سایت اختصاصی
مهندسی کنترل

https://controlengineers.ir

@controlengineers

اختصاصی مهندسی کنترل
controlengineers.ir
@controlengineers

مقدمه‌ای بر هدایت و کنترل در اجسام پرنده

نگارش: وحید بهنام گل

شهریور ۱۳۸۹

controlengineers.ir

اختصاصی مهندسی کنترل
controlengineers.ir
@controlengineers

فهرست مطالب

عنوان مطالب **شماره صفحه**

فهرست مطالب ..... ب

فهرست شکل‌ها ..... ه

پیشگفتار ..... و

فصل اول : کلیات ۲

۱-۱- مقدمه ۲

۱-۲- دینامیک جسم پرنده ۳

۱-۳- بردار ۴

۱-۴- دستگاه‌های مختصات ۴

۱-۴-۱- دستگاه اینرسی ۵

۱-۴-۲- دستگاه بدنی ۵

۱-۴-۳- دستگاه مختصات جغرافیایی ۶

۱-۴-۴- دستگاه مختصات خط دید ۶

۱-۴-۵- دستگاه سرعتی ۷

۱-۵- سینماتیک بین هدف و جسم پرنده در حالت دو بعدی ۷

۱-۶- نیروها و گشتاورهای خارجی ۱۰

۱-۷- معادلات شش درجه آزادی ۱۳

فصل دوم : سیستم هدایت و کنترل ۱۶

۲-۱- مقدمه ۱۶

۲-۲- کامپیوتر هدایت ۱۷

۲-۳- سنسور هدایت ۱۹

۲-۳-۱- جستجوگر ۱۹

۲-۳-۲- سایت ۲۱

۲-۳-۳- سیستم ناوبری اینرسی (INS) ۲۲

۲-۳-۳-۱- روش صفحه پایدار ۲۲

۲-۳-۳-۲- روش صفحه ثابت ۲۳

controlengineers.ir

اختصاصی مهندسی کنترل
controlengineers.ir
@controlengineers

۲-۳-۴- پدیده‌ی داپلر ۲۴
۲-۴- سامانه‌ی کنترل ۲۴
۲-۴-۱- خودخلبان ۲۶
۲-۴-۲- حسگرها ۲۷
۲-۴-۳- اعمال نیرو در پاسخ به فرامین خودخلبان ۲۸
۲-۴-۳-۱- کنترل توسط سطوح آیرودینامیکی ۲۹
۲-۴-۳-۱-۱-گردش با سکان ۳۱
۲-۴-۳-۱-۲-گردش با کجی ۳۲
۲-۴-۳-۱-۳- چرخش مداوم ۳۳
۲-۴-۳-۲- کنترل بردار پیشرانه (TVC) ۳۳
۲-۴-۳-۳- کنترل با جت جانبی ۳۵
فصل سوم : الگوریتم‌ها و قوانین هدایت ۳۸
۳-۱- مقدمه ۳۸
۳-۲- الگوریتم‌های هدایت ۴۰
۳-۲-۱- الگوریتم هدایت پیش تنظیم ۴۱
۳-۲-۱-۱- ناوبری اینرسی ۴۲
۳-۲-۱-۲- ناوبری رادیویی ۴۳
۳-۲-۲- الگوریتم هدایت هدفبین ۴۳
۳-۲-۲-۱- هدایت آشیانه‌یاب ۴۴
۳-۲-۲-۱-۱-آشیانیابی فعال ۴۵
۳-۲-۲-۱-۲-آشیانیابی نیمه فعال ۴۵
۳-۲-۲-۲-۳- آشیانیابی غیرفعال ۴۶
۳-۲-۲-۲-هدایت فرمانی ۴۷
۳-۲-۲-۳- هدایت پرتورانی ۴۹
۳-۲-۳- الگوریتم هدایت ترکیبی ۵۰
۳-۳- قوانین هدایت ۵۱
۳-۳-۱- قوانین هدایت دونقطه‌ای ۵۱
۳-۳-۱-۱- هدایت تعقیب ۵۲
۳-۳-۱-۲- ناوبری تناسبی ۵۴
۳-۳-۱-۲-۱- ناوبری تناسبی محض (PPN) ۵۶
۳-۳-۱-۲-۲- ناوبری تناسبی حقیقی (TPN) ۵۸
۳-۳-۱-۲-۳- ناوبری تناسبی بایاس‌دار (BPN) ۵۸
۳-۳-۱-۲-۴- ناوبری تناسبی با ناحیه مرده ۵۹
۳-۳-۱-۲-۵- ناوبری تناسبی ایده‌آل(IPN) ۵۹
۳-۳-۱-۲-۶- ناوبری تناسبی افزوده (APN) ۵۹
۳-۳-۲- قوانین هدایت سه‌نقطه‌ای ۶۰

controlengineers.ir

اختصاصی مهندسی کنترل
controlengineers.ir
@controlengineers

۳-۳-۲-۱- هدایت فرمان به خط دید ۶۱
۳-۳-۲-۲- هدایت سوار بر پرتو ۶۲
۳-۳-۲-۳- هدایت فرمان به خط دید مجازی ۶۲
۳-۳-۳- قوانین هدایت پیشرفته ۶۳

فصل چهارم : هدایت و کنترل یکپارچه ۶۵

۴-۱- مقدمه ۶۵
۴-۲- روش‌های سنتی طراحی سیستم هدایت و کنترل ۶۷
۴-۳- طراحی یکپارچه‌ی سیستم هدایت و کنترل ۷۱
۴-۳-۱- مدل سیستم هدایت و کنترل یکپارچه ۷۴
۴-۳-۲- مزایای طراحی یکپارچه‌ی سیستم هدایت و کنترل ۷۵

جمع‌بندی و نتیجه‌گیری ۷۶

منابع و ماخذ ۸۰

controlengineers.ir

اختصاصی مهندسی کنترل
controlengineers.ir
@controlengineers

فهرست شکل‌ها

عنوان **صفحه**

شکل ۱- ۱ دستگاه مختصات بدنی ۶
شکل ۱- ۲ سینماتیک دو بعدی درگیری بین رهگیر و هدف ۷
شکل ۱- ۳ زاویه‌ی حمله در رهگیر و نیروهای LIFT، DRAG و TRUST وارد شده بر آن ۱۲
شکل ۱- ۴ حرکت‌های ROLL، YAW و PITCH رهگیر ۱۴
شکل ۲- ۱ سیستم هدایت و کنترل اجسام پرنده ۱۶
شکل ۲- ۲ چگونگی اندازه‌گیری خطای ردیابی توسط جستجوگر ۲۱
شکل ۲- ۳ نمای شماتیک سامانه ناوبری اینرسی صفحه پایدار ۲۳
شکل ۲- ۴ اجزای مختلف سامانه‌ی کنترل ۲۶
شکل ۲- ۵ شمای کلی یک ژیروسکوپ ۲۸
شکل ۲- ۶ روشهای استفاده از بالک‌ها ۳۰
شکل ۲- ۷ ساختارهای معروف استفاده از بالک‌ها ۳۰
شکل ۲- ۸ روش‌های مورد استفاده در کنترل توسط بردار پیشرانه ۳۵
شکل ۲- ۱۱ کنترل توسط جت جانبی ۳۶
شکل ۳- ۱ نمای کلی روش آشیانه‌یابی فعال ۴۵
شکل ۳- ۲ نمای کلی روش آشیانه‌یابی نیمه فعال ۴۶
شکل ۳- ۳ نمای کلی روش آشیانه‌یابی غیر فعال ۴۶
شکل ۳- ۴ نمای کلی روش هدایت فرمانی ۴۸
شکل ۳- ۵ شمای کلی مسیر برخورد با استفاده ازقانون هدایت تعقیب ۵۲
شکل ۳- ۶ شمای کلی مسیر برخورد در قانون هدایت تعقیب جهت ۵۳
شکل ۳- ۷ شمای کلی مسیر برخورد در روش هدایت تعقیب سرعت ۵۳
شکل ۳- ۸ شمای کلی مسیر برخورد در روش هدایت تعقیب کج ۵۴
شکل ۳- ۹ ایده ناوبری موازی ۵۵
شکل ۳- ۱۰ ایده‌ی اولیه‌ی بکار رفته در ناوبری تناسبی ۵۶
شکل ۳- ۱۱ هندسه‌ی تعقیب کننده و هدف در تعقیب صفحه‌ای ۵۷
شکل ۳- ۱۲ شمای کلی روش هدایت فرمان به خط دید ۶۲
شکل ۴- ۱ سیستم هدایت و کنترل اجسام پرنده ۶۶
شکل ۴- ۲ پاسخ یک رهگیر کنترل شده توسط دم به دستور شتاب پله ۷۰
شکل ۴- ۳ مدل تخمین زده شده‌ی رهگیر کنترل شده توسط دم با تاخیر مرتبه اول ۷۰
شکل ۴- ۴ سیستم هدایت و کنترل یکپارچه ۷۳
شکل ۴- ۵ معماری یکپارچه سیستم هدایت و کنترل ۷۴

controlengineers.ir

اختصاصی مهندسی کنترل
controlengineers.ir
@controlengineers

پیشگفتار

هدایت، یافتن مقدار انحراف وسیله‌ی هدایت‌شونده از مسیر خود به سمت هدف، تعیین حرکت یا شتاب مناسب برای جبران این انحراف و جبران کردن آن می‌باشد. در سیستم هدایت و کنترل اجسام پرنده، از الگوریتم و قانون هدایت می‌توان به عنوان دو رکن اساسی جهت تعیین استراتژی هدایت و نحوه‌ی اعمال آن به جسم پرنده نام برد. سیستم هدایت و کنترل در اکثر اجسام پرنده از دو حلقه‌ی هدایت و کنترل و سه قسمت اصلی کامپیوتر هدایت، سنسور هدایت و سامانه‌ی کنترل تشکیل شده است. سنسور هدایت اطلاعات هدف را با توجه به الگوریتم هدایت انتخاب شده، بدست می‌آورد. کامپیوتر هدایت بر اساس این اطلاعات، دستور شتاب مناسب را جهت حرکت به سمت هدف صادر کرده و در نهایت سامانه‌ی کنترل، با تغییر در سطوح آیرودینامیکی و یا بردار پیشرانش، دستور شتاب صادرشده توسط کامپیوتر هدایت را دنبال می‌کند. زیر سیستم‌های هدایت و کنترل به دو صورت جداگانه و یکپارچه طراحی می‌شوند. در روش جداگانه، تیم‌های مهندسی این دو زیرسیستم را به‌صورت مجزا طراحی کرده و سپس آنها را با هم مجتمع می‌کنند و در نهایت تغییراتی را جهت بهبود عملکرد کل سیستم در هر یک از زیرسیستم‌ها انجام می‌دهند. در این رویه احتمال طراحی مجدد وجود دارد و ممکن است با اینکه زیر سیستم‌ها بهینه باشند، بعد از مجتمع‌سازی بهینگی برای کل سیستم رخ ندهد و یا به خاطر در نظر نگرفتن تداخلات و محدودیت‌های زیر سیستم‌ها در روند طراحی، پس از مجتمع‌سازی موفق به بهره‌برداری مناسبی از روابط بین زیرسیستم‌ها نگردیم. در طراحی یکپارچه‌ی سیستم هدایت و کنترل، حالت‌های زیرسیستم هدایت و زیرسیستم کنترل به‌طور همزمان در روند طراحی در نظر گرفته می‌شوند تا تداخلات و محدودیت‌های زیر سیستم‌ها نیز در حین طراحی دیده شود.

controlengineers.ir

اختصاصی مهندسی کنترل
controlengineers.ir
@controlengineers

فصل اول

کلیات

controlengineers.ir

اختصاصی مهندسی کنترل
controlengineers.ir
@controlengineers

فصل اول : کلیات

۱-۱- مقدمه

دانش هدایت از پایه‌های اساسی هوشمندسازی سامانه‌ها می‌باشد. یکی از کاربردهای گسترده و موثر دانش هدایت استفاده از آن در دامنه‌ی علوم هوافضاست، ولی امروزه کاربردهای آن در سیستم‌های دریایی و روباتیک نیز مورد استفاده قرار گرفته است. زیربنای این علم با گسترش علم ریاضی و کنترل، توسعه یافته و به دلیل کاربردهای وسیع آن از تنوع زیادی در قوانین و روش‌های بکارگیری برخوردار است. در فرهنگ لغت هدایت، فرآیند هدایت مسیر حرکت یک جسم به سمت نقطه معین که در حالت کلی ممکن است متحرک باشد، معنا شده است. اگر نقطه‌ی معین که آنرا هدف می‌نامیم ثابت باشد و یا مسیر حرکت آن از پیش مشخص باشد مثل کره‌ی ماه، فرآیند معمولا ناوبری[1] نامیده می‌شود و اگر هدف در مسیری که از قبل کاملا قابل پیش‌بینی نباشد حرکت کند، فرآیند به مفهوم خاص هدایت[2] نامیده می‌شود. به عبارت دیگر هدایت، یافتن مقدار انحراف وسیله‌ی هدایت شونده از مسیر خود به سمت هدف، تعیین حرکت یا شتاب مناسب برای جبران این انحراف و جبران کردن آن می‌باشد. پس با این تعریف هدایت در بر گیرنده‌ی عمل هدایت و عمل کنترل می‌باشد[۱].

جسم هدایت‌شونده ممکن است یک ماشین، قایق، فضاپیما، رهگیر، روبات یا یک موجود زنده باشد. در کل فرآیند هدایت بر اساس موقعیت و سرعت هدف نسبت به جسم هدایت‌شونده است. رهگیرها یکی از مهم‌ترین نمونه‌های اجسام پرنده می‌باشند و توسعه‌ی آنها در ابتدای قرن بیستم میلادی، باعث پیشرفت علم هدایت گردید. دانشمندان آلمانی در خلال جنگ جهانی دوم باعث پیشرفت‌های مهمی در سیستمهای رهگیری و

[1] Navigation
[2] Guidance

controlengineers.ir

اختصاصی مهندسی کنترل
controlengineers.ir
@controlengineers

هدایت آنها گردیدند. با پایان جنگ جهانی دوم آمریکا و روسیه با تکیه بر تجربیات رهگیرهای آلمانی شروع به ساخت رهگیرهای هدایت‌شونده نمودند [۲].

در ادامه ابتدا دینامیک جسم پرنده و تعاریف لازم را مرور می‌کنیم، سپس در فصل دوم به بررسی سیستم هدایت و کنترل واجزای آن می‌پردازیم. در فصل سوم الگوریتم‌ها و قوانین هدایت را مورد مطالعه قرار می‌دهیم و در فصل چهارم به بررسی سیستم هدایت و کنترل یکپارچه در اجسام پرنده خواهیم پرداخت.

۱-۲- دینامیک جسم پرنده

جسم مادی را می‌توان به دو دسته‌ی جسم مادی نقطه‌ای و سیستم ذرات مادی تقسیم نمود. منظور از جسم نقطه‌ای آن است که ابعاد آن در مقایسه با ابعاد حرکت آن بسیار کوچک باشد. سیستم ذرات مادی متشکل از مجموعه‌ای از ذرات مادی می‌باشد و اگر فاصله مابین ذرات مادی تشکیل دهنده‌ی آن همیشه ثابت باشد به آن یک جسم صلب می‌گویند [۱].

علم بررسی اجسام و اجرام در حال حرکت دینامیک نام دارد و به دو شاخه‌ی سینماتیک و سینتیک تقسیم می‌شود. سینماتیک به بررسی حرکت و روابط حرکتی یک جسم بدون در نظرگرفتن نیروهای ایجاد کننده‌ی آن حرکت می‌پردازد و فقط جنبه‌ی ریاضی داشته و مستلزم هیچ قانون فیزیکی نمی‌باشد. به عبارت دیگر سینماتیک علم تشریح حرکت است. این تکنیک تشریح حرکت عبارت است از بیان بردار وضع یک نقطه برحسب زمان نسبت به دستگاه مرجع و مشتق گیری از آن جهت بدست آوردن سرعت و شتاب نقطه. در سینتیک به بررسی عوامل ایجاد کننده‌ی حرکت و به تبع آن نحوه‌ی حرکت اجسام می‌پردازد و از قوانین فیزیکی بخصوص قانون نیوتن جهت توصیف این حرکت استفاده می‌نماید. در ابتدا لازم است تعاریف مناسبی از بردار، اندازه‌ی یک بردار، بیان یک بردار در یک دستگاه، مشتق از دید یک دستگاه و برخی دستگاه‌های مختصات مهم داشته باشیم [۱].

controlengineers.ir

اختصاصی مهندسی کنترل
controlengineers.ir
@controlengineers

۱-۳- بردار

برای تعریف یک بردار کافی است نقاط ابتدا و انتهای آن‌را مشخص نماییم. رویه‌ی جابجایی از نقطه‌ی ابتدا به نقطه‌ی انتها در امتداد یک خط راست، بردار نامیده می‌شود. یک بردار دارای اندازه و جهت می‌باشد. هر بردار را می‌توان در هر دستگاه دلخواه بیان نمود. این بیان در واقع سه عدد می‌باشد که نشان دهنده‌ی بیان بردار در دستگاه مزبور می‌باشد. مثلا بردار دلخواه $\vec{X}$ در دستگاه دلخواه S به صورت زیر بیان می‌گردد [۲]:

$$ {}^{s}\vec{X} = \begin{bmatrix} x_1 \\ x_2 \\ x_3 \end{bmatrix} \qquad (۱-۱) $$

این بردار در دستگاه دلخواه دیگری به نام t نیز با سه عدد دیگر مشخص می‌شود. برای بیان تبدیل از یک دستگاه به دستگاه دیگر از ابزارهای مختلفی استفاده می‌شود. دو بیان از یک بردار را می‌توان توسط یک ماتریس به هم تبدیل نمود.

$$ {}^{t}\vec{X} = {}^{t}_{s}C \; {}^{s}\vec{X} \qquad (۱-۲) $$

مشتق یک بردار مانند X از دید دستگاهی مانند S به صورت زیر تعریف می‌شود :

$$ P_s \vec{X} = \left(\frac{d}{dt}\right)_s (\vec{X}) \qquad (۱-۳) $$

مشتق یک بردار، خود یک بردار است و می‌تواند در دستگاه‌های مختلف بیان گردد [۲].

۱-۴- دستگاه‌های مختصات

دستگاه‌های مختلفی را می‌توان برای بیان یک بردار و یا گرفتن مشتق بردار از دید آن دستگاه معرفی نمود. لذا به نظر می‌رسد انتخاب دستگاه مناسب جهت بیان یک بردار و مشتق‌گیری از دید آن دستگاه می‌تواند ابزار مناسبی جهت ساده‌سازی برخی از روابط سینماتیکی و سینتیکی باشد. لذا در ادامه به بررسی برخی از دستگاه‌های مهم می‌پردازیم.

controlengineers.ir

اختصاصی مهندسی کنترل
controlengineers.ir
@controlengineers

۱-۴-۱- دستگاه اینرسی

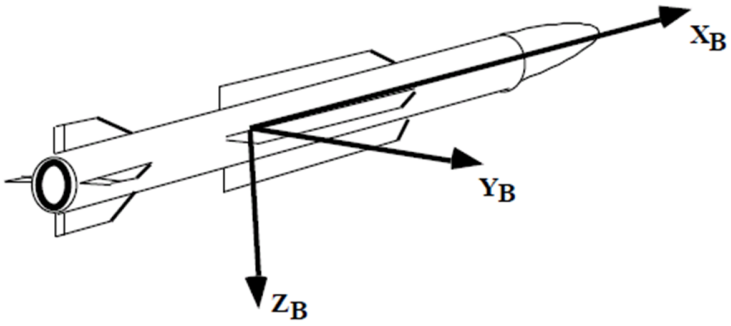
معمولا دستگاه اینرسی را به صورتی تعریف می‌کنند که نسبت به ستارگان دور دست بدون حرکت باشد. البته این دستگاه می‌تواند ساکن بوده و یا با سرعت ثابت حرکت کند. علت این تعریف آن است که حرکت در مکانیک، نسبی بوده و هرگاه محل یک جسم با گذشت زمان نسبت به یک دستگاه مختصات تغییر نماید، می‌گوییم جسم مورد نظر نسبت به دستگاه مزبور در حال حرکت است. لذا در این حالت قانون دوم نیوتن و نیروی وارد بر جسم وابسته به دستگاه مختصات می‌گردد و این از ضعف‌های مکانیک نیوتنی می‌باشد. یعنی از دیدگاه دستگاه‌های مختلف، نیروی وارد بر یک جسم می‌تواند متفاوت باشد. جهت رفع این مشکل، دستگاهی را با نام اینرسی تعریف نمودند که قانون دوم نیوتن در آن صادق باشد. به عبارت دیگر شتاب از دید این دستگاه بایستی در قانون دوم نیوتن قرار گیرد. لذا دستگاهی که قانون دوم نیوتن در آن صادق باشد را دستگاه اینرسی گویند. دستگاهی که مبدا آن در مرکز خورشید و دارای جهت ثابت نسبت به ستاره‌های ثابت باشد، یک دستگاه اینرسی ثابت می‌باشد. دستگاه دیگری که کمی کامل است و برای اجسام پرنده در نظر گرفته می‌شود، دستگاه مختصات چسبیده به زمین و مرکز زمین به عنوان مرجع آن می‌باشد. مبدا این دستگاه با حرکت مرکز زمین، حرکت می‌کند ولی جهت محورهای آن نسبت به ستاره‌ها ثابت است [۳].

۱-۴-۲- دستگاه بدنی

این دستگاه متصل به جسم بوده و مرکز آن بر روی مرکز جسم می‌باشد. این دستگاه مختصات یکی از مهمترین دستگاه‌های مختصات در کاربردهای مختلف از قبیل ناوبری، هدایت و کنترل می‌باشد. زیرا بسیاری از اندازه‌گیری‌ها و محاسبات در این دستگاه انجام می‌گیرد. در یک رهگیر، محور X در امتداد طولی رهگیر، محور Y عمود بر محور X و در امتداد بال سمت راست رهگیر و محور Z عمود بر دو محور دیگر و به سمت پایین می‌باشد [۲].

controlengineers.ir

اختصاصی مهندسی کنترل
controlengineers.ir
@controlengineers



شکل ۱- ۱ دستگاه مختصات بدنی

۱-۴-۳- دستگاه مختصات جغرافیایی

مبدا این دستگاه را به دو شکل می‌توان انتخاب کرد. در بعضی از مراجع، مبدا را بر روی نقطه‌ی شلیک و در بعضی دیگر بر روی مرکز جسم وسیله‌ی پرنده قرار می‌دهند. در هر لحظه جهت محور X به سمت شمال، محور Y به سمت شرق و محور Z به سمت مرکز زمین و در راستای عمود بر آن انتخاب می‌شود که با فرض بیضوی بودن کره‌ی زمین، از مرکز زمین نخواهد گذشت [۱].

۱-۴-۴- دستگاه مختصات خط دید

محور اول این مختصات در راستای خط دید تعریف می‌گردد. خط دید، خطی فرضی بین تعقیب‌کننده و هدف می‌باشد که همیشه می‌توان آنرا تعریف نمود. محور سوم را در راستای بردار چرخش خط دید در نظر می‌گیریم. طبیعی است که این بردار عمود بر بردار خط دید خواهد بود. محور دوم این دستگاه نیز از قانون دست راست بدست می‌آید. انتخاب این دستگاه در ساده‌سازی روابط سینتیکی بین هدف و تعقیب‌کننده تاثیر زیادی داشته و ابزار بسیار مناسبی جهت تحلیل به ما می‌دهد [۱].

controlengineers.ir

اختصاصی مهندسی کنترل
controlengineers.ir
@controlengineers

۱-۴-۵- دستگاه سرعتی

دستگاه k را طوری در نظر بگیرید که محور اول آن همیشه در امتداد بردار سرعت جسم است. دو محور دیگر این دستگاه می‌توانند به طور دلخواه انتخاب شوند. این دستگاه را دستگاه سرعتی می‌نامیم. انتخاب این دستگاه در برخی از مواقع منجر به ساده‌سازی روابط شده و تحلیل آنها را آسان‌تر می‌نماید. مثلا استفاده از این دستگاه می‌تواند نقش زوایای حمله را در دینامیک حرکت رهگیر واضح‌تر نشان دهد [۱].

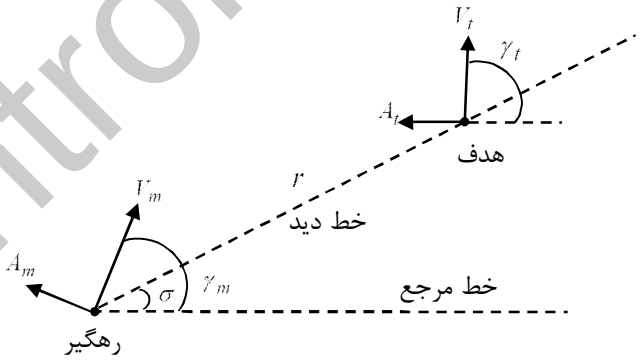
۱-۵- سینماتیک بین هدف و جسم پرنده در حالت دو بعدی

برای فرمول‌بندی مسئله‌ی درگیری دو بعدی، ابتدا فرضیات ساده کننده‌ی زیر را در نظر می‌گیریم:

۱- رهگیر و هدف نقاط هندسی متحرکی در صفحه‌ی دو بعدی می‌باشند.

۲- سرعت رهگیر (V_m) بیشتر از سرعت هدف (V_t) بوده و هر دو ثابت فرض می‌شوند و همچنین مانورهای آنها را می‌توان شتاب‌های آنها A_m و A_t در نظر گرفت.

سینماتیک دو بعدی طرح درگیری را می‌توان در شکل (۱-۲) مشاهده کرد.



شکل ۱- ۲ سینماتیک دو بعدی درگیری بین رهگیر و هدف

controlengineers.ir

اختصاصی مهندسی کنترل
controlengineers.ir
@controlengineers

در این شکل، r برد نسبی بین رهگیر و هدف، σ زاویه‌ی بین خط دید و خط مرجع، γ_m زاویه‌ی بردار سرعت رهگیر با خط مرجع، γ_t زاویه‌ی بردار سرعت هدف با خط مرجع، A_m بردار شتاب رهگیر و A_t بردار شتاب هدف می‌باشد. حال می‌توان معادلات حالت حرکت را با توجه به شکل (۱-۲) و فرضیات ساده کننده‌ی ذکر شده، استخراج نمود. روابط بین بردارهای سرعت و شتاب رهگیر و هدف بصورت زیر می‌باشد:

$$A_m = \dot{\gamma}_m V_m \quad (۱-۴)$$

$$A_t = \dot{\gamma}_t V_t \quad (۱-۵)$$

$\dot{\gamma}_m$ و $\dot{\gamma}_t$ به ترتیب سرعت زاویه‌ی بردار سرعت رهگیر و هدف می‌باشند. سرعت نزدیک شوندگی[1] بین رهگیر و هدف ($\dot{r}$) از تفریق مولفه‌های سرعت آنها در راستای خط دید بصورت زیر بدست می‌آید:

$$\dot{r} = V_t \cos(\gamma_t - \sigma) - V_m \cos(\gamma_m - \sigma) \quad (۱-۶)$$

همچنین سرعت نسبی جانبی[2] ($r\dot{\sigma}$) بین رهگیر و هدف، از تفریق مولفه‌های سرعت آنها در راستای عمود بر خط دید بصورت زیر بدست می‌آید:

$$r\dot{\sigma} = V_t \sin(\gamma_t - \sigma) - V_m \sin(\gamma_m - \sigma) \quad (۱-۷)$$

که در آن، $\dot{\sigma}$ نرخ چرخش خط دید می‌باشد. جهت ظاهر شدن شتاب جانبی جسم پرنده (A_m) می‌توان از هر یک از معادلات (۱-۶) و یا (۱-۷) بر حسب زمان مشتق گرفت که در این صورت خواهیم داشت:

$$\ddot{r} = r\dot{\sigma}^2 + A_m \sin(\gamma_m - \sigma) - A_t \sin(\gamma_t - \sigma) \quad (۱-۸)$$

$$\dot{(r\dot{\sigma})} = -\dot{r}\dot{\sigma} - A_m \cos(\gamma_m - \sigma) + A_t \cos(\gamma_t - \sigma) \quad (۱-۹)$$

بردار شتاب (A_m) ظاهر شده در روابط (۱-۸) و (۱-۹) بصورت عمود بر بردار سرعت رهگیر می‌باشد و اگر ورودی کنترلی با استفاده از این معادلات طراحی شود، دستور شتاب باید در راستای عمود بر بردار سرعت به رهگیر اعمال شود. اما با توجه به اینکه اعمال دستور شتاب در راستای عمود بر خط دید تاثیر بیشتری در

[1] Closing Velocity
[2] Relative Lateral Velocity

controlengineers.ir

اختصاصی مهندسی کنترل
controlengineers.ir
@controlengineers

چرخاندن خط دید و صفر کردن نرخ چرخش آن خواهد داشت، بهتر است دستور شتاب را در راستای عمود بر خط دید به رهگیر اعمال نمود تا تاثیر بیشتری داشته باشد. از این رو می‌توان برای ظاهر شدن مولفه‌ی شتاب رهگیر در راستای عمود بر خط دید، روابط (۱-۸) و (۱-۹) را بصورت زیر بازنویسی نمود.

$$\frac{d}{dt}(\dot{r}) = r\dot{\sigma}^2 - A_{m,r} + A_{t,r} \quad (۱-۱۰)$$

$$\frac{d}{dt}(r\dot{\sigma}) = -\dot{r}\dot{\sigma} - A_{m,\sigma} + A_{t,\sigma} \quad (۱-۱۱)$$

که در آن $A_{m,r}$ و $A_{t,r}$ به ترتیب مولفه‌های شتاب رهگیر و هدف در راستای خط دید و $A_{m,\sigma}$ و $A_{t,\sigma}$ نیز به ترتیب مولفه‌های شتاب رهگیر و هدف در راستای عمود بر خط دید می‌باشند. با مقایسه‌ی روابط (۱-۸) و (۱-۹) با روابط (۱-۱۰) و (۱-۱۱) مشخص است که در این حالت، اندازه‌گیری متغیرهای کمتری از هندسه‌ی درگیری مورد نیاز می‌باشد چنانچه در این روش دیگر نیازی به متغیرهایی از جمله σ ، γ_m و یا γ_t نبوده و در نتیجه بررسی مسئله‌ی کنترلی و طراحی قانون هدایت و پیاده‌سازی آن با استفاده از این فرمول‌بندی بسیار آسان‌تر خواهد بود. با این فرمول‌بندی توانایی طراحی دستور شتاب برای هر دو جهت راستا و عمود بر خط دید را خواهیم داشت. در صورت نیاز به کنترل متغیر سرعت نزدیک شوندگی ($\dot{r}$) می‌توان از رابطه‌ی (۱-۱۰) و در صورت نیاز به کنترل متغیر سرعت نسبی جانبی ($r\dot{\sigma}$) می‌توان از رابطه‌ی (۱-۱۱) استفاده نمود. توجه شود که در صورت صفر کردن سرعت جانبی نسبی یعنی برابر بودن مولفه‌های سرعت رهگیر و هدف در جهت عمود بر خط دید، خط دید نچرخیده و در صورت برقراری شرط $\dot{r} < 0$ یعنی نزدیک شدن رهگیر به هدف در روی مسیر برخورد، برخورد صورت می‌پذیرد. با توجه به رابطه‌ی (۱-۱۰) واضح است که در صورت نیاز به کنترل متغیر سرعت نزدیک شوندگی، دستور شتابی را باید در راستای خط دید به رهگیر اعمال کنیم. همچنین از نظر طراحی و شبیه سازی نیز مسئله‌ی کنترلی بسیار ساده‌تر از حالت قبل می‌باشد. توجه شود که در این حالت دستور شتاب را می‌توان در دو جهت راستا و عمود بر خط دید اعمال نمود در حالیکه در حالت قبل، دستور شتاب بصورت عمود بر بردار سرعت رهگیر اعمال می‌شد [۴و۵].

controlengineers.ir

اختصاصی مهندسی کنترل
controlengineers.ir
@controlengineers

۱-۶- نیروها و گشتاورهای خارجی

دینامیک حرکت یک جسم را می‌توان در دو بخش انتقال و دوران مورد مطالعه قرار داد. انتقال یک جسم ناشی از اعمال نیرو به مرکز آن جسم است. دوران، از گشتاور ایجاد شده توسط نیروها، حول مرکز جسم، ناشی می‌شود. بطور کلی نیروهای موثر بر حرکت عبارتند از :

۱- نیروی وزن

۲- نیروی آیرودینامیکی

۳- نیروی پیشران

این نیروها در دستگاه بدنی مورد استفاده قرار می‌گیرند، چون نیروهای آیرودینامیکی و پیشرانش را در دستگاه بدنی می‌توان اندازه گیری و یا محاسبه کرد، لذا نیروی وزن را نیز در این دستگاه محاسبه می‌کنند. با توجه به این که نیروی وزن از مرکز ثقل جسم عبور می‌کند و مرکز دستگاه بدنی نیز بر روی مرکز جرم جسم تعریف می‌گردد، لذا گشتاوری حول آن نداشته و ممان‌های نیروی جاذبه صفر خواهد شد [۱].

نیروی خارجی دیگر وارد بر جسم، نیروی آیرودینامیکی می‌باشد، علمی که به مطالعه‌ی جریان هوا و اندرکنش آن با پرنده می‌پردازد علم آیرودینامیک نام دارد. در آیرودینامیک، نیرویی که بین پرنده و هوا مبادله می‌شود نیروی آیرودینامیکی نامیده می‌شود و به عوامل زیر بستگی دارد :

- شکل پرنده

- نحوه‌ی برخورد پرنده و هوا

- ویژگی‌های هوا

controlengineers.ir

اختصاصی مهندسی کنترل
controlengineers.ir
@controlengineers

با در نظر گرفتن عوامل فوق و آزمایشات مختلف مانند تونل باد، معادلاتی را برای بیان نیروی آیرودینامیکی وارد بر جسم پرنده می‌توان بدست آورد. نیروها و گشتاورهای آیرودینامیکی به زوایای حمله[1] و سرش جانبی[2] وابسته می‌باشند. زاویه‌ی حمله عبارتست از زاویه‌ای که تصویر بردار سرعت در صفحه‌ی xz بدنه با محور x می‌سازد. همچنین زاویه‌ی سرش جانبی ، زاویه‌ای است که تصویر بردار سرعت در صفحه‌ی xy بدنه با محور x می‌سازد. البته ممکن است زوایای حمله در مراجع مختلف دارای تفاوت باشند ولی از آنجا که این زوایا معمولا بسیار کوچک هستند، لذا در تعاریف دیگر نیز این زوایا با زوایای تعریف شده تقریبا برابر هستند. تغییر سطوح کنترلی یکی از مهمترین عوامل در تغییر نیروی آیرودینامیکی بوده که عمل کنترل با استفاده از این ابزار انجام می‌گیرد [۱].

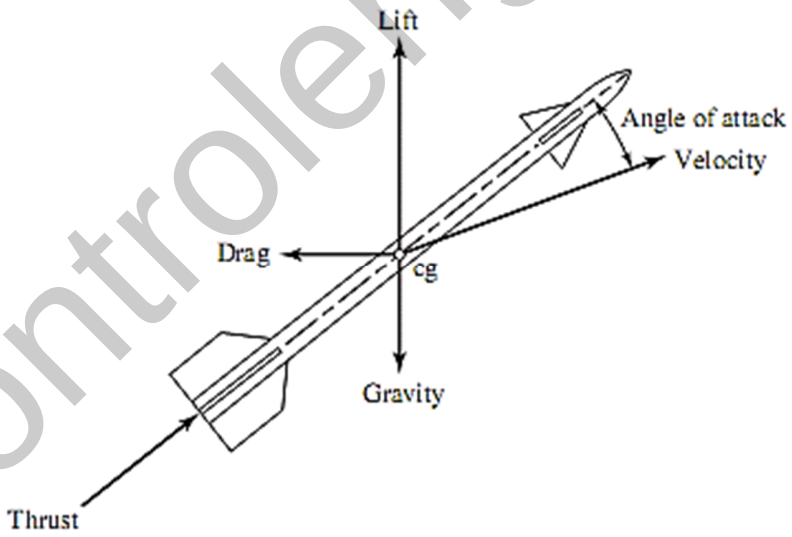
نیروهای آیرودینامیکی وارد بر جسم پرنده را می‌توان به دو قسمت تقسیم کرد. نیروی Drag که در راستای بردار سرعت می‌باشد، نیروی آیرودینامیکی مقاومی است که در اثر حرکت رهگیر از هوا به آن وارد شده و با حرکت رو به جلوی رهگیر مخالفت می‌کند و جهت آن مخالف جهت بردار سرعت رهگیر می‌باشد. نیروی Lift که در صفحه‌ی عمود بر بردار سرعت می‌باشد، نیروی جانبی است که در جهت عمود بر بردار سرعت بوده و باعث چرخش جسم می‌شود و به آن نیروی بالا برنده می‌گویند. این نیرو زمانی بوجود می‌آید که جسم پرنده دارای زاویه‌ی حمله باشد و رهگیر را به سمت بالا می‌برد. یک تعریف مناسب جهت محور اول دستگاه بدنه آن است که اگر سرعت در آن راستا باشد، نیروی جانبی وجود ندارد. اساس کار بالک‌ها جهت کنترل رهگیر نیز استفاده از همین نیرو می‌باشد. بالک کمی حرکت کرده و زاویه‌ی حمله ایجاد می‌نماید. این زاویه حمله باعث می‌شود که جهت بردار سرعت عوض شده و رهگیر شروع به بالا رفتن کند. پس از رسیدن به جهت مطلوب دوباره زاویه‌ی بالک صفر شده و زاویه‌ی حمله نیز صفر می‌شود[۱].

[1] Attack angle
[2] Slideslip

controlengineers.ir

اختصاصی مهندسی کنترل
controlengineers.ir
@controlengineers

نیروی پیشرانش نیرویی است که توسط سوخت موجود در جسم پرنده به آن اعمال می‌شود. معمولا سعی می‌شود که این نیرو در راستای محور تقارن جسم پرنده وارد شده تا معادلات حرکتی ساده گردد. در رهگیر-های زمین به هوا عمدتا از سوخت جامد استفاده می‌شود. نیروی پیشرانش می‌تواند فقط در ابتدای حرکت و به اندازه‌ی بسیار زیاد اعمال شده و بعد از مدتی تمام شود. به این نوع نیروی پیشرانش، اصطلاحا تمام بوست گفته می‌شود. همچنین می‌توان نیروی پیشرانش را در تمام مسیر اعمال نمود و آنرا محدود به ابتدای حرکت نکرد ولی در این حالت مقدار بیشینه‌ی نیروی ایجاد شده توسط نیروی پیشرانش از حالت تمام بوست کمتر می‌باشد. در این حالت اصطلاحا به نیروی پیشرانش، تمام ساستین گفته می‌شود. حالت آخر تلفیقی از این دو روش می‌باشد، بدین صورت که در ابتدای حرکت نیروی پیشرانش نسبتا زیادی اعمال شده و از یک زمان به بعد این نیرو کمتر شده و تا آخر مسیر به جسم پرنده اعمال شود. در این حالت به نیروی پیشرانش اصطلاحا، ساستین- بوست می‌گویند [۱].



شکل ۱- ۳ زاویه‌ی حمله در رهگیر و نیروهای LIFT ، DRAG و TRUST وارد شده بر آن

controlengineers.ir

اختصاصی مهندسی کنترل
controlengineers.ir
@controlengineers

۱-۷- معادلات شش درجه آزادی

شبیه‌سازی شاخه‌ای از علم دینامیک است که یک مدل ریاضی از رفتار سیستم ارائه می‌دهد. شبیه‌سازی پرواز اجسام پرنده یکی از شاخه‌های کاربردی علم دینامیک پرواز بوده که هدف آن ارائه‌ی یک مدل ریاضی از رفتار جسم پرنده می‌باشد. جهت بدست آوردن مدل ریاضی، بایستی از قوانین موجود در فیزیک استفاده کرده و با تعریف ورودی و خروجی مناسب، رابطه‌ای بین ورودی و خروجی سیستم تعریف گردد. معمولا معادلات حرکت با استفاده از قانون دوم نیوتن بدست می‌آید. از آنجا که معادلات حرکتی بدست آمده توسط قانون دوم نیوتن در فضا با شش معادله توصیف می‌گردد، اصطلاحا آنرا معادلات شش درجه آزادی می‌نامند. معمولا در معادلات حرکت شش درجه آزادی فرضیات زیر انجام می‌پذیرد:

جسم پرنده بصورت یک جسم صلب فرض می‌شود.

از کاهش جرم و جابجایی مرکز جرم صرفنظر می‌شود.

در شکل مرسوم، معادلات شتاب خطی و شتاب‌های زاویه‌ای در دستگاه چسبیده به بدنه معروف به مختصات بدنه نوشته می‌شوند. جهت بدست آوردن معادلات حرکت بایستی از قانون دوم نیوتن استفاده کرد. از آنجا که قانون دوم نیوتن در دستگاه اینرسی تعریف می‌شود بایستی با استفاده از روابط سینماتیکی، پارامترهای دستگاه متحرک را به دستگاه اینرسی انتقال داد. از آنجا که معادلات حرکت در مختصات اینرسی به خوبی بیان شده ولی نیروهای آیرودینامیکی و ممان‌ها در مختصات بدنه بیان می‌گردند، لذا دینامیک موجود بین تعقیب‌کننده و هدف بسیار غیرخطی می‌باشد [۱].

با داشتن سه معادله‌ی حاکم بر حرکت جسم پرنده در دستگاه اینرسی و معادلات ممان‌ها می‌توان نیروها و گشتاورهای وارد بر جسم را محاسبه نمود که به معادلات شش درجه آزادی معروف می‌باشند. این معادلات

controlengineers.ir

اختصاصی مهندسی کنترل
controlengineers.ir
@controlengineers

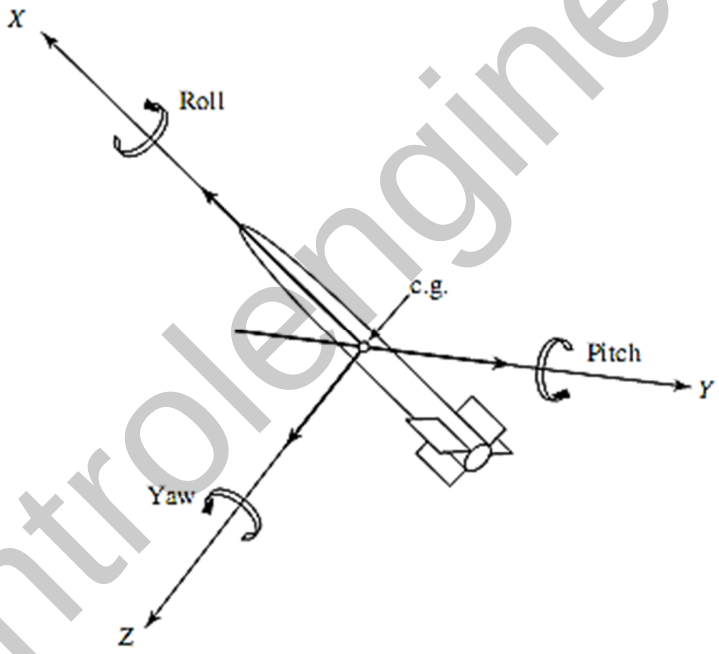
در بسیاری از بررسی‌های پرواز رهگیرها اساس کار هستند. چون این معادلات تماما در مختصات بدنه نوشته می‌شوند، دارای تداخل‌های عمده بین متغیرهای حالت می‌باشند [۱].

همچنین با در نظر گرفتن دستگاه بدنی سه حرکت مهم رهگیر را تعریف می‌کنیم :

حرکت Pitch : چرخش حول محور Y

حرکت Yaw : چرخش حول محور Z

حرکت Roll : چرخش حول محور طولی رهگیر X



شکل ۱- ۴ حرکت‌های ROLL ، YAW و PITCH رهگیر

controlengineers.ir

اختصاصی مهندسی کنترل
controlengineers.ir
@controlengineers

فصل دوم

سیستم هدایت و کنترل

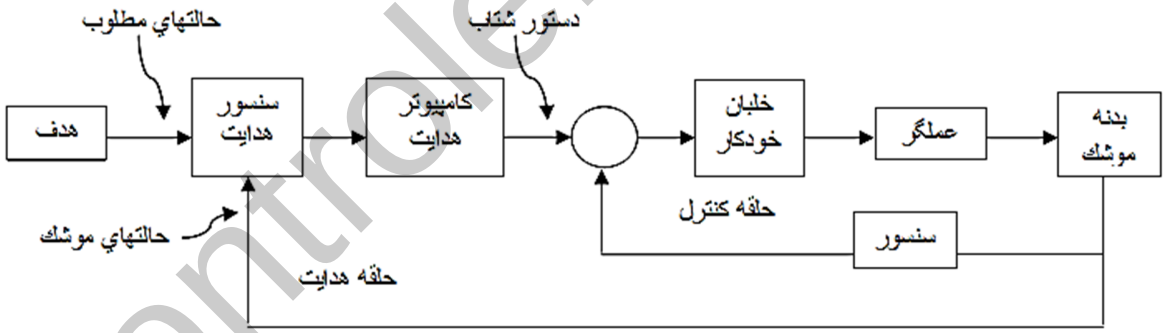
controlengineers.ir

اختصاصی مهندسی کنترل
controlengineers.ir
@controlengineers

فصل دوم : سیستم هدایت و کنترل

۲-۱- مقدمه

درک مفهوم ناوبری و تمایز آن از هدایت و کنترل روشن است ولی تمایز بین مفاهیم هدایت و کنترل نه تنها برای بسیاری از مردم عادی بلکه حتی برای برخی از کارشناسان درگیر مسائل جانبی سیستم هدایت و کنترل نیز روشن نیست. شکل (۲-۱) در بیان این مفاهیم به صورت یک دیاگرام بلوکی، می‌تواند بسیار مفید باشد. همان‌گونه که در این شکل دیده می‌شود، یک حلقه‌ی فیدبک بسته شده است که خروجی آن برخی از متغیرهای حالت رهگیر و ورودی آن مقادیر دلخواه یعنی متغییرهای حالت هدف است و می‌خواهیم خروجی ورودی را دنبال کند. کامپیوتر هدایت تعیین‌کننده دستور هدایتی جهت تحقق این امر است و سامانه کنترل اجراکننده‌ی دستور هدایتی می‌باشد و مجموع این دو سیستم به همراه سیستمی که حالت مطلوب، یعنی اطلاعات هدف را اندازه‌گیری می‌کند، سیستم هدایت و کنترل یا سامانه‌ی هدایت نامیده می‌شود [۲و۳].



شکل ۲- ۱ سیستم هدایت و کنترل اجسام پرنده

همانطور که در قسمت قبل ذکر شد، هدایت عبارتست از یافتن مقدار انحراف وسیله‌ی هدایت‌شونده از مسیر خود به سمت هدف، تعیین حرکت یا شتاب مناسب برای جبران این انحراف و جبران کردن آن. از این تعریف مشخص است که ابتدا نیاز به سنسوری داریم که مقدار انحراف از مسیر مطلوب را اندازه‌گیری کند،

controlengineers.ir

اختصاصی مهندسی کنترل
controlengineers.ir
@controlengineers

سپس نیازمند پردازشگری هستیم که حرکت یا شتاب مناسب برای جبران این انحراف را تعیین کند و در نهایت سامانه‌ای را نیاز داریم تا این انحراف را با توجه به فرمان صادر شده جبران کند. پس در حالت کلی سیستم هدایت و کنترل از بخش‌های زیر تشکیل شده است[۱]:

۱- کامپیوتر هدایت

۲- سنسور هدایت

۳- سامانه‌ی کنترل

۲-۲- کامپیوتر هدایت

کامپیوتر هدایت را می‌توان به عنوان اصلی‌ترین قسمت سیستم هدایت و کنترل نام برد که وظیفه‌ی آن پردازش اطلاعات سنسورهای هدایت و محاسبه‌ی فرمان هدایت با توجه به الگوریتم هدایت انتخاب شده برای جسم پرنده در حضور شرایط نامتعارف همچون اغتشاش باد و عدم قطعیت ناوبری است. در واقع کامپیوتر هدایت کنترل‌کننده‌ای برای حلقه‌ی کنترل در حلقه‌ی هدایت رهگیر می‌باشد (شکل ۲-۱). همچنین می‌توان گفت کامپیوتر هدایت مجموعه‌ای از پردازشگرهای مختلف در داخل رهگیر و یا در سایت آن می‌باشد. کامپیوتر هدایت از سه قسمت اصلی زیر تشکیل شده است:

۱- قانون هدایت

۲- کنترل آتش

۳- تخمین و فیلتر کردن

قانون هدایت در بالاترین سطح، یک قاعده‌ی هندسی بر حسب خط دید می‌باشد، خط دید در واقع یک خط فرضی است که از هدف می‌گذرد مثلا در هدایت دو نقطه‌ای این خط بین تعقیب‌کننده و هدف می‌باشد. سینماتیک حرکت در این سطح بررسی می‌شود و مسایل مربوط به شکل مسیر پرواز، منحنی و شتاب‌های

controlengineers.ir

اختصاصی مهندسی کنترل
controlengineers.ir
@controlengineers

جانبی لازم مورد بررسی قرار می‌گیرند. این قائده‌ی هندسی می‌تواند برحسب پارامترهایی مانند سرعت چرخش خط دید، فاصله‌ی تعقیب‌کننده و هدف، زاویه‌ی خط دید و محور بدنه و ... باشد. البته وجود قائده‌ی هندسی در قانون هدایت بیشتر در قوانین اولیه‌ی هدایت مانند هدایت تناسبی و تعقیب جهت وجود دارد و ممکن است در برخی قوانین هدایت، قائده‌ی هندسی خاصی وجود نداشته باشد. مثلا قوانین هدایتی که با استفاده از روشهای کنترل بهینه و یا بازی دیفرانسیلی استخراج می‌گردند، از قائده‌ی هندسی خاصی تبعیت نکرده و با استفاده از روابط سینماتیکی موجود در حرکت و یک تابع هزینه‌ی مناسب، قانون هدایت را ارائه می‌دهند. در سطح دوم فرآیند، یک قانون هدایتی پدیدار می‌گردد. یک قانون هدایت، الگوریتمی است که قاعده‌ی هندسی مطلوبی را به کار می‌گیرد و با بستن یک حلقه‌ی هدایت آنرا اجرا می‌کند و دستوراتی را معمولا به صورت شتاب جانبی جهت قرار گرفتن تعقیب‌کننده بر روی مسیر مناسب اعمال می‌نماید. در صورتی که قائده‌ی هندسی خاصی مد نظر نباشد، قانون هدایت با استفاده از روابط ریاضی موجود در مساله و روش انتخابی جهت محاسبه قانون هدایت، مانند کنترل بهینه بدست می‌آید. این دستورات هدایتی ممکن است در داخل رهگیر و یا خارج از آن محاسبه شوند و به آن ارسال گردند.

واحد کنترل آتش در کامپیوتر هدایت، وظیفه‌ی محاسبه‌ی شرایط اولیه‌ی مناسب را دارد. جهت محاسبه و اعمال شتاب مناسب جانبی به رهگیر بایستی شرایط اولیه‌ی مناسبی نیز جهت تضمین برخورد و کاهش انرژی مصرف شده در نظر گرفته شود. یکی از مهم‌ترین شرایط اولیه‌ی مورد نیاز، زاویه‌ی پرتاب رهگیر می‌باشد که انتخاب نامناسب آن حتی می‌تواند منجر به عدم برخورد با هدف گردد. همچنین یکی دیگر از پارامترهای مهم، زمان شلیک می‌باشد که واحد کنترل آتش، فرمان شلیک را با در نظر گرفتن موقعیت و سرعت هدف و شرایط محیطی و ... صادر می‌نماید.

controlengineers.ir

اختصاصی مهندسی کنترل
controlengineers.ir
@controlengineers

در نهایت قسمت تخمین و فیلتر کردن، وظیفه‌ی کاهش نویز خروجی سنسورها و تخمین پارامترهایی از سینماتیک تعقیب‌کننده و هدف را که توسط سنسورها اندازه‌گیری نمی‌شوند، به عهده دارد. در این قسمت می‌توان از فیلتر کالمن به عنوان یک ابزار مناسب استفاده نمود [۱].

۲-۳- سنسور هدایت

جهت هدایت رهگیر توسط کامپیوتر هدایت و تعیین مسیر مناسب برای برخورد تعقیب‌کننده با هدف، نیاز به اندازه‌گیری موقعیت نسبی هدف و رهگیر می‌باشد. سنسور هدایت ابزاری است که برای اندازه‌گیری اطلاعات لازم در کامپیوتر هدایت مورد استفاده قرار می‌گیرد. بسته به سیستم هدایت و قانون هدایت انتخاب شده، سنسورهایی که بتواند اطلاعات مورد نیاز آن روش را تهیه کند متفاوت می‌باشند. برای جمع‌آوری این اطلاعات با توجه به الگوریتم هدایت می‌توان از روشهای زیر استفاده کرد :

۲-۳-۱- جستجوگر[1]

جستجوگر سنسوری است که در نوک رهگیر نصب شده و اطلاعاتی در مورد سینماتیک رهگیر و هدف، مانند نرخ چرخش خط دید، ردیابی هدف، اندازه‌گیری سرعت نزدیک شوندگی رهگیر و هدف و ... را برای کامپیوتر هدایت مهیا می‌کند. از نظر فن‌آوری مورد نیاز برای دیدن هدف جستجوگرها می‌توانند راداری، لیزری، مرئی و مادون قرمز باشند. در جستجوگرهای راداری از پدیده داپلر برای اندازه‌گیری سرعت نسبی استفاده می‌شود و دارای برد بیشتری نسبت به جستجوگرهای مادون قرمز می‌باشند. همچنین از نظر نحوه‌ی پیاده‌سازی نیز به دو دسته‌ی کلی زیر تقسیم می‌شوند:

۱- جستجوگرهای ثابت

[1] Seeker

controlengineers.ir

اختصاصی مهندسی کنترل
controlengineers.ir
@controlengineers

۲- جستجوگرهای قاب‌دار

در جستجوگرهای ثابت ابزار بینایی به طور ثابت در سر رهگیر نصب می‌شود. در این جستجوگر مرکز تصویر همواره راستای طولی رهگیر است و هدف در صفحه‌ی تصویر جابجا می‌شود و قفل کردن بر روی هدف نیز با روش پردازش تصویر انجام می‌شود. در جستجوگرهای قاب‌دار ابزار بینایی بر روی قاب‌ها سوار شده‌اند. در این جستجوگرها سعی می‌شود که ابزار بینایی به سمت هدف نشانه‌روی نموده و مرکز تصویر روی هدف نگهداری شود. بدین منظور باید توسط یک سیستم کنترل، حرکت وضعی رهگیر و حرکت انتقالی رهگیر و هدف جبران‌سازی شده و حرکت‌های لازم به قاب‌ها داده شود.

در صورت استفاده از جستجوگرهای قاب‌دار بجای جستجوگرهای ثابت، میدان دید[1] سنسور هدایت افزایش می‌یابد، سنسور هدایت از بدنه‌ی رهگیر ایزوله می‌شود و یک سیستم مختصات مرجع اینرسی ساخته می‌شود. در عوض هزینه را بالاتر می‌برند، قابلیت اطمینان را پایین‌تر می‌آورند و نیاز به یک سیستم کنترل موقعیت دارند.

جستجوگرهای قاب‌دار معمولا از اجزای زیر تشکیل شده اند :

- سنسور آشکارساز
- قاب‌های چند درجه آزادی
- سنسورهای اندازه‌گیری
- عملگرها

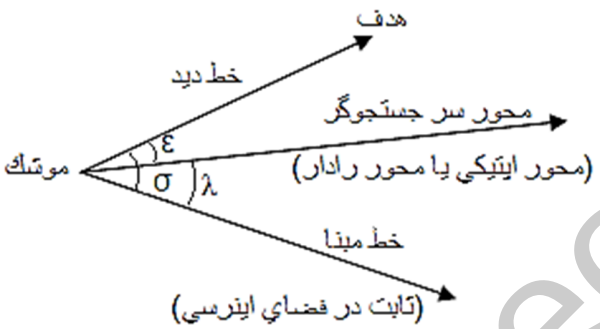
در جستجوگرهای قاب‌دار سنسور آشکارساز بر روی محور روتور یک ژیروسکوپ نصب شده است و سیستم کنترل جستجوگر باید حرکت انتقالی رهگیر نسبت به هدف و در صد کمی از حرکت وضعی رهگیر که در اثر ایده آل نبودن ژیروسکوپ ظاهر می‌شود را جبران کند. در عمل، خروجی سر جستجوگر زاویه محور

[1] Field of veiw

controlengineers.ir

اختصاصی مهندسی کنترل
controlengineers.ir
@controlengineers

جستجوگر با خط دید هدف از رهگیر می‌باشد و باید این زاویه صفر گردد. به این زاویه، زاویه‌ی خطای ردیابی (ε) می‌گویند که در شکل (۲-۲) نمایش داده شده است.



شکل ۲- ۲ چگونگی اندازه‌گیری خطای ردیابی توسط جستجوگر

۲-۳-۲- سایت

در برخی از رهگیرها بسته به نوع سیستم هدایت و قانون هدایت بکار رفته در آنها ممکن است از جستجوگر در نوک رهگیر استفاده نگردد. لذا می‌توان از یک سایت جهت جستجو و آشکارسازی هدف، ردیابی هدف و رهگیر، اندازه‌گیری برد هدف و رهگیر، اندازه‌گیری سرعت هدف و رهگیر و ... استفاده نمود. سایت با استفاده از رادارها و ردیاب‌ها می‌تواند این وظایف را انجام دهد و فرمان لازم را پس از محاسبه در کامپیوتر هدایت به رهگیر ارسال نماید. در این نوع از رهگیرها معمولا کامپیوتر هدایت نیز در سایت قرار دارد و فرمان شتاب لازم پس از محاسبه به رهگیر ارسال می‌شود. البته در برخی از رهگیرها، کامپیوتر هدایت هم در سایت و هم در رهگیر وجود داشته و رهگیر می‌تواند در مراحل مختلف پروازی، از روش‌های مختلف هدایت استفاده نماید [۱].

controlengineers.ir

اختصاصی مهندسی کنترل
controlengineers.ir
@controlengineers

۲-۳-۳- سیستم ناوبری اینرسی (INS)

این سیستم شامل یک سری شتاب‌سنج و ژیروسکوپ است که با انتگرال‌گیری از خروجی آنها، موقعیت و سرعت خطی و دورانی رهگیر نسبت به شروع حرکت در هر لحظه بدست می‌آید. مزیت این روش بی‌نیاز بودن از تشکیلات پیچیده‌ی زمینی و رادار برای بدست آوردن اطلاعات است. دیگر مزیت مهم این روش آن است که جسم متحرک با دنیای خارج ارتباط ندارد یا به اصطلاح کور عمل می‌کند، یعنی داده‌ای دریافت نمی‌کند، لذا از خطر اخلال[1] در امان است. این نکته در کاربردهای دفاعی فوق‌العاده حائز اهمیت است. سنسورهای مورد استفاده در این روش را می‌توان به دو صورت صفحه پایدار[2] و صفحه ثابت[3] بکار برد [۳].

۲-۳-۳-۱- روش صفحه پایدار

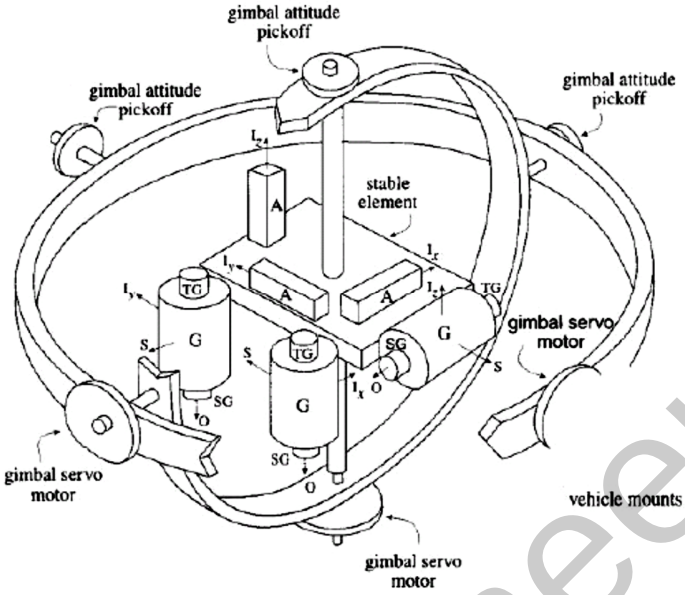
در این روش همانطور که در شکل (۲-۳) نشان داده شده است، سه ژیروسکوپ و سه شتاب‌سنج در سه جهت عمود بر هم روی یک پایه‌ی قاب‌بندی شده نصب شده‌اند. برای جلوگیری از انتقال حرکت دورانی رهگیر به جایروها و شتاب‌سنج‌ها، صفحه‌ی آنها توسط چند قاب از بدنه ایزوله می‌شود. ژیروسکوپها وظیفه‌ی ایجاد یک دستگاه مختصات اینرسی را بر عهده دارند و هنگامی‌که رهگیر در یک جهت منحرف می‌شود، این ژیروسکوپها مقدار انحراف را اندازه می‌گیرند و با فرستادن دستورات مناسب به سروو موتورها باعث می‌شوند که جهت صفحه‌ی محل نصب آنها در فضای اینرسی ثابت بماند. بنابراین شتاب‌سنج‌ها همواره در جهت محورهای دستگاه اینرسی قرار می‌گیرند و شتاب مطلق حرکت را اندازه‌گیری می‌کنند. با انتگرال‌گیری از این شتاب می‌توان سرعت و مسافت رهگیر را به دست آورد. همچنین در صورتی که موقعیت و سرعت اولیه جسم را داشته باشیم موقعیت جسم در هر لحظه مشخص می‌گردد.

---

[1] Jamming
[2] Stable Platform or Stable table
[3] Strap Down Inertial Navigation

controlengineers.ir

اختصاصی مهندسی کنترل
controlengineers.ir
@controlengineers



شکل ۲-۳ نمای شماتیک سامانه ناوبری اینرسی صفحه پایدار

از لحاظ تاریخی، اولین سامانه‌های ناوبری اینرسی بصورت صفحه پایدار تحقق پیدا کردند. ویژگی‌های محدود کننده‌ی این سامانه مانند هزینه ساخت و نگهداری بالا، وزن زیاد، ساختار مکانیکی پیچیده و حساس و همچنین اتلاف توان زیاد در عملگرها (سروموتورها) باعث ایجاد محدودیت در استفاده از این نوع سامانه می‌گردد، بطوری‌که امروزه در بیشتر کاربردها جای خود را به سامانه‌های ناوبری اینرسی صفحه ثابت داده‌اند.

۲-۳-۳-۲- روش صفحه ثابت

در این روش حسگرهای اینرسی مستقیما روی بدنه‌ی رهگیر نصب می‌شوند. شتاب‌سنج‌ها و ژیروسکوپ‌ها به ترتیب شتاب خطی و سرعت زاویه‌ای در دستگاه بدنی رهگیر را اندازه‌گیری می‌کنند. برای پیدا کردن مقادیر مطلق در دستگاه اینرسی باید آنها را در ماتریسهای دوران ضرب نمود. اشکال این روش حجم محاسبات زیاد آن می‌باشد که با ظهور کامپیوترهای سریع و قدرتمند این مشکل حل شده است.

controlengineers.ir

اختصاصی مهندسی کنترل
controlengineers.ir
@controlengineers

برخی سامانه‌های ناوبری اینرسی با ترکیب صفحه پایدار و ثابت توسعه داده شده‌اند که در آنها ژیروسکوپ‌ها و شتاب‌سنج ها روی یک صفحه قرار گرفته‌اند که فقط یک درجه آزادی دارد. در این سامانه-های ترکیبی که در برخی از هواپیماهای جنگنده مورد استفاده قرار گرفته است، صفحه پایدار مورد نظر فقط نسبت به چرخش حول محور رول پایدار شده است.

۲-۳-۴- پدیده‌ی داپلر

در برخی از قوانین هدایتی نیاز به در اختیار داشتن سرعت نزدیک شدن رهگیر به هدف (سرعت نسبی) در راستای خط دید می‌باشد. اندازه‌گیری این سرعت معمولا با استفاده از پدیده‌ی داپلر می‌باشد. اگر منبع تولید فرکانس به سمت یک ناظر ثابت حرکت کند این ناظر، موج دریافتی را با فرکانس بیشتری دریافت می‌کند. همچنین اگر منبع تولید موج از ناظر ثابت دور شود، این ناظر موج دریافتی را با فرکانس کمتری دریافت می‌کند. در نتیجه با استفاده از این روش می‌توان سرعت نزدیک شدن رهگیر به هدف را اندازه‌گیری نمود.

۲-۴- سامانه‌ی کنترل

فرض کنید کامپیوتر هدایت با توجه به سیستم و قانون هدایت، دستور شتاب جانبی به سمت معلوم و اندازه‌ی مشخصی صادر کند. برای اعمال دستور هدایت باید سازوکاری وجود داشته باشد و الگوریتمی که فرمان‌های لازم برای عمل کردن این سازوکار را ایجاد کند. برای این کار، باز هم احتیاج به سیستم حلقه بسته‌ای داریم که حالت وسیله (سرعت، موقعیت، وضعیت، زاویه بالکها) را اندازه‌گیری کرده و پس از در نظر گرفتن دستور هدایت به عنوان ورودی، فرمان مناسب را به سطوح کنترلی بدهد. به این حلقه، حلقه‌ی کنترل و به روندی که شرح دادیم اصطلاحاً کنترل‌کردن گفته می‌شود (شکل ۲-۴). به عبارت دیگر سامانه‌ی کنترل سازوکاری است که دستورات بخش هدایت را گرفته و کاری می‌کند تا وسیله این دستورات را دنبال

controlengineers.ir

اختصاصی مهندسی کنترل
controlengineers.ir
@controlengineers

کند. مثلا بخش هدایت می‌گوید که شتاب جانبی رو به بالا لازم است و بخش کنترل با در نظر گرفتن حالت وسیله این دستور را به سه درجه انحراف در بالک‌های افقی ترجمه می‌کند. توجه داریم که اینجا هم الزاماً باید یک سیستم حلقه بسته داشته باشیم چون اینطور نیست که همیشه $5m/s^2$ به سه درجه تعبیر شود. مثلاً اگر سرعت کمتر باشد سه درجه انحراف کم است و سیستم حلقه بسته می‌فهمد که باید انحراف را بیشتر کند. حالت وسیله هم حتماً باید در نظر گرفته شود. مثلاً اگر یک رهگیر هدایت شونده 90 درجه چرخیده باشد این انحراف 3 درجه‌ای باید به بالک‌های عمودی (که حالا در راستای افقی قرار دارند) اعمال شود نه بالک‌های افقی. سامانه‌ی کنترل همیشه در داخل رهگیر قرار داشته و دو وظیفه‌ی مهم بر عهده دارد [۱و۳]:

- حفظ پایداری بدنه‌ی رهگیر
- اجرای فرمان‌های شتاب جانبی که از کامپیوتر هدایت ارسال می‌گردد

در رهگیرهای پدافند هوایی، حفظ پایداری بدنه به معنای میرا کردن نوسانات رهگیر و صفرکردن زاویه‌ی Roll می‌باشد. با توجه به این تعاریف سامانه کنترل از سه قسمت اصلی زیر تشکیل شده است :

۱ - خودخلبان[1] یا کنترل‌کننده

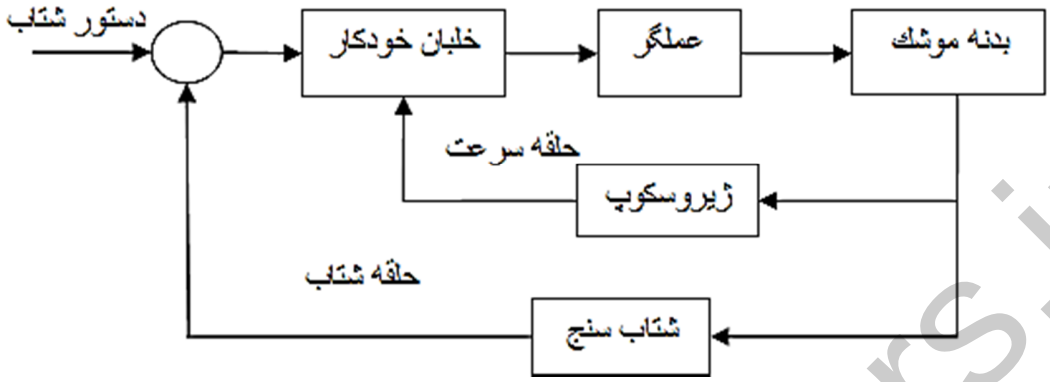
۲ - حسگرها[2]

۳ - بالک‌ها و عملگرها[3]

[1] Autopilot
[2] Sensor
[3] Actuator

controlengineers.ir

اختصاصی مهندسی کنترل
controlengineers.ir
@controlengineers



شکل ۲- ۴ اجزای مختلف سامانه‌ی کنترل

۲-۴-۱- خودخلبان

به کنترل‌کننده‌ی موجود در حلقه‌ی کنترل، یعنی سیستمی که سیگنال‌های خطا را می‌گیرد و دستورات کنترلی، مثل زاویه‌ی انحراف بالک‌ها را صادر می‌کند خودخلبان[1] می‌گویند و ابتدا برای هواپیما طراحی شد. در هواپیما وظیفه‌ی آن تعقیب خودکار مسیر برای جلوگیری از خستگی خلبان، کنترل مانور هواپیما و فرود و برخاست خودکار هواپیما می‌باشد. ولی در رهگیر وظیفه‌ی آن حفظ پایداری و اجرای دستورات هدایتی است. خودخلبان سیستمی کنترلی است که فرمان مناسب را برای عملگر صادر می‌کند. این سیستم توسط مهندسان کنترل طراحی می‌شود و می‌توان آن‌را مانند هر سیستم کنترلی دیگر به صورت مکانیکی یا الکترونیکی پیاده‌سازی کرد. خودخلبان وظیفه دارد با توجه به دینامیک رهگیر، پایداری سیستم حلقه بسته و دنبال‌کردن دستورات کامپیوتر هدایت را برآورده سازد. به عبارت دیگر، با استفاده از فرامین هدایتی، دستورات مناسبی را به عملگرهای بالک‌های کنترلی بفرستند. البته میزان پایداری رهگیر نباید بحدی باشد که قابلیت مانور را کم کند چون در اینصورت اجرای دستورات هدایتی به سختی صورت می‌گیرد. به همین

[1] Autopilot

controlengineers.ir

اختصاصی مهندسی کنترل
controlengineers.ir
@controlengineers

دلیل در طراحی سیستم کنترل باید توجه نمود که آیا سرعت مانور مد نظر می‌باشد یا پایداری. چرا که برآورده‌سازی این دو در حد کامل امکان‌پذیر نمی‌باشد [۱و۳].

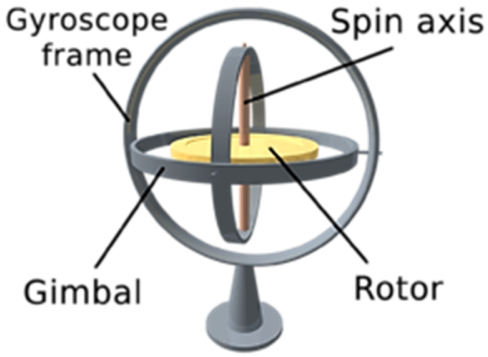
با توجه به زوایای موجود در دستگاه بدنی و وظایف سامانه‌ی کنترل، جهت کنترل و پایدارسازی رهگیر، سه کانال مستقل برای خودخلبان در نظر گرفته می‌شود. کانالهای Pitch و Yaw که ساختاری مشابه دارند و وظیفه‌ی آنها اجرای فرامین شتاب برای ایجاد زوایای Pitch و Yaw مناسب و حفظ پایداری رهگیر در دو محور Y و Z می‌باشد. خود خلبان سوم، خودخلبان Roll می‌باشد که وظیفه‌ی صفر کردن زاویه‌ی Roll رهگیر را بر عهده دارد [۳].

۲-۴-۲- حسگرها

برای کنترل و پایداری رهگیر لازم است تا بعضی از پارامترهای حرکت رهگیر را اندازه‌گیری کنیم. این پارامترها شامل زاویه‌ی چرخش، سرعت زاویه‌ای و شتاب‌های جانبی رهگیر می‌باشد. سنسورهای مورد استفاده در سامانه کنترل معمولا ژیروسکوپ و شتاب‌سنج‌ها می‌باشند که سرعت زاویه‌ای و شتاب رهگیر را اندازه‌گیری می‌کنند. شتاب‌سنج‌ها، شتاب‌های غیرجاذبه‌ای وارده در امتداد یک محور را اندازه می‌گیرند. از-این‌رو برای بدست آوردن سرعت رهگیر، از خروجی بدست آمده توسط سنسور شتاب‌سنج، انتگرال می‌گیریم. ژیروسکوپ‌ها مختصات ثابتی را در فضا مشخص می‌کنند و برای ایجاد یک دستگاه مختصات اینرسی بکار می‌روند. زیرا ژیروسکوپ همواره مختصات ابتدای حرکت را در خود حفظ کرده و هر تغییری در موقعیت و سرعت دورانی را نسبت به حالت اولیه حس می‌کند. شمای کلی یک ژیروسکوپ را در شکل (۲-۵) مشاهده می‌کنیم.

controlengineers.ir

اختصاصی مهندسی کنترل
controlengineers.ir
@controlengineers



شکل ۲- ۵ شمای کلی یک ژیروسکوپ

دو نوع معروف ژیروسکوپ‌ها، ژیروسکوپ آزاد و ژیروسکوپ نرخی می‌باشند. با استفاده از ژیروسکوپ آزاد که یک ژیروسکوپ دو درجه آزادی می‌باشد، تغییرات زاویه‌ای و با استفاده از ژیروسکوپ نرخی که یک ژیروسکوپ یک درجه آزادی می‌باشد، تغییرات سرعت زاویه‌ای را می‌توانیم اندازه‌گیری کنیم. مثلا در رهگیر-های پدافند هوایی از ژیروسکوپ آزاد برای صفر کردن حرکت رول و از ژیروسکوپ نرخی برای صفر کردن نرخ حرکت رول استفاده می‌شود [۳].

۲-۴-۳- اعمال نیرو در پاسخ به فرامین خودخلبان

اعمال نیروجهت مانور جسم پرنده در پاسخ به فرامین خودخلبان، به سه شکل متداول زیر انجام می‌شود :

۱- توسط سطوح آیرودینامیکی[۱]

۲- توسط منحرف‌کننده‌ی بردار پیشرانه[۲]

۳- توسط جت جانبی[۳]

[1] Aerodynamic Control Surface
[2] Trust Vector Deflectors
[3] Side Jets

controlengineers.ir

اختصاصی مهندسی کنترل
controlengineers.ir
@controlengineers

اگر در سامانه‌ی کنترل از عملگر و بالک استفاده شود، وسیله را دارای کنترل آیرودینامیکی می‌نامند که معروفترین روش کنترلی است. در رهگیرهای پدافند هوایی بیشتر از این روش برای کنترل استفاده می‌کنند. اما در کل از روشهای دیگری نیز استفاده می‌شود که در ادامه به بررسی آنها می‌پردازیم.

۲-۴-۳-۱- کنترل توسط سطوح آیرودینامیکی

در این روش از عملگر و بالک جهت وارد کردن نیرو در پاسخ به فرامین خودخلبان استفاده می‌شود. عملگرها که معمولا به صورت هیدرولیکی یا نیوماتیکی می‌باشند برای حرکت بالک‌ها مورد استفاده قرار می‌گیرند و وظیفه‌ی آنها تبدیل سیگنال الکتریکی به حرکت مکانیکی بالک‌ها می‌باشد. اصولا بالک‌های مورد استفاده در رهگیرها به دو صورت متحرک و یا ثابت می‌باشند. بالک‌های ثابت آیرودینامیکی برای ایجاد پایداری و یا تولید نیروی آیرودینامیکی لازم برای پرواز رهگیر استفاده می‌شوند. بالک‌های متحرک برای کنترل رهگیر بکار می‌روند و توسط عملگرها به حرکت در می‌آیند. بالکها را به سه شکل می‌توان در بدنه‌ی رهگیر بکار برد :

۱- دم [1]

۲- بال [2]

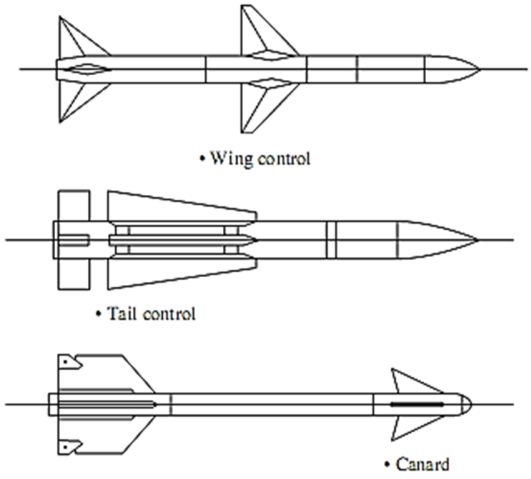
۳- کانارد [3]

اگر بالک‌های کنترلی در قسمت عقب پرنده (پشت مرکز جرم) قرار گرفته باشند، آن‌ها را دم و اگر وسط جسم پرنده قرار بگیرد، آن‌را بال و در صورتی که نزدیک به نوک (جلوتر از مرکز ثقل) پرنده قرار گرفته باشند، آنها را کانارد می‌نامند [۶].

[1] Tail
[2] Wing
[3] Canard Control

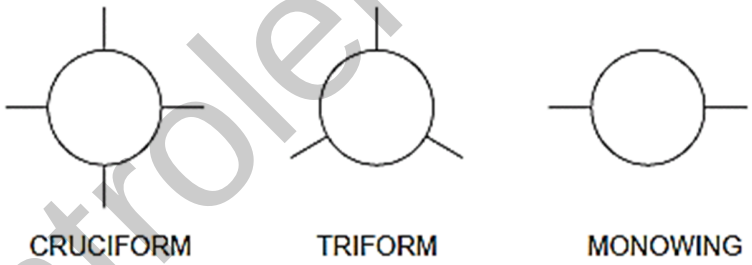
controlengineers.ir

اختصاصی مهندسی کنترل
controlengineers.ir
@controlengineers



شکل ۲- ۶ روش‌های استفاده از بالک‌ها

در رهگیرهای پدافند هوایی بیشتر از کانارد و دم استفاده می‌کنند. در کل این بالک‌ها می‌توانند بصورت یکی از سه شکل صلیبی[1] ، سه تایی[2] و تک بال[3] استفاده شوند. این ساختارها به ترتیب دارای ۴، ۳ و ۲ بالک می-باشند که در شکل (۲-۷) نمایش داده شده‌اند [۶].



شکل ۲- ۷ ساختارهای معروف استفاده از بالک‌ها

با اینکه به طور معمول از ساختار صلیبی در همه‌ی رهگیرهای هدایت شونده استفاده می‌شود، ولی ساختار تک‌بال انتخاب اصلی در رهگیرهای کروز است. ساختار تک بال با اینکه نیروی برآی[4] زیادی تولید می‌کند اما

[1] Cruciform
[2] Triform
[3] Monowing
[4] Lift

controlengineers.ir

اختصاصی مهندسی کنترل
controlengineers.ir
@controlengineers

اعمال شتاب جانبی توسط آن با تاخیر زمانی زیادی همراه است. نکته‌ی دیگر در مورد سیستم کنترل، نحوه‌ی قرار گرفتن بالک‌ها روی بدنه است که معمولا به دو روش رایج + و × می‌باشد. علاوه بر این اگر با ایجاد انحراف در بالک‌های کنترلی حرکت چرخش (حول محور X_B) در رهگیر بوجود آید، بالک را شهپر[1] می‌نامند، و اگر انحراف بالک‌های کنترلی باعث ایجاد خمش (حول محور Y_B) یا گردش (حول محور Z_B) شود، آن بالکها را به ترتیب بالابر[2] و سکان[3] می نامند. در اغلب وسایل پرنده (مانند هواپیماها) دو دسته بالک کنترلی وجود دارد که یک دسته از آنها به عنوان سکان و دستهٔ دیگر به عنوان بالابر استفاده می‌شوند. کنترل کردن زاویهٔ چرخش نیز با همین دو دسته بالک انجام می‌شود. اما در برخی وسایل پرنده تنها یک دسته بالک کنترلی وجود دارد که به دلیل چرخش دائم پرنده در حین پرواز از همین بالک‌ها، هم به عنوان بالابر و هم به عنوان سکان استفاده می‌گردد [۶].

برای کنترل به روش آیرودینامیکی سه نوع مانور تا کنون معرفی و استفاده شده است که عبارتند از:

۱- گردش با سکان[4]

۲- گردش با کجی[5]

۳- چرخش مداوم[6]

۲-۴-۳-۱-۱-گردش با سکان

در این روش که به صورت مخفف STT نامیده می‌شود وسیله دارای سکان (بالک عمودی) بوده و برای گردش[7] از این بالک استفاده می‌کند. در این روش زاویهٔ چرخش[1] ثابت نگه داشته شده یا اصلاً کنترل نمی-

[1] Aileron
[2] Elevator
[3] Rudder
[4] Skid To Turn
[5] Bank To Turn
[6] Rolling Airframe
[7] Yaw

controlengineers.ir

اختصاصی مهندسی کنترل
controlengineers.ir
@controlengineers

شود اما در هر صورت بایستی آن را برای اعمال کنترل مد نظر داشت. در این روش برای اعمال شتاب مورد نظر مولفه‌های افقی و عمودی بطور مجزا توسط بالک‌های افقی و عمودی اعمال می‌شوند. مهمترین مزیت این روش سرعت بالا است. البته دینامیک پرنده‌های STT که با بالک‌های روی دم کنترل می‌شوند غیر کمینه فاز است و این خاصیت به این دلیل است که رهگیر ابتدا در اثر تغییر زاویه‌ی بالک برای پیروی از دستور شتاب کمی در جهت مخالف حرکت کرده و سپس به حرکت در جهت مورد نظر می‌رسد. این روش برای پرنده‌های دارای تقارن محوری و پرنده‌های دارای بالکهای صلیبی بسیار مطلوب است و در رهگیرهای پدافند هوایی بیشتر مورد استفاده قرار می‌گیرد [۳و۶].

۲-۴-۳-۱-۲-گردش با کجی

در این روش که به صورت مخفف BTT نامیده می‌شود وسیله دارای سکان (بالک عمودی) نیست یا سکان آن برای مانور کردن خیلی ضعیف است و تنها برای رفع برخی اغتشاشات و تداخل‌ها استفاده دارد. در عوض وسیله دارای بال‌هایی قوی می‌باشد (مانند هواپیما) که برای اعمال شتاب مورد نظر از آن‌ها استفاده می‌کند. از دید دیگر می‌توان گفت که وسیله برای گردش از کج شدن[۲] استفاده می‌کند.

پرنده‌هایBTT از نظر آیرودینامیکی نسبت به پرنده های STT پایدارترند. استفاده از این روش مانور برای هواپیماها از ابتدا روش متداول بوده است اما برای رهگیرها نسبتاً روشی جدید می‌باشد و بیشتر برای هدایت فاز میانی مناسب است. برای سود جستن از مزایای هر دو روش می‌توان در بخش میانی پرواز به روش BTT عمل نموده و در بخش پایانی مسیر برای سریع‌تر کردن مانورها از روش STT یا مخلوطی از هر دو استفاده کرد [۳و۶].

[1] Roll
[2] Bank

controlengineers.ir

اختصاصی مهندسی کنترل
controlengineers.ir
@controlengineers

۲-۴-۳-۱-۳- چرخش مداوم

در این روش که به صورت مخفف RA نامیده می‌شود وسیله به طور عمدی به چرخیدن واداشته می‌شود. در نتیجه هر بالک در طی چرخش وسیله، یک لحظه در راستای سمت[1] قرار گرفته و در یک لحظهٔ دیگر در راستای فراز[2] قرار می‌گیرد. به این ترتیب از یک بالک در هر دو کانال سمت و فراز می‌توان استفاده کرد. همین نکته در مورد حسگرها نیز برقرار است. به همین دلیل گاهی به این روش، روش تک کانال[3] گفته می‌شود. این روش تنها یک دسته حسگر و عملگر اعم از ژیروسکوپ، شتاب سنج، بالک و غیره لازم دارد چون در اثر چرخیدن، دینامیک سمت و فراز دائماً با هم جابجا شده و در نتیجه می‌توان حسگرها و عملگرها را بین این دو کانال به اشتراک گذاشت. همچنین به دلیل چرخش، اثر نامیزانی نصب بالک‌ها و یا شیپوره‌ها و دیگر عوامل ناخواسته‌ی اینچنینی در تمام جهات پخش شده و به صورت متقارن اثر می‌گذارند، در نتیجه باعث انحراف به یک جهت خاص و در نتیجه افت دقت هدایت نخواهند شد. البته قابلیت مانور آنها نسبت به دیگر روش‌ها کمتر است. بدیهی است که در طراحی و پیاده سازی سیستم هدایت و کنترل بایستی چرخش وسیله را مد نظر داشت. البته این نکته دشواری خاصی را ایجاد نمی‌کند و تنها مستلزم در نظر گرفتن زمان‌های چرخش و توجه داشتن به این واقعیت است که کمیت‌ها در حال گردش، اندازه‌گیری یا اعمال می‌شود [۳و۶].

۲-۴-۳-۲- کنترل بردار پیشرانه[4] (TVC)

در پرتاب فضاپیما شعله‌ی بزرگی از انتهای رهگیرهای حامل آن خارج می‌شود. این شعله‌ی بلند که ناشی از احتراق سوخت رهگیر است طبق قانون عمل و عکس‌العمل نیرویی به رهگیر وارد می‌کند که پیشرانه[1] نام

---

[1] Yaw
[2] Pitch
[3] Single Channel
[4] Thrust Vector Control

controlengineers.ir

اختصاصی مهندسی کنترل
controlengineers.ir
@controlengineers

دارد. اگر گازهای خروجی از موتور را به طریقی منحرف کنیم که نیروی عکس العمل وارده T ، به اندازه‌ی γ نسبت به محور طولی موتور کج شود، آنگاه نیروی جانبی $T\ Sin(\gamma)$ به وسیله وارد خواهد شد که می‌توان از آن برای کنترل کردن آن به سمت دلخواه سود برد.

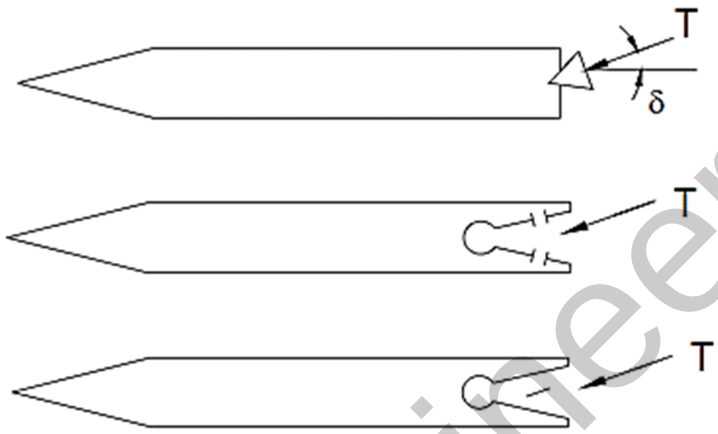
ابتدا باید ببینیم چه وقت باید از TVC استفاده کنیم. طبیعی است که وقتی آیرو (هوا) یا دینامیک (حرکت) نداشته باشیم یا حضورشان ضعیف باشد، مجبوریم روشهای آیرودینامیکی را کنار بگذاریم. مثلاً در طبقات بالایی جو که هوا رقیق می‌شود استفاده از بالک جواب خوبی نمی‌دهد یا مثلاً در رهگیرهای هوا به هوا که از هواپیما شلیک می‌شوند، رهگیر پس از شلیک هنوز سرعت لازم برای استفاده از نیروهای آیرودینامیکی را نگرفته است و استفاده از بالک کارآیی ندارد. در چنین مواردی باید از روشی غیر از آیرودینامیک (مثلا TVC) استفاده کرد. مواردی هم هست که بهترین روش TVC است. مثلا در رهگیرهای بالستیک در مرحله‌ی پرتاب، رهگیر با پیشرانه‌ی بزرگی بصورت عمودی رو به بالا می‌رود. عواملی هستند که باعث انحراف رهگیر از مسیر مورد نظر می‌شوند، برای جبران این خطا در چنین موردی معمولا از TVC استفاده می‌شود. در مواردی که سرعت مانور بالا مورد نیاز باشد نیز، TVC راه حل خوبی است. مثلاً در رهگیرهای هوا به هوا که برای غلبه بر مانور هواپیما باید سرعت مانور بالا باشد ازTVC استفاده می‌شود، یا در رهگیرهایی که از کشتی پرتاب می‌شوند برای حذف نقاط کور ناشی از تجهیزات موجود در عرشه، دوست داریم رهگیر را به صورت عمودی پرتاب کنیم ولی می‌خواهیم هر چه سریعتر رهگیر را در مسیر افقی مناسب قرار دهیم. بطور خلاصه در مواردی که قدرت یا سرعت زیاد مورد نیاز است استفاده از TVC مقرون به صرفه است. مزیت دیگر TVC نسبت به کنترل آیرودینامیکی وابسته نبودن آن به پارامترهای جوی مثل فشار هوا و ... است. از طرف دیگر محدودیت روش TVC آن است که وقتی بردار پیشران نداریم قابل استفاده نیست. مثلا پس از خاموش شدن موتور دیگر کنترل نداریم و یا در پرنده‌هایی که نیروی پیشران ندارند این روش قابل استفاده

[1] Thrust

controlengineers.ir

اختصاصی مهندسی کنترل
controlengineers.ir
@controlengineers

نیست. برای منحرف کردن بردار پیشرانه نیز می‌توان از روشهایی مانند استفاده از موتور قابدار[1]، روش شیپوره متغیر، روش تزریقی و روش تداخلی استفاده کرد[۳و۶].



شکل ۲- ۸ روشهای مورد استفاده در کنترل توسط بردار پیشرانه

۲-۴-۳-۳- کنترل با جت جانبی

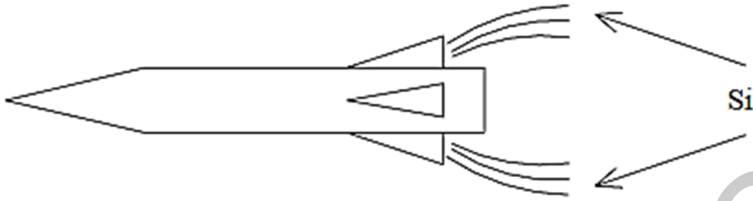
گاهی احتیاج می‌شود که علاوه بر مکان مرکز جرم پرنده، وضعیت پرنده یعنی مقدار زوایای چرخش، گردش و پیچش را نیز کنترل کنیم. مثلاً در ماهواره‌های مخابراتی باید همواره آنتن ماهواره به سمت ایستگاه زمینی باشد. چنین کاری کنترل وضعیت[2] نامیده می‌شود. برای کنترل وضعیت یک ایده‌ی کارآمد استفاده از جت‌های جانبی است. جت جانبی می‌تواند یک شیر خروجی هوای فشرده یا دیگر گازها باشد یا می‌توان با روش‌های انفجاری نیروهای کوچک جانبی وارد کرد. جت جانبی فقط در کنترل وضعیت کاربرد ندارد بلکه برای هدایت روی مسیر مورد نظر نیز می‌توان از چنین ایده‌ای استفاده کرد. استفاده از این روش برای کنترل

[1] Gimballed Motor
[2] Attitude Control

controlengineers.ir

اختصاصی مهندسی کنترل
controlengineers.ir
@controlengineers

مسیر رواج چندانی ندارد اما عملی است و از چند ده سال قبل رهگیرهایی ساخته شده‌اند که از این روش استفاده می‌کنند.



شکل ۲- ۱۱ کنترل توسط جت جانبی

کنترل وضعیت با چرخ تکانه نیز روش دیگری است که برای کنترل وضعیت در ماهواره‌ها به کار گرفته می‌شود که از تشریح این روش خودداری می‌کنیم [۳و۶].

controlengineers.ir

اختصاصی مهندسی کنترل
controlengineers.ir
@controlengineers

فصل سوم

الگوریتم‌ها و قوانین هدایت

controlengineers.ir

اختصاصی مهندسی کنترل
controlengineers.ir
@controlengineers

فصل سوم : الگوریتم‌ها و قوانین هدایت

۳-۱- مقدمه

در سیستم هدایت و کنترل، می‌توان از الگوریتم و قانون هدایت به عنوان دو رکن اساسی جسم پرنده نام برد. الگوریتم هدایت، استراتژی مورد نظر جهت هدایت جسم پرنده و قانون هدایت نحوه‌ی اعمال این استراتژی مشخص شده به جسم پرنده می‌باشد. اجسام پرنده مختلف با توجه به نوع عملیات در نظر گرفته شده برای آنها هر یک دارای استراتژی خاصی بوده و مشخصات عملکردی مشخصی دارند. الگوریتم هدایت در بالاترین سطح، با در نظر گرفتن نوع عملیات جسم پرنده و مشخصات عملکردی مورد نظر، استراتژی هدایت آن‌را مشخص می‌نماید. با معلوم شدن الگوریتم هدایت، قانون هدایت مناسب جهت اعمال این الگوریتم، مشخص می‌گردد. بطور مثال رهگیرها را بر حسب نوع عملیات می‌توان به چهار دسته تقسیم نمود [۱]:

۱- رهگیرهای هوا به هوا[1] (AAM)

۲- رهگیرهای هوا به سطح[2] (ASM)

۳- رهگیرهای سطح به هوا[3] (SAM)

۴- رهگیرهای سطح به سطح[4] (SSM)

هر یک از این رهگیرها دارای خواص مشخصی بوده و با توجه به مشخصات کارکردی آنها دارای وظایف خاصی می‌باشند. لذا الگوریتم مناسب جهت هدایت هر یک از آنها انتخاب می‌گردد. مثلا رهگیرهای هوا به هوا از هواپیما به سمت یک هدف هوایی شلیک می‌شوند. این رهگیرها عموما از لحاظ ابعاد کوچک هستند و برد نسبتا کوتاهی دارند همچنین قابلیت مانور پذیری آنها نسبت به سایر رهگیرها بالاتر می‌باشد و اهداف این

[1] Air to Air Missiles
[2] Air to Surface Missiles
[3] Surface to Air Missiles
[4] Surface to Surface Missiles

controlengineers.ir

اختصاصی مهندسی کنترل
controlengineers.ir
@controlengineers

رهگیرها متحرک است و بایستی دقت الگوریتم هدایت به کار رفته در آنها بالا باشد. رهگیرهای هوا به سطح از هواپیما به سمت یک هدف در زمین یا دریا شلیک می‌شوند. رهگیرهای سطح به هوا از زمین یا دریا به سمت یک هدف هوایی شلیک می‌شوند. رهگیرهای سطح به سطح از زمین یا دریا به سمت یک هدف در زمین یا در دریا شلیک می‌شوند. لذا با توجه به این مشخصات می‌توان الگوریتم مناسبی برای این عملیات انتخاب نمود.

سیستم هدایت و کنترل سعی دارد تا بطور خودکار جسم هدایت‌شونده را به سمت هدف هدایت نموده و باعث برخورد بین تعقیب‌کننده و هدف گردد. این سامانه بایستی بسته به نوع عملیات جسم هدایت شونده و مراحل پروازی آن، بهترین عملکرد ممکن را برای آن فراهم آورد. به طور کلی در پرواز رهگیر سه مرحله وجود دارد که خصوصیات این سه مرحله با یکدیگر متفاوت است . این مراحل عبارتند از :

۱- مرحله‌ی پرتاب [۱]

۲- مرحله‌ی میانی [۲]

۳- مرحله‌ی نهایی [۳]

مرحله‌ی پرتاب از زمانی که رهگیر از پرتاب‌کننده [۴] شلیک و جدا شده، آغاز می‌شود و تا زمانی که سوخت آن به پایان رسد ادامه پیدا می‌کند. در این مرحله رهگیر در حال شتاب‌گیری می‌باشد و هدف اصلی سامانه‌ی هدایت، رساندن رهگیر به یک حالت پایدار و قابل کنترل می‌باشد. قانون هدایت خاصی در این مرحله اعمال نشده و رهگیر با توجه به شرایط اولیه‌ی اعمال‌شده به مسیر خود تا اتمام سوخت ادامه می‌دهد. این مرحله معمولاً خیلی کوتاه است. مرحله‌ی میانی پرواز رهگیر معمولا طولانی‌ترین مرحله از نظر مسافت و زمان می‌باشد و درست پس از اتمام سوخت آغاز شده و تا رسیدن به ناحیه‌ای که هدف کاملا برای آن آشکار می‌باشد

[1] Launch Phase
[2] Midcourse Phase
[3] Terminal Phase
[4] Launcher

controlengineers.ir

اختصاصی مهندسی کنترل
controlengineers.ir
@controlengineers

و رهگیر بتواند هدف را ردیابی کند ادامه پیدا می‌کند. در این مرحله هدف اصلی از هدایت، کم کردن هزینه-ی نزدیکی به هدف از نظر زمان و سوخت است. در این مرحله با توجه به نیروی مقاومت هوا رهگیر باید بهترین مسیر پرواز را برای رسیدن به نزدیکی هدف به گونه‌ای طی کند که در انتهای این مرحله خطای سمت حداقل و سرعت رهگیر حداکثر باشد. مرحله‌ی نهایی آخرین مرحله‌ی هدایت می‌باشد که در آن هدایت باید با بیشترین دقت و سرعت جهت تضمین برخورد با هدف انجام پذیرد. در این مرحله معمولا از یک جستجوگر جهت تعقیب هدف استفاده شده و رهگیر در تمامی لحضات جهت برخورد با هدف هدایت می-گردد.

بنابراین ممکن است برای هر یک از این مراحل یک الگوریتم هدایت و به تبع آن یک قانون هدایت مجزا به کار برده شود. نوع الگوریتم انتخاب شده و قانون هدایت بکار رفته در رهگیر، ارتباط تنگاتنگی با هم داشته و نوع الگوریتم انتخابی منجر به استفاده از یک قانون هندسی و نهایتا یک قانون هدایت می‌گردد [۸،۷و۹].

۳-۲- الگوریتم‌های هدایت

بسته به اینکه قصد انجام هدایت را داریم یا ناوبری، دو نوع الگوریتم هدایت به شکل زیر تعریف می‌شود :

۱- الگوریتم هدایت پیش‌تنظیم[1]

۲- الگوریتم هدایت هدف‌بین[2]

در هدایت پیش‌تنظیم ورودی سیستم هدایت یک نقطه‌ی ثابت است که قبل از پرتاب تعیین می‌شود، اما در هدایت هدف‌بین سازوکاری برای ردگیری هدف وجود دارد که موقعیت نسبی هدف را یافته و به عنوان ورودی به سیستم هدایت اعمال می‌شود. بنابراین در روش‌های هدایت هدف‌بین به جای سامانه‌های ناوبری نیاز به ابزاری جهت مشاهده هدف داریم. ترکیب این روش‌ها هم بسیار کارا و فراگیر است. یعنی وسیله‌ی

[1] Preset
[2] Direct

controlengineers.ir

اختصاصی مهندسی کنترل
controlengineers.ir
@controlengineers

هدایت‌شونده می‌تواند ابتدا یک مسیر پیش‌تنظیم را طی کرده و پس از نزدیک شدن به هدف با یکی از روش‌های هدف‌بین هدایت دقیق آن به سوی هدف انجام گیرد. با استفاده از چند سیستم هدایت می‌توان از معایب هر یک از آنها کاست و از مجموع محاسن آنها استفاده کرد. البته این کار سبب افزایش هزینه‌ی رهگیر می‌شود. اما در بسیاری از موارد این افزایش هزینه قابل گذشت می‌باشد.

۳-۲-۱- الگوریتم هدایت پیش تنظیم

در این روش حرکت در یک مسیر از پیش تعیین شده می‌باشد و هیچ اطلاعی از وضعیت هدف در هر لحظه وجود ندارد. در این روش‌ها فرمان هدایتی از مقایسه‌ی مکان وسیله با مسیری که پیش از پرتاب تعیین و در حافظه‌ی وسیله ذخیره شده است، ساخته می‌شود. در این روش دیدن هدف لازم نیست و این روش‌ها برای هدایت به سمت نقطه‌ای ثابت یا بر روی مسیری معین کاربرد دارند. ازاین‌رو می‌توانیم بگوییم در این الگوریتم به جای انجام هدایت، نیاز به فرآیند تعیین موقعیت جسم متحرک یا همان ناوبری را داریم. این نوع هدایت معمولا در رهگیرهای دور برد و برای اهداف کاملا ثابت و معین به کار می رود.

ساده‌ترین مسیر در این الگوریتم خط مستقیم است. این مسیر برای رسیدن به اهداف ثابت و فواصل نزدیک کاربرد دارد و سیستم هدایت وظیفه دارد وسیله را در راستای خط مستقیم به سمت هدف هدایت کند. شاید به نظر برسد که حرکت در خط مستقیم هدایت لازم ندارد، ولی یادآوری می‌کنیم که حرکت طبیعی هر جسم پرنده به صورت سقوط آزاد است و اگر جسم فقط دو ثانیه به این حرکت ادامه دهد از نظر ارتفاع نزدیک به 20 متر ($1/2\, gt^2$) می‌افتد. با این وصف ضرورت وجود سیستم هدایت حتی برای مسیر مستقیم احساس می‌شود.

مسیرهای بالستیک و کروز نیز از متداول‌ترین مسیرهای از پیش تعیین شده برای رهگیرهای هدایت شونده هستند. در مسیر کروز که برای هدایت میانی کاربرد دارد وظیفه‌ی سیستم هدایت، راهبری وسیله‌ی

اختصاصی مهندسی کنترل
controlengineers.ir
@controlengineers

هدایت‌شونده بر روی یک مسیر معین در مدت طولانی است. در مسیر بالستیک ایده‌ی اصلی، حرکت پرتابه-ای است. یعنی وسیله را طبق یک برنامه‌ی از پیش تعیین شده به نقطه‌ی خاصی برده و با سرعتی خاص رها کنیم، طوری که طبق روابط سقوط آزاد روی هدف فرود بیاید. برای پیاده‌سازی روش‌های هدایت پیش-تنظیم، احتیاج به دانستن موقعیت و بعضا سرعت در هر لحظه است، بنابراین مجهز بودن جسم متحرک به یک سامانه‌ی ناوبری از الزامات پیاده‌سازی روش‌های هدایت پیش‌تنظیم است. این الگوریتم معمولا از دو روش ناوبری اینرسی و ناوبری رادیویی قابل پیاده‌سازی می‌باشد.

۳-۲-۱-۱- ناوبری اینرسی[1]

مشهورترین روش در این الگوریتم، روش ناوبری اینرسی می‌باشد. این سیستم شامل یک سری شتاب سنج و ژیروسکوپ است که با انتگرال گیری از خروجی آنها، موقعیت و سرعت خطی و دورانی رهگیر نسبت به شروع حرکت در هر لحظه بدست می‌آید. قانون هدایت، این اطلاعات را با اطلاعات هدف، یا مسیر از قبل برنامه‌ریزی شده مقایسه کرده و بر اساس آن، فرامین هدایتی را محاسبه و به سامانه‌ی کنترل اعمال می‌کند. اطلاعات هدف ممکن است از قبل به رهگیر داده شده باشد و یا اینکه در طول پرواز برای رهگیر ارسال شود. مزیت این روش بی‌نیاز بودن از تشکیلات پیچیده‌ی زمینی و رادار برای هدایت است. دیگر مزیت مهم این روش آن است که جسم متحرک با دنیای خارج ارتباط ندارد یا به اصطلاح کور عمل می‌کند، یعنی داده‌ای دریافت نمی‌کند، لذا از خطر اخلال[2] در امان است. این نکته در کاربردهای دفاعی فوق العاده حائز اهمیت است. همانطور که پیش تر ذکر شد، روش ناوبری اینرسی به دو صورت صفحه پایدار[3] و صفحه ثابت[4] قابل پیاده‌سازی می‌باشد.

---

[1] Inertial Navigation
[2] Jamming
[3] Stable Platform or Stable table
[4] Strap Down Inertial Navigation

controlengineers.ir

اختصاصی مهندسی کنترل
controlengineers.ir
@controlengineers

۳-۲-۱-۲- ناوبری رادیویی[1]

در روش ناوبری رادیویی، موقعیت و سرعت خطی و دورانی رهگیر در هر لحظه با استفاده از سیستم‌های رادیویی خارجی مانند GPS[2]، GLONASS[3]، LORAN و ... بدست می‌آید. مثلا در GPS با استفاده از ارتباط با ماهواره، طول و عرض و موقعیت جغرافیایی رهگیر در هر لحظه اندازه‌گیری شده و با دانستن موقعیت هدف در حافظه‌ی رهگیر، فرمان هدایت مناسب به رهگیر داده می‌شود. این روش نسبت به ناوبری اینرسی دارای دقت بیشتری بوده ولی چون وابسته به اطلاعات رادیویی خارج از رهگیر می‌باشد می‌تواند تحت تاثیر عوامل مخرب رادیویی و مسایل جمینگ قرار گرفته و ناوبری را با خطای زیاد مواجه نماید.

۳-۲-۲- الگوریتم هدایت هدف‌بین[4]

نقطه‌ی مقابل هدایت پیش‌تنظیم، هدایت هدف‌بین است. در این روش می‌توان انحراف رهگیر از حالت مطلوب را بر خلاف حالت قبل، با دیدن هدف محاسبه کرد و فرمان هدایتی را از روی موقعیت رهگیر نسبت به هدف ساخت. استفاده از این الگوریتم برای اهداف متحرک بسیار مناسب می‌باشد. در روش‌های هدایت هدف‌بین همواره یک خط دید (LOS[5]) یعنی خطی که در راستای آن هدف دیده می‌شود، وجود دارد. بطور کلی هدایت هدف بین را می‌توان به سه روش زیر تقسیم کرد :

۱- آشیانه‌یابی

۲- هدایت فرمانی

۳- پرتورانی

---

[1] Radio Navigation
[2] Global Positioning System
[3] Global Navigation Satellite System
[4] Direct
[5] Line of Sight

controlengineers.ir

اختصاصی مهندسی کنترل
controlengineers.ir
@controlengineers

این دسته بندی بر اساس نوع سنسور هدایت بکار رفته جهت اندازه‌گیری پارامترهای هدف و همچنین محل محاسبه‌ی فرامین هدایتی می‌باشد. در روش آشیانه‌یابی و پرتورانی محاسبات قانون هدایت در خود رهگیر انجام می‌گیرد ولی در روش فرمانی محاسبه‌ی فرامین هدایتی در محل سایت انجام پذیرفته و به رهگیر ارسال می‌گردد. در بین سه روش بالا، در روش آشیانه‌یاب از قوانین هدایت دو نقطه‌ای و در دو روش دیگر از قوانین هدایت سه نقطه‌ای استفاده می‌کنند [۱و۲].

۳-۲-۲-۱- هدایت آشیانه‌یاب

هدایت آشیانه‌یاب یعنی ابتدا از یک وسیله جهت مشاهده‌ی هدف استفاده کرده سپس وسیله را به سمت هدف هدایت کنیم. در این روش دو نقطه‌ی مهم یعنی هدف و تعقیب‌کننده وجود دارد و خط واصل بین تعقیب کننده و هدف، خط دید بوده و قانون هدایت در این روش معمولا بر اساس نرخ چرخش خط دید می‌باشد. ابزاری که در تعقیب‌کننده جهت دیدن هدف تعبیه شده است را سرآشیان‌یاب[1] یا سرجستجوگر[2] (یا به اختصار جستجوگر) می‌نامند. این وسیله می‌تواند رادیویی، حرارتی (مادون قرمز)، لیزری یا مرئی باشد. این گونه هدایت برای زمانی که تعقیب‌کننده هدف را می‌بیند، یعنی در مرحله‌ی نهایی پرواز، مناسب است ولی در برخی از موارد مانند رهگیرهای کوتاه برد در تمام طول مسیر از آن استفاده می‌گردد. آشیان‌یابی بر حسب اینکه منبع انرژی جستجوگر کجا قرار داشته باشد، به سه دسته تقسیم می‌شود:

۱- آشیان‌یابی فعال[3]

۲- آشیان‌یابی نیمه فعال[4]

۳- آشیان‌یابی غیر فعال

---

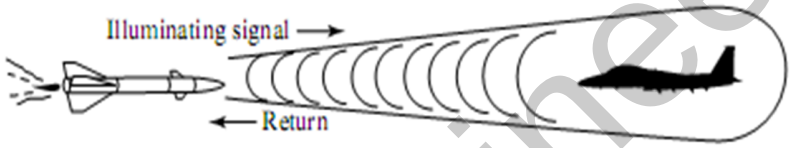
[1] Homming Head
[2] Seeker Head
[3] Active
[4] Semi-Active

controlengineers.ir

اختصاصی مهندسی کنترل
controlengineers.ir
@controlengineers

۳-۲-۲-۱-۱-آشیان‌یابی فعال

در این نوع برای دیدن هدف، جستجوگر مجهز به ابزاری جهت انتشار امواج الکترومغناطیسی است. یعنی رهگیر برای شناسایی هدف امواجی را به سمت آن ارسال می‌کند. انعکاس این امواج از روی هدف امکان دیدن هدف، ردیابی آن توسط جستجوگر و اندازه‌گیری نرخ چرخش خط دید را فراهم می‌کند. جستجوگر راداری مورد استفاده در رهگیر هوا به هوای فونیکس[1] از این روش استفاده می‌کند. پس در این حالت منبع انرژی روشن کننده‌ی هدف در خود رهگیر وجود دارد. این سیستم‌ها نسبتا سنگین و گران هستند.



شکل ۳-۱ نمای کلی روش آشیانه‌یابی فعال

۳-۲-۲-۱-۲-آشیان‌یابی نیمه فعال

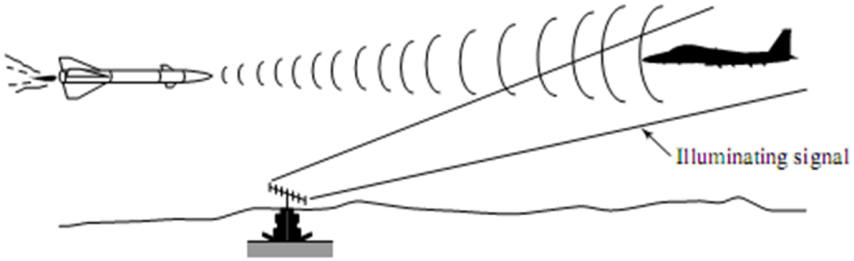
در این حالت هدف توسط منبع سومی روشن شده و این منبع خارجی می‌تواند بر روی زمین، هواپیما، کشتی، و ... قرار داشته باشد و جستجوگر روی رهگیر توان بازتاب شده از هدف را تعقیب می‌کند. جستجوگر راداری رهگیر زمین به هوای هاوک[2] و جستجوگر لیزری مورد استفاده در رهگیر هل‌فایر[3] از این روش بهره می‌برند. سیستم روشن‌کننده‌ی زمینی علاوه بر اینکه باید هدف را تشخیص دهد، باید آنرا رهگیری کرده و برای رهگیر روشن نماید. مزیت اصلی این سیستم، امکان افزایش توان فرستنده‌ی امواج است بدون اینکه وزن و اندازه‌ی رهگیر زیاد شود. در روش‌های قدیمی از این نوع، برای روشن کردن هدف از رادار استفاده می‌شد ولی امروزه از لیزر نیز استفاده می‌شود. نمای کلی این روش در شکل ۳-۲ نشان داده شده است.

---

[1] Phoenix
[2] Hawk
[3] Helfire

controlengineers.ir

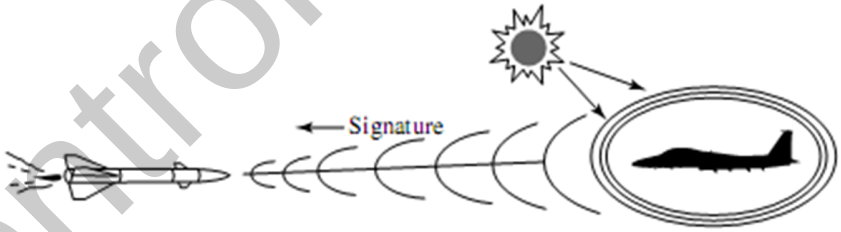
اختصاصی مهندسی کنترل
controlengineers.ir
@controlengineers



شکل ۳- ۲ نمای کلی روش آشیانه‌یابی نیمه فعال

۳-۲-۲-۲-۳- آشیان‌یابی غیرفعال[1]

در این روش لزومی به ارسال امواج الکترومغناطیسی برای دیدن هدف نیست و از انعکاس یا تابش ذاتی امواج توسط خود هدف استفاده می‌شود و رهگیر فقط یک حسگر برای دریافت این انرژی دارد. در نتیجه این نوع رهگیرها نسبتا ارزان و سبک هستند. برای مثال در جستجوگرهای تلویزیونی[2] یا مادون قرمز[3]، دوربین هدف را به وسیله‌ی نوری که از خودش ساطع می‌شود می‌بینند و یا در رهگیرهای ضد رادار[4]، رهگیر با استفاده از تشعشعات رادار به سمت آن می رود. در شکل(۳-۳) نمای کلی این روش نشان داده شده است [۹].



شکل ۳- ۳ نمای کلی روش آشیانه‌یابی غیر فعال

[1] Passive
[2] TV
[3] IR
[4] ARM

controlengineers.ir

اختصاصی مهندسی کنترل
controlengineers.ir
@controlengineers

۳-۲-۲-۲-هدایت فرمانی[1]

این روش جزو الگوریتم‌های سه نقطه‌ای بوده و سه نقطه‌ی مهم رهگیر، هدف، و ردگیر[2] در آن وجود دارد. ردگیر وسیله‌ای است که به صورت دستی یا خودکار همواره هدف را دنبال می‌کند. در روش‌های سه نقطه‌ای، ردگیر می‌تواند در نقطه‌ی شلیک به همراه رهگیر انداز[3] یا جدا از آن قرار داشته باشد. خط دید در این حالت با روش‌های دو نقطه‌ای تفاوت دارد و خط واصل ردگیر و هدف است. در این روش معمولا هدف، نگه داشتن رهگیر روی خط دید است یعنی خود خط دید مهم است و بر خلاف روش‌های دو نقطه‌ای، نرخ خط دید در قانون هدایت وارد نمی‌شود. اطلاعات لازم ممکن است توسط ایستگاه ردیاب در خارج رهگیر، یا توسط حسگرهای خود رهگیر یا به هر دو طریق اندازه‌گیری شود. همچنین فرامین هدایتی توسط سیم یا امواج به رهگیر ارسال می‌شود و موج ارسالی ممکن است رادیویی، راداری، نوری یا لیزری باشد. محدودیت این سیستم این است که تا لحظه‌ی اصابت رهگیر به هدف، رهگیر باید توسط منبع خارجی هدایت شود. این سیستم شامل رادار تعقیب‌کننده‌ی هدف و رادار تعقیب‌کننده‌ی رهگیر است که در نقطه‌ی پرتاب قرار دارد. داده‌های موقعیت اندازه‌گیری شده‌ی رهگیر و هدف به کامپیوتری که در سایت است منتقل می‌شود. در آنجا پردازش هدایتی انجام شده و به رهگیر ارسال می‌شود. منظور از پردازش هدایتی، بکارگیری قانون هدایت است. این روش، استفاده‌ی وسیعی به خصوص برای رهگیرهای ضد تانک کوتاه برد (تا حدود ۵ کیلومتر) و رهگیرهای زمین به هوای کم ارتفاع دارد. در شکل (۳-۴) نمای کلی این روش نشان داده شده است. مزیت عمده‌ی این روش آن است که احتیاج به جستجوگر در سر رهگیر نداریم، لذا رهگیر، ساده و ارزان تمام می‌شود. علاوه بر این، سر رهگیر را از نظر آیرودینامیکی می توان آسان تر طرح کرد و به ساختار آیرودینامیکی بهتری رسید.

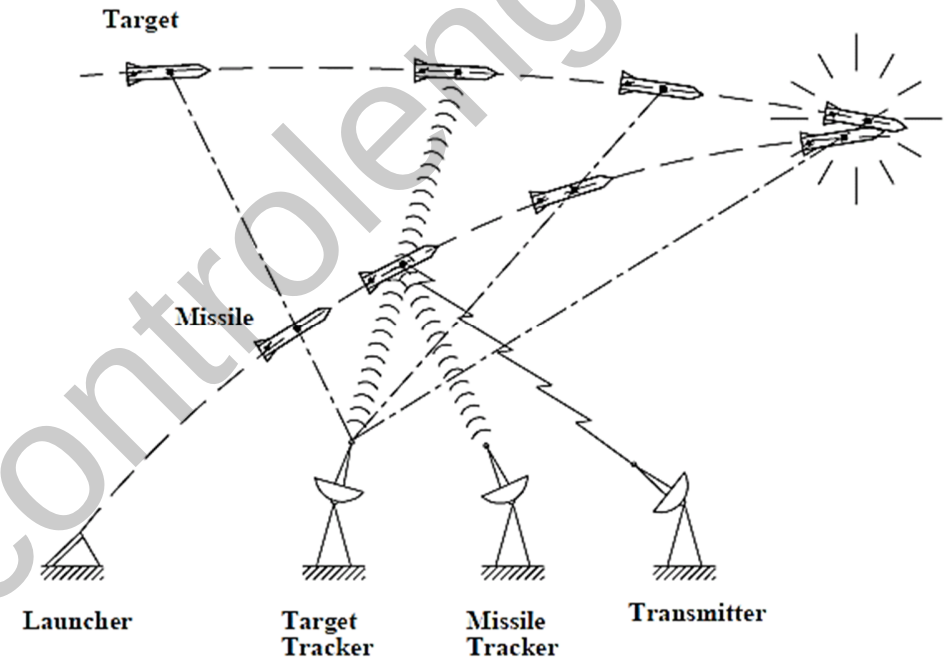
---

[1] Command Guidance
[2] Tracker
[3] Launcher

controlengineers.ir

اختصاصی مهندسی کنترل
controlengineers.ir
@controlengineers

به جای جستجوگر، رهگیر عمدتا یک چراغ یا نشان دارد[1] که سیستم هدایت بتواند آنرا ببیند و احتیاج به یک رابط داده دارد تا بتوان دستورات لازم را به آن داد. این رابط می تواند امواج رادیویی، سیم، فیبر نوری یا ... باشد. معمولا استفاده از سیم یا فیبر نوری به ارتباط رادیویی ترجیح داده می شود چون ایجاد اخلال در ارتباط رادیویی ساده است. عیب این روش ها آن است که رهگیر در تمام طول مسیر باید توسط ردگیر تعقیب شود، بنابراین نمی توان به صورت آتش و رها عمل کرد و علاوه بر این هر شرایطی (مانند شرایط آب و هوایی) که باعث شود دید ردگیری مختل شود و خط دید نداشته باشیم این سیستم ها را از کار می اندازد. ضعف مهم این روش کم بودن دقت برخورد است. واضح است که بر خلاف روش‌های دو نقطه‌ای چون برخورد دور از نقطه‌ی مشاهده (که در اینجا ردگیر است) روی می‌دهد، خطا زیاد باشد. به همین دلیل استفاده از این روش‌ها جز برای رهگیرهای کوتاه برد رواج ندارد [۱و۹].



شکل ۳- ۴ نمای کلی روش هدایت فرمانی

[1] Flare or Beacon

controlengineers.ir

اختصاصی مهندسی کنترل
controlengineers.ir
@controlengineers

روشهای فرمانی خط دید بسته به این که چطور پیاده‌سازی شوند چند دسته می‌شوند : گاه هدایت کاملا توسط انسان انجام می‌شود، یعنی کاربر با دیدن هدف و وسیله‌ی تعقیب‌کننده تشخیص می‌دهد که وسیله چقدر از خط دید منحرف است و با حرکت دادن یک دسته فرمان، فرمانِ تصحیح مسیر را به آن می‌فرستد. به این روش، فرمان به خط دید دستی[1] (MCLOS) گفته می‌شود. گاهی فرد متصدی فقط وظیفه‌ی ردگیری هدف را دارد، یعنی از داخل دوربین ردگیر همواره به هدف نگاه می‌کند. ردگیر به طور خودکار انحراف وسیله از خط دید را یافته و آن را گزارش می‌کند. این روش فرمان، خط دید نیمه‌خودکار[2] (SACLOS) نام دارد. گاهی نیز وظیفه‌ی ردگیری وسیله و هدف هر دو بر عهده‌ی ردگیر است و به طور خودکار انجام می شود. این روش فرمان به خط دید خودکار[3] (ACLOS) نامیده می‌شود. توجه داریم که تقسیم‌بندی اخیر فقط از نظر پیاده‌سازی است و ایده‌ی اصلی تمام روشهای فرمان به خط دید یکی است [۱].

۳-۲-۲-۳- هدایت پرتورانی

روش پرتورانی یا BR[4] ساختاری مشابه با روش فرمانی دارد با این تفاوت که در این روش، فرامین هدایتی در خود رهگیر محاسبه شده و فقط هدف توسط پرتوی ارسال شده از سایت برای رهگیر روشن می‌گردد. رهگیر نیز سعی می‌کند خود را روی این پرتو که می‌تواند از نوع امواج رادیویی یا لیزر باشد، قرار دهد. امروزه این روش هدایت تقریبا منسوخ شده و از روش‌های ابتدایی هدایت می‌باشد [۱و۲].

[1] Manual CLOS
[2] Semi Automatic CLOS
[3] Automatic CLOS
[4] Beam Rider

controlengineers.ir

اختصاصی مهندسی کنترل
controlengineers.ir
@controlengineers

۳-۲-۳- الگوریتم هدایت ترکیبی

در اکثر رهگیرهای پیشرفته‌ی امروزی معمولا از یک سیستم هدایت به تنهایی استفاده نمی‌شود. بلکه برای افزایش دقت و کارایی و مقاومت بیشتر در مقابل اقدامات ضد الکترونیکی دشمن و یا اختلال‌های جوی مثل باران دود و غیره، از دو یا چند سیستم هدایت استفاده می‌شود. این سیستم‌های هدایت ممکن است به طور همزمان فعال باشند و یا اینکه هر کدام در یک مرحله از پرواز رهگیر فعال شوند. با استفاده از چند سیستم هدایت می‌توان از معایب هر یک از سیستم‌های هدایت کاست و از مجموع محاسن آنها استفاده نمود. امروزه علاوه بر رهگیرهای بالستیک، در رهگیرهای پیشرفته‌ی هوا به هوا، سطح به هوا و هوا به سطح با برد بلند نیز از روش ناوبری اینرسی در یک سیستم هدایت مرکب استفاده می‌شود. در رهگیرهای ضدکشتی پیشرفته نیز در مرحله‌ی میانی پرواز، از ناوبری اینرسی و در مرحله‌ی نهایی پرواز از هدایت آشیانه‌یاب استفاده می‌شود. در رهگیرهای سطح به هوای پیشرفته‌تر، از سه روش هدایت‌فرمان، ناوبری اینرسی و هدایت آشیانه‌یاب استفاده می‌گردد. در رهگیرهای برد کوتاه بالستیک نیز در مرحله‌ی انتهایی پرواز رهگیر، از انواع روش‌های آشیانه‌یاب با جستجوگر مادون قرمز، راداری و ضدراداری استفاده می‌شود [۱و۲].

عموما هدایتی که در رهگیرهای سطح به هوا استفاده می‌شود هدایت فرمانی است. یکی از مشکلات سیستم هدایت فرمانی این است که برای بردهای زیاد با فاصله گرفتن رهگیر از رادار تعقیب خطا بالا می‌رود که منجر به خطای برخورد بالا می شود. عیب دیگر این سیستم آن است که تا لحظه‌ی اصابت رهگیر به هدف، رهگیر باید توسط منبع خارجی هدایت شود. بنابراین این احتمال وجود دارد که سایت هدایت، هدف یک رهگیر ضد رادار قرار گیرد و یا در اثر جمینگ مختل شود. بنابراین بهتر است در فاز ابتدایی و میانی که دقت خیلی مهم نیست از هدایت فرمانی استفاده کرده و در فاز نهایی که نیاز به دقت بالا داریم، از هدایت آشیانه‌یاب استفاده کرد. شاید این سوال نیز مطرح شود که چرا در فاز میانی از هدایت آشیانه‌یاب استفاده نمی‌شود. پاسخ این سوال نیز بدیهی است زیرا در این صورت فاصله‌ی رهگیر تا هدف زیاد است و آنگاه خطای جستجوگرها بالا

controlengineers.ir

اختصاصی مهندسی کنترل
controlengineers.ir
@controlengineers

خواهد بود. زیرا جستجوگرها دارای برد کمتری می‌باشند. پس ترکیب این دو سیستم هدایت گزینه‌ای مناسب برای رهگیرهای سطح به هوا می باشد. پس کافی است که در یک زمان مناسب که باید مشخص باشد، سیستم هدایت تغییر کند. به این زمان، زمان تعویض[1] گفته می‌شود [۱و۲].

۳-۳- قوانین هدایت

قانون هدایت، قانونی است که شتاب مناسب جهت هدایت جسم پرنده به سمت هدف را تولید می‌کند. این قانون می‌تواند با استفاده از یک قائده‌ی هندسی مناسب و یا با استفاده از روابط صرفا ریاضی و تحلیلی بدست آورده شود و با ترکیبی از مدارهای الکترونیکی و اجزای مکانیکی پیاده‌سازی می‌شود. به طور کلی قوانین هدایت را می‌توان به دو دسته‌ی دو نقطه‌ای و سه نقطه‌ای تقسیم کرد.

۳-۳-۱- قوانین هدایت دونقطه‌ای

در روشهای دونقطه‌ای، دو نقطه‌ی مهم وجود دارد : جسم هدایت شونده و هدف. خط دید در این حالت خط واصل بین جسم و هدف است. عموما قانون هدایت در این روش‌ها بر مبنای نرخ چرخش خط دید است، لذا روش‌های دونقطه‌ای گاهی روش‌های نرخ خط دید[2] نامیده می‌شوند. این قوانین را می‌توان به دو دسته‌ی زیر تقسیم کرد :

۱- هدایت تعقیب[3]

۲- ناوبری تناسبی[4]

---

[1] Swich
[2] LOS Rate
[3] Pursuit
[4] Proportional Navigation

controlengineers.ir

اختصاصی مهندسی کنترل
controlengineers.ir
@controlengineers

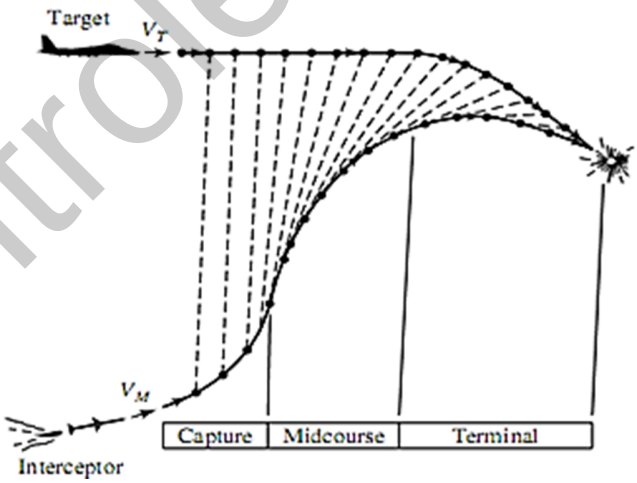
۳-۳-۱-۱- هدایت تعقیب

ساده ترین روش هدایت، هدایت تعقیب است. این روش آنقدر ساده است که حیوانات هم برای تعقیب شکار خود از این روش استفاده می‌کنند. به طور کلی قانون هدایت در این روش آن است که همواره رو به هدف برویم. در روشهای تعقیب هر چه زمان بگذرد و وسیله به هدف نزدیک شود به طور شهودی پیداست که دستور شتاب جانبی بزرگتری برای تعقیب هدف لازم است. از طرف دیگر واضح است که سامانه‌ی کنترل حداکثر تا شتاب معینی را می‌تواند اعمال کند و اضافه بر آن اشباع رخ می‌دهد، لذا سامانه‌ی کنترل نمی‌تواند دستور هدایتی را در نقاط انتهایی مسیر اجرا کند و خطا رخ می‌دهد، لذا این روش را تنها برای اهداف ثابت یا دارای سرعت کم می‌توان به کار برد. این قانون به سه روش متداول زیر قابل انجام است :

۱- هدایت تعقیب جهت[۱]

۲- هدایت تعقیب سرعت[۲]

۳- هدایت تعقیب کج[۳]



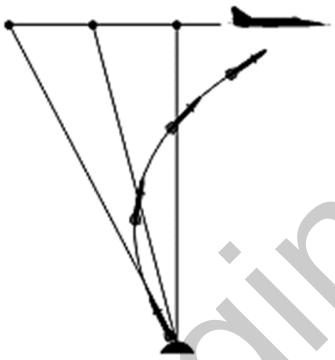
شکل ۳- ۵ شمای کلی مسیر برخورد با استفاده ازقانون هدایت تعقیب

[1] Attitude Pursuit
[2] Velocity Pursuit
[3] Deviated Pursuit

controlengineers.ir

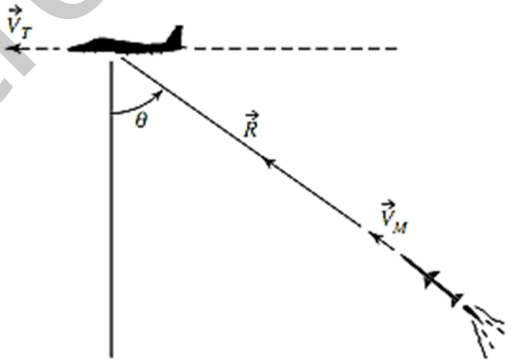
اختصاصی مهندسی کنترل
controlengineers.ir
@controlengineers

در روش هدایت تعقیب جهت باید همواره راستای محور طولی وسیله را در راستای خط دید قرار داد. رهگیر-های آشیانه‌یابی که جستجوگر آنها به بدنه ثابت شده و در امتداد محور طولی رهگیر قرار دارد، مجبورند از این روش استفاده کنند تا رهگیر همواره به سمت هدف باشد تا بتواند آنرا ببیند [۴و۵].



شکل ۳- ۶ شمای کلی مسیر برخورد در قانون هدایت تعقیب جهت

در روش هدایت تعقیب سرعت سعی بر این است که بردار سرعت وسیله را به طرف موقعیت لحظه‌ای هدف قرار دهیم، یعنی زاویه‌ی بین بردار سرعت و راستای خط دید را صفر کنیم.

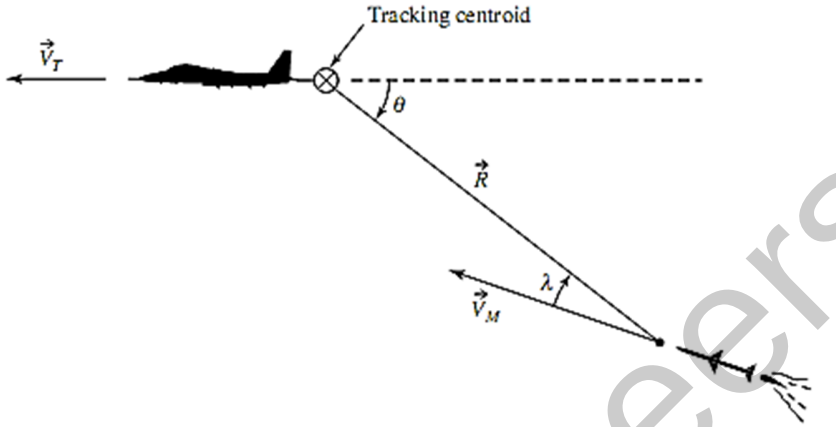


شکل ۳- ۷ شمای کلی مسیر برخورد در روش هدایت تعقیب سرعت

controlengineers.ir

اختصاصی مهندسی کنترل
controlengineers.ir
@controlengineers

روش هدایت تعقیب کج نوع بهبودیافته‌ی هدایت تعقیب می‌باشد و در آن سعی می‌شود تا زاویه‌ی بین بردار سرعت رهگیر و خط دید ثابت نگه داشته شود.



شکل ۳- ۸ شمای کلی مسیر برخورد در روش هدایت تعقیب کج

به طور کلی روش‌های تعقیب محض امروزه استفاده چندانی نداشته و تقریبا منسوخ شده‌اند. زیرا دستور شتاب در این روش مقادیر بزرگی شده و عملگرها معمولا به اشباع می‌روند. همچنین مسیر برخورد در آن دارای انحنای زیادی بوده و مخصوصا در نزدیکی هدف این انحنا بیشتر می‌باشد، بنابراین شتاب جانبی شدیدی برای هدایت رهگیر لازم است که ممکن است به شکست بدنه منجر شود و یا اینکه سیستم کنترل رهگیر نتواند این شتاب را تولید کند و در نتیجه هدف از دست رهگیر فرار کند. به همین دلیل این قانون جای خودرا به هدایت تناسبی داده است [۴و۵].

۳-۳-۱-۲- ناوبری تناسبی[1]

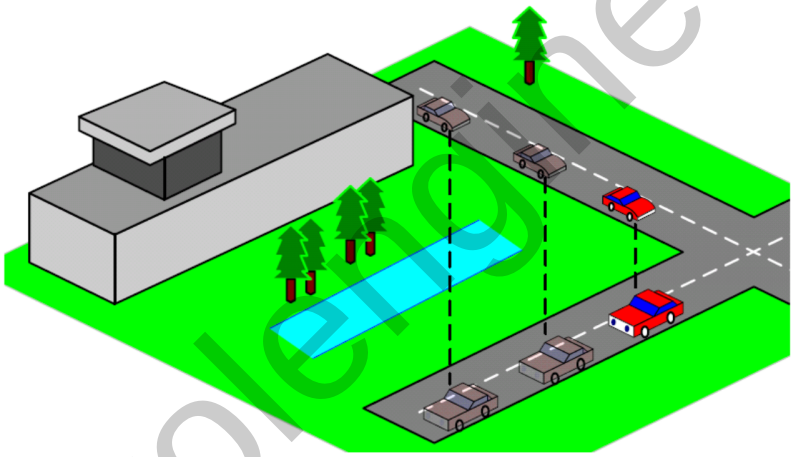
در هدایت تعقیب اگر محل برخورد را حدس بزنیم و به جای هدف، آن نقطه را تعقیب کنیم واضح است که بازدهی بهتری خواهیم داشت. ثابت می‌شود که برای پیاده سازی این ایده کافی است خط‌دید رهگیر به

[1] Proportional Navigation

controlengineers.ir

اختصاصی مهندسی کنترل
controlengineers.ir
@controlengineers

هدف نچرخد و فاصله‌ی رهگیر و هدف در حال کم شدن باشد. به این قانون، ناوبری تناسبی یا ناوبری موازی[1] گفته می‌شود. هدایت تناسبی و انواع روش بهبود یافته‌ی آن بیش از چهار دهه است که در بسیاری از رهگیر-ها به کار گرفته می‌شود. برای فهمیدن عمیق‌تر موضوع فرض می‌کنیم که مطابق شکل (۳-۹) در یک خودرو، در حال رانندگی هستیم و کامیونی را همواره در یک زاویه‌ی ثابت نسبت به خود می‌بینیم. واضح است که در چنین شرایطی برخورد دو خودرو حتمی است و برای جلوگیری از تصادف باید سرعت خود را کاهش یا افزایش دهیم [۳].



شکل ۳- ۹ ایده ناوبری موازی

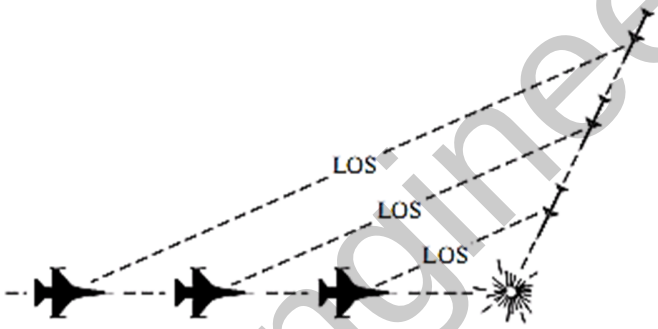
طبق ایده‌ی ناوبری موازی، جهت خط دید نسبت به فضای اینرسی باید ثابت نگه داشته شود. یعنی خط دید موازی خط دید اولیه نگه داشته شود. البته با در نظر گرفتن این شرط، همواره دو مسیر جهت انتخاب داریم که یکی از مسیرها به هدف نزدیک شده و مسیر دیگر در حال دور شدن از هدف است. لذا شرط دیگری را جهت تضمین برخورد اضافه می‌نماییم که بایستی فاصله‌ی نسبی هدف و رهگیر همیشه در حال کم شدن باشد. ایده‌ی هدایت تناسبی از مفهومی به نام مسیر برخورد گرفته شده است. مسیر برخورد در حالت کلی

[1] Parallel Navigation

controlengineers.ir

اختصاصی مهندسی کنترل
controlengineers.ir
@controlengineers

مسیری است که اگر رهگیر در امتداد آن شلیک شود، بدون نیاز به هدایت به هدف برخورد می‌کند. در حالت خاص اگر سرعت هدف و رهگیر ثابت باشد و از اثر جاذبه صرفنظر شود، مسیر برخورد یک امتداد ثابت در فضا خواهد بود. البته در عمل هیچ‌گاه سرعت رهگیر ثابت نیست و هیچ تضمینی برای ثابت ماندن سرعت هدف نیز وجود ندارد. لذا مسیر برخورد دائم در حال تغییر است و سیستم هدایت بایستی رهگیر را مرتبا روی مسیر برخورد نگه دارد. دقت کنید که در مسیر برخورد، مولفه‌ی سرعت رهگیر و هدف در امتداد عمود بر خط دید باید مساوی باشد. به همین دلیل خط دید نسبت به فضای اینرسی نمی‌چرخد [۱].



شکل ۳- ۱۰ ایده‌ی اولیه‌ی بکار رفته در ناوبری تناسبی

در ادامه حالت های مختلف پیاده سازی ناوبری تناسبی را مرور می‌کنیم :

۳-۳-۱-۲-۱- ناوبری تناسبی محض[1] (PPN)

اولین قانون هدایت با استفاده از ایده‌ی ناوبری تناسبی، ناوبری تناسبی محض می‌باشد. با توجه به شکل (۳-۱۱) ، $\dot{\theta}$ نرخ چرخش بردار سرعت و $\dot{\sigma}$ نرخ چرخش خط دید است. در هدایت تناسبی، بردار سرعت رهگیر متناسب با نرخ چرخش خط دید چرخانده می‌شود تا بتواند $\dot{\sigma}$ را صفر کند. بنابراین :

$$\dot{\theta} = N\,\dot{\sigma} \qquad (۱-۳)$$

controlengineers.ir

اختصاصی مهندسی کنترل
controlengineers.ir
@controlengineers

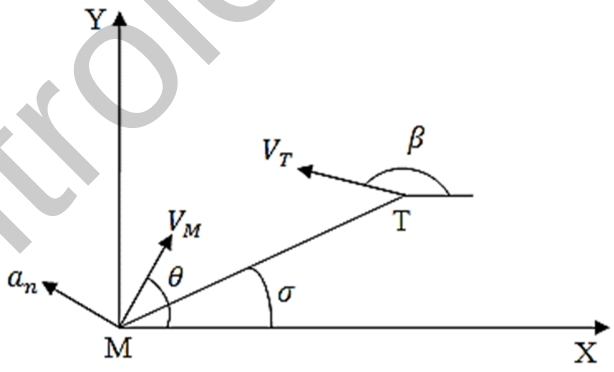
ضریب N تحت عنوان ثابت ناوبری شناخته می‌شود. چرخاندن بردار سرعت از طریق اعمال شتابی عمود بر بردار سرعت میسر خواهد بود. لذا خواهیم داشت [۹]:

$$a_c = V_M \dot{\theta} \qquad (۲-۳)$$

و شتاب محاسبه شده توسط قانون ناوبری تناسبی محض (PPN) بصورت زیر خواهد بود :

$$a_c = N V_M \dot{\sigma} \qquad (۳-۳)$$

شتاب اعمالی به رهگیر معمولا در راستای محورهای مختصات بدنه آن می‌باشد. اگر زاویه‌ی بین بردار سرعت و محور طولی رهگیر کوچک در نظر گرفته شود، لذا با تقریبی مناسب می توان شتاب بدست آمده در رابطه‌ی (۳-۳) را در راستای عمود بر محور طولی رهگیر اعمال نمود. اگر سیستم کنترل رهگیر ایده‌آل باشد، یعنی دستور شتاب بدون تاخیر و تغییر اجرا شود، با اعمال شتاب جانبی رابطه‌ی (۳-۳) ، سرعت رهگیر با نرخ مورد نظر در رابطه‌ی (۳-۲) می چرخد و $\dot{\sigma}$ صفر می‌شود. در این روش اندازه‌گیری نرخ چرخش خط دید توسط جستجوگر انجام می‌شود [۱و۱۰].



شکل ۳- ۱۱ هندسه ی تعقیب کننده و هدف در تعقیب صفحه ای

controlengineers.ir

اختصاصی مهندسی کنترل
controlengineers.ir
@controlengineers

۳-۳-۱-۲-۲- ناوبری تناسبی حقیقی[1] (TPN)

شتاب کنترلی رهگیر در روش TPN عمود بر خط دید و متناسب با نرخ چرخش خط دید و سرعت نزدیک شدن است. از این رو بیشترین تاثیر را در چرخش خط دید دارد، چون در این روش نیاز داریم تا مولفه‌های عمود بر خط دید سرعت رهگیر و هدف با هم یکسان شود. دستور شتاب در این روش برابر است با :

$$a_c = N V_C \dot{\sigma} \qquad (۳-۴)$$

همان‌گونه که مشاهده می‌گردد برای تحقق این روش هدایت لازم است علاوه بر بردار سرعت زاویه‌ای خط دید $(\dot{\sigma})$ ، سرعت نزدیک شدن (V_C) نیز اندازه‌گیری شود. در جستجوگرهای راداری این کار به کمک اثر داپلر انجام می‌شود [۱۰].

۳-۳-۱-۲-۳- ناوبری تناسبی بایاس‌دار[2] (BPN)

در هدایت تناسبی وقتی $\dot{\sigma}$ به صفر نزدیک می‌شود، اغتشاشات موثر بر روی قسمت جستجوگر باعث می‌شود که اندازه‌گیری‌های نرخ چرخش خط دید در این حالت بین دو مقدار مثبت و منفی نوسان کند. در نتیجه رهگیر نیز پی‌درپی شتاب مثبت و منفی می‌گیرد که اثر نامطلوبی روی سیستم کنترلی دارد. جهت کم کردن اثر این پدیده دو استراتژی هدایت تناسبی بایاس‌دار و هدایت تناسبی با ناحیه‌ی مرده مطرح شده است. در روش اول اگر قدر مطلق $\dot{\sigma}$ از مقدار مشخصی ($|\dot{\sigma}_B|$) کمتر باشد، آنگاه دستور شتاب صفر خواهد بود. $\dot{\sigma}_B$ مقدار بایاس نامیده شده و هم علامت با $\dot{\sigma}$ می‌باشد و اصولا مقدار کوچکی است که توسط طراح سیستم تعیین می‌شود. در این روش دستور شتاب مانند استراتژی TPN عمود بر خط دید محاسبه می‌شود و اندازه-ی آن برابر است با [۱]:

$$a_c = \begin{cases} N' V_C (\dot{\sigma} - \dot{\sigma}_B) & |\dot{\sigma}| \geq \dot{\sigma}_B \\ 0 & |\dot{\sigma}| < \dot{\sigma}_B \end{cases} \qquad (۳-۵)$$

---

[1] True Proportional Navigation
[2] Biased Proportioal Navigation

controlengineers.ir

اختصاصی مهندسی کنترل
controlengineers.ir
@controlengineers

۳-۳-۱-۲-۴- ناوبری تناسبی با ناحیه مرده

در هدایت تناسبی با ناحیه‌ی مرده دستور شتاب وقتی صادر می شود که قدر مطلق $\dot{\sigma}$ از مقدار معینی ($|\dot{\sigma}_d|$) تجاوز کند و در این حالت اندازه‌ی شتاب متناسب با چرخش خط دید می‌باشد. به عبارت دیگر دستور شتاب در این حالت مانند دستور شتاب TPN است.

$$a_c = \begin{cases} N' V_C \dot{\sigma} & |\dot{\sigma}| \geq \dot{\sigma}_d \\ 0 & |\dot{\sigma}| < \dot{\sigma}_d \end{cases} \quad (۳-۶)$$

۳-۳-۱-۲-۵- ناوبری تناسبی ایده‌آل[1] (IPN)

در روش هدایت تناسبی ایده‌آل دستور شتاب رهگیر عمود بر سرعت نسبی بین رهگیر و هدف اعمال می‌شود. به عبارت دیگر در IPN سعی می شود که بردار سرعت نسبی رهگیر در امتداد خط دید قرار گیرد. دستور شتاب در این حالت برابر است با :

$$\mathrm{a_c} = N' \underline{\dot{\sigma}}\, \underline{V_R} \quad (۳-۷)$$

که در آن $\underline{V_R}$ برابر است با :

$$\underline{V_R} = \underline{V_M} - \underline{V_T} \quad (۳-۸)$$

۳-۳-۱-۲-۶- ناوبری تناسبی افزوده[2] (APN)

برای کاهش خطای برخورد از قانون هدایت ناوبری تناسبی افزایش‌یافته استفاده شده است و فرمان شتاب آن به صورت زیر می باشد :

$$a_{M_c} = k\,\dot{\sigma} + k_a\, a_T \quad (۳-۹)$$

[1] Ideal Proportional Navigation
[2] Augmented Proportional Navigation

controlengineers.ir

اختصاصی مهندسی کنترل
controlengineers.ir
@controlengineers

که در آن a_T شتاب تخمین زده شده از هدف و عمود بر خط دید است. در حالت خاص‌تر این قانون هدایت معمولا به صورت معادله‌ی زیر تعریف می‌شود :

$$a_{M_c} = N' \left(v_c \dot{\sigma} + \frac{a_T}{2} \right) \quad (۱۰-۳)$$

این قانون هدایت شبیه TPN است یعنی شتاب اعمالی بر خط دید عمود است. ناوبری تناسبی افزوده کارایی مناسبتری نسبت به ناوبری تناسبی حقیقی دارد ولی بدلیل آن‌که به طور معمول در روش‌های هدایت دونقطه‌ای امکان اندازه‌گیری شتاب هدف وجود ندارد، این روش تنها در برخی از روش های هدایت سه نقطه ای قابل بکارگیری است [۱].

۳-۳-۲- قوانین هدایت سه‌نقطه‌ای

در روشهای هدایت سه‌نقطه‌ای، سه نقطه‌ی مهم، یعنی وسیله‌ی هدایت‌شونده، هدف و ردگیر وجود دارند. خط دید در این روش‌ها، خط واصل بین هدف و ردیاب می‌باشد. در این روش‌ها فرامین هدایت بر اساس موقعیت رهگیر نسبت به خط واصل بین ردیاب و هدف محاسبه و اجرا می‌شود. لذا به این روش‌ها، سیستم-های هدایت خط دید نیز گفته می‌شود. ردیاب می‌تواند در نقطه‌ی شلیک به همراه پرتاب‌کننده و یا جدا از آن قرار داشته باشد. در گذشته به دلیل محاسبات سریع و پیچیده‌ی هدایت و لزوم استفاده از مدارات و سخت افزار حجیم، از کامپیوتر هدایت بر روی زمین استفاده می‌کردند. با این کار سخت افزار رهگیر ساده شده و هزینه و وزن آن کاهش می‌یافت. همچنین رهگیرهای میان برد و بلند برد نیاز به سنسورهای بسیار بزرگی برای ردیابی هدف، مخصوصا در ابتدای پرواز دارند که نمی‌توان آنها را بر روی رهگیر نصب کرد. یکی از معایب این سیستم ها این است که تا لحظه‌ی اصابت رهگیر با هدف، رهگیر باید توسط منبع خارجی هدایت شود. بنابراین این امکان وجود دارد که سایت هدایت‌کننده این رهگیر، هدف یک رهگیر ضدرادار قرار گیرد. همچنین این سیستم‌ها برای مواقعی که هدف در فاصله‌ی دوری از سایت قرار دارد، دارای دقت کافی جهت

controlengineers.ir

اختصاصی مهندسی کنترل
controlengineers.ir
@controlengineers

ردیابی نیستند. لذا رهگیرهایی که از این سیستم در کل مسیر استفاده می کنند، سرجنگی بزرگ با قدرت انفجاری زیاد مورد نیاز دارند و وزن این رهگیرها زیاد و ابعادشان بزرگ شده و در تعقیب اهداف چابک ناتوان هستند. روشهای هدایت خط دید به سه دسته‌ی زیر تقسیم می‌شوند[۱۱]:

۴- هدایت فرمان به خط دید (CLOS[1])

۵- هدایت سوار بر پرتو

۶- هدایت فرمان به خط دید مجازی (COLOS[2])

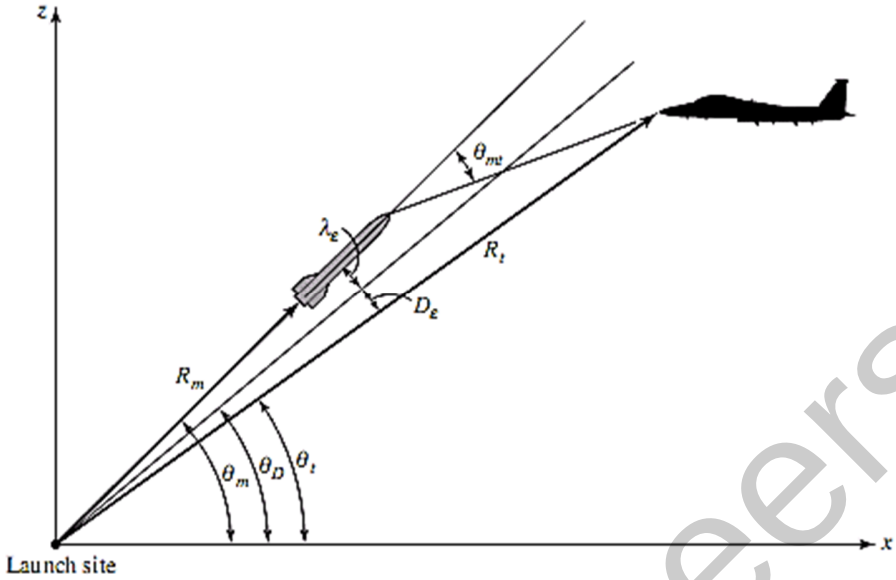
۳-۳-۲-۱- هدایت فرمان به خط دید

در این روش هدف این است که رادار، رهگیر و هدف روی یک خط راست قرار بگیرند. دستگاه ردیاب موجود در سایت که ممکن است راداری، تلویزیونی، اپتیکی و یا مادون قرمز باشد، همواره اختلاف زاویه‌ی رهگیر از خط دید را اندازه‌گیری کرده و متناسب با این فاصله، فرامین شتاب جانبی به رهگیر ارسال می‌کند تا رهگیر بر روی خط دید قرار گیرد. لذا در این روش فرامین هدایتی توسط یک منبع خارجی برای رهگیر فرستاده می‌شود. در این حالت اگر فاصله‌ی بین رهگیر و هدف نیز در حال کاهش باشد، برخورد حتمی است.

[1] Command to LOS
[2] Command off the LOS

controlengineers.ir

اختصاصی مهندسی کنترل
controlengineers.ir
@controlengineers



شکل ۳- ۱۲ شمای کلی روش هدایت فرمان به خط دید

۳-۳-۲-۲- هدایت سوار بر پرتو

در این روش یک پرتو الکترواپتیکی از سایت به سوی هدف نشانه‌گیری می‌شود. یک حساسه بر روی رهگیر فاصله‌ی رهگیر نسبت به این پرتو را اندازه‌گیری کرده و سیستم هدایت سعی در صفر کردن این فاصله را دارد. در این حالت فرمان‌های تصحیح‌کننده‌ی خطا در خود رهگیر محاسبه می‌شود.

۳-۳-۲-۳- هدایت فرمان به خط دید مجازی

این روش نسخه‌ی بهبودیافته‌ی روش فرمان به خط دید است. در این روش دو ردگیر راداری وجود دارد. یکی برای ردگیری هدف و دیگری برای ردگیری وسیله‌ی تعقیب‌کننده. بر خلاف دیگر روش‌های خط دید، در این روش سعی بر قرار دادن وسیله روی خط دید نیست، بلکه رایانه‌ی مرکزی با پردازش اطلاعات هدف و وسیله سعی می کند که آن را روی یک مسیر کارا و بهینه هدایت کند و دستورات هدایتی لازم را ارسال می‌کند. به زاویه‌ی بین خط دید مجازی و خط دید حقیقی، زاویه‌ی تقدم گفته می شود [۱۱].

controlengineers.ir

اختصاصی مهندسی کنترل
controlengineers.ir
@controlengineers

۳-۳-۳- قوانین هدایت پیشرفته

اصطلاح قوانین هدایت پیشرفته معمولا به این معنی است که آن‌ها بر اساس تئوری و فن‌آوری کنترل پیشرفته و تخمین می‌باشند. در این قوانین، یک قائده‌ی ساده و مستقیم هندسی را بکار نمی‌برند و مساله‌ی هدایت را به صورت جعبه‌ی سیاه در نظر گرفته و با توجه به اصول ریاضی مشخصی آن را حل می‌کنند. قوانین هدایت پیشرفته را می‌توان بطور کلی قوانین هدایت مربعی خطی[1] نامید. زیرا از یک تابع هدف مربعی برای بدست آوردن فرمان هدایتی برای سیستم خطی استفاده می‌کنند. قوانین متعلق به این کلاس بر اساس نظریه‌ی کنترل بهینه و بازی‌های دیفرانسیلی می‌باشند. اصول اساسی روش کنترل بهینه به خودی‌خود ساده است. در این روش، یک پارامتر مثل خطای برخورد را در نظر گرفته و سعی می‌کنند تا آنرا کمینه کنند. اما بکارگیری این اصل پیچیده می‌باشد. در این روش می‌توان توابع هزینه‌ی دیگری مثل برد رهگیر، زمان پرواز، انرژی انتهایی و تلاش کنترلی را در نظر گرفت. در بازی دیفرانسیلی، تعقیب‌کننده و هدف در یک بازی شرکت می‌کنند که هدف، برای افزایش خطای برخورد و تلاش کنترلی تعقیب‌کننده، مانور می‌دهد و در این میان تلاش کنترلی خود را کمینه می‌کند و رهگیر عکس این را انجام می‌دهد. در مقابل نظریه‌ی کنترل بهینه، روش بازی دیفرانسیلی هیچ فرضی بر مانورهای بعدی هدف ندارد. در عوض قابلیت مانور هدف را در نظر می‌گیرد. بنابراین قانون هدایت تعقیب‌کننده را به گونه‌ای هدایت می‌کند که اثر بالقوه استفاده‌ی هوشمندانه‌ی هدف از قابلیت‌های مانوری‌اش را کمینه کند [۱۱و۱۲].

[1] Linear Quadratic

controlengineers.ir

اختصاصی مهندسی کنترل
controlengineers.ir
@controlengineers

فصل چهارم

هدایت و کنترل یکپارچه

controlengineers.ir

اختصاصی مهندسی کنترل
controlengineers.ir
@controlengineers

فصل چهارم : هدایت و کنترل یکپارچه

۴-۱- مقدمه

در گذشته جهت حل مسائل بزرگ و پیچیده از روش تجزیه و مجتمع‌سازی استفاده می‌کردند. تجزیه در لغت یعنی جداسازی قسمتی از کل سیستم به صورتی که کاملا مستقل باشد یا به صورت خفیفی به زیرسیستم‌های دیگر متصل باشد و در مراحل خاصی بتواند به صورت جداگانه عمل کند. در برخی موارد تجزیه به عنوان تنها راه‌حل موجود برای حل مسائل پیچیده بود. در مقابل تجزیه، مجتمع‌سازی به معنی ترکیب اجزای یک کل می‌باشد [۱].

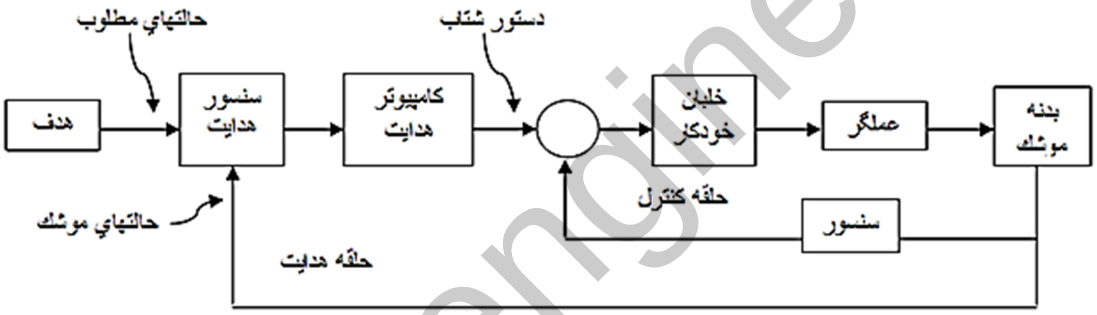
در طراحی رهگیر ابتدا نیازهای عملیاتی آن مشخص می‌شود و با توجه به این نیازهای عملیاتی، تاکتیکی برای رهگیر توصیف می‌شود. سپس نیازهای عملیاتی به مشخصه‌های کارایی رهگیر ترجمه می‌شوند. این مشخصه‌های کارایی ممکن است نوع خاصی از هدایت را برای رهگیر تعریف کنند. اولین مشکل طراح، ترجمه‌ی مسئله‌ی تاکتیکی به مشخصه‌هایی برای طراحی سیستم هدایت و کنترل می‌باشد و این موضوع باعث پیچیده شدن مسئله‌ی طراحی این سیستم خواهد شد. در ادامه برای دریافتن مقدار پیچیدگی سیستم هدایت و کنترل، طرز عملکرد این سامانه را توضیح خواهیم داد.

همانطور که پیش‌تر اشاره کردیم، هدایت به معنای یافتن مقدار انحراف وسیله‌ی هدایت شونده از مسیر خود به سمت هدف، تعیین حرکت یا شتاب مناسب برای جبران این انحراف و جبران کردن آن می‌باشد، پس در کل از سه سطح مختلف تشکیل می‌شود. این سطوح را با توجه به شکل (۴-۱) توضیح می‌دهیم. سطح اول که یافتن مقدار انحراف وسیله‌ی هدایت شونده می‌باشد، توسط سنسور هدایت انجام می‌شود. یعنی سنسور هدایت حالت‌های مطلوب را که حالتهای هدف می‌باشد اندازه‌گیری کرده و به همراه حالتهای اندازه‌گیری شده از رهگیر، به کامپیوتر هدایت می‌فرستد. کامپیوتر هدایت با مقایسه‌ی این اطلاعات، دستور شتاب مناسب

controlengineers.ir

اختصاصی مهندسی کنترل
controlengineers.ir
@controlengineers

جهت دنبال کردن هدف را محاسبه کرده و به سامانه‌ی کنترل می‌فرستد تا سطح دوم فرآیند یعنی تعیین حرکت یا شتاب مناسب برای جبران این انحراف نیز انجام شود. شتاب بدست آمده توسط حسگرهای سامانه-ی کنترل از دستور شتاب اعمالی توسط کامپیوتر هدایت کم شده تا سیگنال خطا ساخته شود. این سیگنال خطا به خود خلبان فرستاده می‌شود تا فرمان مناسبی را جهت صفر کردن این خطا به سطوح کنترلی اعمال کند. با تبعیت عملگرها از این فرمان و تغییر زاویه‌ی بالک‌های کنترلی، سطح سوم هدایت یعنی جبران کردن انحراف نیز به وقوع می‌پیوندد [۱].



شکل ۴-۱ سیستم هدایت و کنترل اجسام پرنده

با توجه به این طرز عملکرد واضح است که طراحی سیستم هدایت و کنترل یک رهگیر نیز یک مسئله‌ی پیچیده می‌باشد. با توجه به شکل (۴-۱) در سیستم هدایت و کنترل، زیرسیستم‌های هدایت و کنترل به صورت سری با هم متصل می‌باشند و می‌توان این زیرسیستم‌ها را به صورتی که کاملا مستقل باشند و یا به صورت خفیفی با هم در ارتباط باشند، از هم تجزیه کرد. پس روش تجزیه و مجتمع‌سازی برای حل مسئله‌ی پیچیده‌ی طراحی سامانه‌ی هدایت قابل اعمال می‌باشد. یعنی می‌توان به طور جداگانه هر کدام از زیرسیستم‌های هدایت و کنترل را طراحی کرد، سپس برای ایجاد سیستم هدایت و کنترل، عمل مجتمع‌سازی را برای این زیرسیستم‌ها انجام داد و در نهایت رفتار هر کدام از این زیرسیستم‌ها را با انجام

controlengineers.ir

اختصاصی مهندسی کنترل
controlengineers.ir
@controlengineers

تست‌های پرواز مشخص کرد. طراح توسط داده‌های جمع‌آوری شده توسط این تست‌ها، به کیفیت طراحی با توجه به نیازهای عملیاتی ترجمه شده در ابتدای طراحی، پی خواهد برد. با توجه به این کیفیت، نتیجه‌گیری می‌شود که سیستم هدایت و کنترل طراحی شده مطلوب می‌باشد یا نیاز به اصلاح دارد و یا در بدترین حالت باید دوباره طراحی شود. این روشی است که از گذشته برای حل مسئله‌ی پیچیده‌ی طراحی سیستم هدایت و کنترل اجسام پرنده، بکار برده می‌شود.

امروزه کامپیوترهای قدرتمند ما را قادر به حل مسئله‌هایی می‌سازند که چندی پیش حل آنها فقط یک رویا بود. در رهگیرهای آشیانه‌یاب نیز یک کامپیوتر با توان محاسباتی بالا وجود دارد. با وجود این کامپیوترها، دیگر لزومی برای انجام طراحی به روش سنتی تجزیه و مجتمع سازی وجود ندارد و جهت بهبود عملکرد رهگیر و پرهیز از طراحی‌های مجدد، می‌توان از روش‌های نوین جهت طراحی سیستم هدایت و کنترل اجسام پرنده استفاده کرد [۱۱].

۴-۲- روش‌های سنتی طراحی سیستم هدایت و کنترل

همانطور که در بخش قبل ذکر شد، در روشهای سنتی طراحی، جهت سهولت در حل مسئله‌ی پیچیده‌ی طراحی سیستم هدایت و کنترل اجسام پرنده، از روش تجزیه و مجتمع‌سازی استفاده می‌شود، یعنی زیرسیستم‌های هدایت و کنترل را توسط تیم‌های مهندسی، بطور جداگانه و با فرض ایده‌آل بودن زیرسیستم دیگر طراحی می‌کنند. قانون هدایت به طور جداگانه توسعه یافته و برای اتوپایلوت ایده‌آل فرضی تست می‌شود. اتوپایلوت نیز به طور مستقل با استفاده از تئوری‌های کنترل کلاسیک یا مدرن طراحی شده و برای قانون هدایت ایده‌آل فرضی تست می‌شود. بعد از اتمام طراحی هر کدام، این زیرسیستم‌ها را با هم مجتمع می‌کنند و در نهایت پس از جمع کردن آنها، تغیراتی در هر زیرسیستم جهت بهبود عملکرد کلی سیستم

اختصاصی مهندسی کنترل
controlengineers.ir
@controlengineers

هدایت و کنترل سلاح انجام می‌پذیرد. اگر عملکرد سیستم کلی رضایتبخش نباشد، زیرسیستم‌ها دوباره طراحی می‌شوند.

در این روش قانون هدایت، با استفاده از معادلات حالت موقعیت نسبی بین هدف و تعقیب‌کننده، فرمان شتاب را صادر می‌نماید. فرمان شتاب با فرض اینکه دینامیک رهگیر سریع بوده و قابل صرفنظر کردن باشد، تولید می‌شود. خودخلبان نیز باید فرمان شتاب را با تغییر بالک‌ها تعقیب نماید. اگر چه این روش در گذشته بخوبی عمل نموده است، ولی دارای معایبی می‌باشد که به آنها می‌پردازیم :

- ممکن است بعد از مجتمع‌سازی زیر سیستم‌ها و تست سیستم هدایت و کنترل، به نتیجه‌ی مطلوبی نرسیم و مجبور به طراحی دوباره‌ی یک زیرسیستم شویم. این امر منجر به از سرگیری بیش از حد طراحی می‌شود که مدت زمان طراحی و هزینه را افزایش خواهد داد.
- اگر زمان کافی برای طراحی مجدد نداشته باشیم، در همان ابتدای طراحی مجبوریم با محافظه کاری زیاد، زیرسیستم‌ها را طراحی کنیم که در این صورت از تمام کارایی سیستم بهره نخواهیم برد و همچنین سلاح سنگین‌تر خواهد شد. در نتیجه طراحی‌های محافظه کارانه نیز یکی از معایب روش‌های طراحی سنتی می‌باشد.
- ممکن است در طراحی جداگانه هر زیرسیستم را بهینه طراحی کرده باشیم ولی بعد از مجتمع سازی بهینه‌سازی برای کل سیستم هدایت و کنترل رخ ندهد و فقط زیرسیستم‌ها بهینه باشند که این نیز یکی دیگر از معایب طراحی‌های سنتی است.
- از آنجایی که زیر سیستم‌ها دارای تداخل با یکدیگر می‌باشند مثلا پهنای باند بالای زیرسیستم کنترل، منجر به موثرتر شدن سیستم هدایت و کنترل خواهد شد و هر چه سرعت زیر سیستم کنترل بیشتر باشد ، دستورات شتاب صادر شده توسط زیرسیستم هدایت را راحت‌تر می‌توان دنبال کرد. اما چون در روش طراحی سنتی هر کدام از زیرسیستم‌ها جداگانه و بدون در نظر گرفتن مشخصه‌های زیرسیستم

controlengineers.ir

اختصاصی مهندسی کنترل
controlengineers.ir
@controlengineers

دیگر طراحی می‌شوند، ممکن است بعد از مجتمع‌سازی موفق به بهره‌برداری مناسب از روابط بین زیرسیستم‌ها نگردیم.

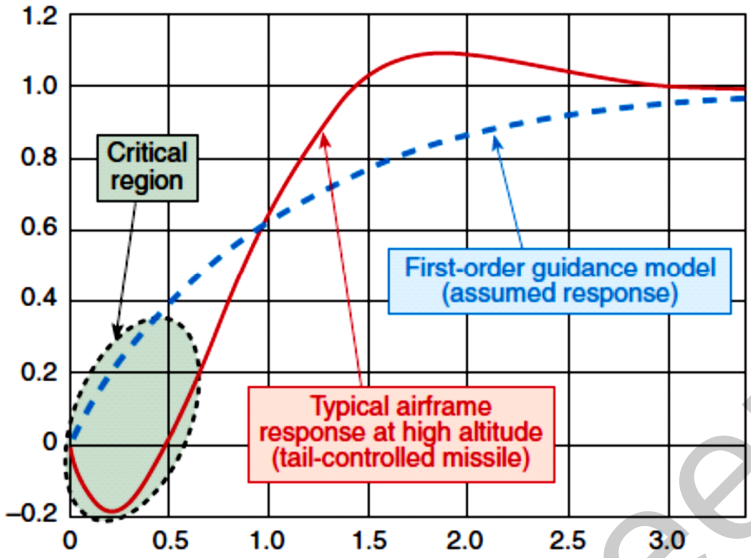
- زیر سیستم هدایت با در نظر گرفتن یک سامانه‌ی کنترل ایده‌آل دستور شتاب را تولید می‌کند ولی ممکن است با توجه به محدودیت‌های سطوح کنترلی مثل زاویه‌ی چرخش بالک‌ها و یا به اشباع رفتن محرک‌ها، زیر سیستم کنترل قادر به پیروی از این دستور شتاب نباشد و این امر منجر به ایجاد خطا در سیستم هدایت و کنترل و ناپایداری در فرایند رهگیری خواهد شد.

طراح سیستم هدایت باید شناخت کاملی از پاسخ بدنه به دستور سیستم هدایت داشته باشد. پارامترهای بدنه و ساختار ظاهری بر عملکرد رهگیر تاثیر می‌گذارند. از طرف دیگر ویژگی‌های دینامیکی بدنه به نوع کنترل انتخابی (جت، دم، کانارد یا بال) و موقعیت وسیله‌ی کنترلی وابسته می‌باشد. وزن مجاز تجهیزات هدایت، ابعاد و محل اختصاص یافته به هر کدام نیز برای طراح مهم است. محل برخی از اجزای سیستم هدایت و کنترل مثل ژیروسکوپ‌ها ممکن است کاملا حیاتی باشد. طراح باید در طراحی بدنه فضای مناسبی را برای عناصر حرکت تخصیص دهد. مثلا شتاب‌سنج‌ها باید جاییکه ارتعاشات انتقالی سیستم حداقل باشد، قرار بگیرند. همچنین سنسورهای اندازه‌گیری سرعت حرکت‌های pitch و yaw باید جاییکه ارتعاشات چرخشی سسیستم حداقل باشد قرار گیرند.

پاسخ یک رهگیر کنترل‌شده توسط دم به دستور شتاب پله‌ی واحد دارای رفتار غیرمینیمم فاز می‌باشد که در شکل (۴-۲) با رنگ قرمز نشان داده شده است. زمانیکه دستور شتاب پله‌ای برای اتوپایلوت رهگیر کنترل شده توسط دم ارسال می‌گردد، اتوپایلوت سیگنالی را جهت دنبال کردن این دستور برای عملگر متصل به دم می‌فرستد. به خاطر تغییر جهت دم، ابتدا رهگیر به مقدار کمی در خلاف جهت دستور داده شده حرکت کرده و بعد از مدت زمان خیلی کوتاهی به مسیر مطلوب هدایت می‌شود.

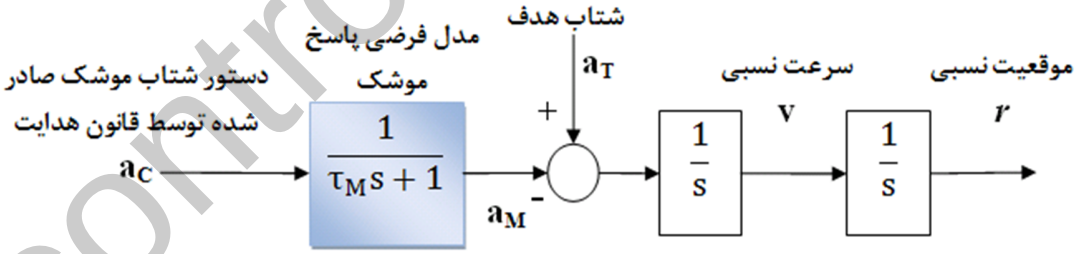
controlengineers.ir

اختصاصی مهندسی کنترل
controlengineers.ir
@controlengineers



شکل ۴- ۲ پاسخ یک رهگیر کنترل شده توسط دم به دستور شتاب پله

در روش طراحی سنتی، برای طراحی زیرسیستم هدایت و همچنین جهت ساده کردن روند طراحی، مدل ایده‌آلی را از پاسخ رهگیر به دستور شتاب به صورت فرضی در نظر گرفته و زیر سیستم هدایت را برای این مدل فرضی طراحی و تست می‌کنند. این مدل فرضی پاسخ، به صورت یک تاخیر مرتبه اول مانند شکل (۴-۳) در نظر گرفته می‌شود که پاسخ پله‌ی آن در شکل (۴-۲) به رنگ آبی نشان داده شده است.



شکل ۴- ۳ مدل تخمین زده شده‌ی رهگیر کنترل شده توسط دم با تاخیر مرتبه اول

برای تست زیر سیستم هدایت طراحی شده، شتاب تولید شده توسط این زیر سیستم (a_C) را به مدل فرضی اعمال می‌کنند. شتاب ایجاد شده‌ی فرضی رهگیر (a_M)، از شتاب تخمین زده شده از هدف (a_T) کم شده تا

controlengineers.ir

اختصاصی مهندسی کنترل
controlengineers.ir
@controlengineers

شتاب نسبی محاسبه شود و با انتگرال‌گیری از این شتاب به سرعت نسبی و موقعیت نسبی خواهیم رسید. از این سرعت و موقعیت نسبی دوباره برای محاسبه‌ی دستور شتاب بعدی استفاده می‌شود.

همانطور که در شکل (۴-۲) مشخص است، وقتی سرعت پاسخ اتوپایلوت به دستورات شتاب مهم نباشد، یعنی نیاز به مانورهای سریع نداشته باشیم (مثل هدایت در فاز میانی و یا هدایت رهگیرهای کند)، مشکل خاصی ایجاد نخواهد شد. زیرا در زمانهای بالاتر، رفتار پاسخ پله‌ی مدل فرضی با رفتار پاسخ پله‌ی مدل واقعی بسیار شبیه به هم می‌باشند پس تخمین خوبی را از پاسخ رهگیر به دستور شتاب انجام داده‌ایم. اما در فاز برخورد و در انتهای درگیری که به endgame معروف می‌باشد، مانورهای تعقیب‌کننده و هدف بسیار سریع بوده و نیاز است تا دستورات شتاب بسیار سریع‌تر دنبال شوند. در این حالت تخمین مینیمم فاز از رفتار غیرمینیمم فاز پاسخ رهگیر کنترل شده توسط دم به دستور شتاب پله، باعث ایجاد خطا شده و در نتیجه به فاصله‌ی از دست‌دهی غیر قابل قبولی منجر خواهد شد و حتی امکان ناپایداری نیز وجود دارد. از این رو نیاز است تا حالت‌های زیرسیستم‌های هدایت و کنترل به طور همزمان در روند طراحی در نظر گرفته شوند تا نیازی به تخمین و تقریب دینامیک‌ها نباشد و دقت و عملکرد کلی سیستم هدایت و کنترل در فاز نهایی برخورد افزایش یابد [۱۳-۱۵].

۴-۳- طراحی یکپارچه‌ی سیستم هدایت و کنترل

امروزه نسل جدید سلاح‌ها، نیازمند دقت زیاد در برخورد بین هدف و تعقیب‌کننده می‌باشند تا بتوانند بطور نقطه‌ای هدف را مورد اصابت قرار دهند. مخصوصا در فاز نهایی برخورد و در انتهای درگیری که نیاز به مانور بالای تعقیب‌کننده جهت برخورد با اهداف پیشرفته می‌باشد، سرعت هندسه‌ی درگیری بسیار بالا بوده و نیازمند دقت و عملکرد بالا در سیستم هدایت و کنترل جهت کاهش خطا و فاصله‌ی از دست‌دهی نهایی می‌باشیم. لذا در سال‌های اخیر تلاش زیادی برای کاهش فاصله‌ی از دست‌دهی انجام پذیرفته است. دو

controlengineers.ir

اختصاصی مهندسی کنترل
controlengineers.ir
@controlengineers

تکنولوژی اصلی که به این هدف کمک می‌نمایند، توسعه‌ی سنسورهای پیشرفته و یکپارچه کردن بیشتر زیر سیستم‌های سیستم هدایت و کنترل رهگیرهای رهگیر می‌باشد. روش اول باعث افزایش هزینه شده و باز هم محدودیت‌هایی را در بر خواهد داشت. مثلا با استفاده از این روش، تداخل بین زیرسیستم‌های هدایت و کنترل در نظر گرفته نمی‌شوند و در نتیجه قادر به از بین بردن همه‌ی معایب روشهای طراحی سنتی نخواهیم بود.

در نسل جدید رهگیرها، از نوع برخورد و از بین برنده[1] نیاز به روش‌های طراحی موثرتری جهت در نظر گرفتن تداخل بین زیرسیستم‌ها و در نهایت تضمین کارایی سیستم سلاح می‌باشد. مشکلات روش طراحی سنتی باعث شد تا از روش طراحی یکپارچه‌ی سیستم هدایت و کنترل استفاده نمایند تا روابط و تداخلات بین زیرسیستم‌ها نیز در طول طراحی در نظر گرفته شود. با یکپارچه‌سازی سیستم هدایت و کنترل، تمام قیود زیرسیستم‌ها در حین طراحی با هم در نظر گرفته می‌شوند و در نتیجه عملکرد کلی سیستم هدایت وکنترل سلاح بهبود خواهد یافت. طرفداران این رویکرد معتقدند که با استفاده از این روش، بهره‌برداری از همکاری بین زیرسیستم‌ها بهبود یافته و کارایی کلی سیستم سلاح افزایش خواهد یافت. طراحی یکپارچه‌ی سیستم هدایت و کنترل اجسام پرنده، امروزه یکی از زمینه‌های تحقیقاتی مناسب و یک روند نوظهور در صنعت هوافضا می‌باشد و مزایای زیادی در این نوع طراحی وجود دارد. مجامع علمی بسیاری مانند NASA سعی در بهینه‌سازی کل طراحی سلاح با حفظ نوآوریهای هر کدام از زیرسیستم‌ها دارند.

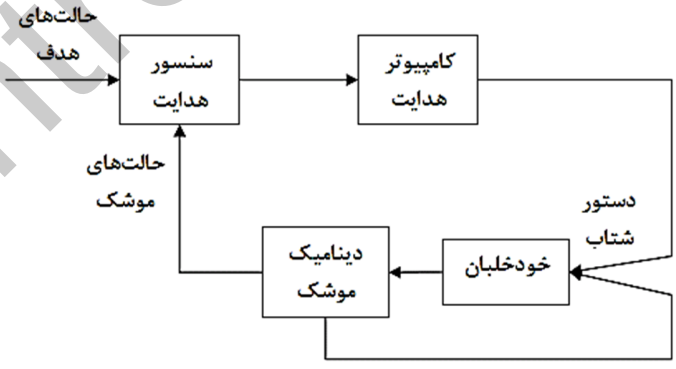
ایده‌ی اصلی برای یکپارچه‌سازی سیستم هدایت و کنترل این است که حالت‌های زیرسیستم‌های هدایت و کنترل را به طور همزمان و یکجا در روند طراحی در نظر بگیریم. برای مثال این امر می‌تواند با استفاده از تئوری کنترل بهینه و تعریف کردن تابعی هزینه‌ای که حالت‌های زیر سیستم‌های هدایت و کنترل را در بر داشته باشد، میسر شود. تئوری بازی دیفرانسیلی نیز همانند کنترل بهینه می‌تواند جهت یکپارچه‌سازی

[1] Hit-to-Kill

اختصاصی مهندسی کنترل
controlengineers.ir
@controlengineers

سیستم هدایت و کنترل به کار رود. البته استفاده از این روش‌ها باعث پیچیده شدن مسئله‌ی طراحی گشته که با وجود کامپیوترهای پیشرفته حل می‌شود.

به طور کلی هدف اصلی ایده‌ی یکپارچه‌سازی سیستم هدایت و کنترل، استفاده از اطلاعات بیشتر و موثرتری مانند در نظر گرفتن حالت‌های زیر سیستم کنترل، برای تولید دستور شتاب می‌باشد. برای مثال ایده‌ی استفاده شده در شکل (۴-۴) ، موجب یکپارچه‌تر شدن سیستم هدایت و کنترل می‌شود. در این شکل ورودی زیرسیستم کنترل یعنی دستور شتاب، از دو بخش تشکیل شده است. بخش اول مستقیما به انتخاب قانون هدایت مربوط می‌شود و با توجه به حالت‌های سینماتیکی حرکت بین تعقیب‌کننده و هدف تولید می‌شود و بخش دوم که با توجه به حالت‌های زیرسیستم کنترل ساخته می شود، یک اصلاح ناشی از تفاوت بین قانون هدایت انتخابی و تحقق آن می‌باشد. یعنی در این ساختار سیستم هدایت و کنترل، متشکل از قسمت هدایت ارائه شده توسط قانون هدایت انتخابی و اتوپایلوتی که شامل حلقه‌ی شتاب می‌باشد، است. در اصل با فیدبک گیری از خروجی زیرسیستم کنترل، حالت‌های این زیرسیستم را نیز در ساختن دستور شتاب واقعی دخیل کرده‌ایم و دستور شتاب واقعی با در نظر گرفتن حالت‌های هر دو زیر سیستم هدایت و کنترل تولید می‌شود و در نتیجه تداخلات و محدودیت‌ها نیز در نظر گرفته می‌شوند.



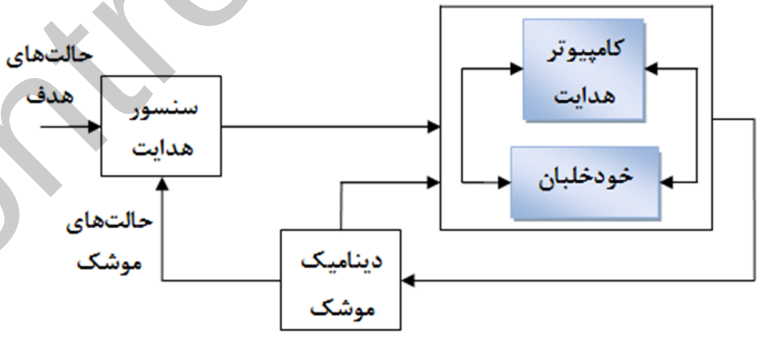
شکل ۴- ۴ سیستم هدایت و کنترل یکپارچه

اختصاصی مهندسی کنترل
controlengineers.ir
@controlengineers

ساختارهای مشابهی در روش‌های دیگر نیز ارائه شده است. در کل اکثر اتوپایلوت‌هایی که دارای فیدبک شتاب می‌باشند، دارای ساختار شکل (۴-۴) هستند. تفاوت در این ساختارها، مسئله‌ی اصلی که افزایش دقت و کارایی سیستم رهگیر می‌باشد را تغییر نمی‌دهد. می‌توان با در نظر گرفتن تمام حالت‌های زیرسیستم‌های هدایت و کنترل به صورت یکجا در طراحی، سیستم را یکپارچه‌تر کرد و نتیجه‌ی بهتری از این کار گرفت [۱۳-۱۵].

۴-۳-۱- مدل سیستم هدایت و کنترل یکپارچه

در کل برای رسیدن به اهدافی همچون در نظرگرفتن تداخلات زیرسیستم‌ها و محدودیت‌های سطوح کنترلی باید مستقیما با استفاده از اطلاعات سنسور هدایت، دستور تغییر در سطوح کنترلی را محاسبه کرد و به آنها فرمان داد. یعنی سیستم هدایت و کنترل را به صورت یکپارچه و با در نظر گرفتن همزمان حالت‌های زیر سیستم‌های هدایت و کنترل طراحی کرد. برای این منظور نیازمند معماری یکپارچه‌ای مانند شکل (۴-۵) می‌باشیم :



شکل ۴- ۵ معماری یکپارچه سیستم هدایت و کنترل

controlengineers.ir

اختصاصی مهندسی کنترل
controlengineers.ir
@controlengineers

۴-۳-۲- مزایای طراحی یکپارچه‌ی سیستم هدایت و کنترل

رویکرد طراحی یکپارچه‌ی سیستم هدایت و کنترل مزایای زیادی دارد و می‌تواند معایب روش‌های سنتی را حذف کند. برخی از مزایای طراحی یکپارچه‌ی سیستم هدایت و کنترل به صورت زیر می‌باشند [۱۳-۱۵]:

۱- در این روش مقدار انحراف بالک‌ها، مستقیما توسط سیستم یکپارچه‌ای که در طراحی آن حالت‌های زیر سیستم‌های هدایت و کنترل در نظر گرفته شده‌اند، تعیین می‌شود. در نتیجه قیودی همچون محدودیت تغییر زاویه‌ی بالک‌ها و اشباع شدن عملگرها در نظر گرفته می‌شوند. همچنین با در نظر گرفتن قیود زیر سیستم‌ها، نیازی به طراحی مجدد نمی باشد و این موضوع باعث کاهش زمان طراحی خواهد شد.

۲- با طراحی یکپارچه‌ی سیستم هدایت و کنترل، تداخلات زیرسیستم هدایت و زیرسیستم کنترل همزمان در نظر گرفته می‌شود و این موضوع به بهره‌برداری بهتری از روابط بین زیرسیستم‌ها منجر خواهد شد.

۳- با در نظر گرفتن تمام حالت‌های زیرسیستم‌ها به طور همزمان در روند طراحی، می‌توان کل سامانه را بطور بهینه طراحی کرد و نیازی به طراحی محافظه کارانه نیست. در نتیجه وزن سلاح کاهش خواهد یافت.

۴- با توجه به مزایای یکپارچه سازی سیستم هدایت و کنترل که در بالا ذکر شدند، در فاز برخورد و در ثانیه‌های حیاتی نهایی، کارایی و دقت رهگیر افزایش یافته و به قابلیت مانور بالاتری جهت برخورد با هدف دست خواهیم یافت.

controlengineers.ir

اختصاصی مهندسی کنترل
controlengineers.ir
@controlengineers

جمع‌بندی و نتیجه‌گیری

در این گزارش به بررسی سیستم هدایت و کنترل اجسام پرنده پرداخته شده است. ابتدا در فصل اول مقدمه‌ای بر هدایت و کنترل ارائه شده و فرمول‌بندی هندسه‌ی درگیری دو بعدی فاز نهایی یک رهگیر آشیانه‌یاب نیز انجام شده است. در فصل دوم سیستم هدایت و کنترل به صورت بلوک دیاگرامی توضیح داده شده و اجزای آن مورد بررسی قرار گرفته‌اند. این سیستم دارای سه بخش اصلی و زیر بخش‌هایی به شرح زیر می‌باشد:

۱- کامپیوتر هدایت
- ✓ قانون هدایت
- ✓ کنترل آتش
- ✓ تخمین و فیلتر کردن

۲- سنسور هدایت
- ✓ جستجوگر
  - ➢ ثابت
  - ➢ قاب دار
- ✓ سایت
- ✓ سیستم ناوبری اینرسی
  - ➢ صفحه ثابت
  - ➢ صفحه پایدار
- ✓ پدیده‌ی داپلر

۳- سیستم کنترل
- ✓ خودخلبان
  - ➢ خودخلبان کانال فراز
  - ➢ خودخلبان کانال سمت

controlengineers.ir

اختصاصی مهندسی کنترل
controlengineers.ir
@controlengineers

- خودخلبان کانال رول
- ✓ سنسور
- ژیروسکوپ
  - نرخی
  - آزاد
- شتاب سنج
- ✓ عملگر
- سطوح آیرودینامیکی
  - بال
  - دم
  - کانارد
- بردار پیشرانش
- جت جانبی

در فصل سوم الگوریتم‌ها و قوانین هدایت شرح داده شدند که به صورت زیر دسته بندی می‌شوند:

۱- الگوریتم‌های هدایت

- ✓ الگوریتم‌های هدایت پیش تنظیم
  - مسیر مستقیم
  - مسیر بالستیک
  - مسیر کروز
- ✓ الگوریتم‌های هدایت هدف بین
- الگوریتم‌های هدایت آشیانه‌یابی
  - آشیانه‌یابی فعال
  - آشیانه‌یابی نیمه فعال
  - آشیانه‌یابی غیر فعال
- الگوریتم‌های هدایت فرمانی

controlengineers.ir

اختصاصی مهندسی کنترل
controlengineers.ir
@controlengineers

- الگوریتم‌های هدایت پرتورانی
  - ✓ الگوریتم هدایت پیشرفته

۲- قوانین هدایت

- ✓ قوانین هدایت دو نقطه‌ای
  - تعقیب
    - تعقیب جهت
    - تعقیب سرعت
    - تعقیب کج
  - ناوبری تناسبی
    - ناوبری تناسبی محض
    - ناوبری تناسبی حقیقی
    - ناوبری تناسبی افزوده
    - ناوبری تناسبی بایاس دار
- ✓ قوانین هدایت سه نقطه‌ای
  - هدایت فرمانی
  - هدایت پرتورانی
- ✓ قوانین هدایت پیشرفته

در فصل چهارم نیز هدایت و کنترل یکپارچه در اجسام پرنده مد نظر قرار گرفته است. با توجه به پیشرفت در فناوری رهگیرهای تهدیدآمیز، نیاز است تا رهگیرهای رهگیر نیز دقت بالایی جهت برخورد با این تهدیدات داشته باشند. نظر به اینکه در فاز نهایی پرواز این اهداف دارای قابلیت مانور بالایی می‌باشند، تغییرات سریعی در هندسه‌ی درگیری رخ خواهد داد. پس نیاز است تا رهگیرهای رهگیر نیز جهت برخورد با این اهداف، قابلیت مانورهای سریع و دقیقی را داشته باشند. ازاین‌رو در این فاز، همکاری سریع بین زیرسیستم‌های هدایت و کنترل و پاسخ دادن سریع اتوپایلوت و بالک‌های کنترلی به دستورات شتاب صادر شده توسط کامپیوتر هدایت، بسیار حیاتی می‌باشد. همچنین نیاز است تا قیود و تداخلات زیر سیستم‌ها مثل رفتار غیر

controlengineers.ir

اختصاصی مهندسی کنترل
controlengineers.ir
@controlengineers

مینیمم فاز رهگیرهای کنترل شده توسط دم در روند طراحی سیستم هدایت و کنترل در نظر گرفته شود تا در ثانیه‌های حیاتی پایانی فاز برخورد، فرمان‌های شتاب غیرعملی و غیرمنطقی برای سطوح کنترلی صادر نشود و میزان خطا به حداقل مقدار ممکن کاهش یابد.

با طراحی یکپارچه‌ی سیستم هدایت و کنترل می‌توان به این اهداف دست یافت. در این روش نوین طراحی، حالت‌های سینماتیک نسبی حرکت بین تعقیب‌کننده و هدف (حالت‌های زیرسیستم هدایت) همزمان با حالت‌های دینامیک بدنه‌ی رهگیر (حالت‌های زیرسیستم کنترل) بصورت یکجا و همزمان در طراحی سیستم هدایت و کنترل یکپارچه در نظر گرفته می‌شوند. در این صورت تمام تداخلات و قیود زیرسیستم‌ها در روند طراحی دیده شده‌اند و این موضوع موجب افزایش دقت و کارایی مورد نیاز در لحظه‌های حیاتی برخورد خواهد شد.

controlengineers.ir

اختصاصی مهندسی کنترل
controlengineers.ir
@controlengineers

منابع و ماخذ

[۱] بهنام‌گل. وحید، هدایت و کنترل یکپارچه در اجسام پرنده، سمینار کارشناسی ارشد، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، شهریور ۱۳۸۹

[۲] محمدزمان. ایمان، طراحی قانون هدایت دو نقطه‌ای مدرن در اجسام پرنده، رساله دکتری، دانشگاه تربیت مدرس، بهمن ۱۳۸۹

[۳] ازگلی. سجاد، عاروان. محمد رضا، مدلسازی و شبیه سازی سامانه‌های متحرک، انتشارات یا مهدی(عج)، چاپ اول، تابستان ۱۳۸۹

[4] Zarchan, P. *Tactical and Strategic Missile Guidance*, AIAA Series, Vol. 199, 2002

[5] Siouris, G. M., Missile Guidance and Control Systems, Springer, 2005, pp. 194–228.

[۶] تقی‌پور کمنی. عباس، هدایت فاز میانی یک رهگیر تاکتیکی، پایان‌نامه کارشناسی ارشد، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، اردیبهشت ۱۳۸۸

[۷] قدمی. مرتضی، بررسی و تحلیل سیستم هدایت و کنترل یک رهگیر زمین به هوا، پایان‌نامه کارشناسی ارشد، دانشگاه صنعتی شریف، خرداد ۱۳۷۶

[۸] جلالی نائینی. سید حمید، یک روش جدید در هدایت رهگیرهای آشیانه‌یاب، پایان‌نامه کارشناسی ارشد، دانشگاه تهران، مرداد ۱۳۷۵

[۹] سیدالنگی. اعظم‌سادات، روش‌های هدایت و کنترل رهگیرهای آشیانه‌یاب غیرفعال، سمینار کارشناسی ارشد، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، مهر ۱۳۸۸

[10] Moon. J, Kim. Y, Design of Missile Guidance Law Via Variable Structure Control, Journal of Guidance, Control, and Dynamics, Vol. 24, No. 6, 2001, pp. 659–664

[11] Yanushevsky, Rafael, Modern missile guidance, Taylor & Francis Group, LLC, 2008

[12] Lin. C.F, Yueh. W.r, optimal controller for homing missiles, Journal of Guidance and Control, Vol. 8, No. 3, 408-411, 1985

[13] Menon. P.K, Ohlmeyer. E.J, Nonlinear integrated guidance and control laws for homing missiles, AIAA Guidance and Navigation Conference, Montreal, Canada, 2001

[14] Xin. M, Blachrishnan. S.N, Ohlmeyer. E.J, Integrated guidance and control of missiles with K-Teta method, IEEE Transaction on Control Systems Technology, vol. 14, No.6, 981-992, 2006

[15] Neil F. Palumbo, Brian E. Reardon, and Ross A. Blauwkamp , Integrated Guidance and Control for Homing Missiles , JOHNS HOPKINS APL TECHNICAL DIGEST , VOLUME 25 , NUMBER 2004

controlengineers.ir