دانشکده مکانیک

گروه دینامیک وکنترل

رساله کارشناسی ارشد

طراحی کنترلر برای یک پرنده دارای دوران حول محور طولی

نگارش

حسام ابحر

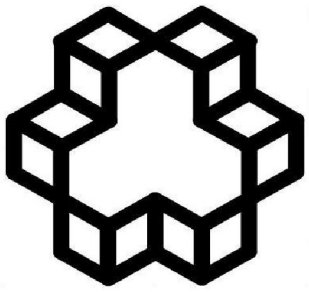
اساتید راهنما

دکتر سید حسین ساداتی

دکتر علی محرم پور

اسفند ۱۳۸۹

بسم الله الرحمن الرحيم



۱۳۰۸

دانشکده مکانیک

گروه دینامیک و کنترل

تاییدیه هیئت داوران

هیئت داوران پس از مطالعهٔ پایان‌نامه و شرکت در جلسهٔ دفاع از پایان نامهٔ تهیه شده تحت عنوان « **طراحی کنترلر برای یک پرنده دارای دوران حول محور طولی** » توسط آقای **حسام ابحر**، صحت و کفایت تحقیق انجام شده را برای اخذ درجه فوق لیسانس در رشته **مهندسی مکانیک** گرایش **دینامیک** و**کنترل** مورد تائید قرار می‌دهند.

۱- استاد راهنما اول	دکتر سیدحسین ساداتی	امضاء
۲- استاد راهنما دوم	دکتر علی محرم پور	امضاء
۳- ممتحن داخلی	دکتر سیدعلی اکبر موسویان	امضاء
۴- ممتحن داخلی	دکتر محمدرضا همایی نژاد	امضاء
۵- نماینده تحصیلات تکمیلی دانشکده	دکتر محمدرضا همایی نژاد	امضاء

اظهار نامه دانشجو

موضوع پایان‌نامه: طراحی کنترلر برای یک پرنده دارای دوران حول محور طولی

استاد راهنما اول: دکتر سیدحسین ساداتی

استاد راهنما دوم: دکتر علی محرم پور

نام دانشجو: حسام ابحر

شماره دانشجویی: ۸۷۰۲۷۷۴

اینجانب حسام ابحر دانشجوی دوره فوق لیسانس مهندسی مکانیک گرایش دینامیک وکنترل دانشکده مکانیک دانشگاه خواجه نصیر ایران گواهی می‌نمایم که تحقیقات ارائه شده در این رساله توسط شخص اینجانب انجام شده و صحت و اصالت مطالب نگارش شده مورد تائید می‌باشد و در موارد استفاده از کار دیگر محققان به مرجع مورد استفاده اشاره شده است. به علاوه گواهی می‌نمایم که مطالب مندرج در پایان‌نامه تا کنون برای دریافت هیچ نوع مدرک یا امتیازی توسط اینجانب یا فرد دیگری در هیچ جا ارائه نشده و در تدوین متن پایان‌نامه چارچوب مصوب دانشگاه رعایت شده است.

امضاء دانشجو:

تاریخ:

حق طبع و نشر و مالکیت نتایج

۱- حق چاپ و تکثیر این پایان‌نامه متعلق به نویسنده آن می‌باشد. هرگونه نسخه‌برداری از کل پایان‌نامه یا بخشی از آن تنها با موافقت نویسنده یا کتابخانه دانشکده مکانیک دانشگاه خواجه نصیر ایران مجاز می‌باشد.

ضمناً متن این صفحه نیز باید در نسخه تکثیر شده وجود داشته باشد.

۲- کلّیه حقوق معنوی این اثر متعلق به دانشگاه خواجه نصیر ایران می‌باشد و بدون اجازه کتبی دانشگاه به شخص ثالث قابل واگذاری نیست.

همچنین استفاده از اطّلاعات و نتایج موجود در پایان‌نامه بدون ذکر مرجع مجاز نمی‌باشد.

تقدیر و تشکر

در انجام این پروژه افراد زیادی یاری و مساعدت نموده‌اند که لازم می‌دانم اینجا از یکایک آنها سپاس و امتنان خود را بیان دارم.

از اساتید محترم آقایان دکتر ساداتی و دکتر محرم‌پور که پیشنهادات و انتقادات سازنده‌ای را مطرح نموده‌اند، کمال تشکر را دارم.

همچنین از مسئولین محترم مجتمع صنعتی شهید شاه‌آبادی بخصوص آقای مهندس حاجی‌علی که زحمات بسیار زیادی را در پیگیری و فراهم نمودن امکانات لازم برای انجام پروژه متحمل شدند، کمال تشکر را دارم.

همچنین از خانوم مهندس غنی‌پور(همسر مهربانم) که همدلی و همیاری فراوانی را در انجام این پروژه نشان دادند، بسیار سپاسگزارم.

چکیده

بسیاری از وسایل پرنده دوش‌پرتاب، وسایل بازورود به جو، وسایل پرنده ضدتانک، گلوله‌های هوشمند ضدزره، راکت‌های هدایت‌شونده و برخی از ماهواره‌ها دارای دوران محوری هستند. در این پروژه بر روی یک موشک آشیانه‌یاب غیرفعال کار شده و یک شبیه‌سازی شش‌درجه‌آزادی به طور کامل برای این موشک توسعه پیدا کرده است، نوع قانون هدایت در نظر گرفته شده برای این موشک از نوع هدایت تناسبی خالص و کنترل این موشک به‌صورت تک‌کانال پیاده‌سازی گردیده است. به این معنا که برای کنترل در هر دو جهت سمت و ارتفاع فقط از یک حلقه کنترلی و به تبع فقط از یک سطح کنترلی(بالک‌های کنترلی) استفاده شده است. سیگنال کنترلی سیستم‌های تک‌کانال، در برخی از این وسایل پرنده به‌صورت گسسته (بالک‌های کنترلی فقط در دو وضعیت می توانند قرار گیرند) و در برخی دیگر به‌صورت پیوسته (بالک های کنترلی در زوایای متفاوت قرار می‌گیرند) می‌باشد. پیاده سازی نوع اول باعث غیرخطی شدن سیستم می‌شود و درمورد استفاده از آن مشاهده می‌شود که جسم‌پرنده دارای نوسانات عرضی شدیدی است که منجر به حرکات غیرقابل پیش‌بینی برای موشک می‌شود. در این پروژه با دو رهیافت:۱-کنترلر تطبیقی خودنوسانگر۲-کنترلر مودلغزشی به همراه مشاهده‌گر، کنترلرهایی برای استفاده از موتور DC در موشک طراحی شده است و برای هر دو نوع کنترلر، نشان داده شده است که در مقابل اغتشاش به اندازه کافی مقاوم هستند. در انتها این دو کنترلر در شبیه‌سازی‌شش‌درجه‌آزادی مورد استفاده قرار گرفته‌اند و مزایای استفاده از این دو کنترلر در مقایسه با کنترلر بنگ‌بنگ (گسسته) در قالب چند سناریو و شرایط مختلف پروازی برای هدف نشان داده شده است، نتایج، بهبود و کاهش بسیار زیادی در اندازه و فرکانس نوسانات زاویه‌ای و سرعت‌های زاویه‌ای موشک نسبت به دستگاه اینرسی نشان می‌دهند، و مشکل نوسانات حاصل از کنترلر بنگ‌بنگ را مرتفع می‌کند. برای بستن حلقه کنترلر بنگ‌بنگ، احتیاج به سنسور سرعت زاویه ای می‌باشد، این قطعه بسیار گران‌قیمت است و از جمله قطعات تحریمی برای کشورمان محسوب می‌شود، استفاده از کنترلرهای موتورِDC علاوه بر پاسخ بسیار بهتر، نیاز به استفاده از این سنسور را نیز کاملا برطرف می‌کند.

کلمات کلیدی: موشک‌های آشیانه‌یاب- غیرفعال -کنترلر تطبیقی خودنوسانگر- توابع توصیفی - مودلغزشی- مشاهده‌گر- کنترلر بنگ‌بنگ

فهرست مطالب

عنوان **صفحه**

مقدمه ۱
۱-۱- مبانی هدایت و کنترل ۲
۱-۲- مروری اجمالی بر قوانین هدایت وسایل پرنده تاکتیکی ۳
۱-۳- هدایت آشیانه‌یابی و انواع آن ۴
۱-۴- مروری بر مطالب منتشر شده ۵
۱-۴-۱- هدایت ناوبری تناسبی خالص ۵
۱-۴-۱- سیستم های کنترل ۷
۱-۵- نمای کلّی پایان نامه ۸
قانون هدایت در موشک آشیانهیاب ۱۰
۲-۱- مقدمه ۱۱
۲-۲- هندسه درگیری ۱۱
۲-۳- هدایت تعقیب ۱۲
۲-۴- مسیر برخورد ۱۳
۲-۵- هدایت تناسبی در حالت دو بعدی ۱۴
۲-۵-۱- پیاده سازی هدایت متناسب در حالت دوبعدی ۱۵
۲-۶- هدایت ناوبری تناسبی خالص در حالت سه‌بُعدی ۱۷
شبیه سازی شش درجه آزادی ۱۸
۳-۱- محورهای مهم و جهت اولیهٔ آنها ۲۰
۳-۱-۱- خط دید (LOS) ۲۰
۳-۱-۲- محور اپتیکی ۲۱
۳-۲- دستگاههای مختصات ۲۱
۳-۲-۱- دستگاه بدنه - آیرودینامیک، {B} ۲۱
۳-۲-۲- دستگاه لخت، {I} ۲۱
۳-۲-۳- دستگاه مرکز جرم، {C} ۲۲
۳-۳- شبیه سازی کامل پرواز ۲۲
۳-۴- بلوکهای مدل کنندهٔ بدنه ۲۲

۳-۴-۱- معادلات دینامیک ۲۵
۳-۴-۲- مدل آیرودینامیک ۲۷
۳-۴-۳- مدل پارامترهای جرمی ۲۸
۳-۴-۴- موتور پرواز ۳۰
۳-۴-۵- مدل گرانش ۳۰
۳-۵- خط دید ۳۱
۳-۵-۱- مدل هدف ۳۱
۳-۵-۲- هندسهٔ خط دید ۳۲
۳-۵-۳- حلقه ها ۳۳
۳-۵-۴- جستجوگر ۳۴
۳-۶- هدایت و کنترل ۳۵
۳-۶-۱- آشنایی با سیگنالهای ورودی ۳۵
۳-۶-۲- مدل مدارهای هدایت و کنترل ۳۷
۳-۷- کنترلر ۳۷
۳-۸- شرایط خاتمهٔ شبیه‌سازی ۳۸
۳-۹- بررسی و تحلیل نتایج ۳۸
۳-۹-۱- سناریوها ۳۸
۳-۹-۲- نتایج مربوط به آزمایش پروازی هدف ثابت ۳۸
طراحی کنترلر ۴۲
۴-۱- مقدمه ۴۳
۴-۲- نیروها و گشتاورهای آیرودینامیکی ۴۴
۴-۳- مکانیزم فرمانگیری موشک ۴۶
۴-۴- سرومکانیزم گازی ۴۷
۴-۴-۱- تحلیل گرافیکی ۴۸
۴-۴-۲- تحلیل ریاضی ۵۱
۴-۵- سرومکانیزم الکتریکی ۵۲
۴-۵-۱- استخراج معادلات حاکم بر موتور DC ۵۳
۴-۵-۲- سرومکانِیزم با استفاده از کنترلPI ۵۴
۴-۵-۳- سرومکانِیزم با استفاده از سیستم تطبیقی خودنوسانگر ۵۶
۴-۵-۴- تحلیل ریاضی سیستم تطبیقی خودنوسانگر ۵۷
۴-۵-۵- طراحی کنترلر تطبیقی خودنوسانگر ۵۹
۴-۵-۶- تاثیر اغتشاش بر کنترلر تطبیقی خودنوسانگر ۶۵
۴-۵-۷- سرومکانیزم الکتریکی با استفاده از مودلغزشی و مشاهدهگر ۶۷
۴-۵-۸- مدل ریاضی کنترلر با استفاده از مودلغزشی ۶۷
۴-۵-۹- مدل ریاضی مشاهدهگر ۷۱

۴-۵-۱۰- تاثیر اغتشاش بر کنترلر مودلغزشی ۷۵
۴-۶- اجرای شبیه سازی و مقایسه نتایج سرومکانیزم گازی و الکتریکی ۷۷
۴-۶-۱- نتایج شبیهسازی شش درجهآزادی با سرومکانیزم گازی ۷۷
۴-۶-۲- نتایج شبیه سازی مربوط به سرومکانیزم الکتریکی ۸۱
۴-۶-۳- مقایسه نتایج. ۸۵
نتایج و تحقیقات آتی ۸۹
۵-۱- نتایج ۹۰
۵-۲- تحقیقات آتی ۹۰
مراجع ۹۲

فهرست اشکال

شکل ۱-۱- سامانهٔ هدایت و کنترل.....۲
شکل ۲-۱- سامانهٔکنترل.....۳
شکل ۳-۱- تقسیم‌بندی انواع موشک‌های آشیانه‌یاب.....۵
شکل ۴-۱- ساختار یک جستجوگر مادون قرمز و محل قرار گیری آن بر روی موشک.....۶
شکل ۵-۱- هدایت ناوبری تناسبی.....۷
شکل ۱-۲- هندسه درگیری موشک وهدف.....۱۱
شکل ۲-۲- مسیر برخورد.....۱۴
شکل ۳-۲- موقعیت محور سر جستجوگر نسبت به خط دید.....۱۵
شکل ۴-۲- دیاگرام عملکرد ساده ژایرو.....۱۶
شکل ۵-۲- نحوه اندازه گیری $\dot{\sigma}$.....۱۶
شکل ۱-۳- فرآیند طراحی و توسعه یک سیستم.....۱۹
شکل ۲-۳- نحوهٔ محاسبهٔ زوایای اولر مربوط به خط دید.....۲۰
شکل ۳-۳- سینماتیک خط دید.....۲۰
شکل ۴-۳- تعریف دستگاهها و جهت نیروی مطلوب کنترلی.....۲۲
شکل ۵-۳- ساختار کلی شبیه سازی با معین کردن بخشهای مختلف.....۲۳
شکل ۶-۳- ساختار کلی شبیه سازی.....۲۴
شکل ۷-۳- بلوکهای مدل کنندهٔ «بدنه».....۲۴
شکل ۸-۳- نمایی از مدل دینامیک.....۲۸
شکل ۹-۳- نمایی از مدل آیرودینامیک.....۲۸
شکل ۱۰-۳- مدل پارامترهای جرمی.....۲۹
شکل ۱۱-۳- نمودار تغییرات جرم در طول زمان.....۲۹
شکل ۱۳-۳- نمودار لختیهای دورانی در طول زمان.....۳۰
شکل ۱۴-۳- نمودار دامنهٔ نیروی پیشرانش.....۳۱
شکل ۱۵-۳- مدل نیرو و گشتاور گرانشی.....۳۱
شکل ۱۶-۳- مدل هدف.....۳۲
شکل ۱۷-۳- هندسه خط دید.....۳۳

شکل ۱۸-۳- حلقه هدایت..... ۳۳
شکل ۱۹-۳- ورودیها و خروجیهای جستجوگر..... ۳۴
شکل ۲۰-۳- دیاگرام بلوکی جستجوگر (حلقهٔ ردیابی)..... ۳۴
شکل ۲۱-۳- مدل جستجوگر در سیمولینک..... ۳۵
شکل ۲۲-۳- دیاگرام بلوکی مدارهای کنترل..... ۳۶
شکل ۲۳-۳- پیاده سازی هدایت در محیط سیمولینک..... ۳۸
شکل ۲۴-۳- مکان موشک و هدف در طول زمان برای سناریوی هدف ثابت..... ۴۰
شکل ۲۵-۳- مسیر موشک و هدف در فضا برای سناریوی هدف ثابت..... ۴۰
شکل ۲۶-۳- مکان موشک و هدف در طول زمان بری سناریوی ۱۸..... ۴۱
شکل ۲۷-۳- زاویه دید و فاصله خطا برای سناریوی ۱۸..... ۴۱
شکل ۱-۴- بلوک دیاگرام سیستم هدایت و کنترل موشک سروگازی..... ۴۵
شکل ۲-۴- بلوک دیاگرام سیستم هدایت و کنترل موشک سروالکتریکی..... ۴۶
شکل ۳-۴- نمایی انتهایی موشک..... ۴۷
شکل ۴-۴- دیاگرام بلوکی سیستم سرو مکانیزم گازی..... ۴۸
شکل ۵-۴- وضعیت سیگنال ها..... ۴۹
شکل ۶-۴- وضعیت نیروها..... ۵۰
شکل ۷-۴- وضعیت سیگنال ها وقتی $U_k \neq 0$..... ۵۰
شکل ۸-۴- وضعیت نیروها..... ۵۰
شکل ۹-۴- وضعیت نیروها..... ۵۱
شکل ۱۰-۴- ورودی سیستم..... ۵۱
شکل ۱۱-۴- موتور DC..... ۵۳
شکل ۱۲-۴- دیاگرام بلوکی کنترلرPI..... ۵۴
شکل ۱۳-۴- پاسخ مطلوب..... ۵۴
شکل ۱۴-۴- پاسخ خام اولیه..... ۵۵
شکل ۱۵-۴- پاسخ مطلوب به ورودی پله..... ۵۶
شکل ۱۶-۴- پاسخ به ورودی پله در حضور اغتشاش..... ۵۶
شکل ۱۷-۴- دیاگرام بلوکی سرومکانیزم الکتریکی..... ۵۷
شکل ۱۸-۴- بلوک دیاگرام سیستم تطبیقی خودنوسانگر(SOAS)..... ۵۷
شکل ۱۹-۴- خروجی رله..... ۵۸
شکل ۲۰-۴- رله..... ۵۹

شکل ۲۱-۴- دیاگرام بود موتور DC ۶۲
شکل ۲۲-۴- دیاگرام بود سیستم جبران شده ۶۲
شکل ۲۳-۴- دیاگرام بود سیستم کنترل موتور DC ۶۳
شکل ۲۴-۴- پاسخ سیستم به ورودی پله ۶۴
شکل ۲۵-۴- میزان خطای سیستم به ورودی پله ۶۴
شکل۲۶-۴- پاسخ سیستم به ورودی سینوسی ۶۴
شکل ۲۷-۴- میزان خطای سیستم به ورودی سینوسی ۶۵
شکل ۲۸-۴- پاسخ خطا به ورودی پله به همراه اغتشاش ۶۵
شکل ۲۹-۴- پاسخ خطا به ورودی سینوسی به همراه اغتشاش ۶۶
شکل ۳۰-۴- پاسخ خطا به ورودی سینوسی ۶۶
شکل ۳۱-۴- پاسخ خطا به ورودی شیب با تغییردامنه ۶۷
شکل ۳۲-۴- مسیر حرکت تراژکتوریها به سمت سطح لغزش ۷۰
شکل ۳۳-۴- نمای کلی سیستم کنترلی به همراه مشاهدهگر ۷۲
شکل ۳۴-۴- شبیهسازی در محیط Simulink Matlab ۷۳
شکل ۳۵-۴- پاسخ به ورودی پله ۷۳
شکل ۳۶-۴- پاسخ خطا به ورودی پله ۷۴
شکل ۳۷-۴- پاسخ به ورودی سینوسی ۷۴
شکل ۳۸-۴- پاسخ خطا به ورودی سینوسی ۷۵
شکل ۳۹-۴- پاسخ خطا به ورودی پله به همراه اغتشاش ورودی ۷۵
شکل ۴۰-۴- پاسخ خطا به ورودی سینوسی به همراه اغتشاش ورودی ۷۵
شکل ۴۱-۴- پاسخ خطا به ورودی سینوسی با تغییرفاز از صفرتا۳۰ هرتز ۷۶
شکل ۴۲-۴- پاسخ خطا به ورودی شیب با تغییردامنه از صفرتا ۱۵ درجه ۷۶
شکل ۴۳-۴- مکان موشک و هدف در طول زمان ۷۸
شکل ۴۴-۴- زاویه دید و فاصله خطا ۷۸
شکل ۴۵-۴- p، q و r (سرعت زاویه ای) ۷۹
شکل ۴۶-۴- u، v و w (سرعت های خطی) ۷۹
شکل ۴۷-۴- x، y و z(مکان موشک) ۸۰
شکل ۴۸-۴- φ، θ و ψ (زوایای محور موشک) ۸۰
شکل ۴۹-۴- مسیر سه بعدی حرکت موشک ۸۱
شکل ۵۰-۴- مکان موشک و هدف در طول زمان ۸۲

شکل ۵۱-۴- زاویه دید و فاصله خطا ۸۲
شکل ۵۲-۴- p، q و r (سرعت زاویه ای)..... ۸۳
شکل ۵۳-۴- u، v و w(سرعت های خطی)..... ۸۳
شکل ۵۴-۴- x، y و z(مکان موشک) ۸۴
شکل ۵۵-۴- φ، θ و ψ(زوایای محور موشک) ۸۴
شکل ۵۶-۴- مسیر سه بعدی حرکت موشک..... ۸۵
شکل ۵۷-۴- مقایسه سرعتهای زاویهای دو سرو ۸۶
شکل ۵۸-۴- مقایسه جهتگیریهای زاویهای دو سرو..... ۸۶

فهرست جداول

عنوان صفحه
جدول ۱- ۳- سناریوها..... ۳۹
جدول ۱-۴- پارامترهای موتور ۵۲
جدول ۲-۴- مشخصات موتور ۵۳
جدول ۳-۴- نتایج سناریوهای مختلف ۸۷

فصل اول

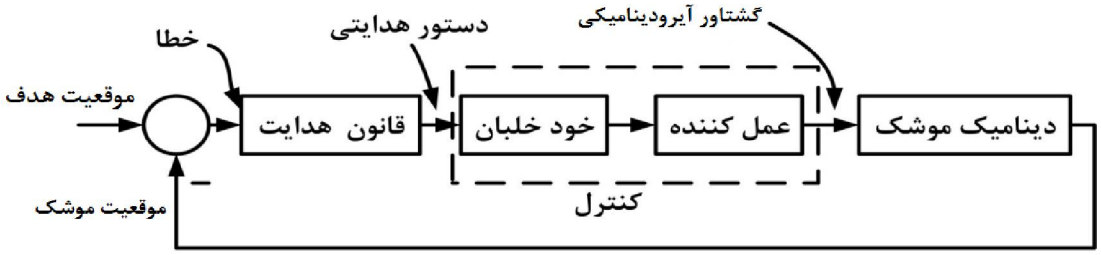
مقدمه

۱-۱- مبانی هدایت و کنترل

تعریف مساله: نوع کلی موشک در نظر گرفته شده برای مدل کردن در این پایان‌نامه از نوع موشک‌های کوچک و دوش پرتاب هدایت شونده می‌باشد که حجم کوچک این موشک‌ها باعث شده است که سیستم کنترل و هدایت آنها بر خلاف موشک‌های معمول که دو کانال کنترلی دارند تک کاناله باشد، این موضوع کار کنترل این نوع موشک ها را پیچیده کرده است نوع هدایت در نظر گرفته شده از نوع هدایت ناوبری تناسبی خالص می‌باشد.

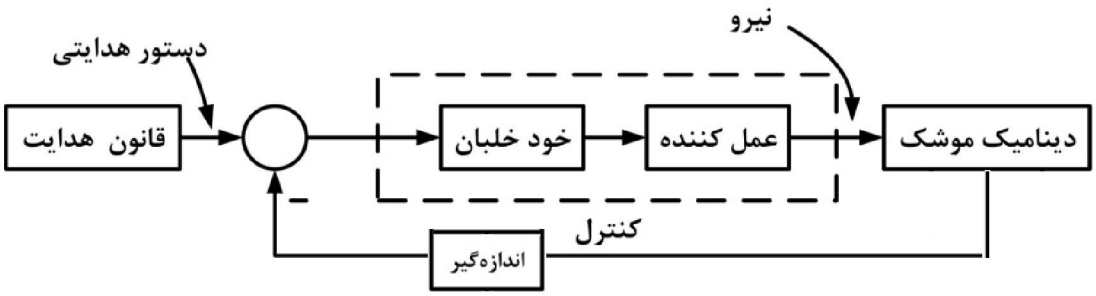
هدایت به زبان ساده عبارت است از یافتن مقدار انحراف هر وسیلهٔ هدایت شونده‌ای از مسیر خود به سمت هدف وتعیین شتاب مناسب برای جبران این انحراف و جبران نمودن آن است. برای این کار سامانهٔ هدایت، داده‌های موشک و هدف را گرفته وآن‌ها را مقایسه می‌کند. معیار این مقایسه قاعده‌ای است که سامانه هدایت در نظر گرفته است تا طبق آن موشک را به هدف برساند و به آن قانون هدایت گفته می‌شود. سپس سامانه هدایت پس از پردازش نتیجهٔ مقایسه، فرمان هدایت مناسب را به موشک می‌دهد (شکل ۱-۱).

وقتی فرمان هدایت به موشک رسید باید روندی در پیش گرفت تا موشک این فرمان را اجرا کند. برای نمونه در موشکی که با بالک کنترل می‌شود، اگر قرار است موشک تغییر جهت دهد، باید تغییر زاویه بالک ها را به دست آورد. برای این کار نیاز به سامانه حلقه بسته‌ای داریم که وضعیت زاویه بالک‌ها را اندازه‌گیری کرده و پس از در نظر گرفتن فرمان هدایت به عنوان ورودی، فرمان مناسب را به بالک‌ها بدهد. به این حلقهٔ داخلی، حلقهٔ کنترل و به روندی که شرح داده شد، کنترل گفته می‌شود (شکل ۲-۱). به کنترل کننده موجود در این حلقه، یعنی سامانه‌ای که سیگنال‌های خطا یعنی اختلاف وضعیت موشک با فرمان هدایتی را می‌گیرد و فرمان‌های کنترلی همانند زاویه انحراف بالک‌ها را صادر می‌کند خلبان-خودکار[۱] گویند.



شکل ۱-۱- سامانهٔ هدایت و کنترل

[۱] Autopilot



شکل ۲-۱- سامانهٔ‌کنترل

در بخش بعد روش‌ها و مفاهیم اولیه هدایت آورده شده است و در بخش پایانی مبانی کنتـرل نشـان داده شده است.

۲-۱- مروری اجمالی بر قوانین هدایت وسایل پرنده تاکتیکی

در این بخش قوانین هدایت موشک‌های تاکتیکی[۱]که به آن قوانین هدایت علیه اهداف متحرک نیز گفته می‌شود، به اختصار مورد بررسی قرار می‌گیرد. مشخصه بارز این گروه از قوانین هدایت این است که تمامی محاسبات مورد نیاز برای هدایت موشک به سمت هدف به صورت بلادرنگ[۱] و در زمان واقعی[۲] انجام می‌شود.

این گروه از قوانین هدایت را به طور کلی می‌توان به سه دسته شامل هدایت دونقطه ای[۳]، هدایت سه‌نقطه‌ای[۴] و هدایت ترکیبی[۵] تقسیم کرد. در روش‌های هدایت دونقطه‌ای، قانون هدایت براساس وضعیت نسبی وسیله پرنده و هدف محاسبه و به وسیله پرنده اعمال می‌شود. در روش‌های هدایت سه نقطه‌ای، فرامین هدایت به وضعیت نسبی سایت هدایت، وسیله پرنده و هدف بستگی دارد و به همین دلیل است که به آن هدایت سه‌نقطه‌ای گفته می‌شود. قوانین هدایت دونقطه‌ای تقریباً در تمامی انواع وسایل پرنده (زمین به هوا، هوا به هوا، زمین به زمین و ...) کاربرد دارد. قوانین هدایت سه‌نقطه‌ای نیز تقریباً در تمامی وسایل پرنده کاربرد دارد. در بعضی از موشک ها، مسیر پرواز به چند فاز مختلف تقسیم شده و در فازهای مختلف از روش‌های هدایت مختلف استفاده می‌شود که ممکن است دونقطه ای یا سه نقطه‌ای باشد. به این دسته از قوانین هدایت، قوانین هدایت ترکیبی گفته می‌شود.

روش‌های اصلی هدایت دونقطه‌ای عبارت‌اند از:

---

[1] On-line
[2] Real-time
[3] Two-Point Guidance
[4] Three Point
[5] Composite Guidance

- هدایت تعقیب
- هدایت تناسبی

روش های اصلی هدایت سه‌نقطه ای عبارت اند از:

- هدایت خط دید
- هدایت خط دید با زاویه تقدم
- هدایت سه‌نقطه‌ای بهینه

باتوجه به نوع ماموریت موشک که دوش پرتاب است و در هرمکانی باید قابل استفاده باشد و اینکه موشک آشیانه‌یاب، اطلاعات نسبی هدف را توسط جستجوگر دریافت می‌کند و طول زمان این پرواز کوتاه و حجم موشک کوچک می‌باشد از هدایت دونقطه‌ای به منظور هدایت موشک استفاده شده است.

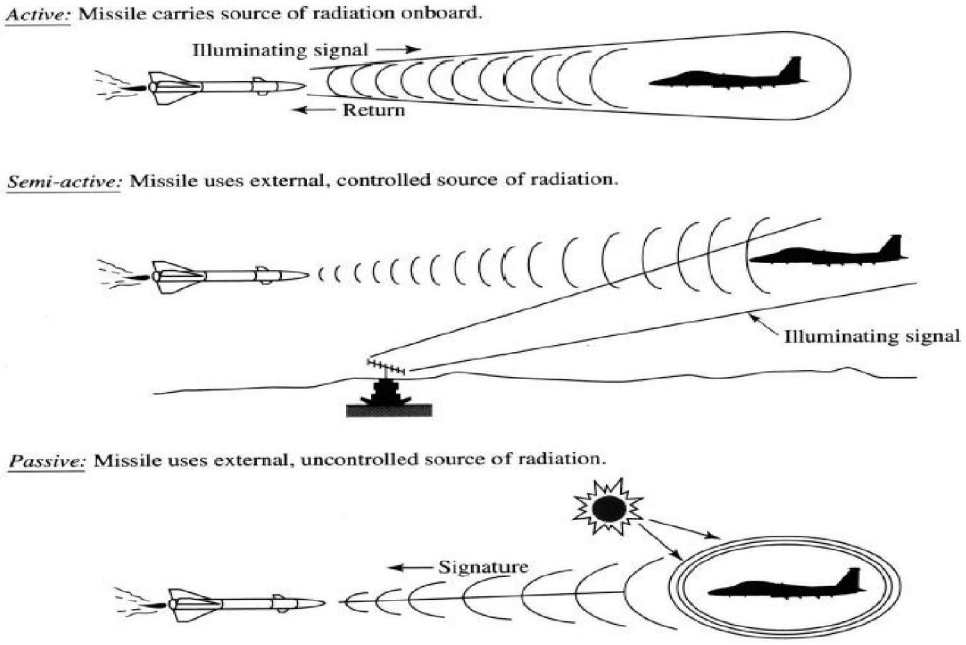
۳-۱- هدایت آشیانه‌یابی و انواع آن

موشک هدایت‌شونده[1] یک پرتابه هوایی با قابلیت هدایت است که خود دارای موتور پیشران بوده و هدف از آن منهدم کردن و یا آسیب رساندن به اهداف ثابت و یا متحرک است. این موشک‌ها برحسب مأموریتشان پیکربندی‌های مختلفی دارند و برای رهگیری و اصابت به هدف، لازم است برخی اطّلاعات مربوط به هدف و موشک (نظیر: موقعیت، سرعت و شتاب) و یا اطّلاعات نسبی هدف و موشک تعیین شود و از روی این اطّلاعات باتوجّه به مسیری که سیستم هدایت برای رساندن خود به هدف انتخاب می‌کند، دستوراتی تحت عنوان دستورهای هدایتی تولید شود. کسب این اطّلاعات و تولید دستورات هدایتی ممکن است در خارج از موشک تولید گردیده و سپس ازطریق سیم و یا امواج رادیویی، درحین پرواز به موشک انتقال یابد و یا در خود موشک، بطور مستقل تولید شود. البته ممکن است بعضی از این اطّلاعات توسط موشک و بعضی دیگر توسط منبعی در خارج از موشک کسب گردیده و سپس اطّلاعات لازم به موشک فرستاده شود.

در سیستم هدایت آشیانه‌یاب، حسّاسه موشک، انرژی ساطع شده از هدف را حس نموده و به کمک سیستم هدایت خود، مسیرش را به سوی هدف تعیین می‌کند. مشخّصه مشترک انواع هدایت‌های آشیانه‌یابی این است که حسّاسه هدف در داخل موشک قرار دارد. در نتیجه آنچه این حسّاسه حس می‌کند، مستقیماً وضعیت نسبی هدف به موشک را می‌دهد. بنابراین، با کمترین پردازش در این سیستم

[1] Homing Missile

دستور هدایتی تولید می‌شود. این حسّاسه را جستجوگر[1] می‌نامند. انرژی ساطع‌شده از هدف، می‌تواند امواج رادیویی، نوری، حرارتی یا صوتی باشد. همان‌گونه که در (شکل ۳- ۱)مشخّص می‌باشد موشک‌های



شکل ۳-۱- تقسیم‌بندی انواع موشک‌های آشیانه‌یاب

آشیانه‌یاب به سه دسته: فعّال[2]، نیمه‌فعّال[3] و غیرفعّال[4] تقسیم می‌گردند[۲].

موشک مورد بحث در این پایان‌نامه از نوع آشیانه‌یاب غیرفعّال می‌باشد. در این سیستم، منبع انرژی در واقع تشعشع مادون قرمز[5] هدف می‌باشد (شکل ۴- ۱) و موشک فقط یک حسّاسه برای دریافت این انرژی نیاز دارد [۲].

۴-۱- مروری بر مطالب منتشر شده

۱-۴-۱- هدایت ناوبری تناسبی خالص

سیستم هدایت استفاده شده در این موشک، هدایت ناوبری تناسبی‌خالص (PPNG[6]) می‌باشد. در

[1] Seeker
[2] Active
[3] Semi-Active
[4] Passive
[5] Infrared Radiation
[6] Pure Proportional Navigation Guidance