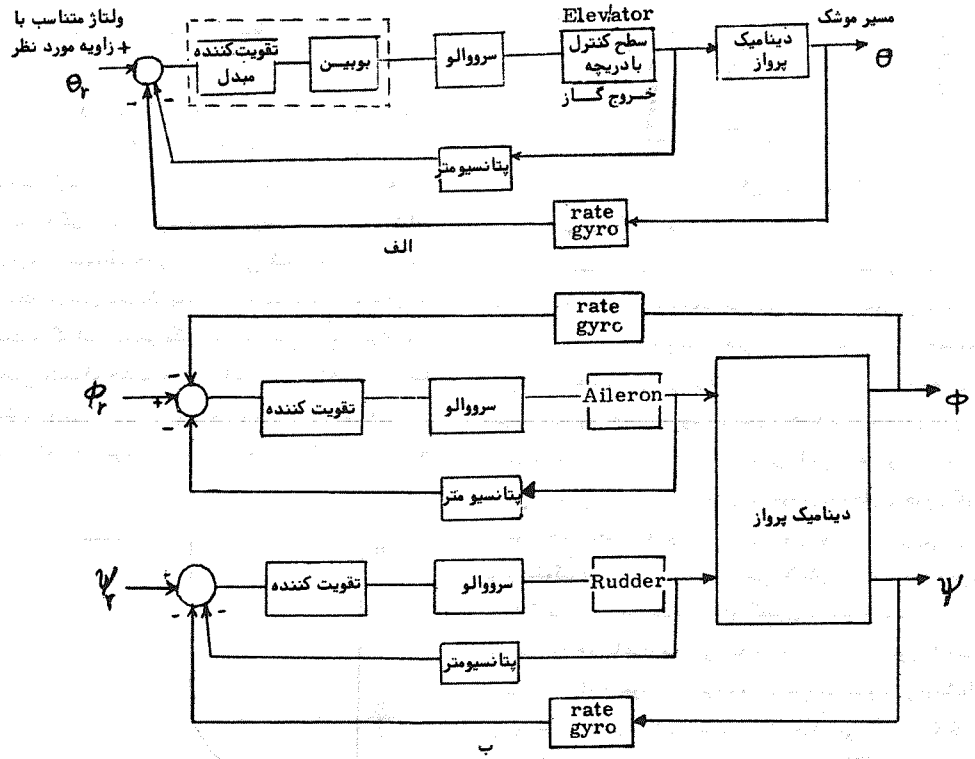

شکل شماره ۲




**شکل شماره ۳**

و یاتغییر وضعیت دریچه های خروج گاز مربوط به این حرکات انجام می شود . در نگاه اول حرکت Pitch مستقل بوده ولی حرکات yaw و Roll به یک دیگر ارتباط داشته و نمی توان سیستم کنترل‌جداگانه‌ای برای هریک از آن ها طرح نمود . دیاگرام بلوک هریک از این حرکات که به نام اتوپایلوت مخصوص به آن حرکت معروف می باشد در شکل۴ الف و ب نشان‌داده شده است . برای افزایش پایداری و ازدیادمیرائی نوسانات حرکت این اتو پایلوت ها،در مدار فیدبک آن ها می توان از Rate Gyro استفاده نمود . در مورد نحوه عمل و انواع مختلف جایروسکوپ ها مطالب زیادی تاکنون منتشر شده است که علاقه مندان می توانند به آن ها مراجعه نمایند [۱ ، ۲] ساخت این دستگاه از تکنولوژی بسیار بالائی برخوردار است . ورودی‌جایروها ازطریق ارتباط مکانیکی‌تامین می شود . به عبارت دیگرنصب جایروها و شتاب‌سنج ها در روی بدنه موشک به طریق‌خاص باعث ایجاد سیگنال الکتریکی در خروجی آنان در هنگام تغییر موقعیت موشک می شود .

در بررسی جامعتر ، ارتباط بین حرکات طولی و عرضی موشک ها مشخص می شود [۳] البته لازم به تذکر است که در اکثر موشک‌های هدایت شونده حرکت Roll حتی الامکان حذف می گردد (۱۶) تا امکان کنترل و هدایت موشک فراهم آید . بحث درمورد نحوه عمل سیستم‌کنترل موشک پس از شناسائی‌اجزاء مختلف تشکیل دهنده‌سیستم کنترل‌موشک مورد نظر که در زیر آمده است ، به عمل خواهد آمد .

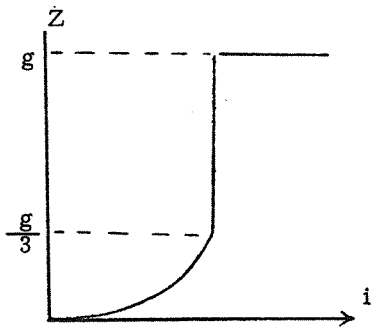



**شکل شماره ۴**

الف : پتانسیو متر : پتانسیو متر به کار گرفته شده در مدار فیدبک سیستم‌کنترل ( شکل ۳ ) باید حتی الامکان خطی و با سر وسط برابر صفر ولت باشد تا بتواند حرکات سطوح کنترل و یا حرکات‌دریچه های خروج گاز را در دو جهت مختلف و به طور متناسب اندازه گیری نماید . برای خطی تر کردن عملکرد مجموعه سیستم پتانسیومتر ، از مقاومت های دواز ذغالی استفاده می گردد . نظر به این که در سیستم مکانیکی انتقال حرکت محور بالک به محور پتانسیومتر ، معمولا" از چرخ دنده استفاده می گردد ، لذا برای کاهش زمان مرده موجوددر سیستم چرخ دنده ها که باعث غیر خطی شدن عملکرد کل سیستم می شود ، یکی از دو چرخ دنده مثلا" چرخ دنده محور پتانسیومتر یا چرخ دنده تحریک شونده رامی توان از دو صفحه ( یا دو چرخ دنده )منطبق بر هم که به وسیله فنری به هم محکم شده اند ، ساخت . گرداندن‌یکی از این دو صفحه منطبق برهم به طوری که یک یا چند دندانه از هم فاصله بگیرند و آنگاه در گیر کردن آن با چرخ دنده محرک ( که‌برمحور بالک موشک سوار است ) باعث درگیر شدن‌کامل دو چرخ دنده محرک و تحریک شونده شده که این خود باعث از بین بردن فاصله هوائی‌بین دو چرخ دنده محرک و تحریک شونده و در نتیجه باعث کاهش شدید زمان مرده خواهد شد .

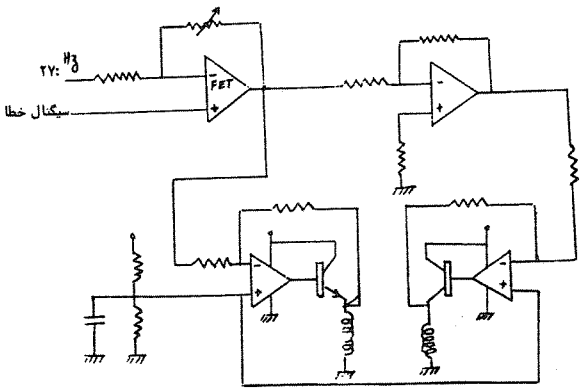
خروجی پتانسیو متر ولتاژی است که نشان دهنده زاویه چرخش بالک موشک بوده که در یک Op Amp با زاویه چرخش مطلوب بالک مزبور که در قسمت هدایت موشک ایجاد شده است مقایسه شده‌و سیگنال خطا راتولید خواهد کرد این سیگنال خطا به سروالو ارسال می شود .

ب : سروالو : چون وزن این موشک با مشخصات موردنظردر حدود تن یا بیشتر می باشد ، لذا سیستم محرک های آن از نوع هیدرولیکی انتخاب می گردد . سیگنال خطا که حاصل مقایسه زاویه‌مورد نظربازاویه متناظر اندازه گیری شده توسط پتانسیومتر می‌باشد ، سیگنال تحریک بوبین های فرمان سروالو ها را ایجاد می کند . محاسبات‌نشان می دهد [۴] که رابطه جریان تحریک بوبین و جابجائی هسته آن‌یک رابطه غیر خطی است و اگر این تغییر مکان هسته آهنی $\frac{1}{3}$ کل‌فاصله هوائی‌شود هسته آهنی متحرک جذب قسمت ثابت آن خواهد شد ، یا به عبارت دیگرعملکرد بوبین ناپایدار می شود [۵] . منحنی‌تغییر مکان هسته آهنی متحرک x برحسب جریان تحریک i در شکل۵



شکل ۵

نشان داده شده است . در این شکل ، g فاصله هوائی بوبین می‌باشد از این منحنی در می یابیم که برای ایجاد حرکت جریان یا ولتاژ اولیه را لازم داریم این ولتاژ برای بوبینی که دراین تحقیقات مورد بررسی قرار گرفته حدود ۱۲ ولت بود . لذا تقویت کننده ای که دراین سیستم به کار می رود باید قادر به کار با سطح ولتاژی حدود ۲۵ ولت باشد . برای‌عملکرد خطی‌تر بوبین سروالو ، می توان دو عدد از این‌بوبین‌ها را که به طور دیفرانسیل عمل می کند برای هر شیر راهنما [۱۷] به‌کار برد .این بوبین‌ها به صورت جریانی و با حداکثر جریانی برابر ۱۰میلی آمپر کار می کنند . مدار تقویت کننده که جریان بوبین های سروالورا تامین می کنند همراه با این بوبین ها در شکل ۶ نشان داده شده‌است . برای آماده کار بودن سروالو های هیدرولیکی سیستم کنترل موشک ، بوبین های فوق الذکر علاوه بر سیگنال فرمان که در صورت ایجاد سیگنال خطا حاصل می شود ، بایک سیگنال سینوسی بافرکانس تقریبی ۲۷۰ Hz و دامنه کم به طور دائمی تحریک می شوند .



**شکل شماره ۶**

درموشک ها در هنگام طی مسیر تعیین شده خود ، علاوه برتغییر دامنه سرعت که امری است مشخص ، در اثر تغییر مسیر ، به طور کلی تغییر بردار سرعت به وجود خواهد آمد . در صورتی که در شیر راهنما یا سیلندر قدرت سرو والو از فنر استفاده شود ، این مجموعه‌در اثرتغییر به وجود آمده در بردار سرعت به صورت شتاب سنج عمل کرده و در نتیجه پیستون های موجود در شیر راهنما و یا سیلندر قدرت سرو والو تغییر وضعیت خواهد داد . این عمل ناخواسته خود باعث تغییرات موقعیت سطوح کنترل و یا تغییرات موقعیت مجاری خروج گاز شده که آن به نوبه خود تغییر ناخواسته مسیر پرواز موشک را در پی خواهدداشت . برای‌جلوگیری از این اثر باید حتی الامکان از کاربرد فنردرسروالوهای به کارگرفته شده در سیستم های کنترل موشک خود داری نمود [۶] . این نتیجه هم باعث می شود که در این سیستم نتوان از سرو والو های تجارتی‌استفاده نمود . از طرف دیگر ساخت سرو والو ازتکنولوژی‌بالائی برخور دار است زیرا این عنصر ازیک طرف می بایست کاملا" آب بندی بوده و از طرف دیگر باید دارای حداقل اصطکاک باشد ، تا باسطح کم سیگنال‌کنترل عمل نماید . باتوجه به این امر طرح سرو والوی که برای

سیستم های کنترل چنین موشکی مناسب باشد تهیه شده [۷] ولی در زمینه ساخت با مشکلاتی مواجه شده است .

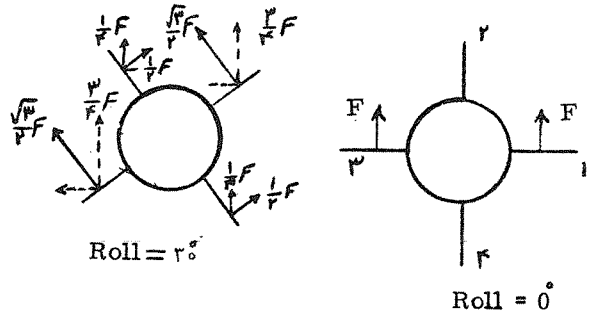
ج : سطوح کنترل و دینامیک موشک : این دو قسمت جنبه آئرودینامیک و مکانیکی داشته و باید توسط گروه هائی با تخصص های مکانیک و آئرودینامیک مورد مطالعه قرار گیرد . لذا بحث این دو قسمت از حوصله این مقاله خارج می باشد . البته نتایج به دست آمده از تحقیقات گروه های فوق الذکر باید در اختیار قرار گیرد ، زیرا این نتایج است که حلقه سیستم کنترل را تکمیل کرده و باعث عملکرد صحیح سیستم می شوند .

**۴ ـ عملکرد سیستم کنترل [۸] :**

سیستم کنترل موشک از سه جزء مختلف تشکیل شده است . این سه قسمت عبارتند از سیستم کنترل Pitch سیستم کنترل Roll و سیستم کنترل yow کانال های کنترل Pitch و کنترل yaw مشابه به یکدیگر بوده و از زاویه $\Phi$ اندازه گیری شده در کانال کنترل Roll همراه با مقادیر مطلوب Pitch و yaw از ماتریس چرخش (۱۸) مطابق رابطه زیر فرمان های Pitch و yaw $(y_c, P_c)$ را تعیین یا استفاده می نماید .

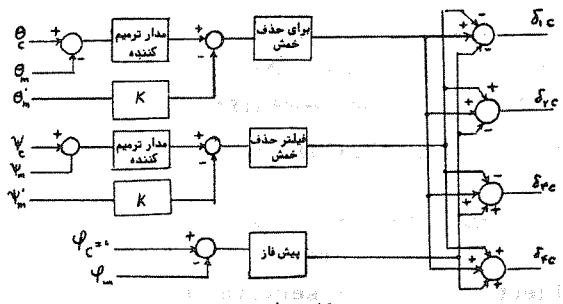
$$\begin{pmatrix} P_c \\ y_c \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \cos\Phi & -\sin\Phi \\ \sin\Phi & \cos\Phi \end{pmatrix} \begin{pmatrix} P_{cd} \\ y_{cd} \end{pmatrix}$$

ماتریس فوق هم به طریق آنالوگ با استفاده از Resolver و هم به طریق دیجیتال با استفاده از نرم افزار میکروپراسسور قابل پیاده شد ن می باشد . در شکل زیر نیرو های وارده بر بالک یک موشک در دو حالت بدون Roll و با چرخش ۳۰ درجه نشان داده شده است . دیده می شود که برآیند نیرو ها و گشتاور ها در هر دو حالت یکی است .




**شکل شماره ۷**

البته در موشک هائی که Roll کنترل نمی شود سرعت تغییرات آن یا به عبارت دیگر ( Roll Rate ) کنترل می‌شود تا از وابستگی بیش از حد دو کانال Pitch و yaw جلوگیری شود . در شکل ۸ دیاگرام بلوک سیستم کنترل موشک مورد نظر که در آن Roll Stablize شده است نشان داده شده است . در این دیاگرام تأثیر فرامین مختلف روی همه سطوح کنترل که نشان دهنده وابستگی حرکات مختلف به هم دیگر می باشند نشان داده شده است . البته ممکن است برای جلوگیری از خمش موشک که در اثر طول بیش از حد موشک ها به وجود می آید و این خود در عملکرد موشک بسیار موثر می باشد ، بلوک ها یا مدارهای تصحیح کننده ای در سیستم کنترل موشک تعبیه نمود [۸ ، ۹] .




**شکل شماره ۸**

باید توجه نمود که در ارتفاعات مختلف پرواز ، نیروی وارده بر موشک که به‌سرعت موشک و غلظت هوابستگی دارد متفاوت خواهد بود ، لذا برای جبران این اثر باید ضریب تقویت سیستم در ارتفاعات مختلف تنظیم شده و به مقداری تطبیق یابد که عملکرد مناسب سیستم را در پی داشته باشد . البته این تطبیق ضریب تقویت ، کافی است فقط برای چند فشار انجام شود . سیستم کنترل موشک با انتخاب پارا متر های مختلف چنان طرح می شود که دارای زمان قراری (۱۹) کمتر ۰/۴ ثانیه باشد و اگر فرامین به صورت دیجیتالی ارسال گردد ، فرکانس نمونه برداری حدود ۳۰ Hz در نظر گرفته می شود .

**پاورقی**

1- Boost Guidance
2- Free Flight Guidance
3- Rcentry Guidance
4- Command Guidance
5- Beam-Rider Guidance
6- Homing Guidance
7- Inertial Guidance
8- Jamming
9- Line of Sight : Los
10- Guidance
11- Actuator
12- Elevon
13- Nominal Trajectory
IMU
14- Longitudinal Motion
15- Lateral Motion
16- Roll Stablize
17- Polot Valve
18- Rotation
19- Selleling

## منابع


1- Analysis and desigy of the gyroscope for inertial guidance, by Ira Cochin, Jahn Wily, 1963

۲ ــ پروژه لیسانس " مطالعه و بررسی روش ناوبری اینرسی " حسنـــی جبر دهی ، فریور ، قاضی تربتی و منتظری نجف آبادی ، اسفنـد ماه ۱۳۶۴ دانشکده مهندسی برق ــ دانشگاه صنعتی امیر کبیر .

3- Inertial Navigaation Analysis and Design, C. F. O'Donnell, MG Graw-Hill, 1964, PP. 112-124.

۴ ــ گزارش پروژه شماره ۲۲ ، گروه تحقیقات و گسترش صنایـــع دفـــاع اسفند ماه ۱۳۶۲

5- Static and Dynamic Stability of Electro-Hydraulic servovalve, M. R. Hashemi and K. Y. Nikravesh, PEPCON, 84, Symposium Ministry of Energy. Tehran, IRAN.

6- Misuse of Servovalve in some system, K. Y. Nikravesh, IASTED International sympoium proceedings, Lugano, Sewitzerland, June 1985, PP, 169-170.

۷ ــ گزارش پروژه شماره ۲۲ ، گروه تحقیقات و گسترش صنایع دفاع‌فروپین ۶۴

۸ ــ گزارش پروژه شماره ۲۲ گروه تحقیقات و گسترش صنایع دفاع شهریـــور ۱۳۶۳ ، قسمت سوم

9- Roll and your compernsation fcasibility study, P. D. Fremming NASA, CR-1209.