بسم الله الرحمن الرحیم

بسمه تعالی

تاییدیه اعضای هیات داوران حاضر در جلسه دفاع از پایان نامه کارشناسی ارشد

خانم نگار علمی صدر پایان نامه ۹ واحدی خود را با عنوان **طراحی یك اتوپایلوت مد لغزشی فازی برای موشك زمین به هوا** در تاریخ ۱۳۸۹/۱۱/۲۵ ارائه کردند.

اعضای هیات داوران نسخه نهایی این پایان نامه را از نظر فرم و محتوا تایید کرده، پذیرش آنرا برای اخذ درجه کارشناسی ارشد کنترل پیشنهاد می کنند.

عضو هیات داوران	نام و نام خانوادگی	رتبه علمی	امضا
استاد راهنما	دکتر حمیدرضا مومنی	دانشیار	
استاد ناظر	دکتر محمدتقی حمیدی بهشتی	دانشیار	
استاد ناظر	دکتر سجاد ازگلی	استادیار	
استاد ناظر	دکتر محمدرضا عاروان	استادیار	
مدیر گروه (یا نماینده گروه تخصصی)	دکتر محمدتقی حمیدی بهشتی	دانشیار	

این نسخه به عنوان نسخه نهایی پایان نامه /رساله مورد تائید است

امضای استاد راهنما :

دانشکده مهندسی برق و کامپیوتر

دانشگاه تربیت مدرس

آیین نامه چاپ پایان‌نامه (رساله)های دانشجویان دانشگاه تربیت مدرس

نظر به اینکه چاپ و انتشار پایان نامه (رساله)های تحصیلی دانشجویان دانشگاه تربیت مدرس، مبین بخشی از فعالیتهای علمی - پژوهشی دانشگاه است بنابراین به منظور آگاهی و رعایت حقوق دانشگاه، دانش آموختگان این دانشگاه نسبت به رعایت موارد ذیل متعهد می‌شوند:

ماده ۱: در صورت اقدام به چاپ پایان نامه (رساله)ی خود، مراتب را قبلاً به طور کتبی به «دفتر نشر آثارعلمی» دانشگاه اطلاع دهد.

ماده ۲: در صفحه سوم کتاب (پس از برگ شناسنامه) عبارت ذیل را چاپ کند:

«کتاب حاضر، حاصل پایان نامه کارشناسی ارشد/ رساله دکتری نگارنده در رشته مهندسی برق است که در سال ۱۳۸۹ در دانشکده فنی مهندسی دانشگاه تربیت مدرس به راهنمایی سرکار خانم/جناب آقای دکتر محسنی، مشاوره سرکار خانم/جناب آقای دکتر ــ و مشاوره سرکار خانم/جناب آقای دکتر ــ از آن دفاع شده است.»

ماده ۳: به منظور جبران بخشی از هزینه‌های انتشارات دانشگاه، تعداد یک درصد شمارگان کتاب (در هر نوبت‌چاپ) را به «دفتر نشر آثارعلمی» دانشگاه اهدا کند. دانشگاه می‌تواند مازاد نیاز خود را به نفع مرکز نشر درمعرض فروش قرار دهد.

ماده ۴: در صورت عدم رعایت ماده ۳، ۵۰٪ بهای شمارگان چاپ شده را به عنوان خسارت به دانشگاه تربیت‌مدرس، تأدیه کند.

ماده ۵: دانشجو تعهد و قبول می کند در صورت خودداری از پرداخت بهای خسارت، دانشگاه می‌تواند خسارت مذکور را از طریق مراجع قضایی مطالبه و وصول کند؛ به علاوه به دانشگاه حق می‌دهد به منظور استیفای حقوق خود، از طریق دادگاه، معادل وجه مذکور در ماده ۴ را از محل توقیف کتابهای عرضه شده نگارنده برای فروش، تامین نماید.

ماده ۶: اینجانب نگار علی صدر دانشجوی رشته مهندسی برق ـ کنترل مقطع کارشناسی ارشد تعهد فوق وضمانت اجرایی آن را قبول کرده، به آن ملتزم می شوم.

نام و نام خانوادگی: نگار علی صدر

تاریخ و امضاء:

۱۳۹۹/۲/۱۹

آیین‌نامه حق مالکیت مادی و معنوی در مورد نتایج پژوهشهای علمی دانشگاه تربیت مدرس

مقدمه: با عنایت به سیاست‌های پژوهشی و فناوری دانشگاه در راستای تحقق عدالت و کرامت انسانها که لازمه شکوفایی علمی و فنی است و رعایت حقوق مادی و معنوی دانشگاه و پژوهشگران، لازم است اعضای هیأت علمی، دانشجویان، دانش‌آموختگان و دیگر همکاران طرح، در مورد نتایج پژوهشهای علمی که تحت عناوین پایان‌نامه، رساله و طرحهای تحقیقاتی با هماهنگی دانشگاه انجام شده است، موارد زیر را رعایت نمایند:

ماده ۱- حق نشر و تکثیر پایان نامه/ رساله و درآمدهای حاصل از آنها متعلق به دانشگاه می باشد ولی حقوق معنوی پدید آورندگان محفوظ خواهد بود.

ماده ۲- انتشار مقاله یا مقالات مستخرج از پایان‌نامه/ رساله به صورت چاپ در نشریات علمی و یا ارائه در مجامع علمی باید به نام دانشگاه بوده و با تایید استاد راهنمای اصلی، یکی از اساتید راهنما، مشاور و یا دانشجو مسئول مکاتبات مقاله باشد. ولی مسئولیت علمی مقاله مستخرج از پایان نامه و رساله به عهده اساتید راهنما و دانشجو می باشد.

تبصره: در مقالاتی که پس از دانش‌آموختگی بصورت ترکیبی از اطلاعات جدید و نتایج حاصل از پایان‌نامه/ رساله نیز منتشر می‌شود نیز باید نام دانشگاه درج شود.

ماده ۳- انتشار کتاب، نرم افزار و یا آثار ویژه (اثری هنری مانند فیلم، عکس، نقاشی و نمایشنامه) حاصل از نتایج پایان‌نامه/ رساله و تمامی طرحهای تحقیقاتی کلیه واحدهای دانشگاه اعم از دانشکده ها، مراکز تحقیقاتی، پژوهشکده ها، پارک علم و فناوری و دیگر واحدها باید با مجوز کتبی صادره از معاونت پژوهشی دانشگاه و براساس آئین نامه های مصوب انجام شود.

ماده ٤- ثبت اختراع و تدوین دانش فنی و یا ارائه یافته ها در جشنواره‌های ملی، منطقه‌ای و بین‌المللی که حاصل نتایج مستخرج از پایان‌نامه/ رساله و تمامی طرح‌های تحقیقاتی دانشگاه باید با هماهنگی استاد راهنما یا مجری طرح از طریق معاونت پژوهشی دانشگاه انجام گیرد.

ماده ٥- این آیین‌نامه در ٥ ماده و یک تبصره در تاریخ ۸۷/٤/۱ در شورای پژوهشی و در تاریخ ۸۷/٤/۲۳ در هیأت رئیسه دانشگاه به تایید رسید و در جلسه مورخ ۸۷/۷/۱۵ شورای دانشگاه به تصویب رسیده و از تاریخ تصویب در شورای دانشگاه لازم‌الاجرا است.

«اینجانب ..... دانشجوی رشته ..... ورودی سال تحصیلی ..... مقطع ..... دانشکده ..... متعهد می شوم کلیه نکات مندرج در آئین نامه حق مالکیت مادی و معنوی در مورد نتایج پژوهش های علمی دانشگاه تربیت مدرس را در انتشار یافته های علمی مستخرج از پایان نامه / رساله تحصیلی خود رعایت نمایم. در صورت تخلف از مفاد آئین نامه فوق الاشعار به دانشگاه وکالت و نمایندگی می دهم که از طرف اینجانب نسبت به لغو امتیاز اختراع بنام بنده و یا هر گونه امتیاز دیگر و تغییر آن به نام دانشگاه اقدام نماید. ضمناً نسبت به جبران فوری ضرر و زیان حاصله بر اساس برآورد دانشگاه اقدام خواهم نمود و بدینوسیله حق هر گونه اعتراض را از خود سلب نمودم»

امضا: .....

تاریخ: ۹۰/۲/۱۹

دانشگاه تربیت مدرّس
دانشکده فنی و مهندسی

پایان‌نامه دوره‌ی کارشناسی ارشد مهندسی برق - کنترل

طراحی اتوپایلوت مد لغزشی فازی برای موشک زمین به هوا

نگار علمی صدر

استاد راهنما:

دکتر حمید رضا مؤمنی

زمستان 1389

تقدیم به

پدر و مادر بزرگوارم

همسر گرامیم

برادران عزیزم.

تشکر و قدردانی

درآغاز خداوند منان را ستایش می کنم که توفیق تحصیل و دانش آموزی را به بنده حقیر عطا فرمود و درود خدا بر پیامبر گرامی اسلام و دوازده چراغ هدایت که یادو خاطره آنان انسان را به تلاش در راه کسب علم مفیدو تقوای موثر وا می دارد.

وظیفه خود می دانم که از زحمات بی دریغ استاد ارجمندم جناب آقای دکتر مؤمنی که همواره با راهنمایی‌های ارزنده‌شان راه را بر من هموار ساختند، با این زبان قاصر صمیمانه تشکر و قدردانی نمایم.

همچنین از اساتید محترم آقایان دکتر حمیدی بهشتی، دکتر عاروان و دکتر ازگلی که داوری این پایان نامه را تقبّل فرمودند، نهایت تشکر را دارم. و نیز از اعضای پژوهشکده شهید یزدانی به خصوص آقای دکتر محمدزمان که مرا در انجام این پایان نامه یاری نمودند، سپاسگزاری می نمایم.

چکیده

روش معمول در طراحی خودخلبان موشک‌ها غالبا خطی‌سازی معادلات در نقاط مختلف مسیر نامی و سپس استفاده از روش‌های طراحی کلاسیک یا مدرن در مدل خطی و تحصیل ضرایب کنترل‌کننده در نقاط انتخاب شده می‌باشد. در این پروژه به طراحی اتوپایلوت یک موشک زمین به هوا با استفاده از روش مود لغزشی خواهیم پرداخت. کنترل مود لغزشی یکی از روشهای کنترل مقاوم می‌باشد که سیستم را در حضور عدم قطعیتهایی که به علت عبارات غیرخطی سیستم و همچنین خطاهای مدل‌سازی در سیستم ظاهر می شوند، کنترل می‌کند. در کنترل مود لغزشی با اعمال یک نیروی کنترلی ناپیوسته به سیستم دینامیکی، تمامی حالتهای سیستم به سوی یک سطح لغزش معین در فضا هدایت می‌شوند. بنابراین بر اثر اعمال نیروی کنترلی ناپیوسته و کلیدزنی‌های متعدد، لرزش حاصل می‌شود و باعث بروز نوسانات فرکانس بالا می‌گردد. که جهت حذف آن از روش لایه مرزی استفاده کرده‌ایم. نتایج حاصل نشان می‌دهد که اگر چه نوسان ظاهر نشده است اما یک خطای ردیابی ماندگار بوجود آمده است که در این پروژه برای رفع این مشکل از الگوریتم فازی برای تنظیم بهره کنترلگر(K) که وظیفه پایدارسازی سیستم را بر عهده دارد، استفاده شده است.

قابل ذکر است در طراحی خودخلبان از فرضیات ساده‌سازی استفاده شده و معادلات غیرخطی چند متغیره متداخل به معادلات مجزا تبدیل گشته و طراحی برای هر کانال به طور مجزا صورت گرفته است. کنترل‌کننده‌های طراحی شده در مدل شش درجه آزادی در تمام کانال‌های موشک به طور همزمان پیاده‌سازی شده و عملکرد آنها در هر قسمت با استفاده از شبیه‌سازی نشان داده شده است.

کلید واژه: خود خلبان، کنترل مود لغزشی، نوسانات فرکانس بالا، لایه مرزی، خطای ماندگار، الگوریتم فازی.

فهرست مطالب

عنوان **صفحه**

فهرست علایم و نشانه‌ها ..... ج
فهرست جدول‌ها ..... ه
فهرست شکل‌ها ..... و

فصل 1- مقدمه 1
1-1- پیشگفتار 1
1-1-1- موتور موشک 1
1-1-2- سازه موشک 2
1-1-3- سرجنگی 3
1-1-4- سیستم هدایت و کنترل 3
1) سیستم ناوبری 3
2) سیستم هدایت 4
3) سیستم کنترل (خود خلبان) 6
1-2- مروری بر فعالیت های گذشته 7
1-3- هدف از انجام پایان نامه 10
1-4- ساختار پایان نامه 10

فصل 2- مدلسازی و نحوه پیاده سازی معادلات حرکت 11
2-1- مقدمه 11
2-2- دستگاههای مختصات 11
2-3- معادلات حرکت 12
2-3-1- معادلات حاکم بر حرکت انتقالی جسم 13
2-3-2 معادلات حاکم بر حرکت دورانی جسم 14
2-4- خطی سازی معادلات حرکت 17

فصل 3- طراحی سیستم های غیرخطی 22
3-1- مقدمه 22
3-2- کنترل مود لغزشی 23
3-2-1- شرط وجود مود لغزشی 24
3-3- کنترل فازی 27

فصل 4- طراحی کنترل کننده مود لغزشی فازی 29
4-1- روش کنترلی مود لغزشی 29

4-1-1- طراحی سطح لغزش در سیستم های تعقیب خروجی 29
4-1-2- طراحی کنترل کننده مود لغزشی 30
4-1-3- پدیده لرزش 31
4-1-4- تنظیم کننده فازی بهره کنترلگر 32

فصل 5- طراحی خودخلبان و شبیه سازی شش درجه آزادی 37
5-1- مقدمه 37
5-2- مدلسازی کانال چرخشی 37
5-3- مدلسازی کانال پیچشی 45
5-4- مدلسازی کانال گردشی 50

فصل 6- نتیجه‌گیری و پیشنهادها 57
6-1- نتیجه‌گیری 57
6-2- پیشنهادها 58

ضمیمهٔ الف- بررسی روش کلاسیک در کنترل خودخلبان 59

فهرست مراجع 61

واژه نامه‌ی فارسی به انگلیسی 63

واژه نامه‌ی انگلیسی به فارسی 66

فهرست علایم و نشانه‌ها

عنوان	علامت اختصاری
ضریب میرایی	ξ
فرکانس طبیعی	ω_n
ورودی اغتشاش خارجی	d_i
لختی دورانی حول محور x	I_X
لختی دورانی حول محور y	I_Y
لختی دورانی حول محور z	I_Z
مقدار زاویه فراز (زاویه کانال طولی)	θ
مقدار زاویه موشک در کانال عرضی	ψ
مقدار زاویه چرخش موشک	ϕ
سرعت زاویه‌ای کانال طولی	q
سرعت زاویه‌ای کانال عرضی	r
سرعت زاویه‌ای کانال چرخشی	p
سرعت خطی موشک در راستای محور x	u
سرعت خطی موشک در راستای محور y	V
سرعت خطی موشک در راستای محورz	W
نیروهای خارجی در جهت محور x	F_X
نیروهای خارجی در جهت محور y	F_Y
نیروهای خارجی در جهت محورz	F_Z
گشتاور غلت آیرودینامیکی	L

گشتاور پیچ آیرودینامیکی	M
گشتاور گردش آیرودینامیکی	N
جرم موشک	m
فشار دینامیکی هوا	$\overline{q}$
سطح مقطع موشک	S
قطر موشک	D
طول موشک	d
انحراف بالکiام	δ_i
زاویه حمله	α
زاویه لغزش جانبی	β

فهرست جدول‌ها

عنوان **صفحه**

جدول 4-1،جدول قوانین تنظیم فازی بهره کنترلگر 35
جدول 5-1،مشخصات نمونه آزمایشی 39
جدول 5-2،تغییرات پارامترهای آیرودینامیکی کانال چرخشی به ازای $\alpha = 0$ 40
جدول 5-3، تغییرات پارامترهای آیرودینامیکی کانال چرخشی به ازای $\alpha = 5$ 41
جدول 5-4، تغییرات پارامترهای آیرودینامیکی کانال چرخشی به ازای $\alpha = 10$ 41
جدول 5-5، تغییرات پارامترهای آیرودینامیکی کانال چرخشی به ازای $\alpha = 15$ 42
جدول 5-6، مقادیر بهره کنترلگرکانال رول در کنترل مود لغزشی 43
جدول 5-7، تغییرات پارامترهای آیرودینامیکی کانال پیچشی به ازای $\alpha = 0$ 46
جدول 5-8، تغییرات پارامترهای آیرودینامیکی کانال پیچشی به ازای $\alpha = 5$ 47
جدول 5-9، تغییرات پارامترهای آیرودینامیکی کانال پیچشی به ازای $\alpha = 10$ 47
جدول 5-10، تغییرات پارامترهای آیرودینامیکی کانال پیچشی به ازای $\alpha = 15$ 48
جدول 5-11، مقادیر بهره کنترلگر کانال پیچشی در کنترل مود لغزشی 48
جدول 5-12، تغییرات پارامترهای آیرودینامیکی کانال گردشی به ازای $\alpha = 0$ 51
جدول 5-13، تغییرات پارامترهای آیرودینامیکی کانال گردشی به ازای $\alpha = 5$ 52
جدول 5-14، تغییرات پارامترهای آیرودینامیکی کانال گردشی به ازای $\alpha = 10$ 52
جدول 5-15، تغییرات پارامترهای آیرودینامیکی کانال گردشی به ازای $\alpha = 15$ 53
جدول 5-16، مقادیر بهره کنترلگر کانال گردشی در کنترل مود لغزشی 53

فهرست شکل‌ها

عنوان **صفحه**

شکل 1-1. نمودار بلوکی موشک هدایت شونده 6
شکل 1-2.حرکات شش درجه آزادی موشک در مختصات بدنی 13
شکل 2-2. نمایش زوایای حمله و جانبی نسبت به بردار باد نسبی 16
شکل 2-3. نمایش بلوک معادلات حرکت شش درجه آزادی 18
شکل 2-4.بلوک آیرودینامیک در محیط سیمولینک 19
شکل 3-1.سطح کلید زنی با دو ساختار متفاوت 24
شکل 3-2. دیاگرام بلوکی کنترل فازی 28
شکل 4-1. پدیده لرزش و مود لغزش واقعی 31
شکل 4-2.توابع عضویت ورودیهای سیستم فازی 33
شکل 4-3.تابع عضویت خروجیهای سیستم فازی 34
شکل5-1.بالک های محرک در جسم پرنده 37
شکل 5-2. دیاگرام بلوکی کانال چرخشی موشک 38
شکل 5-3. نمودار C_z نسبت به تغییرات زوایای حمله و جانبی 40
شکل 5-4. بردار خروجی کانال چرخشی حاصل از کنترلگر مود لغزشی بدون لایه مرزی 43
شکل 5-5. نیروی کنترلی وارد بر کانال چرخشی در کنترل مود لغزشی بدون لایه مرزی 44
شکل 5-6. بردار خروجی کانال چرخشی حاصل از کنترلگر مود لغزشی با لایه مرزی 44
شکل 5-7. نیروی کنترلی وارد بر کانال چرخشی در کنترل مود لغزشی با لایه مرزی 44
شکل 5-8. بردار خروجی کانال چرخشی حاصل از کنترلگر مود لغزشی فازی 45
شکل 5-9. نیروی کنترلی وارد بر کانال چرخشی در کنترل مود لغزشی فازی 45
شکل5-10. نمودار بلوکی کانال پیچشی 46
شکل 5-11. بردار خروجی کانال پیچشی حاصل از کنترلگر مود لغزشی بدون لایه مرزی 49
شکل 5-12. نیروی کنترلی وارد بر کانال پیچشی در کنترل مود لغزشی بدون لایه مرزی 49
شکل 5-13. بردار خروجی کانال پیچشی حاصل از کنترلگر مود لغزشی با لایه مرزی 49
شکل 5-14. نیروی کنترلی وارد بر کانال پیچشی در کنترل مود لغزشی با لایه مرزی 50
شکل 5-15. بردار خروجی کانال پیچشی حاصل از کنترلگر مود لغزشی فازی 50
شکل 5-16. نیروی کنترلی وارد بر کانال پیچشی در کنترل مود لغزشی فازی 50
شکل 5-17.نمودار بلوکی کانال گردشی 51
شکل 5-18. بردار خروجی کانال گردشی حاصل از کنترلگر مود لغزشی بدون لایه مرزی 54
شکل 5-19. نیروی کنترلی وارد بر کانال گردشی در کنترل مود لغزشی بدون لایه مرزی 54

شکل 5-20. بردار خروجی کانال گردشی حاصل از کنترلگر مود لغزشی بدون لایه مرزی..... 54
شکل 5-521. نیروی کنترلی وارد بر کانال گردشی در کنترل مود لغزشی با لایه مرزی..... 55
شکل 5-22. بردار خروجی کانال گردشی حاصل از کنترلگر مود لغزشی فازی..... 55
شکل 5-23. نیروی کنترلی وارد بر کانال گردشی در کنترل مود لغزشی فازی..... 55

فصل 1 - مقدمه

1-1- پیشگفتار

طراحی و ساخت اولین موشک های هدایت شونده[1] توسط آلمانی‌ها و تحت فشار جنگ جهانی دوم صورت گرفت. موشک‌های هدایت شونده که از مهمترین دستاوردهای علم و تکنولوژی می باشد امروزه نه تنها در بالا بردن توان نظامی دولت ها نقش مهمی را ایفا می کند بلکه از تاثیر به سزای آن در زمینه‌های سیاسی، اقتصادی، علمی و تبلیغاتی نیز نباید غافل بود. توجه به این مهم انجام تحقیقات گسترده در این زمینه را ایجاب می‌کند. در این فصل ضمن آنکه با ساختار و اجزای یک موشک هدایت شونده آشنا خواهیم شد کلیاتی نیز در رابطه با کار انجام شده در این پروژه ذکر خواهد گردید.

موشکهای هدایت شونده با توجه به ساختار و ماموریت آنها دارای شتاب و سرعت بسیار بالایی هستند و به طور کلی از چهار قسمت تشکیل شده‌اند[1] :

1- موتور موشک (سیستم پیشران[2])
2- سازه موشک
3- سرجنگی[3]
4- سیستم هدایت و کنترل

1-1-1- موتور موشک

یکی ازمهمترین قسمتهای موشک قسمت پیشران آن می‌باشد و قدرت هر موشک بستگی به قدرت موتور آن دارد چرا که با داشتن یک موتور قوی می‌توان برد موشک و یا وزن سرجنگی (محموله) آن را افزایش داد. موتور تمامی موشکها با سوزاندن سوخت و هدایت گازهای سوخته شده با سرعت بالا به سمت بیرون نازل، موشک را به سمت دلخواه حرکت می‌دهند. گازهای سوخته شده از حرارت ناشی از اکسید شدن سوخت موشک حاصل می‌شود. یکی از پارامترهای مهم در تعیین قدرت موتور موشکها سرعت گازهای خروجی از آنها است.

موتور موشک از نظر جذب اکسید کننده معمولا به دو دسته تقسیم می‌شود. در دسته اول به دلیل پایین بودن ارتفاع پرواز، موتور اکسیژن را از فضای بیرون مکیده و به حرکت خود ادامه می‌دهد نظیر موتورهای جت و توربوجت. این موتورها در موشکهای کروز کاربرد فراوانی دارند. دسته دوم، موتور موشکهایی است

[1] Guided Missile
[2] Propulsion System
[3] Warhead

که در ارتفاع بالایی پرواز می‌کنند و در پاره‌ای از زمان پرواز نیز از جو زمین خارج می‌شوند لذا در این موتورها اکسید کننده به همراه سوخت موشک حمل می‌شود. در این حالت بیشتر حجم و وزن موشک را اکسید کننده اشغال می‌کند. سوخت این موتورها نیز به دو دسته مایع و جامد تقسیم می‌شود. کاربرد این موتورها در موشکهای بالستیک می‌باشد [1].

تفاوت عمده موتورهای سوخت جامد و مایع در این است که در موشکهای سوخت مایع، سوخت و اکسید کننده به صورت مایع در مخزنهای جداگانه درون سازه موشک نگهداری می‌شوند و برای سوزش در محفظه احتراق با هم ترکیب می‌شوند. با قطع ورودی اکسید کننده به درون موتور می‌توان به راحتی در هر شرایطی موتور موشک را خاموش کرد اما در موشکهای سوخت جامد به دلیل قرارگیری سوخت و اکسید کننده در کنار هم برای خاموشی نیاز به مکانیزم پیچیده‌ای است. در این موتورها پس از روشن شدن موتور تا اتمام سوخت و اکسید کننده، موتور نیروی پیشران تولید می کند و امکان خاموش کردن موتور در این میان بسیار سخت می‌باشد و به امکانات جانبی پیچیده و گران قیمت نیاز دارد [1].

نیروی پیشران[1] موتورهای سوخت جامد بسیار بیشتر از موتورهای سوخت مایع می‌باشد در نتیجه این موتورها موشک را سریعتر به سرعت مطلوب می‌رسانند. از موتورهای سوخت جامد به عنوان موتورهای کمکی[2] در ابتدای حرکت موشکهای میان برد و قاره پیما نیز استفاده می‌شودکه پس از خاموشی موتور از موشک جدا می‌شود. از نقاط ضعف موتورهای سوخت مایع پرهزینه بودن و پیچیده بودن سیستم داخلی آنها است همچنین راه اندازی موشکهای سوخت مایع هنگام شلیک وقت زیادی می‌طلبد (در حدود 10 ساعت) برخلاف موشکهای سوخت جامد که برای عملیاتی شدن به کمتر از نیم ساعت زمان نیاز دارند. با تمامی اوصاف به دلیل قابلیت کنترل پذیری بیشتر سوخت مایع در لحظه خاموشی همچنان از این موتورها استفاده می‌شود.

1-1-2- سازه موشک

آن قسمت از موشک که مخازن سوخت، اکسید و سیستم هدایت (قفسه هدایت) درون آن قرار می‌گیرند و همچنین موتور و سرجنگی به آن وصل می‌شوند سازه نام دارد. معمولا سازه به صورت یک پوسته توخالی (لوله‌ای با قطر بزرگ) ساخته می‌شود. در ساخت و طراحی سازه، نیروهای آیرودینامیکی[3] وارد شونده بر بدنه موشک پیش از ساخت آن باید مشخص باشد تا بر اساس آن سازه طراحی شده و مقاومت لازم را در برابر نیروهای خمشی وارد شونده بر موشک را داشته باشد. همچنین این سازه باید چنان ساخته شود که از وزن کمتری برخوردار باشد تا نسبت نیروی پیشران بر وزن کل موشک در هر لحظه از زمان حرکت بزرگ باشد. برای طراحی سازه دو ظیفه مهم برعهده طراح است: اول بدست آوردن یک پیکربندی مناسب و دوم تعیین جنس مناسب با توجه به ماموریت موشک[2] .

[1] Trust
[2] Booster
[3] Aero Dynamic

1-1-3- سرجنگی

آن قسمت از موشک که هدف از فرایند پرتاب می‌باشد سرجنگی نام دارد. با توجه به ماموریت موشک، سرجنگی می‌تواند یک ماهواره و یا یک جسم انفجاری باشد که درون یک پوسته فلزی قرار می‌گیرد. در سرجنگیهای انفجاری بر سرپوسته فلزی یک چاشنی (فیوز) نسبت شده است که معمولاً به ضربه حساس است. و در سرجنگی‌های غیرانفجاری که حاوی یک محموله نظیر ماهواره است پس از رسیدن سرجنگی به موقعییت مطلوب پوسته فلزی شکاف خورده و محموله جدا می‌شود.

1-1-4- سیستم هدایت و کنترل

مغز اصلی یک موشک سیستم هدایت و کنترل آن می‌باشد که به دو قسمت کلی خود خلبان[1] و سیستم هدایت تقسیم می‌شود. بازوهای اصلی اعمال فرامین هدایتی و کنترلی، بالکهای کنترل کننده یا موتورهای کنترل کننده‌ای هستند که به موتور موشک چسبیده‌اند. وظیفه خود خلبان، پایدار سازی موشک و اعمال فرامین کنترلی به عملگر(محرک)[2] بالکها است و وظیفه سیستم هدایت تعیین موقعیت هدایت موشک به هدف مورد نظر می‌باشد که در ادامه به طور مفصل توضیح داده می‌شود.

1) سیستم ناوبری[3]

ناوبری به معنای جهت‌یابی، تعیین موقعیت، سرعت و وضعیت یک وسیله نسبت به یک دستگاه مختصات مرجع می‌باشد. تجهیزات مختلف ناوبری برای موارد استفاده گوناگون ساخته شده‌اند. واحدهای توپخانه و موشک انداز، کشتیها و زیردریاییها، هواپیماها، موشکها برای انجام اهداف خود احتیاج به تعیین موقعیت خود دارند. ساده ترین جهت‌یابی استفاده از عوارض طبیعی زمین می‌باشد.کوه‌نوردان و خلبانان با شناخت از عوارض سطح زمین، کوه‌ها، دره‌ها و شهرها به موقعیت خود پی می‌برند. جهت‌یابی به وسیله ستارگان نیز بخصوص برای کشتی‌رانان از قدیم مرسوم بوده است چرا که در وسط اقیانوسها نشانه و علائمی یافت نمی‌شود. البته امروزه نیز تعدادی از موشک‌ها برای دقت بیشتر سیستم ناوبری خود با استفاده از تلسکوپهایی موقعیت زاویه‌ای موشک را نسبت به ستارگان اندازه‌گیری می‌کنند. استفاده از میدان مغناطیسی زمین هم به عنوان مرجعی برای تعیین موقعیت بکار می‌روند که درکشتیرانی و هواپیمایی کاربرد زیادی دارد و ساده‌ترین آن استفاده از قطب‌نما می‌باشد. کشتی‌ها و هواپیماهای غیرنظامی نیز از انواع ناوبرهای رادیویی مانند لوران، امگا، دکا و غیره استفاده می‌کنند. گیرنده‌های کشتیها و هواپیماها با دریافت این امواج، موقعیت خود را نسبت به ایستگاهای فرستنده این امواج مشخص می‌کنند. هرچه فاصله ازاین ایستگاهها دور شود دقت ناوبری نیز کاهش می‌یابد. به دلیل امکان اختلال دشمن دراموج رادیویی، استفاده ناوبری رادیویی معمولاً برای مقاصد نظامی بکار نمی‌رود. نوع دیگر سیستم ناوبری،

[1] Autopilot
[2] Actuator
[3] Navigation

سیستم ناوبری اینرسی می‌باشد. این سیستم در موشکها، هواپیماهای نظامی و غیرنظامی و زیردریایی‌ها بکار می‌رود. بدلیل اینکه دراین روش از خواص اینرسی حساسه‌های موجود متحرک استفاده می‌شود، به این روش ناوبری اینرسی می‌گویند. حساسه‌های مورداستفاده در سیستم ناوبری اینرسی انواع شتاب سنجها و ژیروسکوپها[1] می‌باشند. این سیستم ناوبری مستقل بوده و هیچ تشعشعی نیز از خود منتشر نمی‌کند. و از خارج نیز نمی‌توان اخلال ایجاد نمود. روش متداول دیگری که در ناوبری هواپیماها ناوبری دوپلر می‌باشد که از پدیده دوپلر، سرعت هواپیما را نسبت به زمین تعیین می‌کند. استفاده از ارتفاع یابها برای اندازه گیری ارتفاع از سطح زمین در هواپیماها وموشکهای کروز بسیار متداول است. همچنین برای اندازه‌گیری ارتفاع هواپیما از سطح دریا از فشارسنج استفاده می‌شود. ناوبری به کمک ماهواره نیز یکی از روشهای بسیار متداول امروزی می‌باشد. برای این منظور تعدادی ماهواره که در مدارهای مشخصی قرار گرفته‌اند امواج رادیویی ویژه‌ای را منتشر می‌کنند که با دریافت این امواج توسط یک گیرنده می‌توان موقعیت را تعیین کرد. این گیرنده‌ها در ابعاد تلفنهای سیار نیز ساخته شده است و موارد استفاده تجاری و نظامی بسیاری دارد. مشهورترین سیستم ناوبری به کمک ماهواره، سیستم تعیین موقعیت جهانی (GPS) می‌باشد که شامل 24 ماهواره است و متعلق به ایالات متحده آمریکا می‌باشد و تمام مردم جهان می‌توانند از گیرنده های نوع تجاری آن استفاده کنند[3].

2) سیستم هدایت

هدایت به معنای رساندن موشک به هدف ثابت و یا متحرک می‌باشد. از تعریف بوضوح برمی‌آید که برای هدایت لازم است اولاً موقعیت نسبی موشک و هدف حس شود. ثانیاً فرمان مناسبی برای صفر کردن این موقعیت نسبی صادر شود و ثالثاً این فرمان به نحوی در موشک اجرا شود که موشک به هدف برخورد کند. بنابراین اجزای لازم برای هدایت موشک عبارتند از:

1) ابزاری برای اندازه‌گیری اطلاعات لحظه‌ای مربوط به هدف و یا اطلاعات هدف.
2) ابزاری برای صدور فرمان لازم (دستور هدایتی) برای قرار دادن موشک در جهت از بین بردن اختلاف موقعیت موشک با هدف.
3) ابزاری برای اجرای دستورات هدایتی.

به ابزاری که برای اندازه‌گیری اطلاعات لحظه‌ای مربوط به موشک و هدف نسبت به موشک و هدف بکار می‌روند، حساسه[2] گفته می‌شود. این حساسه ها به چهار شکل مورد استفاده قرار می‌گیرند:

الف- حساسه‌هایی که اطلاعات مطلق موشک را نسبت به فضای اینرسی اندازه می گیرند. مانند شتاب و سرعتهای زاویه‌ای موشک (حساسه‌های اینرسی)

[1] Gyroscope
[2] Sensor

ب- حساسه‌هایی که اطلاعات هدف را نسبت به موشک اندازه می‌گیرند.به عنوان مثال فاصله موشک از هدف و یا سرعت موشک نسبت به هدف را اندازه می گیرند.(حساسه های آشیانه یاب)
ج- حساسه‌هایی که اطلاعات هدف یا موشک را نسبت به نقطه سومی (ایستگاه ردیاب زمینی یا هوایی) اندازه‌گیری می‌کنند. مانند حساسه‌هایی که در سیستم هدایت فرمان بکار می رود. به عنوان مثال با استفاده از دو رادار ردیاب زمینی یا هوابرد، اطلاعات موشک و هدف نسبت به رادارها تعیین می‌شود.
د- حساسه‌هایی که موقعیت موشک را نسبت به خط دید و یا نسبت به پرتو لیزری یا راداری اندازه‌گیری می‌کنند مانند حساسه‌هایی که در سیستم هدایت سوار بر اشعه بکار می رود.
در هر حال برای هدایت موشک، اطلاعات نسبی موشک و هدف لازم است و نه مطلق. مواردی که اطلاعات موشک و هدف به طور مطلق نسبت به نقطه سومی (رادار ردیاب موشک و هدف) اندازه‌گیری می‌شود، بوسیله پردازش باید اطلاعات نسبی تعیین شود.
پس از تعیین اطلاعات لازم توسط حساسه‌ها، مسیر مناسب توسط رایانه هدایت محاسبه می‌شود. برای این کار معادلات هدایت را باید به حافظه کامپیوترسپرد، در مواردی هم نیاز به محاسبات پیچیده نبوده و با یک مدار ساده الکترونیکی فرمان صادرمی شود(مانند اغلب سیستمهای آشیانه یاب).
وظیفه سیستم هدایت تعیین دستورات لازم برای قرار گرفتن موشک درمسیر مطلوب برای اصابت به هدف می‌باشد. دستورات هدایتی موشک ممکن است از خارج ارسال شود (مانند موشکهای کنترل از راه دور) و یا اینکه در داخل موشک تولید شود. دستورات هدایتی معمولا به صورت دستور شتاب و یا دستور سرعت زاویه‌ای به موشک ارسال می‌شود که باید توسط سیستم کنترل موشک اجرا شود. کامپیوتر هدایت موشک با توجه به اطلاعات مربوط به هدف و موشک باید این دستورات هدایتی را محاسبه کند. روش محاسبه دستورات هدایتی و یا فرمول مربوطه را قانون هدایتی موشک می‌نامند و از قبل باید در رایانه هدایت برنامه‌ریزی شود. برای هدایت انواع موشکها، قوانین هدایتی متنوعی وجود دارد که طراح باید بر اساس نوع مأموریت موشک و نوع اطلاعات دریافتی مربوط به هدف و موشک، انتخاب و یا اینکه ابداع کند. در یک تقسیم بندی می توان سیستمهای هدایت را به سه گروه زیر تقسیم کرد:

- سیستم هدایت پیش تنظیم[1]
- سیستم هدایت خود تنظیم [2]
- تلفیق سیستمهای هدایتی پیش تنظیم و خود تنظیم

سیستم هدایت پیش تنظیم سیستمی است که قبل از پرواز موشک، پارامترهای هدایت طراحی می‌شوند و هنگام حرکت، موشک مسیر پیش تنظیم را تعقیب می کند. اما در روش هدایت خود تنظیم سیستم هدایت با استفاده از خروجی‌های سیستم ناوبری مسیر خود را اصلاح می‌کند و از دقت بالایی برخوردار است. روش سوم که بیشتر استفاده می شود تلفیقی از دو روش قبلی است. در این روش در پاره‌ای از

[1] Preset Guidance
[2] Self Guidance