



دانشکده مهندسی برق و کامپیوتر  
گروه کنترل

پایان نامه

برای دریافت درجه کارشناسی ارشد در رشته‌ی مهندسی برق-کنترل

عنوان

**هدایت اجسام متحرک با تئوری بازی**

استاد راهنما

**دکتر قاسم علیزاده**

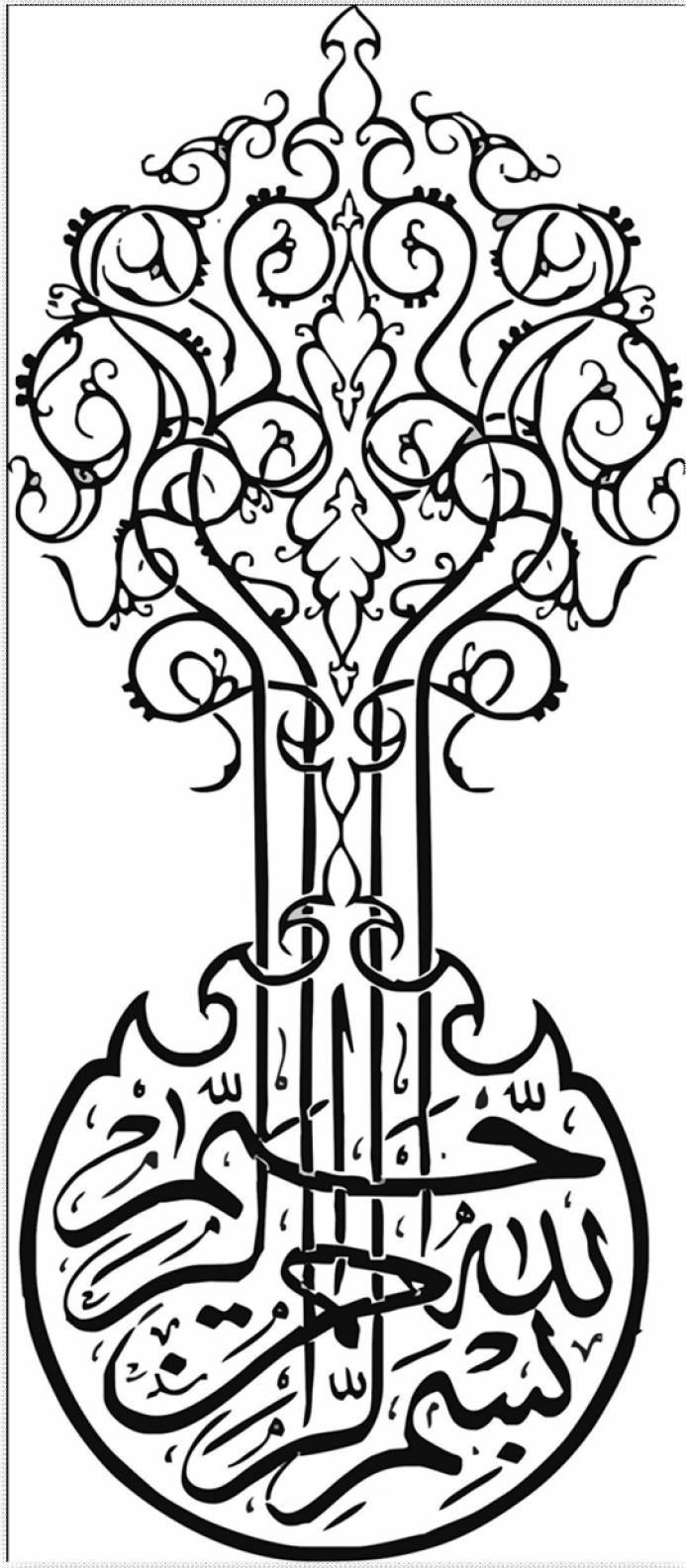
استاد مشاور

**دکتر محمدعلی بادامچی‌زاده**

پژوهشگر

**مهرداد تبرائی**

شهریور 90



نام خانوادگی: تبرائی	نام: مهرداد
عنوان پایان نامه: هدایت اجسام متحرک با تئوری بازی	
استاد راهنما: دکتر قاسم علیزاده	
استاد مشاور: دکتر محمدعلی بادامچی زاده	
مقطع تحصیلی: کارشناسی ارشد	رشته: مهندسی برق
دانشگاه: تبریز	گرایش: مهندسی کنترل
تاریخ فارغ التحصیلی: شهریور 90	دانشکده: مهندسی برق و کامپیوتر
تعداد صفحه: 86	
کلیدواژه‌ها: قوانین هدایت، تئوری بازی دیفرانسیلی، کنترل ردیاب تصادفی $H_\infty$ ، نویز افزایشنده	
<p><b>چکیده</b></p> <p>در این پایان نامه قوانین هدایت مبتنی بر تئوری بازی بررسی می‌شوند. ابتدا در فصل دوم قوانین کلاسیک هدایت مانند هدایت خط دید و تعقیب محض را معرفی می‌کنیم. سپس ناوبری موازی را معرفی نموده و قوانین ناوبری تناسبی و ناوبری تناسبی افزودنی به تفصیل شرح داده می‌شوند.</p> <p>در فصل سوم ابتدا مروری بر تئوری بازی دیفرانسیلی LQ می‌شود و بعضی از مفاهیم مرتبط با آن که در هدایت کاربرد دارد، مطرح می‌شود. در ادامه تعقیب‌کننده غیر ایده‌آل و گریزنده ایده‌آل را در نظر می‌گیریم. روش بازی دیفرانسیلی معرفی می‌شود که شامل فاصله خطا و تلاش‌های کنترلی تعقیب‌کننده و گریزنده است. در نهایت حالتی را در نظر می‌گیریم که مانور هدف شامل دو قسمت که یکی ثابت و معلوم برای تعقیب‌کننده و دیگری بهینه نسبت به تابع هزینه و نامعلوم برای تعقیب‌کننده است.</p> <p>در فصل چهارم یک روش ردیابی فیدبک-حالت بهینه معرفی شده است که مقدار امید ریاضی شاخص عملکرد استاندارد <math>H_\infty</math> را نسبت به پارامترهای نامعلوم برای سه نوع الگوی ردیابی سیگنال مرجع مینیمم می‌کند. در حالت افق-محدود روش تئوری بازی استفاده می‌شود که با یک سیگنال مرجع مشخص معلوم، کنترل‌کننده بر علیه طبیعتی بازی می‌کند که شامل شرایط اولیه و اغتشاش انرژی-محدود است. استراتژی‌های بهینه برای کنترل‌کننده و طبیعت با دستیابی به یک تعادل نقطه زینی پیدا می‌شوند. قوانین هدایت مرسوم به شدت به ثابت زمانی موشک و زمان مانده وابسته هستند. در موقعیت‌های واقعی شناسایی این دو پارامتر شامل نامعینی می‌باشد. اثر خطای تخمین زمان مانده را بررسی می‌کنیم. نشان داده شده است که این خطای تخمین به طور قابل توجهی عملکرد قانون هدایت بهینه را کاهش می‌دهد. سپس مبتنی بر کنترل ردیاب <math>H_\infty</math> اثر نویز اندازه‌گیری زمان مانده به عنوان نویز سفید افزایشنده مدل شده است و در نتیجه قانون هدایتی پیشنهاد می‌شود که نسبت به این نویز حساسیت بسیار کمتری دارد.</p>	

## فهرست مطالب

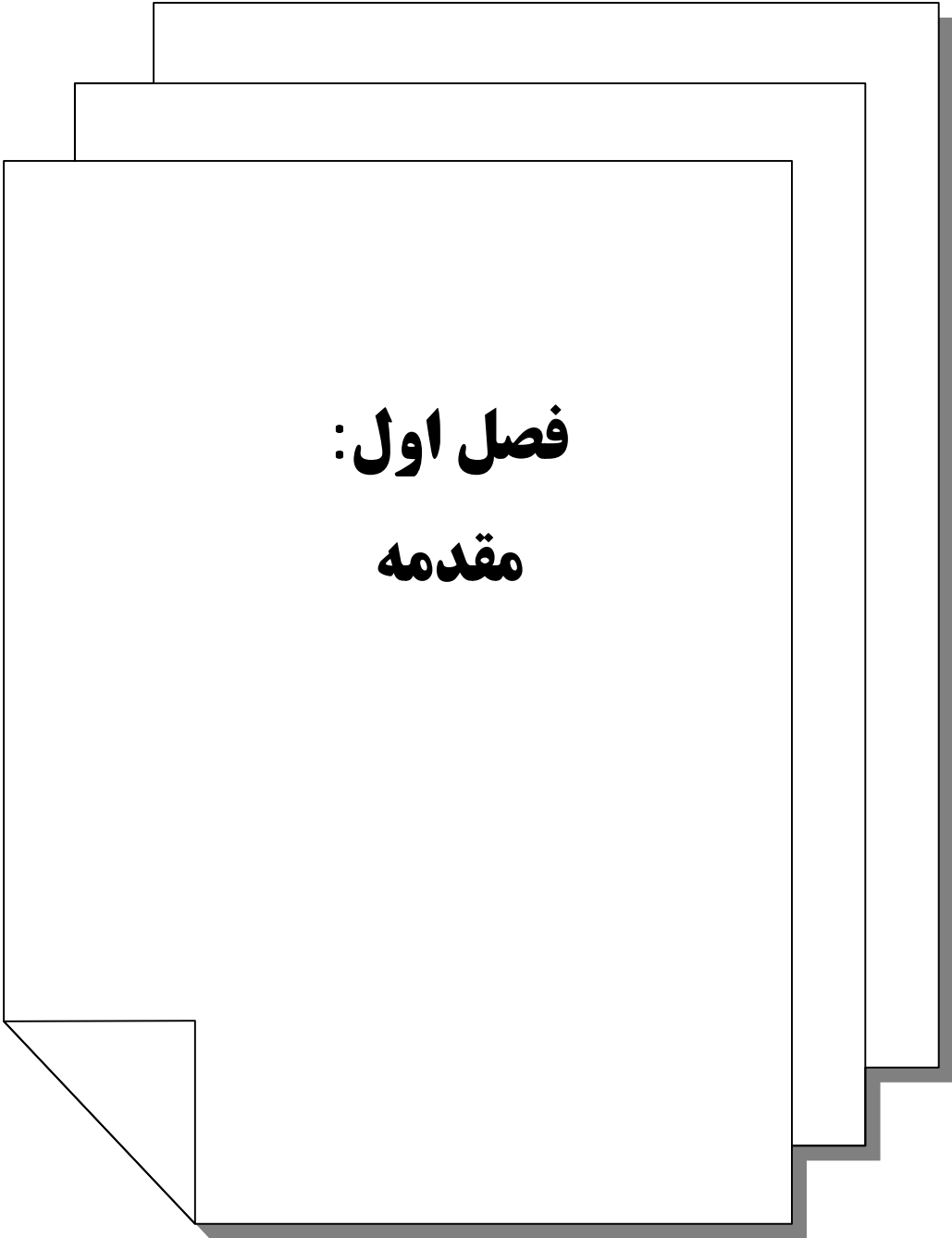
صفحه	عنوان
ج	فهرست شکل‌ها
1	فصل اول: مقدمه
6	فصل دوم: قوانین کلاسیک هدایت
7	1-2- مقدمه
7	2-2- تعاریف پایه و اصطلاحات فنی
9	2-3- هندسه و سینماتیک حرکت صفحه‌ای
10	2-4- هدایت خط دید
14	2-5- تعقیب محض
14	2-5-1- تاریخچه
16	2-6- ناوبری موازی
17	2-6-1- سینماتیک برخورد صفحه‌ای
18	2-7- ناوبری تناسبی
20	2-7-1- تاریخچه
21	2-7-2- سینماتیک PN صفحه‌ای
23	2-7-2-2- PN محض (PPN)
24	2-7-3- چند نتیجه
25	2-8- PN افزایش یافته (APN)
28	فصل سوم: قوانین هدایت مبتنی بر بازی‌های دیفرانسیل مربعی خطی
29	3-1- مقدمه
29	3-2- مدل‌سازی ریاضی
32	3-3- بازی‌های دیفرانسیل مربعی خطی
34	3-3-1- مشخصات قوانین بازی
35	3-3-2- پاسخ‌های نقطه‌ی زینی
37	3-3-3- معادله‌ی ریکاتی
39	3-3-4- شرط کافی
40	3-4- قانون هدایتی مینیمم تلاش (MEL)

41	..... 5-3-هدایت بهینه مبتنی بر بازی‌های دیفرانسیل مربعی خطی
41	..... 1-5-3-حالت تعقیب‌کننده غیرایده‌آل
44	..... 2-5-3-اضافه نمودن مانور ثابت به مسئله تعقیب-گریز
45	..... 6-3-نتایج عددی
47	..... 1-6-3-تابع پله $3g$ در شتاب هدف
52	..... 2-6-3-خطای نشانه‌روی $10$ درجه
58	..... 3-6-3-شتاب هدف سینوسی
62	..... فصل چهارم: روش‌های کاهش حساسیت به خطاهای تخمین زمان مانده
63	..... 1-4-مقدمه
63	..... 2-4-هدایت بهینه با کاهش حساسیت به خطاهای تخمین زمان مانده
64	..... 1-2-4-فرمولبندی مسئله
65	..... 2-2-4-پاسخ فیدبک بهینه
66	..... 3-4-تحقق مدل زمان-گسسته
68	..... 4-4-کنترل ردیاب $H_\infty$ با پیشدید برای سیستم‌های خطی زمانگسسته تصادفی با نویز افزایشنده
70	..... 1-4-4-فرمولبندی مسئله
71	..... 2-4-4-کنترل ردیاب فیدبک حالت افق-محدود
73	..... 5-4-استراتژی پیشنهادی: قانون هدایت ردیاب تصادفی (STL)
83	..... مراجع

## فهرست شکل‌ها

- شکل 2-1: حلقه هدایت. .... 8
- شکل 2-2: هندسه هدایت دو نقطه‌ای صفحه‌ای. .... 10
- شکل 2-3: قاعده هندسی هدایت LOS. .... 11
- شکل 2-4: قایق هدایت شونده پیشنهادی Siemens. .... 12
- شکل 2-5: مسیرهای HS-293. .... 13
- شکل 2-6: شکلی برای تعقیب محض. .... 14
- شکل 2-7: مسیرهای ناوبری موازی، هدف بدون مانور. (a) مثلث برخورد سرعت، (b) مثلث مسیرها، (c) مسیر نسبی. .... 18
- شکل 2-8: حلقه هدایت ناوبری تناسبی. .... 19
- شکل 2-9: حلقه هدایت ناوبری تناسبی بر حسب  $a_M$ . .... 20
- شکل 2-10: خطای بدون تلاش  $m$ . .... 22
- شکل 2-11: هندسه TPN و PNN. .... 23
- شکل 2-12: شتاب‌های جانبی  $\alpha_M$  مورد نیاز هنگامی که  $T$  مانور می‌کند. .... 25
- شکل 2-13: خطاهای برخورد ایجاد شده به ترتیب توسط PN و APN. .... 26
- شکل 3-1: هندسه درگیری تعقیب-گریز دوبعدی. .... 30
- شکل 3-2-الف: بررسی تکینگی. .... 43
- شکل 3-2-ب: بررسی تکینگی. .... 47
- شکل 3-3: جدایی نسبی به سبب مانور هدف ثابت. .... 49
- شکل 3-4: دستور شتاب موشک به سبب مانور هدف ثابت. .... 50
- شکل 3-5: تلاش کنترلی به سبب مانور هدف ثابت. .... 51
- شکل 3-6: فاصله خطا به سبب مانور هدف ثابت. .... 52
- شکل 3-7: جدایی نسبی به سبب خطای نشانه‌روی. .... 53
- شکل 3-8: دستور شتاب موشک به سبب خطای نشانه‌روی. .... 54
- شکل 3-9: تلاش کنترلی به سبب خطای نشانه‌روی. .... 55
- شکل 3-10: فاصله خطا به سبب خطای نشانه‌روی. .... 56
- شکل 3-11: دستور شتاب موشک به سبب خطای نشانه‌روی. .... 57
- شکل 3-12: شتاب موشک به سبب خطای نشانه‌روی. .... 58
- شکل 3-13: فاصله خطا به سبب مانور هدف سینوسی ( $1/b = 10^{-4}$ ). .... 60

- شکل 3-14: فاصله خطا به سبب خطای نشانه روی ( $1/b = 0.01$ )..... 61
- شکل 4-1: نتایج شبیه‌سازی MEL: الف) جدایی نسبی ب) سرعت نسبی ج) شتاب دستوری و واقعی د) تلاش کنترلی ..... 77
- شکل 4-2: نتایج شبیه‌سازی STL: الف) جدایی نسبی ب) سرعت نسبی ج) شتاب دستوری و واقعی د) تلاش کنترلی ..... 79
- شکل 4-3: نتایج شبیه‌سازی RSL: الف) جدایی نسبی ب) سرعت نسبی ج) شتاب دستوری و واقعی د) تلاش کنترلی ..... 80
- شکل 4-4: نتایج شبیه‌سازی APN: الف) جدایی نسبی ب) سرعت نسبی ج) شتاب دستوری و واقعی د) تلاش کنترلی ..... 82



**فصل اول:**  
**مقدمه**



مقصود از هدایت، دستیابی به هدف است. زمانی که به هدف نائل می‌شویم، موقعیت جسم بر موقعیت هدف منطبق می‌شود. نیازهای اضافی به سرعت جسم، انواع گوناگونی از هدایت را مشخص می‌کند. راندوو<sup>1</sup> هدایتی است که سرعت جسم با سرعت هدف برابر می‌شود. با بکار بردن موشک‌ها، به عنوان اجسام هدایت شونده، مقصود از هدایت برخورد به هدف است؛ یعنی در لحظه خاصی از زمان، موقعیت موشک با موقعیت هدف منطبق شود و سرعت موشک برای انهدام هدف کافی باشد.

جسم هدایت شونده ممکن است یک وسیله (ماشین، قایق، موشک یا یک فضاپیما)، یک روبات یا در دنیای واقعی یک موجود زنده باشد. فرایند هدایت بر اساس موقعیت و سرعت هدف نسبت به جسم هدایت شونده می‌باشد. در متون، عناصر دخیل در فرآیند هدایت به ترتیب فرارکننده<sup>2</sup> و تعقیب کننده<sup>3</sup> نامیده می‌شوند. در طبیعت معمولاً روشی که صیادان شکار خویش را می‌گیرند و بعضی حشرات جفت خود را دنبال می‌کنند، فرایند هدایتی نامیده می‌شود. در تاریخ بشر، گفته می‌شود که ملوانان به ویژه آنان که دست به عمل پست دزدی دریایی می‌زدند، قانونی را که حالا آن را ناوبری موازی<sup>4</sup> (که البته قسمت «ناوبری» این اصطلاح بی‌مسماست) یا مسیر برخورد<sup>5</sup> می‌نامیم، به کار می‌گرفتند. به طور کلی، ملاحان عکس این قاعده را، که جهت پرهیز از تصادف در دریا به کار می‌رفت، می‌شناختند [1].

از قرن هیجدهم که چند تن از ریاضی‌دانان آنچه را که ما اکنون تعقیب محض<sup>6</sup> یا تعقیب سگ و خرگوش<sup>7</sup> می‌نامیم مطالعه می‌کردند، رویکرد پیشرفته، یعنی تحلیلی، به مسایل هدایت شروع شد. این تعقیب یک قانون هندسی بسیار ساده‌ای را دنبال می‌کند: به طرف جایی که هدفت را می‌بینی بدو (یا پرواز کن یا بران به هر صورت که ممکن است). این قاعده ساده و ناوبری موازی که قبلاً گفته شد، هر دو قوانین هدایت دو نقطه‌ای نامیده می‌شوند چرا که تنها دو عنصر تعقیب کننده و هدف در تعاریف مربوطه وجود دارند.

دسته‌ای از قواعد هندسی برای هدایت سه نقطه‌ای هم وجود دارند. این نام به خاطر این حقیقت است که عنصر سوم، نقطه‌ی مرجع برای بیان قاعده لازم است. در پایه‌ای ترین قاعده هندسی سه نقطه‌ای، تعقیب کننده باید روی خطی بین نقطه‌ی مرجع هدف قرار گیرد. به دلایل روشن، این نوع هدایت هدایت خط دید<sup>8</sup> نامیده می‌شود.

اکثر کاربردهای نظریه‌ی هدایت در تسلیحات نظامی است. تاریخ این نوع کاربرد از سال 1870 آغاز شد موقعی که Werner von Siemens به وزیر جنگ پروسیایی پیشنهاد «تخریب کشتی‌های دشمن توسط اژدرهای هدایت

<sup>1</sup> Rendezvous

<sup>2</sup> Evader

<sup>3</sup> Pursuer

<sup>4</sup> Parallel navigation

<sup>5</sup> Collision course

<sup>6</sup> Pure pursuit

<sup>7</sup> Hourd and hare pursuit

<sup>8</sup> Line-of-sight guidance

شونده» را داد [1]. هر چند توسط Siemens بطور مشخص گفته نشد ولی هدایت این اژدرهای پیشنهادی از نوع هدایت خط دید بود. ما این پیشنهاد را بعداً به طور کامل شرح می‌دهیم، اما همین اندازه کفایت می‌کند که فعلاً اشاره کنیم که این سلاح در سال 1916 به عنوان اولین سیستم عملیاتی سلاح هدایت شونده در تاریخ، جامه عمل به خود پوشید.

قانون تعقیب محض در اوایل 1940، در خلال جنگ جهانی دوم، برای نخستین بار در تسهیلات نظامی به کار گرفته شد. در آن موقع در واقع دو قرن بود که اکثر نظریات مربوط شناخته شده بودند و توانایی‌های فنی جهت تشخیص هدف و کنترل وسایل هدایت شونده پیشرفت داده شده بودند. تا آخر جنگ پیشرفته‌ترین روش هدایت دو نقطه ای بنام *ناوبری تناسبی*<sup>1</sup>، به دلایل تاریخی، مطالعه گردید. نظریه اساسی ناوبری تناسبی (PN) نخستین بار سال 1943 در آمریکا فرموله شد. در سال 1744 یا 1945 گامهایی جهت به کارگیری نسخه‌ای از PN در سیستمهای موشکی توسط دانشمندان آلمانی برداشته شد که احتمالاً نمی‌دانستند قبلاً نظریه آن در جایی دیگر توسعه داده شده بود. اکثریت وسیعی از سیستم سلاحهای هدایت شونده دو نقطه‌ای که امروزه وجود دارند نسخ بیشماری از PN را به کار می‌گیرند. کاربردهای غیر نظامی PN هم زیاد می‌باشند، برای مثال در فضاوردی، فرود فرازمینی<sup>2</sup> و روباتیک. با وجود این PN محدودیتهای خاص خود را دارد. برای یک مورد به خصوص می‌توان به حساسیت به نویز یا مانور هدف، هنگامی که تعقیب کننده به سمت آن نزدیک می‌شود، اشاره کرد. (مانور کردن در اینجا به معنی تغییر مسیر دادن ناگهانی، و به عبارتی با شتاب بالا چرخیدن است و در اصطلاح خلبانی «خیز گرفتن»<sup>3</sup> و در اصطلاح ملوانان «زیگزاگ»<sup>4</sup> رفتن گفته می‌شود) بخشی از به اصطلاح «قوانین پیشرفته هدایت» در اوایل سال 1960 پیشرفت داده شدند که دیگر دچار این محدودیتها و یا بدتر از این نیستند. این قوانین بر پایه تکنیکهایی که به تازگی گسترش یافته، به ویژه نظریه کنترل بهینه و نظریه تخمین بهینه، شکل گرفته اند، لذا اغلب عبارت «هدایت کنترل بهینه» یا فقط «هدایت بهینه» نیز به کار می‌روند.

نقصی اساسی در فرمول بندی رهگیری هدف مانورپذیر توسط مسئله کنترل بهینه وجود دارد، زیرا هدف به طور مستقلی مانور می‌کند و بنابراین نمی‌تواند پیش‌بینی شود. از آنجاکه تاریخ زمانی یا استراتژی مانور هدف نمی‌تواند شناخته شود، فرمول بندی کنترل بهینه مناسب نیست. چارچوب ریاضی برای تحلیل تضاد<sup>5</sup>هایی که توسط دو عامل مستقل کنترل می‌شوند، در قلمرو بازی‌های دینامیکی قرار می‌گیرد. بنابراین سناریوی رهگیری هدف مانورپذیر به عنوان یک بازی تعقیب-گریز مجموع صفر<sup>6</sup> فرمول بندی می‌شود. نقش‌های بازیکنان به وضوح معین است، رهگیر

<sup>1</sup> Proportional navigation

<sup>2</sup> extraterrestrial landing

<sup>3</sup> Jank

<sup>4</sup> Zigzag

<sup>5</sup> Conflict

<sup>6</sup> Zero-sum pursuit-evasion game

تعقیب‌کننده<sup>1</sup> و هدف‌گریزنده<sup>2</sup> است. تابع هزینه طبیعی این بازی مجموع-صفر فاصله خطا است که توسط تعقیب‌کننده مینیمم و توسط گریزنده ماکزیمم می‌شود. راه‌حل بازی به طور همزمان قانون هدایت موشک (استراتژی بهینه تعقیب‌کننده) و «بدترین» مانور هدف (استراتژی بهینه گریزنده) و فاصله خطای تضمین‌شده حاصل (مقدار بازی) را فراهم می‌کند. در نتیجه پاسخ بازی قانون هدایتی را ارائه می‌دهد که نسبت به ساختار مانور هدف مقاوم می‌باشد. اگرچه مفهوم چنین فرمول‌بندی به دهه 1950 برمی‌گردد که در کتاب مشهور Isaacs [2] نیز انتشار یافت، اما جامعه موشکی نتوانست پتانسیل موجود در این اثر را بشناسد.

حدود 30 سال پیش [3] مطالعه‌ای مقایسه‌ای مبتنی بر شبیه‌سازی‌های گسترده، به وضوح برتری قوانین هدایت رهگیر به دست آمده از فرمول‌بندی بازی دیفرانسیل را بر قوانینی که از تئوری کنترل بهینه به دست آمده‌اند، نشان داد. علی‌رغم نتایج این مقایسه و یک مقاله متعاقب آن [4] که از این روش برای طراحی قانون هدایت در موشک‌های رهگیر آینده دفاع می‌کرد، قوانین هدایت بازی دیفرانسیلی توسط صنایع موشکی اتخاذ نشدند. از منظر نیاز اخیراً شناخته شده برای قوانین هدایت بهبود یافته، بازی دیفرانسیلی مزیت قابل توجهی دارد.

در متون فنی دو فرمول‌بندی عمده برای مدل کردن رهگیری یک هدف مانورپذیر به عنوان بازی تعقیب-گریز وجود دارد. به منظور به دست آوردن یک راه حل تحلیلی، فرض می‌شود اطلاعات کامل از مسئله وجود دارد و دینامیک اصلی غیرخطی با یک مجموعه از فرضیات ساده‌کننده مدل می‌شود. یکی از این فرض‌ها که در هر دو فرمول‌بندی استفاده می‌شود، خطی‌سازی دینامیک حول یک مسیر برخورد است. در نتیجه، دینامیک بازی می‌تواند به عنوان یک مجموعه از معادلات خطی بیان شود. فرض درگیری صفحه‌ای موشک‌ها اجازه می‌دهد که سیستم اصلی به یک معادله دیفرانسیل خطی غیرساکن مرتبه اول با زمان مانده و فاصله خطای بدون تلاش به ترتیب به عنوان متغیرهای مستقل و حالت کاهش یابد.

در مدل اول [5] و [6] کنترل‌کننده‌ها نامحدود هستند، اما تابع هزینه مجموع وزن‌داری از سه ترم مربعی است: مجموع فاصله خطا و دو ترم پنالتی، یعنی انتگرال‌های انرژی کنترل بازیکنان. این فرمول‌بندی، بازی دیفرانسیل مربعی خطی<sup>3</sup> نامیده می‌شود (LQDG) که توسط پارامترهای وزن‌دهی شده تابع هزینه توصیف می‌شود. فرمول‌بندی دیگر شتاب‌های محدود را در نظر می‌گیرد که توسط محدودیت‌های سخت روی کنترل‌های هر دو بازیکن انجام می‌گیرد. تابع هزینه در این فرمول‌بندی [7] و [7] و [9] فقط فاصله خطا (یعنی نرم بردار جدایی در زمان نهایی) است. این فرمول‌بندی را بازی دیفرانسیل خطی<sup>4</sup> (LDG) می‌نامیم. در واقع قوانین LGDG که مبتنی بر بازی‌های دیفرانسیلی مربعی خطی با دستورهای شتاب نامحدود هستند و قوانین DGL که بر بازی‌های دیفرانسیل خطی با

<sup>1</sup> Pursuer

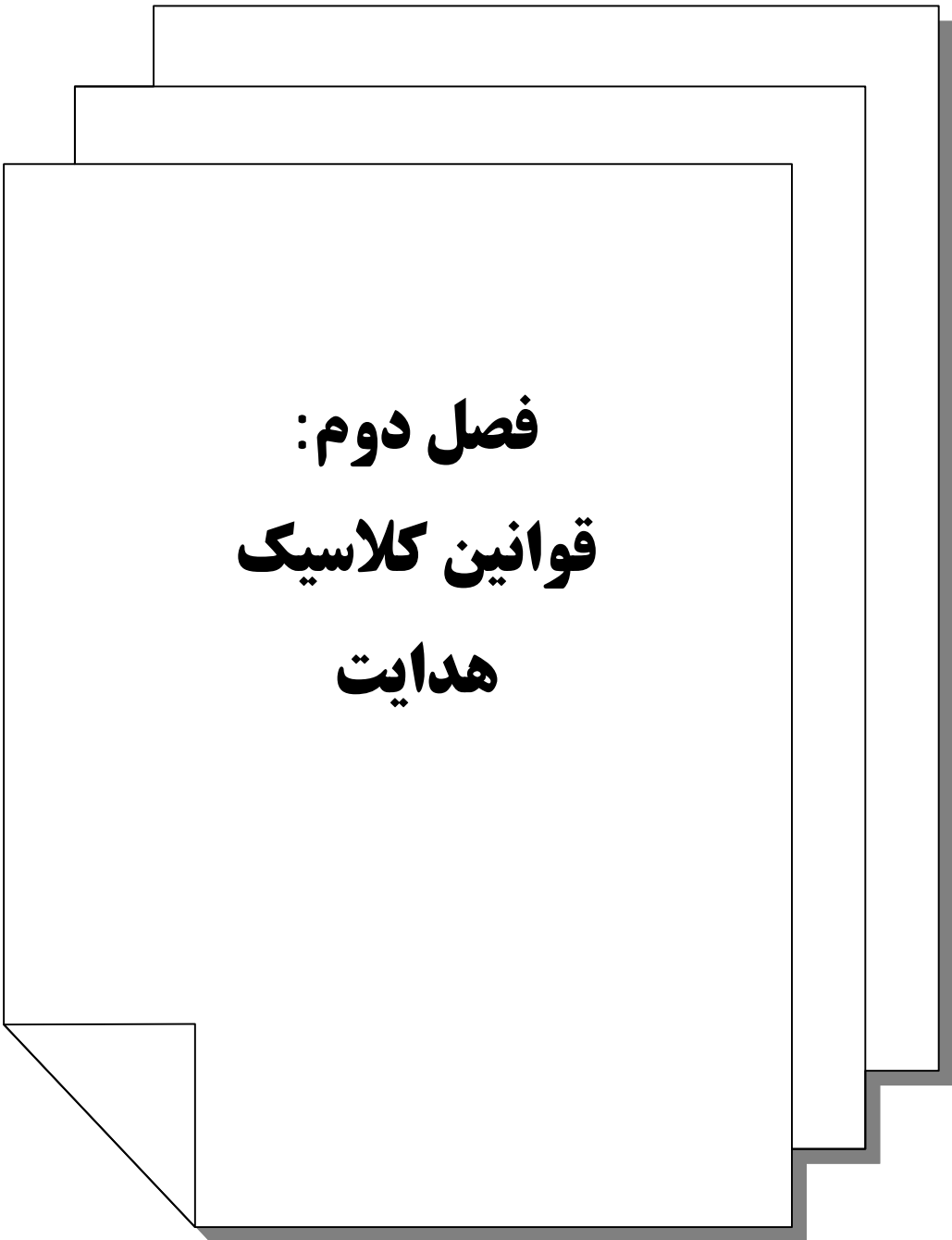
<sup>2</sup> Evader

<sup>3</sup> Linear quadratic differential game

<sup>4</sup> Linear differential game

---

دستورهای شتاب محدود تکیه می‌کنند. در این رساله خود را تنها به روش‌های LQ خالص محدود می‌کنیم که مدل-ها همگی خطی هستند و کنترل به طور نرم توسط هزینه مربعی محدود می‌شود. به دلیل وابستگی قوانین هدایت به نویزهای ناشی از تخمین خطای مانده، در فصل چهارم روش پیشنهادی مبتنی بر کنترل ردیاب تصادفی  $H_\infty$  مطرح شده است که اثر نویز اندازه‌گیری زمان مانده به عنوان نویز سفید افزایش یافته مدل شده است و در نتیجه قانون هدایتی به دست آمده نسبت به این نویز حساسیت بسیار کمتری دارد.



**فصل دوم:**  
**قوانین کلاسیک**  
**هدایت**

## 2-1-1- مقدمه

در این فصل، ابتدا مفهوم هدایت و برخی اصطلاحات مرتبط با آن را مطرح می‌کنیم. در ادامه سینماتیک حرکت صفحه‌ای بیان می‌شود. هدایت خط دید، تعقیب محض و ناوبری موازی تحت عنوان قواعد هندسی مرتبط با قوانین هدایت بیان می‌شوند. سپس قانون ناوبری تناسبی به عنوان نتیجه‌ای از ناوبری موازی تعریف شده و در انتها ناوبری تناسبی افزودنی معرفی می‌شود که استراتژی تکامل یافته‌ای است که شتاب هدف را نیز در نظر می‌گیرد. لازم به ذکر است که اهم مطالب این فصل از مراجع [1]، [10] و [11] است.

## 2-2- تعاریف پایه و اصطلاحات فنی

هدایت:

فرآیند دینامیکی است که یک جسم به سمت یک نقطه معلوم که ممکن است ساکن یا متحرک باشد هدایت می‌شود. معمولاً در حالت نقطه ساکن، فرآیند هدایت ناوبری (بعضی از اوقات به معنای خاص‌تری از ناوبری می‌شود که صرفاً فن یا دانش پیدا کردن دقیق یک ناظر نسبت به زمین را شامل می‌شود) نامیده می‌شود. تا قرن بیستم این اصطلاح به طور عمده به هدایت کردن کشتی‌ها در میان دریاها اطلاق می‌شد. واژه «navigate» از واژه‌ی لاتینی «navis» به معنای «کشتی» و «agree» به معنای «حرکت یا هدایت کردن» تشکیل شده است. با این وجود؛ امروزه این واژه همچنین هدایت حرکت‌های روی زمین، در هوا و در فضای داخلی یا خارجی را شامل می‌شود، یعنی پیدا نمودن مسیر از یک مکان به مکان دیگر است. در این رساله، بین نقاط ساکن یا متحرک تمایزی قائل نمی‌شویم و حالت عمومی نقطه‌ی متحرک را که هدف نامیده می‌شود، در نظر می‌گیریم.

سیستم هدایت موشک:

گروهی از اجزاء را تعریف می‌کند که موقعیت موشک هدایت شونده را نسبت به هدف آن اندازه بگیرد و مسیر پرواز موشک را مطابق با قانون هدایتی تغییر دهد. معمولاً سیستم هدایت موشک<sup>1</sup> شامل اجزاء حسگر، محاسبه و کنترل می‌باشد.

هدایت، یک فرآیند دارای سلسله مراتب است که می‌توان آن را شامل سه سطح دانست.

(الف) در بالاترین سطح، یک قاعده هندسی<sup>2</sup> بر حسب یک خط دید<sup>3</sup> که از هدف مورد توجه هدایت عبور می‌کند، بیان می‌شود. از این پس به این نقطه مورد توجه، هدف  $T$  و به جسم هدایت شونده،  $M$  می‌گوییم. این تعریف به تمایز بین مفهومی که در این کتاب از هدایت شده و ناوبری دریایی یا هدایت اینرسی کمک می‌کند.

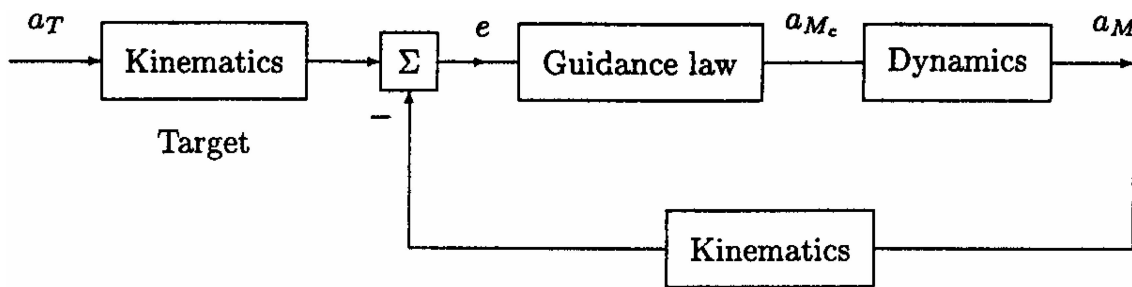
<sup>1</sup> Missile guidance system

<sup>2</sup> Geometrical rule

<sup>3</sup> Line-of-sight

سینماتیک حرکت در این سطح بررسی می‌شود و مسایل مربوط به شکل مسیر پرواز، منحنی و شتاب‌های جانبی لازم نیز مورد بررسی قرار می‌گیرند. زمان  $t$  معمولاً پارامتری است که اغلب، در کل زمان فرآیند هدایت  $t = 0$  که فرآیند هدایت شروع می‌شود، تا زمان برخورد در  $t = t_f$ ، دارای اهمیت می‌باشد. ما آن را زمان پرواز<sup>1</sup> می‌نامیم، هرچند  $M$  ممکن است هواپیما یا فضاپیما نباشد.

(ب) در سطح دوم فرآیند، یک قانون هدایتی<sup>2</sup> پدیدار می‌گردد. یک قانون هدایتی، الگوریتمی است که قاعده‌ی هندسی مطلوبی را به کار می‌گیرد و با بستن یک حلقه هدایت آن را اجرا می‌کند (شکل 1-2 را ببینید). خطای  $e$  در حلقه‌ی فیدبک، تابع مستقیمی از میزان انحراف اندازه‌گیری شده رفتار  $M$  در فضا، از رفتار مطلوبی می‌باشد که از قاعده هندسی استخراج شده است. این خطا برای ایجاد فرمان هدایتی<sup>3</sup> به کار می‌رود که طبق قانون هدایت به  $M$  داده می‌شود.



شکل 1-2: حلقه هدایت.

در اغلب حالات، فرمان برای شتاب جانبی است، که در اینجا با  $a_{M_c}$  نشان داده شده است و « $c$ » در آن به معنای فرمان است. شتاب جانبی<sup>4</sup> که عملاً توسط  $M$  تولید می‌شود،  $a_M$  می‌باشد. به طور مشابه  $a_T$  نیز نشان دهنده شتاب جانبی  $T$  است. حرکت منتجه  $M$  به گونه‌ای است که  $e$  را به وسیله‌ی فیدبک، کاهش داده و در نهایت به سمت صفر سوق می‌دهد.

(ج) حال که به سطح سوم فرآیند که کنترل است، می‌رسیم. در اینجا  $M$  دیگر فقط یک نقطه نیست بلکه بدنه‌ای است، صلب و دارای جرم و ممان اینرسی، که وضعیتش در فضا توسط سه زاویه مشخص می‌گردد. روشن است که در اینجا ما پایداری و عملکرد حلقه‌ی کنترل بدنه را، که همان حلقه داخلی درون حلقه هدایت است، بررسی می‌کنیم. در بعضی حالات، هر چند که حلقه کنترل بدنه فی نفسه وجود ندارد، کنترل مستقیم بوده و یا «حلقه باز» است.

<sup>1</sup> Time-of-flight

<sup>2</sup> Guidance law

<sup>3</sup> Steering command

<sup>4</sup> Lateral acceleration

مراحل پرواز موشک:

به طور کلی، پرواز موشک شامل سه مرحله است: مراحل *روانه‌سازی*<sup>1</sup>، *میانی*<sup>2</sup> و *آشپانه‌یاب*<sup>3</sup>. هدایت در هر مرحله ویژگی‌های خاص خود را دارد. مرحله *روانه‌سازی* قسمتی از پرواز موشک است که بین پرتاب اولیه و زمانی که موشک به سرعتی می‌رسد که می‌توان آن را کنترل کرد، قرار می‌گیرد. در حین مرحله *میانی* موشک توسط یک سیستم کنترل سلاح خارجی هدایت می‌شود. مرحله *آشپانه‌یاب* مرتبط با هدایت نهایی است که پرواز موشک توسط سیستم مشتمل بر موشک<sup>4</sup> کنترل می‌شود.

### 3-2- هندسه و سینماتیک حرکت صفحه‌ای

فرض کنید  $O$  مبدأ دستگاه مختصات<sup>5</sup> (FOC) مرجع اینرسی باشد. موقعیت‌های  $M$  و  $T$  در این FOC، به ترتیب با بردارهای  $\vec{r}_M := OM$  و  $\vec{r}_T := OT$  بیان می‌شوند (شکل 2-2 را ببینید). در سیستم‌های هدایت دو نقطه‌ای بردار

$$\vec{r} := \vec{r}_T - \vec{r}_M \quad (1-2)$$

معمولاً برد<sup>6</sup> نامیده می‌شود. مشتق زمانی آن

$$\dot{\vec{r}} = \dot{\vec{r}}_T - \dot{\vec{r}}_M := \vec{v}_T - \vec{v}_M \quad (2-2)$$

سرعت نسبی بین دو شیء و  $\vec{v}_T$  و  $\vec{v}_M$  به ترتیب سرعت‌های  $T$  و  $M$  می‌باشند. سرعت نزدیک شونده‌گی<sup>7</sup>، اصطلاحی است که در مطالعه‌ی هدایت به کار می‌رود و به صورت ساده‌ی زیر تعریف می‌شود.

$$\vec{v}_C := -\dot{\vec{r}} \quad (3-2)$$

شعاعی که از  $M$  شروع شده و در جهت مثبت  $\vec{r}$  به سمت  $T$  کشیده می‌شود خط دید (LOS) نامیده می‌شود. بردار  $\dot{\vec{r}}$  می‌تواند به دو مؤلفه یکی در راستای  $\vec{r}$  و دیگری عمود بر  $\vec{r}$  تجزیه شود.

$$\dot{\vec{r}} = \vec{v} = \vec{v}_{\parallel} + \vec{v}_{\perp} = r\vec{e}_r + \vec{\omega} \times \vec{r} = r\dot{\vec{e}}_r + r\omega\vec{e}_t \quad (4-2)$$

که  $\vec{e}_r$  و  $\vec{e}_t$  به ترتیب بردارهای یکه در راستا و عمود بر بردار  $\vec{r}$  هستند.  $\vec{v}_{\parallel}$  سرعت شعاعی<sup>8</sup> و نیز  $\vec{v}_{\perp}$  سرعت مماسی<sup>9</sup> نامیده می‌شود. لازم به ذکر است که  $\vec{\omega}$  نرخ زمانی چرخش  $\vec{r}$  است.

<sup>1</sup> Bost stage

<sup>2</sup> Midcourse

<sup>3</sup> Homing

<sup>4</sup> Missile-Contained

<sup>5</sup> Frame of coordinates

<sup>6</sup> Range

<sup>7</sup> Closing

<sup>8</sup> Radial velocity

<sup>9</sup> Tangential velocity



زاویه  $\gamma$  بین  $\vec{r}$  و  $\vec{v}_T$  با  $\theta$  و بین  $\vec{r}$  و  $\vec{v}_M$  با  $\delta$  نشان داده شده است که به ترتیب به زاویه دید<sup>1</sup> و زاویه تقدم<sup>2</sup> معروفند. زاویه  $\gamma_M = \lambda + \delta$  که بردار  $\vec{v}_M$  با خط مرجع تشکیل می‌دهد، زاویه مسیر<sup>3</sup>  $M$  و نیز زاویه  $\gamma_T = \lambda + \theta$  که بردار  $\vec{v}_T$  با خط مرجع تشکیل می‌دهد، زاویه مسیر  $T$  نامیده می‌شود.

با توجه به رابطه‌ی (4-2) به دست می‌آوریم:

$$\vec{r} \times \dot{\vec{r}} = r\vec{e}_r \times (r\dot{\vec{e}}_r + \vec{\omega} \times \vec{r}) = r^2 \vec{\omega} \quad (5-2)$$

$$\vec{r} \cdot \dot{\vec{r}} = r\vec{e}_r \cdot (r\dot{\vec{e}}_r + \vec{\omega} \times \vec{r}) = r\dot{r} \quad (6-2)$$

که از رابطه‌ی (5-2) به دست می‌آید:

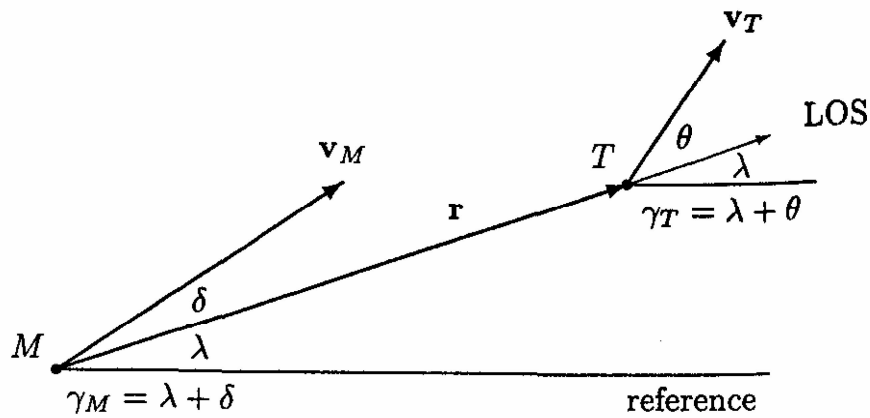
$$\omega = \frac{\|\vec{r} \times \dot{\vec{r}}\|}{r^2} = \frac{\|\vec{r} \times (\vec{v}_T - \vec{v}_M)\|}{r^2} = \frac{v_T \sin \theta - v_M \sin \delta}{r} \quad (7-2)$$

و از رابطه‌ی (6-2) به دست می‌آوریم:

$$\dot{r} = \frac{\vec{r} \cdot \dot{\vec{r}}}{r} = \frac{\vec{r} \cdot (\vec{v}_T - \vec{v}_M)}{r} = v_T \cos \theta - v_M \cos \delta \quad (8-2)$$

بردار  $\vec{a}$  نیز می‌تواند به صورت جمع دو بردار به ترتیب در راستا و عمود بر بردار  $\vec{r}$  بیان شود.

$$\vec{a} = \vec{a}_{\parallel} + \vec{a}_{\perp} = (\dot{r} - r\omega^2)\vec{e}_r + (r\dot{\omega} + 2\omega\dot{r})\vec{e}_t \quad (9-2)$$



شکل 2-2: هندسه هدایت دو نقطه‌ای صفحه‌ای.

#### 4-2-4- هدایت خط دید

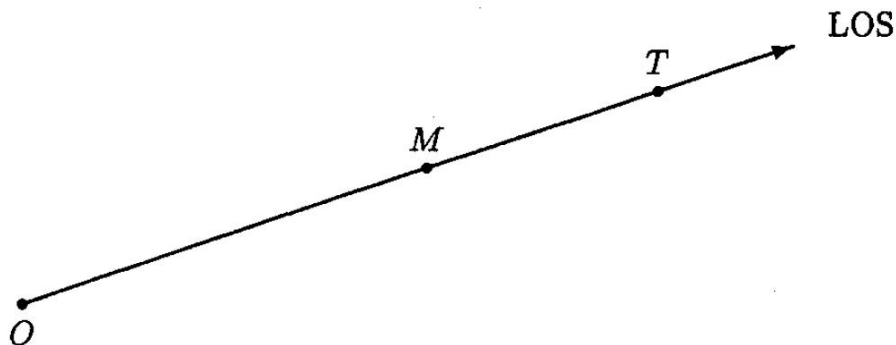
برای سال‌های طولانی هدایت یک شیء  $M$  مانند یک قایق یا یک موشک به معنای نگه داشتن آن روی خط دیدی که بین یک نقطه مرجع و هدف قرار دارد بود. نقطه‌ی مرجع  $O$  معمولاً نزدیک نقطه‌ی شروع  $M$  قرار

<sup>1</sup> Aspect angle

<sup>2</sup> Lead angle

<sup>3</sup> Path angle

دارد. بنابراین، طبق این قاعده ساده هندسی که به قاعده هدایت خط دید (LOC) معرفی است،  $M$  همیشه روی شعاعی قرار دارد که از  $O$  شروع می‌شود و از نقطه  $T$  جایی که  $T$  در آن قرار دارد، می‌گذرد. (شکل 2-3 را ببینید) به طوری که  $M$  هر جا که  $T$  باشد آن را در بر می‌گیرد.



شکل 2-3: قاعده هندسی هدایت LOS

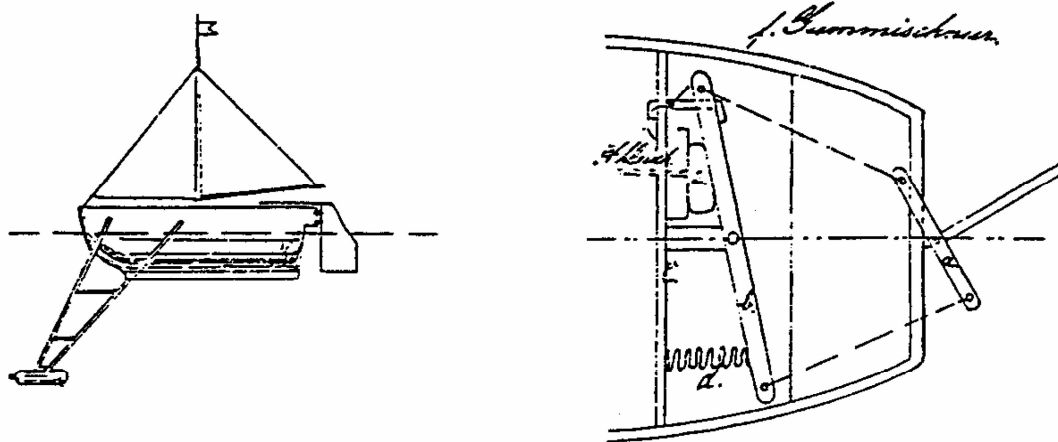
یادآوری می‌کنیم که ما نشانه‌های  $T$  و  $M$  را برای خود اشیا و  $M$  و  $T$  را برای نقاطی در فضا که به ترتیب مبین هر کدام از آنهاست، استفاده می‌کنیم. بعلاوه، این قاعده در آلمان Deckung نامیده می‌شود که به معنای «دربرگیری» است. به طور کلی  $T$  ثابت نیست و در بعضی از حالات  $O$  هم ثابت نیست؛ مثلاً در سیستم‌های موشکی پدافند دریایی.

#### 2-4-1- تاریخچه

تصور می‌شود اولین سلاح هدایت شونده که در تاریخ پیشنهاد شده است، این قاعده هندسی را با استفاده از هدایت از راه دور که بعداً فرمانی<sup>1</sup> نامیده شد، به کار برده است. در آگوست 1870 این سیستم توسط Werner Siemens پیشنهاد شد و به وزیر جنگ پروسی ارائه گردید. این سلاح شامل یک اژدر بود که در زیر یک کشتی قایق بادبانی نصب شده و توسط پالس‌های پنوماتیکی از لوله‌های پلاستیکی منتقل می‌شد کنترل می‌گردید (شکل 2-4 را ببینید). فرامینی که از یک ایستگاه کنترل، روی خشکی یا روی یک کشتی دریایی، فرستاده می‌شد. موقعیت قایق هدایت شونده را به وسیله یک لامپ دارای حفاظ مشخص می‌کرد. نهایتاً زمانی که سیستم توسعه داده شد و سپس توسط نیروی دریایی آلمان در سال 1916 به کار گرفته شد؛ قایق‌ها توسط موتورهای درون سوز به جلو رانده می‌شدند و می‌توانستند بالای 30 نات<sup>2</sup> (15 m/sec) سرعت بگیرند و توسط ایستگاه‌های فرماندهی هوابرد و از طریق ارتباط رادیویی و کابل‌های الکتریکی به طول 50 km هدایت شوند. در اکتبر 1917 اولین موفقیت عملیاتی، هنگامی که یک اژدر به یک کشتی انگلیسی برخورد کرد و آنرا غرق نمود، به وقوع پیوست.

<sup>1</sup> Command

<sup>2</sup> Knots



شکل 2-4: قایق هدایت شونده پیشنهادی Siemens.

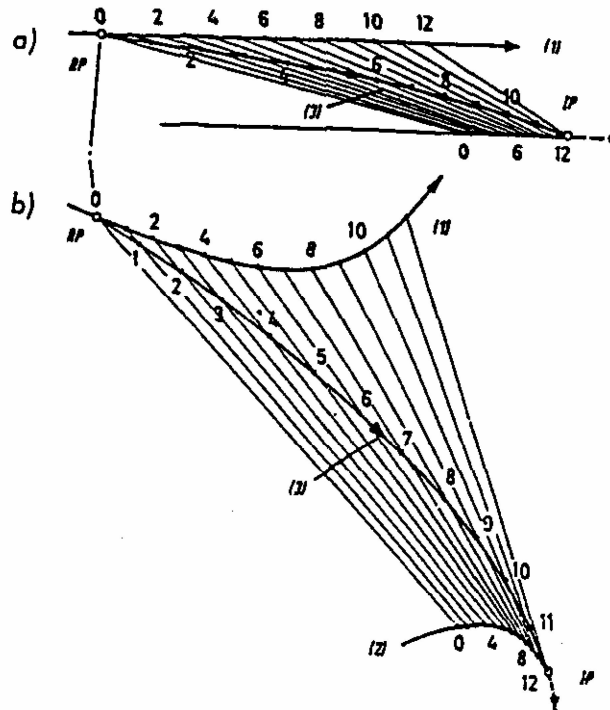
ظاهراً حکومت آلمان بعد از سند ماده قانون پیمان ور سیلس (1919)، که آلمان را از کاربرد «هوایمای بدون سرنشین» هدایت شونده منع می‌کرد، از اواخر سال 1920 مطالعات فعالی را در رابطه با سیستم‌های تسلیحاتی هدایت شونده و همینطور هوانوردی و فن پرتاب موشک از سر گرفت. کشور آلمان علی‌رغم سوءظنی که به او شده بود، به سرعت، پیشتاز این بخش از فناوری نظامی در جهان شد.

جای تعجب نبود که در جنگ جهانی دوم، از سال 1943، آلمان دارای دو سیستم سلاح هدایت شونده عملیاتی یعنی SD-1400-X، که به Fritz X ملقب شد، و بمب‌های هوا به دریا با هدایت رادیویی HS-293 بود. این سلاح‌ها کار عملیاتی خویش را از آگوست 1943 آغاز کردند. هر دوی آنها موفقیت‌های جالبی داشتند؛ در واقع اولی دیرتر به کار گرفته شد، و آن وقتی بود که نیروهای شوروی از جبهه ی شرق به آلمان یورش بردند، که برای تخریب پل‌های روی Oder<sup>1</sup>، به کار گرفته شد.

تمامی سلاح‌های هوا به دریای آن دوره قاعده هندسی هدایت LOS را که اولین و بهترین نسخه شناخته شده از قواعد هدایت سه نقطه ای است، به کار می‌برند نمونه‌هایی از مسیری که هدایت HS-293 ایجاد می‌کند در شکل 2-5 آمده است. در این شکل (a) تصویر عمودی، (b) تصویر افقی، RP نشان دهنده نقطه رهایی و IP بیانگر نقطه ی برخورد است. امروزه موقعی که M به وسیله فرامینی که به آن منتقل می‌شود، روی LOS قرار می‌گیرد، هدایت فرمان به خط دید<sup>2</sup> یا CLOS نامیده می‌شود.

<sup>1</sup> River in central Europe

<sup>2</sup> command to line-of-sight



شکل 2-5: مسیرهای Hs-293.

همین قاعده هندسی برای هدایت موشک‌های زمین به هوا به کار گرفته می‌شود. چنین سیستم‌هایی در آلمان کمتر توسعه داده شدند. معروفترین آنها *Fueurlilie*، *Wasserfall*، *Enzian*، *Rheintochter* و *Schmetterling* بودند. هیچکدام از این سیستم‌ها به حالت عملیاتی نرسیدند، ولی وقتی جنگ در ماه می 1945 به پایان رسید برخی از آنها به این حالت نزدیک شده بودند. در تمامی این سیستم‌ها، فرمان توسط ارتباط رادیویی ارسال می‌شد و در بعضی از آنان، هدف‌ها توسط تجهیزات اپتیکی و همینطور راداری ردیابی می‌شدند.

این تمام داستان هدایت CLOS در جنگ جهانی دوم نبود. یک موشک هوا به هوا به نام X-4 بود، که در مقیاس وسیع تولید آن آغاز شد ولی هیچ وقت جنگ واقعی را ندید، طبق همان قاعده کار می‌کرد و به وسیله سیم، هدایت فرمانی<sup>1</sup> می‌شد. به نظر می‌رسد که این سیستم منحصر به فرد باشد ولی یک ثبت اختراع آمریکایی مورخ مارس 1979 نیز مجدداً یک سیستم موشکی هوا به هوا با هدایت CLOS را ارائه داده است که فرامینش توسط رادیو ارسال می‌شود.

X-4 یک نمونه ضد تانک X-7 هم داشت که با عنوان *Rotkäppchen* و به عبارتی «*Red Riding Hood*» نامیده می‌شد. تا آخر جنگ این سیستم در مقیاس خیلی کوچکتري عملیاتی شد و در اواخر 1950 پدر تمامی موشک‌های ضد تانک با هدایت CLOS شد که توسط قدرت‌های شرقی و غربی توسعه داده شد.

<sup>1</sup> Command-guided