۱۳۰۷
دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی

دانشکده مهندسی هوافضا

پایان‌نامه کارشناسی ارشد

در گرایش دینامیک پرواز و کنترل

عنوان:

تدوین قانون هدایت ترمینال تطبیقی

اساتید راهنما:

دکتر جعفر روشنی یان

دکتر امیر علی نیکخواه

دانشجو:

مهدی مقدسیان

زمستان 1391

بسم الله الرحمن الرحیم

تأییدیّه هیات داوران

اعضای هیئت داوران، نسخه نهائی پایان نامه آقای: مهدی مقدسیان

را با عنوان: تدوین قانون هدایت ترمینال تطبیقی

از نظر فرم و محتوی بررسی نموده و پذیرش آن را برای تکمیل درجه کارشناسی ارشد تأیید می‌کند.

اعضای هیئت داوران	نام و نام خانوادگی	رتبه علمی	امضاء
1- استاد راهنما	دکتر جعفر روشنی یان	استاد	
2- استاد راهنمای دوم	دکتر امیر علی نیکخواه	استادیار	
3- استاد ممتحن	دکتر علیرضا باصحبت نوین زاده	استادیار	
4- استاد ممتحن	دکتر عبدالمجید خشنود	استادیار	
5- نماینده تحصیلات تکمیلی	دکتر عبدالمجید خشنود	استادیار	

اظهار نامه دانشجو

موضوع پایان نامه: تدوین قانون هدایت ترمینال تطبیقی

اساتید راهنما : دکتر جعفر روشنی یان، دکتر امیر علی نیکخواه

نام دانشجو : مهدی مقدسیان

شماره دانشجویی: 8902824

اینجانب مهدی مقدسیان دانشجوی دوره کارشناسی ارشد مهندسی هوافضا گرایش دینامیک پرواز و کنترل دانشکده هوافضا دانشگاه خواجه نصیر الدین طوسی گواهی می نمایم که تحقیقات ارائه شده در این پایان نامه توسط شخص اینجانب انجام شده و صحت و اصالت مطالب نگارش شده مورد تأیید می باشد و در مورد استفاده از دیگر محققان به مرجع مورد استفاده اشاره شده است . بعلاوه گواهی می نمایم که مطالب مندرج در پایان نامه تاکنون برای دریافت هیچ نوع مدرک یا امتیازی توسط اینجانب یا فرد دیگری در هیچ جا ارائه نشده است و در تدوین متن پایان نامه چارچوب مصوب دانشگاه را به طور کامل رعایت کرده ام.

امضاء دانشجو

تاریخ

فرم حق نشر و مالکیت نتایج

1. حق چاپ و تکثیر این پایان نامه متعلق به نویسنده آن می باشد. هر گونه کپی برداری به صورت کل پایان نامه یا بخشی از آن، تنها با موافقت نویسنده یا کتابخانه دانشکده هوافضا دانشگاه خواجه نصیر الدین طوسی مجاز می باشد.
2. کلیه حقوق معنوی این اثر متعلق به دانشگاه خواجه نصیر الدین طوسی می باشد و بدون اجازه کتبی دانشگاه به شخص ثالث قابل واگذاری نیست . همچنین استفاده از اطلاعات و نتایج موجود در پایان نامه بدون ذکر مرجع مجاز نمی باشد.

چکیده

در این پایان نامه، بر اساس نیاز روز صنعت هوافضا، دو روش جهت طراحی دسته ای از قوانین هدایت که هدایت ترمینال نامند، تدوین و طراحی شده است. این دو روش، بر اساس شاخصه های یک هدایت ترمینال، به شکل پسخورد متغیر های حالت بوده و در طراحی آن از روش های عددی بهره گرفته شده است. از میان روش های عددی موجود، روش برنامه ریزی دینامیکی تقریبی (Approximate Dynamic Programming) که کمتر در علوم هوافضا مورد توجه بوده است، انتخاب گردیده و با توجه به قابلیت های این روش، قانون ADPG ارائه شده است. این قانون هدایت علاوه بر محاسبه فرمان هدایت بر اساس پسخورد متغیرهای حالت، ویژگی های یک قانون هدایت بهینه و تطبیقی را نیز از خود نشان می دهد.

کلید واژه: هدایت ترمینال، هدایت ترمینال تطبیقی، هدایت بهینه، برنامه ریزی دینامیک تقریبی، ADPG

فهرست مطالب

عنوان **صفحه**

فهرست جدول‌ها ..... د

فهرست شکل‌ها ..... ه

فهرست علایم و نشانه‌ها ..... ح

مقدمه 1

فصل 1- تاریخچه 6

فصل 2- قوانین هدایت ترمینال کلاسیک 9

2-1- هدایت خط دید 9

2-1-1- سینماتیک هدایت 10

2-1-2- انواع اصلاح شده 12

2-1-3- قانون هدایت 12

2-1-4- بررسی و تحلیل 15

2-2- هدایت تعقیب محض 15

2-2-1- سینماتیک هدایت 16

2-2-2- انواع اصلاح شده 19

2-2-3- قانون هدایت 20

2-2-4- بررسی و تحلیل 20

2-3- قانون هدایت ناوبری موازی 21

2-3-1- سینمانیک هدایت 21

2-3-2- قانون هدایت 24

2-3-2-1- هدایت ناوبری تناسبی واقعی در دو بعد 25

2-3-2-2- هدایت ناوبری تناسبی محض در دو بعد 27

2-3-2-3- هدایت ناوبری تناسبی واقعی و محض در سه بعد 27

2-3-2-4- ناوبری تناسبی عمومی [6] و [11] 28

2-3-2-5- ناوبری تناسبی ایده آل [12] 28

2-3-3- بررسی و تحلیل 29

فصل 3- قوانین هدایت ترمینال مدرن 30

3-1- هدایت ترمینال صریح برای موشک تاکتیکی 32
3-1-1- شرح مسئله و حل آن 32
3-1-2- بحث 35
3-2- هدایت ترمینال صریح برای موشک حامل 36
3-2-1- مورد اول [17] و [18] 37
3-2-2- مورد دوم [19] 45
3-2-3- بحث 54
3-3- قانون هدایت ترمینال ترکیبی موشک حامل [20] 55
3-3-1- تعریف مسئله و حل آن 55
3-3-2- بحث 62
3-4- قانون هدایت ترمینال تطبیقی 63
3-4-1- روش غیرمستقیم [21] 64
3-4-1-1- مورد اول 64
3-4-1-2- مورد دوم [22] 68
3-4-2- روش مستقیم [23] 70
3-4-3- بحث 73
3-5- ارائه راهکار جهت طراحی یک قانون هدایت ترمینال جدید 73

فصل 4- برنامه ریزی دینامیکی تقریبی 75

4-1- مبنای برنامه ریزی دینامیکی تقریبی [24] و [25] 76
4-2- مدل سازی ریاضی مسئله و اصول برنامه ریزی دینامیکی 76
4-3- روش برنامه ریزی دینامیکی تقریبی در حل مسئله کنترل بهینه 82
4-3-1- تابع هزینه و تابع هزینه تعاملی 84
4-3-2- پیاده سازی روش برنامه ریزی دینامیکی تقریبی 88
4-3-2-1- حالت زمان-گسسته 89
4-3-2-2- حالت زمان-پیوسته 90
4-4- روش ADP و مسئله LQR 92
4-4-1- پیاده سازی ADP برای یک مسئله LQR 92
4-4-2- شبیه سازی ADP برای مسئله LQR 93

فصل 5- طراحی قانون هدایت ترمینال تطبیقی-ACOG 99

5-1- اصل بهینگی بلمن و استخراج روابط پایه ای 99
5-2- طراحی قانون هدایت ترمینال تطبیقی با کمک روش های عددی 103

فصل 6- طراحی قانون هدایت ترمینال تطبیقی برای موشک تاکتیکی با روش ACOG 107
6-1- مدل سازی ریاضی مسئله برخورد 107
6-2- حل عددی مسئله در سناریوهای متفاوت پروازی 110
6-3- برازش تابع هزینه 117
6-4- طراحی قانون هدات ترمینال تطبیقی 121
6-5- شبیه سازی پرواز 122
6-6- بحث و نتیجه گیری 130

فصل 7- طراحی قانون هدایت برای یک موشک حامل با روش COG و ACOG 131
7-1- تعریف مسئله و مدل سازی ریاضی 131
7-2- استخراج قانون هدایت ترمینال برای فاز اول 134
7-3- استخراج قانون هدایت ترمینال برای فاز دوم 138
7-4- بحث و نتیجه گیری 144

فصل 8- طراحی قانون هدایت ترمینال تطبیقی -ADPG 145
8-1- استخراج روابط مورد نیاز جهت طراحی قانون هدایت ADPG 145
8-2- بکارگیری ADP جهت طراحی یک قانون هدایت تطبیقی 147

فصل 9- طراحی قانون هدایت ترمینال تطبیقی برای موشک تاکتیکی با روش ADPG 149
9-1- مدل سازی ریاضی 149
9-2- شبیه سازی قانون هدایت ترمینال تطبیقی ADPG 150
9-2-1- سناریو ی اول 152
9-2-2- سناریوی دوم 154
9-3- بحث و نتیجه گیری 158

فصل 10- نتیجه گیری و پیشنهادات 159

فهرست مراجع 161

واژه نامه فارسی به انگلیسی 163

فهرست جدول‌ها

عنوان **صفحه**

جدول 6-1- سناریوهای پرواز مختلف 111
جدول 6-2- پارامترهای تنظیم برای سرعت های نزدک شومدگی متفاوت 119
جدول 6-3 سناریوهای مختلف شبیه سازی 123
جدول 7-1 مشخصات موشک حامل 132
جدول 7-2 جدول بهره تابع هزینه برای فاز اول و دوم پرواز 143
جدول 9-1- پارامترهای تنظیم برای سرعت های نزدک شومدگی متفاوت 152
جدول 9-2- پارامترهای تنظیم برای سرعت های نزدک شوندگی متفاوت 154

فهرست شکل‌ها

عنوان **صفحه**

شکل 2-1- قایق هدایت شونده به همراه اژدر- برگرفته از: [7] 10
شکل 2-2- هندسی هدایت خط دید-برگرفته از: [7] 10
شکل 2-3-هندسه ی هدایت تعقیب - برگرفته از: [7] 16
شکل 2-4- هندسه ناوبری موازی – برگرفته از: [7] 22
شکل 3-1- هندسه ی شرایط نزدیک به مسیر برخورد 33
شکل 3-2 تعریف دستگاه برای مسئله موشک حامل 38
شکل 3-3- تعریف بردار های یکه هدایت و صفحه اصلاح 40
شکل 3-4 پروفیل h-v 65
شکل 3-5 پروفیل های به روز شده 67
شکل 3-6 پروفیل h-v با قید فشار دینامیکی 67
شکل 3-7 انحراف از نیروی تراست نامی 70
شکل 3-8 مدل شبکه عصبی مورد استفاده 70
شکل 3-9 نرخ چرخش بر حسب زمان به بعد 71
شکل 3-10زاویه ی حمله نسبت به زمان به بعد 72
شکل 3-11 زاویه ی حمله نامی و مغشوش نسبت به زمان به بعد 72
شکل 4-1 ساختار کلی یک کنترلر بر مبنای ADP 84
شکل 4-2- ساختار کلی سیستم/کنترلر تطبیقی 88
شکل 4-3 پاسخ مسئله بدون کنترلر 94
شکل 4-4 شمای کلی نرم افزار شبیه سازی 95
شکل 4-5 نتایج شبیه سازی با استفاده از کنترلر ADP 96
شکل 4-6 همگرایی ضرایب مجهول P در شبیه سازی 97
شکل 4-7 نتایج شبیه سازی پس از همگرایی ضرایب مجهول 98
شکل 4-8 عدم تغییر ضرایب P پس از همگرایی به مقدار بهینه 98
شکل 5-1- روند کاری روش اول در طراحی قانون هدایت ترمینال 105
شکل 6-1- هندسه برخورد 107
شکل 6-2- نمودار LOS بر حسب زمان 112

شکل 6-3- نمودار نرخ LOS بر حسب زمان 113
شکل 6-4- نمودار برد بر حسب زمان 113
شکل 6-5- نمودار فرمان شتاب بر حسب زمان 114
شکل 6-6- نمودار تابع هزینه بر حسب برد و نرخ تغییرات خط دید 114
شکل 6-7- نمودار تابع هزینه بر حسب برد و نرخ تغییرات خط دید 115
شکل 6-8- نمودار برد-نرخ خط دید 115
شکل 6-9- نمودار تابع هزینه بر حسب نرخ تغییرات خط دید 116
شکل 6-10- نمودار تابع هزینه بر حسب برد 116
شکل 6-11- منحنی V نسبت به شعاع و نرخ تغییرات خط دید برای سرعت نزدیک شوندگی 800 متر بر ثانیه 118
شکل 6-12- منحنی V نسبت به شعاع و نرخ تغییرات خط دید برای سرعت نزدیک شوندگی 800 متر بر ثانیه 118
شکل 6-13-داده ها حل عددی و تابع برازش شده برای سرعت 800 متر بر ثانیه 120
شکل 6-14 تابع برازش شده برای سرعت های 800، 1000 و 1200 متر بر ثانیه 120
شکل 6-15 تابع برازش شده برای سرعت های 800، 1000 و 1200 متر بر ثانیه 121
شکل 6-16 شمای کلی برنامه شبیه سازی رواز موشک تاکتیکی 123
شکل 6-17 نمودار ارتفاع-برد برای سناریوهای شبیه سازی با ضرایب تنظیم شده برای سرعت نزدیک شوندگی 800 متر بر ثانیه 125
شکل 6-18 نمودار نرخ زاویه ی خط دید-زمان برای سناریوهای شبیه سازی با ضرایب تنظیم شده برای سرعت نزدیک شوندگی 800 متر بر ثانیه 126
شکل 6-19 نمودار فرمان شتاب-زمان برای سناریوهای شبیه سازی با ضرایب تنظیم شده برای سرعت نزدیک شوندگی 800 متر بر ثانیه 126
شکل 6-20 نمودار ارتفاع-برد برای سناریوهای شبیه سازی با ضرایب تنظیم شده برای سرعت نزدیک شوندگی 1000 متر بر ثانیه 127
شکل 6-21 نمودار نرخ زاویه ی خط دید-زمان برای سناریوهای شبیه سازی با ضرایب تنظیم شده برای سرعت نزدیک شوندگی 1000 متر بر ثانیه 127
شکل 6-22 نمودار فرمان شتاب-زمان برای سناریوهای شبیه سازی با ضرایب تنظیم شده برای سرعت نزدیک شوندگی 1000 متر بر ثانیه 128
شکل 6-23 نمودار ارتفاع-برد برای سناریوهای شبیه سازی با ضرایب تنظیم شده برای سرعت نزدیک شوندگی 1200 متر بر ثانیه 128

شکل 6-24 نمودار نرخ زاویه ی خط دید-زمان برای سناریوهای شبیه سازی با ضرایب تنظیم شده برای سرعت نزدیک شوندگی 1200 متر بر ثانیه 129
شکل 6-25 نمودار فرمان شتاب-زمان برای سناریوهای شبیه سازی با ضرایب تنظیم شده برای سرعت نزدیک شوندگی 1200 متر بر ثانیه 129
شکل 7-1 فرمان هدایت بر حسب زمان برای هر دو فاز پرواز موشک حامل.....135
شکل 7-2 ارتفاع بر حسب زمان برای هر دو فاز پرواز موشک حامل.....135
شکل 7-3 اندازه سرعت بر حسب زمان برای هر دو فاز پرواز موشک حامل.....136
شکل 7-4 زاویه ی مسیر بر حسب زمان برای هر دو فاز پرواز موشک حامل.....136
شکل 7-5 تابع هزینه بر حسب زمان برای فاز اول پرواز موشک حامل 137
شکل 7-6 انطباق فرمان هدایت تابع زمان و فرمان هدایت محاسبه شده با قانون هدایت طراحی شده138
شکل 7-7 نمودار ارتفاع زمان برای سناریوهای مختلف فاز دوم موشک حامل با استفاده از حل عددی 139
شکل 7-8 نمودار سرعت- زمان برای سناریوهای مختلف فاز دوم موشک حامل با استفاده از حل عددی 140
شکل 7-9 نمودار زاویه ی مسیر-زمان برای سناریوهای مختلف فاز دوم موشک حامل با استفاده از حل عددی 140
شکل 7-10 نمودار تابع هزینه-زمان برای سناریوهای مختلف فاز دوم موشک حامل با استفاده از حل عددی 141
شکل 7-11 نمودار فرمان هدایت-زمان برای سناریوهای مختلف فاز دوم موشک حامل.....143
شکل 9-1 نمودار نرخ زاویه ی خط دید بر حسب زمان 152
شکل 9-2 نمودار فرمان شتاب بر حسب زمان.....153
شکل 9-3 نمودار تابع هزینه بر حسب زمان.....153
شکل 9-4 نمودار خطای TD بر حسب زمان 154
شکل 9-5 نرخ تغییرات خط دید بر حسب زمان 155
شکل 9-6 فرمان شتاب بر حسب زمان 156
شکل 9-7 تابع هزینه بر حسب زمان.....156
شکل 9-8 خطای TD بر حسب زمان 157
شکل 9-9 فرمان هدایت حل GPOPS در کنار حل ADPG.....158

فهرست علایم و نشانه‌ها

عنوان	علامت اختصاری
سرعت	v
ارتفاع	h
زاویه مسیر	d
ضریب پسا	γ
زاویه حمله	α
فرمان شتاب	a
نیروی تراست	T
تابع هزینه	V
تابع هزینه تعاملی	Q
توابع تخمین	ϕ
بهره	θ
ثابت ناوبری تناسبی	g
زاویه خط دید	λ
برد	R
موشک	M
هدف	T
خطای تساوی بلمن	TD

مقدمه

تدوین قوانین نوین هدایت برای موشک های حامل و تاکتیکی را می توان از حوزه های پرچالش مهندسی هوافضا دانست. در قوانین کلاسیک هدایت، اصول کار برمبنای معادلات ساده ریاضی و سینماتیک مسئله شکل می گرفت و این در حالیست که امروز نیاز صنعت هوافضا بسیار متفاوت و گسترده تر از دهه های گذشته است.

از زمانی که موشک V2 به عنوان یک موشک هدایت شونده معرفی و به کارگرفته شد، دانش هدایت در علم هوافضا پیشرفت روز افزونی داشته است. اگرچه می توان نشانه هایی از هدایت را قبل از تولید و طراحی موشک V2 مشاهده نمود، اما به وضوح می توان اولین تلاش ها جهت تحت اختیار گرفتن هدایت یک وسیله ی پرنده را در هدایت موشک V2 مشاهده نمود. پس از آن، و در دوران جنگ سرد دو کشور شوروی سابق(روسیه) و ایالات متحده آمریکا تلاش زیادی در زمینه ی تولید سلاح های پیشرفته (که البته هدایت شونده بودند) کردند. پس از آن نیز با فروکش کردن تب جنگ، دو کشور تمرکز خود را بر روی توسعه فناوری های فضایی و سفر به ماه قرار دادند. می توان گفت، قطعا پیشرفت های هوافضایی آلمان و همچنین دانشمندان سرشناس آلمانی (که پس از جنگ جهانی دوم خواسته یا ناخواسته به آمریکا مهاجرت کردند) کمک به سزایی به پیشرفت و توسعه ی علم هوافضا در روسیه و آمریکا کرد. اگرچه رقابت بر سر سفر به ماه را آمریکایی ها بردند، ولی این روس ها بودند که اولین بار پا را فراتر از مرز فضا گذاشتند (گرچه امریکایی ها مدعی هستند که به دلیل تصمیمات سیاسی اتخاذ شده در آن برهه از زمان، رقابت را به روسیه واگذار کرده اند. چرا که ظاهرا ون براون و همکارانش در آن زمان آماده ی ارسال موشک به مدار زمین بوده اند و تصمیم مقامات مانع پرتاب شده است [1]).

در کنار هدایت، کنترل و ناوبری نیز از همان ابتدا اهمیت بسیار داشته است. امروزه پیشرفت بسیار زیادی در زمینه ی هدایت، کنترل و ناوبری صورت گرفته است. می توان گفت اگرچه علم هدایت در ابتدا براساس الهام از طبیعت شکل گرفت (همانند هدایت خط دید و ناوبری تناسبی که به نوعی برگرفته از تعقیب و گریز شکارچی و شکار در گربه سانان است)، ولی امروزه ریاضیات مربوط به هدایت نیز به خوبی بسط داده شده اند. ریاضیاتی که علاوه بر این که بر مبنای هندسه ی حرکت هستند، دینامیک حرکت را نیز به خوبی مدنظر دارند.

پیوند بین هدایت و اصول آن، و ریاضیات کنترل مدرن (به خصوص کنترل بهینه) پیوندی ناگسستنی است. نشان داده شده است که می توان قوانین کلاسیک هدایت را نیز با تئوری کنترل (کنترل بهنیه) مدل سازی نمود. همچنین می توان به روش های کنترل غیرخطی(مثل روش مد لغزش[2] و [3] و [4]) و البته روش های کنترل تطبیقی و مقاوم و کاربرد آن در هدایت اشاره نمود. دلیل کاربرد روش های

کنترلی، به خصوص کنترل بهینه در هدایت ریاضیات قوی و محکمی است که این تئوری ها بر اساس آن شکل گرفته اند. با در دست داشتن ابزار قدرتمند مدل سازی ریاضی می توان روش های هدایتی با دقت و عملکرد بالاتری را طراحی نمود. می توان گفت شاید امروزه، بیش از هرچیز دیگری تئوری کنترل بهینه نقش بسزایی در پیشرفت علم هدایت داشته است. بر همین اساس روش های مبتنی بر کنترل بهینه محبوبیت خاصی نزد مهندسین علم هدایت دارد. جدای از ریاضیات ساده و محکمی که تئوری کنترل بهنیه بر اساس آن بنا نهاده شده است، ویژگی بهینگی پاسخ ها ارائه شده در این تئوری، همواره بسیار مجذوب کننده بوده است؛ و این دلیل برتری تئوری کنترل بهینه بر روش های دیگر است.

وجه تمایز بین یک مسئله هدایت بیان شده در قالب معادلات ریاضی (که می تواند بر مبنای اصول کنترل بهینه باشد) و مسئله واقعی هدایت، نامعینی ها و اغتشاشاتی است که در فرآیندهای طبیعی هدایت یک وسیله پرنده همواره نمایان است. از جمله می توان به اغتشاشات ناشی از وجود باد، تغییرات پیش بینی نشده اتمسفر، آسیب دیدن عملگرها و همچنین نامعینی هایی از قبیل مدل سازی مسئله با در نظر گرفتن فرض های ساده کننده، تغییر در شرایط پارامترهای نامی و... اشاره نمود. بنابراین اغتشاشات و نامعینی ها همواره جز اصلی یک مسئله هدایت هستند. آن چه که مدل سازی اغتشاشات و نامعینی ها را سخت می کند، طبیعت احتمالی این فرآیندها است. روش هایی نیز برای تحلیل ریاضی این فرآیندها و همچنین فائق آمدن بر آن ها ارائه شده است. دو روش کلی برای غلبه بر این فرآیندها مورد توجه است؛ روش تطبیقی و روش مقاوم. در هدایت مقاوم تمایل بر این است که استراتژی هدایتی به ترتیبی طراحی شود، که عملکرد سیستم در برابر فرآیندهای پیش بینی نشده مقاوم باشد؛ به بیان دیگر عملکرد سیستم تحت تاثیر این فرآیندها قرار نگیرد. به عنوان مثال روش های هدایت مبتنی بر مد لغزشی معمولا ویژگی های یک روش هدایت مقاوم را از خود به نمایش می گذارد. اما در هدایت تطبیقی، که موضوع این پایان نامه است، هدف ارائه ی قانون هدایتی است که در برابر شرایط محیط منعطف باشد. یعنی در صورتی که شرایط محیطی یا پارامتر های نامی مسئله از مقادیر پیش بینی شده انحراف داشته باشند، قانون هدایت باید قادر به اصلاح خود و اتخاذ تصمیم مناسب باشد. به عنوان مثال برای فرآیند ارسال محموله به مدار زمین با استفاده از یک موشک حامل، معمولا یک روش هدایت تطبیقی (و احتمالا در کنار آن یک روش کنترل تطبیقی) مورد نیاز است. می توان فرآیند هدایت و ارسال موشک حامل را به دو بخش کلی خارج از جو و داخل جو تقسیم کرد. اگرچه که در هر دو حالت نامعینی ها و اغتشاشات وجود دارند، اما اغتشاشات جوی در فرآیند هدایت داخل جو نمود بیشتری پیدا می کنند. وجود یک هدایت پسخورد (فیدبک) برای فرآیند هدایت خارج از جو می تواند همگرایی مسئله به شرایط نهایی را تا حدودی تضمین نماید. و این در حالی است که ارائه ی هدایت با پسخورد حالت و در نظر گرفتن نیروهای آیرودینامیکی، برای هدایت داخل جو با مشکل مواجه است. بنابراین معمولا تمایل بر این است که هدایت خارج از جو به شکل یک مسئله هدایت ترمینال و هدایت داخل جو بر مبنای تعقیب مسیر نامی انجام گیرد. منظور از

هدایت ترمینال نیز ارائه ی قانون هدایتی است که هدف اصلی آن، ارضای شرایط نهایی است؛ و این در حالی است که این قانون هدایت بر مبنای پسخورد متغیر های حالت طراحی می گردد.

برای فرآیند خارج از جو قوانین متعددی برای هدایت استخراج شده است. به عنوان مثال می توان به قوانین هدایت تانژانت خطی و تانژانت دو خطی اشاره نمود. این قوانین که مبتنی بر ساده سازی های از جمله در نظر گرفتن زمین تخت هستند، در قالب هدایت ترمینال (شرایط نهایی) ارائه شده اند. روند استخراج این معادلات نیز بر مبنای اصول کنترل بهینه است. همچنین روش هایی نیز بر مبنای این قوانین هدایت و بسط آن ارائه شده است. این روش ها دقت روش های پیشین را بهبود بخشیده اند.

جدای از روش های صریح (منظور روش هایی است که در آن قانون هدایت بر مبنای پسخورد متغیر های حالت، در قالب روابط تحلیلی ارائه می گردد) ارائه شده، گاهی نیز بجای ارائه ی معادلات تحلیلی برای هدایت، روابط ریاضی حاکم بر هدایت (که معمولا در قالب تئوری کنترل بهینه شکل می گیرند) به شکل عددی حل می شوند. این روش ها باید از لحاظ محاسباتی سبک بوده تا فرامین هدایت به شکل برخط(آنلاین) محاسبه گردد. دو مشکل اساسی این روش حجم محاسبات و احتمال عدم همگرایی است.

و این در حالی است که برای قوانین هدایت تحلیلی(صریح) این دو مشکل مطرح نخواهد شد. قانون هدایت ترمینال نیز می تواند برمبنای روش های محاسباتی بوده و یا به شکل تحلیلی(صریح) ارائه گردد. در صورتی که قانون هدایت ترمینال به شکل محاسباتی ارائه شود، مسئله ی هدایت تبدیل به یک مسئله مقدار مرزی خواهد شد.

در صورتی که فرآیند هدایت داخل جو مورد نظر باشد، تا کنون از لحاظ کاربردی تعقیب مسیر نامی مطرح بوده است. مشکل اصلی در این جا نمایان می گردد که با وجود اغتشاشات زیاد احتمالا مسیر نامی باید مجددا طراحی گردد. در صورتی که اغتشاشات نیز قابل توجه نباشد، لزوما جسم هدایت شونده مسیر نامی را دنبال نخواهد کرد. معمولا مسیر های طی شده در نزدیکی مسیر نامی خواهد بود. گاهی اوقات تغییرات و اغتشاشات چنان قابل توجه هستند، که فرایند ارسال به زمان دیگری موکول خواهد شد. بنابراین تعقیب مسیر نامی علاوه بر اینکه بهینه نیست، هزینه هایی زمانی و اقتصادی نیز در بر دارد. از طرفی در صورتی که دقت فرآیند هدایت داخل جو مناسب نباشد، به ناچار هدایت خارج از جو باید توانایی اصلاح انحرافات را داشته باشد؛ که این موضوع مستلزم ارائه یک قانون هدایت ترمینال دقیق تر است.

با توجه به آن چه بیان شد، می توان گفت مسئله اصلی ارائه ی یک قانون هدایت حلقه بسته و تطبیقی برای فرآیند داخل جو است. از آن جا که ارائه ی قانون هدایت تحلیلی برای این فرآیند با مشکل مواجه است، یک راه حل، حل عددی معادلات است. همان طور که اشاره شد مشکل اصلی حل عددی حجم محاسبات بسیار بالاست؛ حال آن که در فرآیند هدایت داخل جو، علاوه بر شرایط نهایی مسئله شرایط میانه ای نیز باید ارضا گردد. به عنوان مثال احتمالا زاویه ی حمله باید در محدوده خاصی قرار گیرد و یا

فشار دینامیکی از حد مشخصی فراتر نرود. به بیان دیگر آن چه کمتر اهمیت پیدا می کند شرایط نهایی است چرا که حتی در صورت انحراف جزئی از شرایط مطلوب، قانون هدایت خارج از جو ملزم به حذف این انحرافات و هدایت موشک به سمت شرایط نهایی است. بنابراین حل عددی نیز در این شرایط با مشکل مواجه است. البته امروزه کامپیوتر های پرواز پیشرفت بسیاری کرده اند و سرعت محاسباتی آن ها بسیار فراتر از دهه های گذشته است؛ ولی همچنان حل عددی یک مسئله کامل هدایت با مشکل مواجه است.

به نظر می رسد که فائق آمدن به مشکلات مسئله هدایت یک موشک حامل در گرو استفاده از روش های ترکیبی در قالب هدایت ترمینال تطبیقی است. منظور از روش های ترکیبی، روش هایی است که در آن ترکیبی از حل تحلیلی و حل عددی به کار گرفته می شود. می توان مشاهده کرد که گاهی اوقات، حل تحلیلی با اصلاحات عددی ویژگی های یک هدایت تطبیقی را نیز به نمایش می گذارند. اما در یک هدایت تطبیقی، هدف اصلاح پارامترهای قانون هدایت است؛ به نحوی که قانون اصلاح شده در برابر تغییرات ناخواسته سیستم منعطف بوده و عملکرد خود را حفظ نماید. حال فرآیند اصلاح پارامترها را می توان با کمک روش های عددی و یا روش های دیگر پیاده سازی کرد.

همچنین به این نکته نیز می توان اشاره کرد، که لزوما در یک قانون هدایت تطبیقی فرآیند شناسایی سیستم، همانند آن چه در کنترل تطبیقی انجام می گیرد، مطرح نمی شود. در صورت نیاز، باید فرآیند شناسایی سیستم نیز برای مدل سازی دقیق تر و برخط مدل استفاده گردد.

با توجه به آن چه که بیان شد به نظر می رسد که ارائه ی یک قانون هدایت تطبیقی یگانه برای فرآیند هدایت در هر دو حالت داخل جو و خارج از جو، منطقی و عملی است. می توان قانون هدایتی ارائه نمود که علاوه بر در نظر داشتن ارضای شرایط نهایی مسئله به عنوان یک اصل اساسی، اغتشاشات و نامعینی ها را در نظر گرفته و شرایط محدود کننده ی هدایت داخل جو را نیز برآورده سازد. و این در حالی است که در فاز داخل جو شرایط محدود کننده ی آیرودینامیکی نمود پیدا می نماید، و در کل فرآیند هدایت ارضای دقیق شرایط نهایی مطرح است.

برای موشک های تاکتیکی نیز می توان شرایط مشابه با موشک حامل را در نظر گرفت. در موشک های تاکتیکی علاوه بر نامعینی های و اغتشاشات جو، مسئله مهم دیگری نیز باید مد نظر قرار گیرد؛ مانورهای هدف. برای یک موشک تاکتیکی مانور هدف بسیار با اهمیت است [5] و[6]. قاعدتاً هدف یک موشک تاکتیکی به گونه ای مانور خواهد داد که بتواند از چنگ شکارچی خود بگریزد. در این حالت مانور هدف عموماً شامل رفتارهای نامعین و غیر قابل پیش بینی خواهد بود که در جهت کاهش عملکرد شکارچی انجام می گیرد. بدین ترتیب یک قانون هدایت مناسب علاوه بر در نظر داشتن نامعین ها و اغتشاشات مرسوم، باید نسبت به مانور هدف نیز تطبیق پذیر بوده تا بهترین فرامین هدایت را تولید نماید. بنابراین به نظر می رسد همانند موشک حامل، قانون هدایت تطبیقی برای یک موشک تاکتیکی بسیار مطلوب خواهد

بود و این در حالیست که فرآیند های اتفاقی برای موشک تاکتیکی علاوه بر نامعینی، جنبه هایی از هوشمندی هدف را نیز به همراه خواهد داشت.

فصل 1 - تاریخچه

جنگ جهانی دوم، با وجود تاثیرات منفی بسیاری که بر روی زندگی جوامع مختلف گذاشت، کمک بسیاری به پیشرفت علم هوافضا کرد. در میان آتش و دود، آن چه که ذهن فرماندهان نظامی را مشغول خود کرده بود، تجهیز نیروهای خودی به سلاح های کارآمد تر بود. حمله از راه دریا و یا آسمان می توانست یک برگ برنده باشد. اگر از جنگ دوم جهانی کمی فاصله گرفته و به گذشته رجوع کنیم، خواهیم دید که جنگ از راه آسمان در گذشته ی بسیار دور نیز مطرح بوده است. در ساده ترین حالت شلیک منجنیق به نوعی جنگ از راه آسمان محسوب می شود و در مقابل جنگ رو در رو قرار دارد. مهمترین مزیت استفاده از این گونه ادوات توانایی آسیب زدن به مناطق دور از دسترس بود. به مرور نقاط ضعف این گونه سلاح ها مشخص شد؛ از آن جا که گلوله ها به شکل پرتابه ای ارسال می‌شدند، برد، سرعت و قدرت تخریب آن ها محدود بود. چینی‌ها اولین کسانی بودند که جهت افزایش قابلیت این سلاح ها تغییرات اساسی در آن‌ها ایجاد کردند. بدین ترتیب که نیروی پیشران به سلاح های پرتابه‌ای اضافه شد. به نظر می‌رسد آن ها اولین بار در سال 1232 میلادی از راکت[1] برای دفاع از Peiping استفاده کردند. در سال 1903 و پس از اختراع هواپیمای موتور دار به وسیله‌ی برادران رایت، شاید استفاده از هواپیما در جنگ کمتر قابل پیش بینی بود. چند سال بعد، و در سال 1911 یک خلبان ایتالیایی اولین بار در جنگ ایتالیا و عثمانی از هواپیما برای حمله به مواضع دشمن استفاده کرد(او از چند بمب دستی برای حمله استفاده کرد)؛ پس از آن نیز در جنگ جهانی اول از هواپیما برای شناسایی، عکسبرداری و پشتیبانی از نیروهای خودی استفاده شد. به مرور هواپیما به یکی از قدرتمندترین سلاح ها در جنگ تبدیل شد. صرف نظر هواپیما، موشک ها نیز به مرور مورد استفاده قرار گرفتند. برتری این موشک ها نسبت به هواپیماها عدم نیاز به وجود خلبان بود؛ موشک‌ها تنها به سمت هدف مورد نظر پرتاب می‌شدند و در بدترین حالت عدم اصابت به هدف نتیجه‌ی کار بود. این در حالیست که همواره بسیاری از خلبانان کارکشته در جنگ های نزدیک جان خود را از دست می دادند. از طرفی یک خلبان می‌توانست بسیار هوشمند تر از یک موشک ماموریت‌ها را به انجام برساند. در نتیجه موشک و هواپیما در کنار یک دیگر سلاح‌های مکمل برای جنگ بودند.

هواپیماها که در جنگ اول جهانی بیشتر برای شناسایی مورد استفاده قرار می گرفتند، به مرور به مسلسل و بمب تجهیز شدند. در ابتدا بمب‌ها توسط خلبان یا احتمالا کمک خلبان، نزدیک هدف رها می-شدند؛ یعنی پس از پرتاب آن خلبان هیچ کنترلی روی بمب نداشت. در بسیاری از مواقع این بمب ها به

[1] Rocket