بسم الله الرحمن الرحيم

دانشکده مهندسی

پایان‌نامه کارشناسی ارشد در رشته مهندسی مکانیک (طراحی کاربردی)

طراحی کنترلر مدرن برای یک وسیله پرنده مافوق صوت

توسط:

مجتبی میرزائی

اساتید راهنما:

دکتر محمد مهدی علیشاهی

دکتر محمد اقتصاد

شهریور ماه۱۳۸۸

به نام خدا

اظهار نامه

اینجانب مجتبی میرزائی (۸۵۰۵۰۱) دانشجوی رشته مهندسی مکانیک گرایش طراحی کاربردی دانشکده مهندسی اظهار می‌نمایم که این پایان نامه حاصل پژوهش خودم بوده و در جاهایی که از منابع دیگران استفاده کرده‌ام، نشانی دقیق و مشخصات کامل آنرا نوشته‌ام. همچنین اظهار می‌نمایم که تحقیق و موضوع پایان نامه‌ام تکراری نبوده و تعهد می‌نمایم که بدون مجوز دانشگاه دستاوردهای آنرا منتشر ننموده و یا در اختیار غیر قرار ندهم. کلیه‌ی حقوق این اثر مطابق با آیین نامه‌ی مالکیت فکری و معنوی متعلق به دانشگاه شیراز است.

مجتبی میرزائی

۱۳۸۸/۶/۱۸

به نام خدا

طراحی کنترلر مدرن برای یک وسیله پرنده مافوق صوت

به وسیله‌ی:

مجتبی میرزائی

پایان‌نامه
ارائه شده به تحصیلات تکمیلی دانشگاه به عنوان بخشی
از فعالیت‌های تحصیلی لازم برای اخذ درجه کارشناسی ارشد

در رشته‌ی:

مهندسی مکانیک (طراحی کاربردی)

از دانشگاه شیراز

شیراز

جمهوری اسلامی ایران

ارزیابی شده توط کمیته پایان‌نامه با درجه: عالی

دکتر محمد مهدی علیشاهی، استاد بخش مهندسی مکانیک (رئیس کمیته).....

دکتر محمد اقتصاد، دانشیار بخش مهندسی مکانیک (رئیس کمیته).....

دکتر مجتبی محزون، دانشیار بخش مهندسی مکانیک.....

دکتر علیرضا خیاطیان، دانشیار بخش مهندسی برق.....

شهریور ماه ۱۳۸۸

تقدیم به

قطب عالم امکان حضرت صاحب الزمان (عج)

پدر و مادر عزیزم

و همسر مهربانم

سپاسگزاری

بر خود لازم می دانم که از زحمات اساتید عزیزم جناب آقای دکتر محمد مهدی علیشاهی و دکتر محمد اقتصاد که در تمام مدت انجام پایان نامه مرا راهنمایی کردند، سپاسگزاری کنم. همچنین از زحمات جناب آقای مجتبی محزون و دکترعلیرضا خیاطیان، اعضای محترم کمیته پایان نامه، بخاطر صرف وقت گرانبهایشان تقدیر و تشکرمی نمایم. از دوستان عزیزم آقایان دکتر عطاءالله ربیعی ، مهندس مجتبی تقی پور ، مهندس مسعود خواجه و مهندس علی راستی که در طی مراحل مختلف انجام این پایان نامه در مرکز تحقیقات هوایی مرا یاری کردند، صمیمانه تشکر می نمایم.

هزاران بار از پدر و مادر مهربان و همسر مهربانم که زحمات زیادی را بخاطرم متحمل شده اند متشکرم.

چکیده

طراحی کنترلر مدرن برای یک وسیله پرنده مافوق صوت

بوسیله‌ی:

مجتبی میرزائی

در این پایان‌نامه سعی شده است تا سیستم کنترلی یک موشک طراحی گردد. قاعدتاً برای کنترل یک سیستم، ابتدا به سراغ ساده ترین روشها رفته و میزان کارایی آن روش ها مورد بررسی قرار می‌گردد. سپس با توجه به ضعفها و محدودیتهای آن کنترلرها، سعی در بهبود بخشیدن آنها و استفاده از کنترلر های مدرنتر می‌نمایند. در این پایان‌نامه، پس از معرفی معادلات حرکتی سیستم، در ابتدا مدل سیستم، خطی سازی شده و به کمک کنترلر کلاسیک PID، کنترل می شود. کنترلر طراحی شده در نهایت در یک برنامه شبیه سازی نسبتاً کامل مدل گردیده و عملکرد آن برای مدل غیر خطی بررسی شده است. در برنامه شبیه سازی بالکها، ژایروهای نرخی، ارتفاع سنج، MFCD، رادار و سیستم هدایت مدل شده اند.

با توجه به متغیر بودن پارامترهای آیرودینامیکی سیستم موشک ، استفاده از روشی که این متغیر بودن پارامترها بر روی عملکرد سیستم کمترین تأثیر منفی را بگذارد، مطلوب است. به عنوان اولین قدم روش جدول بندی بهره در بعضی کانال های پروازی به کار برده شد. در مرحله اول پرواز با توجه به تغییرات بسیار زیاد سرعت پروازی، جدولبندی بهره بسیار سودمند بود.

مهمترین پدیده مسئله‌سازی که در طراحی این وسیله پرنده وجود دارد، مربوط به پدیده چرخش وارون است که به دلیل استفاده از سیستم کانارد کنترل در این وسیله مافوق صوت به وجود می‌آید. در این پایان نامه سعی شده است تا با کمک روش کنترلی مود لغزشی که روشی مقاوم در برابر عدم قطعیتهاست؛ با تکیه بر شناساگری آنلاین که جهت ورودی کنترل را

شناسایی می‌کند، اثرات این پدیده را کنترل کرد. این روش در برنامه شبیه‌سازی مدل گردید و نتایجی مطلوبی از آن به دست آمد.

فهرست مطالب

عنوان صفحه

فصل اول: مقدمه ۱

۱-۱- پیشگفتار ۲

۱-۲- سیستم های هدایت و کنترل موشک ۴

۱-۲-۱- سیستم ناوبری ۵

۱-۲-۲- سیستم هدایت ۶

۱-۲-۳- قانون هدایتی ۸

۱-۳- سیستم کنترل ۹

۱-۳-۱- اتوپایلوت ۱۰

۱-۳-۲- عملگر کنترلی ۱۱

۱-۳-۳- بالک های کنترلی ۱۱

۱-۴- هدف تحقیق ۱۳

فصل دوم: مطالعات پیشین ۱۴

۲-۱- مطالعات پیشین ۱۵

۲-۱-۱- طراحی کنترلر موشک: ۱۵

۲-۱-۲- پدیده چرخش وارون و رفع آن به وسیله سیستم کنترلی : ۱۸

فصل سوم: مروری برمعادلات پروازی و برنامه شبیه سازی پروازی ۲۰

۳-۱- معادلات پروازی ۲۱

۳-۱-۱- محاسبه نیروها و گشتاورهای دینامیکی ۲۴

عنوان صفحه

۳-۲- برنامه شبیه سازی پرواز موشک ۲۵

۳-۳- مدلسازی های انجام شده جهت اعمال در برنامه شبیه سازی ۲۶

۳-۳-۱- بخش مربوط به پیشبرندگی: ۲۶

۳-۳-۲- محاسبه جرم،طول،موقعیت مرکز جرم و ممانهای اینرسی موشک: ۲۷

۳-۳-۳- محاسبه ضرایب آیرودینامیکی و واردکردن آن در برنامه شبیه سازی ۲۹

۳-۳-۴- قرار دادن مشخصات یک رادار فعال در برنامه شبیه سازی ۳۲

۳-۳-۵- وارد کردن مشخصات ارتفاع سنج ۳۳

۳-۳-۶- وارد کردن مشخصات ژایروهای نرخی ۳۳

۳-۳-۷- وارد سازی مدل MFCD در برنامه شبیه سازی: ۳۴

فصل چهارم: طراحی کنترلربرای کانالهای مختلف پروازی ۳۵

۴-۱- پیشگفتار ۳۶

۴-۲- به دست آوردن توابع تبدیل در کانالهای مختلف پروازی ۳۷

۴-۲- ۱- به دست آوردن مدل دینامیکی ساده شده موشک در کانال چرخ ۳۷

۴-۲-۲- به دست آوردن مدل دینامیکی ساده شده موشک در کانال سمت: ۳۸

۴-۲-۳- به دست آوردن مدل دینامیکی ساده شده موشک در کانال فراز و ارتفاع ۳۹

۴-۳- روش جدولبندی بهره ۴۳

فصل پنجم: پدیده چرخش وارون ۴۵

۵-۱- آشنایی با پدیده چرخش وارون ۴۶

۵-۲- رفع ایرادات ناشی از پدیده چرخش وارون: ۵۲

۵-۲-۱- استفاده از پیکربندی متداخل به جای پیکربندی همراستا : ۵۲

۵-۲-۲- استفاده از Rolleron : ۵۳

۵-۲-۳- استفاده از Split Cannard [۲۹] : ۵۴

۵-۲-۴- استفاده از Rolling Tail [۲۹] : ۵۴

۵-۲-۵- استفاده از بعضی روشهای کنترلی جهت مهار ایرادات ناشی از پدیده چرخش وارون: ۵۶

عنوان صفحه

۵-۲-۵-۱- استفاده از روش جدولبندی بهره : ۵۶
۵-۲-۵-۲- استفاده از روش کنترلی پیشنهادی : ۵۶

فصل ششم: کنترل مود لغزشی ۶۱

۶-۱- مرور کلی ۶۲

۶-۲- طراحی کنترل مود لغزشی : ۶۲
۶-۲-۲- کنترل شبه مود لغزشی با استفاده از تقریب پیوسته : ۶۹

۶-۳- رهگیری سیگنال خروجی با کمک کنترل مود لغزشی ۷۷
۶-۳-۱- روش درجه نسبی: ۷۷
۶-۳-۲- روش مقیاس زمانی چند گانه ۸۰

۶-۴- طراحی اتوپایلوت کانال چرخ به منظور جلوگیری از پدیده چرخش وارون ۸۵
۶-۴-۱- طراحی کنترلر لوپ خارجی : ۸۵
۶-۴-۲- طراحی کنترلر لوپ داخلی : ۸۶

فصل هفتم: نتایج، نتیجه گیری و پیشنهادات ۸۸

۷-۱- پیشگفتار ۸۹

۷-۲- بررسی وضعیت سیستم کنترل در کانال های مختلف پروازی : ۸۹
۷-۲-۱- تعیین ضرایب کنترلی کانالهای مختلف : ۹۰
۷-۲-۲- استفاده از نرم افزارMatlab در بهینه سازی پاسخ در کانال های مختلف پروازی : ۹۱
۷-۲-۳- کانال چرخ : ۹۲
۷-۲-۴- کانال سمت : ۱۰۴
۷-۲-۵- کانال فراز و ارتفاع : ۱۰۸

۷-۳- بررسی عملکرد موشک در کنترل پدیده چرخش وارون : ۱۱۳

۷-۵- جمع بندی و نتیجه گیری ۱۲۳

عنوان صفحه

۷-۶- پیشنهادات ۱۲۴

پیوست الف ۱۲۵

۸-۱- ورودی و خروجیهای برنامه: ۱۲۶

۸-۲- معادلات حاکم: ۱۲۸

مراجع: ۱۳۷

فهرست جدول‌ها

عنوان صفحه

جدول ۳-۱.فرمولهای استفاده شده در محاسبه گشتاورهای اینرسی ۲۷
جدول ۸-۱ ورودیهای برنامه مشابه سازی پروازی..... ۱۲۶
جدول ۸-۲ ورودیهای برنامه مشابه سازی پروازی..... ۱۲۷
جدول ۸-۳ متغیرهای برنامه مشابه سازی مورد استفاده در معادلات حالت..... ۱۲۹

فهرست شکل‌ها

عنوان صفحه

شکل ۱-۱ شکل شماتیک مسیر پرواز یک موشک کروز ۳
شکل ۱-۲ ارتباط بین سیستم های ناوبری، هدایت و کنترل ۴
شکل ۱-۳ کنترل موشک در کانال فراز ۱۰
شکل ۳-۱شماتیک طرز قرار گرفتن محورهای مختصات ۲۱
شکل ۳-۲ نیروی پیشبرندگی بر حسب زمان ۲۶
شکل ۳-۳ ممان اینرسی حول محور Y بر حسب زمان ۲۸
شکل ۳-۴ممان اینرسی حول محور X بر حسب زمان ۲۸
شکل ۳-۵ تغییرات جرم بر حسب زمان ۲۸
شکل ۳-۶ تغییرات X_{BC} بر حسب زمان ۲۸
شکل ۳-۷ تغییرات CD_DELTA_A بر حسب تغییرات عدد ماخ در مرحله اول ۳۰
شکل ۳-۸ تغییرات CD0 بر حسب تغییرات عدد ماخ در مرحله اول ۳۰
شکل ۳-۹ تغییرات CD_ALPHA بر حسب تغییرات عدد ماخ در مرحله اول ۳۰
شکل ۳-۱۰ تغییرات CD_DELTA_E بر حسب تغییرات عدد ماخ در مرحله اول ۳۰
شکل ۳-۱۱ تغییرات CZ_ALPHA بر حسب تغییرات عدد ماخ در مرحله اول ۳۰
شکل ۳-۱۲تغییرات CM_Q بر حسب تغییرات عدد ماخ در مرحله اول ۳۰
شکل ۳-۱۳ تغییرات CZ_Q بر حسب تغییرات عدد ماخ در مرحله اول ۳۱
شکل ۳-۱۴ تغییرات CZ_DELTA_E بر حسب تغییرات عدد ماخ در مرحله اول ۳۱
شکل ۳-۱۵ تغییرات CM_DELTA_E بر حسب تغییرات عدد ماخ در مرحله اول ۳۱
شکل ۳-۱۶ تغییرات CM_ALPHA بر حسب تغییرات عدد ماخ در مرحله اول ۳۱
شکل ۴-۱ نمایش زوایای اولر ۴۱
شکل ۵-۱ پدیده چرخش وارون ۴۶
شکل ۵-۲ تغییرات Cl_{δ_a} بر حسب تغییرات عدد ماخ در زاویه حمله پنج درجه در مرحله دوم ۴۸

عنوان صفحه

شکل ۵-۳ تغییرات Cl_{δ_a} بر حسب تغییرات زاویه حمله در سرعت ۱/۵ ماخ..... ۴۹
شکل ۵-۴ تغییرات Cl_{δ_a} بر حسب تغییرات زاویه حمله و سرعت..... ۴۹
شکل ۵-۵ مسیر موشک در مرحله اول و دوم، تحت تأثیر پدیده چرخش وارون..... ۵۰
شکل ۵-۶ زاویه چرخش موشک تحت تأثیر پدیده چرخش وارون..... ۵۱
شکل ۵-۷ زاویه حمله موشک تحت تأثیر پدیده چرخش وارون..... ۵۱
شکل ۵-۸ استفاده از پیکربندی ضربدر× به جای به علاوه + در شکل بالکها جهت کنترل پدیده چرخش وارون..... ۵۲
شکل ۵-۹ موشک SIDEWINDER وROLLERON موجود بر روی بالک آن..... ۵۳
شکل ۵-۱۰ استفاده از SPLIT CANNARD جهت کنترل پدیده چرخش وارون ۵۴
شکل ۶-۱ متغیرهای سیستم و اغتشاش بر حسب زمان برای مثال بخش ۶-۲..... ۶۷
شکل ۶-۲ سطح لغزشی بر حسب زمان برای مثال بخش ۶-۲..... ۶۷
شکل ۶-۳ ورودی کنترل بر حسب زمان برای مثال بخش ۶-۲..... ۶۸
شکل ۶-۴ دیاگرام فاز سیستم برای مثال بخش ۶-۲..... ۶۸
شکل ۶-۵ تابع اشباع با فرمول..... ۶۹
شکل ۶-۶ متغیرهای سیستم و اغتشاش بر حسب زمان برای مثال بخش ۶-۲ در حضور ورودی اشباع..... ۷۱
شکل ۶-۷ سطح لغزشی بر حسب زمان برای مثال بخش ۶-۲ در حضور ورودی اشباع..... ۷۱
شکل ۶-۸ ورودی کنترل بر حسب زمان برای مثال بخش ۶-۲ در حضور ورودی اشباع..... ۷۲
شکل ۶-۹ دیاگرام فاز برای مثال بخش ۶-۲ در حضور ورودی اشباع..... ۷۲
شکل ۶-۱۰ تابع سیگموید با فرمول $\frac{\sigma}{|\sigma|+\varepsilon}$ ۷۳
شکل ۶-۱۱ متغیرهای سیستم و اغتشاش بر حسب زمان برای مثال بخش ۶-۲ در حضور ورودی سیگموید..... ۷۴
شکل ۶-۱۲ سطح لغزشی بر حسب زمان برای مثال بخش ۶-۲ در حضور ورودی سیگموید.. ۷۵
شکل ۶-۱۳ ورودی کنترل بر حسب زمان برای مثال بخش ۶-۲ در حضور ورودی سیگموید ۷۵
شکل ۶-۱۴ دیاگرام فاز برای مثال بخش ۶-۲ در حضور ورودی سیگموید..... ۷۶

عنوان صفحه

شکل ۶-۱۵ ساختار شماتیک اتوپایلوت یک موشک با سه لوپ کنترلی ۸۰
شکل ۷-۱ مقادیر مناسب بهره ها که از طریق این منو به برنامه وارد می گردد..... ۹۲
شکل ۷-۲ دیاگرام بلوکی کانال چرخ مدل شده در محیط SIMULINK..... ۹۲
شکل ۷-۳ تنظیمات پاسخ دلخواه در مرحله دوم در کانال چرخ در محیط نرم افزار MATLAB ۹۴
شکل ۷-۴ عملیات رسیدن به پاسخ بهینه در مرحله دوم در کانال چرخ در محیط نرم افزار MATLAB..... ۹۴
شکل ۷-۵ بهره های بهینه در مرحله دوم در کانال چرخ..... ۹۵
شکل ۷-۶ پاسخ پله کانال چرخ در مرحله دوم در زمانهای مختلف پرواز..... ۹۵
شکل ۷-۷ دیاگرام بود کانال چرخ در مرحله دوم در زمانهای مختلف پرواز ۹۵
شکل ۷-۸ مشخصات پاسخ پله و فرکانسی کانال چرخ در مرحله دوم در زمانهای مختلف پرواز ۹۶
شکل ۷-۹ پاسخ پله کانال چرخ در مرحله دوم در برنامه شبیه سازی..... ۹۷
شکل ۷-۱۰ پاسخ پله کانال چرخ در مرحله دوم در برنامه شبیه سازی(تصویر بزرگ شده) ۹۷
شکل۷-۱۱ عملیات رسیدن به پاسخ بهینه در مرحله اول در کانال چرخ در محیط نرم افزار MATLAB..... ۹۸
شکل ۷-۱۲ بهره های بهینه در مرحله اول در کانال چرخ بر اساس بهینه سازی نقاط ابتدایی پرواز..... ۹۸
شکل ۷-۱۳ مشخصات پاسخ پله کانال چرخ در مرحله اول در زمانهای مختلف بر اساس بهینه سازی نقاط ابتدایی پرواز ۹۹
شکل ۷-۱۴ مشخصات پاسخ پله کانال چرخ در مرحله اول در زمانهای مختلف بر اساس بهینه سازی نقاط انتهایی پرواز ۱۰۰
شکل ۷-۱۵ مشخصات پاسخ کانال چرخ در مرحله اول در زمانهای مختلف بر اساس بهینه سازی نقطه دوم..... ۱۰۱

شکل۷-۱۶ پاسخ پله کانال چرخ در مرحله اول در برنامه شبیه سازی بر اساس بهینه سازی نقطه دوم (وضعیت نقطه اول) ۱۰۲

عنوان صفحه

شکل ۷-۱۷پاسخ پله کانال چرخ در مرحله اول در برنامه شبیه سازی بر اساس بهینه سازی نقطه دوم(وضعیت نقطه دوم) ۱۰۲
شکل۷-۱۸ پاسخ پله کانال چرخ در مرحله اول در برنامه شبیه سازی بر اساس بهینه سازی نقطه دوم(وضعیت نقطه سوم) ۱۰۲
شکل ۷-۱۹ استفاده از جدولبندی بهره در مرحله اول در کانال چرخ ۱۰۳
شکل۷-۲۰ دیاگرام بلوکی کانال سمت ۱۰۴
شکل ۷-۲۱پاسخ پله کانال سمت در مرحله دوم در زمانهای مختلف پروازی ۱۰۵
شکل ۷-۲۲ دیاگرام بود کانال سمت در مرحله دوم در زمانهای مختلف پروازی ۱۰۵
شکل ۷-۲۳ مشخصات پاسخ پله کانال سمت در مرحله دوم در زمانهای مختلف پروازی..... ۱۰۶
شکل۷-۲۴ پاسخ پله کانال سمت در مرحله دوم در برنامه شبیه سازی ۱۰۷
شکل ۷-۲۵ پاسخ پله کانال سمت در مرحله دوم در برنامه شبیه سازی(تصویر بزرگ شده)۱۰۷
شکل ۷-۲۶ دیاگرام بلوکی کانال ارتفاع ۱۰۸
شکل۷-۲۷ پاسخ پله کانال ارتفاع در مرحله دوم در زمانهای مختلف پروازی ۱۱۰
شکل ۷-۲۸ دیاگرام بود کانال ارتفاع در مرحله دوم در زمانهای مختلف پروازی ۱۱۰
شکل ۷-۲۹ مشخصات پاسخ پله کانال ارتفاع در مرحله دوم در زمانهای مختلف پروازی..... ۱۱۱
شکل ۷-۳۰ پاسخ پله کانال ارتفاع در مرحله دوم در برنامه شبیه سازی..... ۱۱۲
شکل ۷-۳۱ $L_{\delta R}$ به صورت موجی سینوسی با فرکانس پایین و علامت آن..... ۱۱۴
شکل ۷-۳۲ $L_{\delta R}$ به صورت موجی سینوسی با فرکانس بالا و علامت آن ۱۱۴
شکل ۷-۳۳ $L_{\delta R}$ به صورت موجی سینوسی با فرکانس بالا و علامت آن (تصویر بزرگ شده) ۱۱۴
شکل ۷-۳۴ $L_{\delta R}$ به صورت موج پله ای با دامنه متغیر و علامت آن..... ۱۱۴
شکل ۷-۳۵ سطح لغزشی داخلی بر حسب زمان..... ۱۱۵
شکل ۷-۳۶ سطح لغزشی خارجی بر حسب زمان ۱۱۵
شکل ۷-۳۷ ورودی داخلی بر حسب زمان..... ۱۱۵

شکل ۷-۳۸ ورودی خارجی بر حسب زمان ۱۱۵
شکل ۷-۳۹ زاویه چرخ سیستم بر حسب زمان ۱۱۶

عنوان صفحه

شکل ۷-۴۰ سرعت زاویه ای چرخ سیستم بر حسب زمان ۱۱۶
شکل ۷-۴۱ دیاگرام فاز سیستم ۱۱۶
شکل ۷-۴۲ سطح لغزشی داخلی بر حسب زمان ۱۱۷
شکل ۷-۴۳ سطح لغزشی خارجی بر حسب زمان ۱۱۷
شکل ۷-۴۴ ورودی داخلی بر حسب زمان ۱۱۷
شکل ۷-۴۵ ورودی خارجی بر حسب زمان ۱۱۷
شکل ۷-۴۶ زاویه چرخ سیستم بر حسب زمان ۱۱۸
شکل ۷-۴۷ سرعت زاویه ای غلتشی سیستم بر حسب زمان ۱۱۸
شکل ۷-۴۸ دیاگرام فاز سیستم ۱۱۸
شکل ۷-۴۹ زاویه چرخ، نرخ چرخش در حضور نویز بر حسب زمان ۱۱۹
شکل ۷-۵۰ زاویه چرخ، نرخ چرخش در حضور نویز بزرگتر بر حسب زمان ۱۱۹
شکل ۷-۵۱ زاویه چرخ، نرخ چرخش در حضور نویز با شرایط اولیه بزرگتر بر حسب زمان... ۱۲۰
شکل ۷-۵۲ دیاگرام فاز سیستم در حضور نویز با شرایط اولیه بزرگتر ۱۲۰
شکل ۸-۱ فلوچارت برنامه شبیه سازی ۱۳۴
شکل ۸-۲ فلوچارت زیربرنامه OUT ۱۳۵
شکل ۸-۳ فلوچارت زیربرنامه DYNAMIC ۱۳۶

فصل اول

مقدمه

مقدمه

پیشگفتار

امروزه در میدانهای جنگی به جای برخورد از نزدیک، جنگ از فاصله زیاد انجام می‌شود. لازمه این کار استفاده از سلاحهایی با برد زیاد است. اما افزایش برد سلاحها، خود مسئله کاهش احتمال برخورد را ایجاد می‌کند. یکی از اساسی ترین راه حل های این مسأله استفاده از سلاحهای هدایت شونده است وشاید بتوان موشکهای هدایت شونده را مهمترین دسته از این سلاحها به حساب آورد.

یک سلاح هدایت شونده سلاحی است که به نوعی مستقیماً به سمت هدف هدایت می‌شود؛ بدین ترتیب هر گونه انحراف از مسیر اصلاح شده و هر حرکت هدف دیده خواهد شد تا مسیر سلاح به طور مناسبی اصلاح شود.

موشکهای هدایت شونده دسته بزرگی از سلاحهای هدایت شونده را تشکیل می‌دهند. معمولاً دسته بندی موشکهای هدایت شونده، بر حسب ناحیه و فضایی که عمل پرتاب موشک در آن صورت می‌گیرد و فضایی که هدف در آن قرار دارد، انجام می‌شود. به این ترتیب موشکها به چهار دسته تقسیم می‌شوند:

- سطح به سطح
- سطح به هوا
- هوا به سطح
- هوا به هوا

در این تقسیم بندی تنها ناحیه پرتاب موشک و هدف مهم بوده است. از جمله موشکهای سطح به سطح، می‌توان به موشکهای کروز اشاره کرد. این موشکها مقدار قابل ملاحظه ای از مسیر پرواز خود را با ارتفاع ثابت پرواز می‌کنند.

همچنین می‌توان موشکها و در حالت کلی هر گونه وسیله پرنده را با توجه به محدوده سرعت پروازی آن به دستهای زیر تقسیم بندی کرد: