۱۳۰۷
دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی
دانشکده مهندسی هوافضا

پایان‌نامه کارشناسی ارشد در گرایش دینامیک پرواز و کنترل

هدایت ترمینال بر مبنای پیش‌بینی مسیر در وسایل بازگشت به جو

استاد راهنما:

دکتر جعفر روشنی‌یان

دانشجو:

سید مجید موسوی

زمستان ۱۳۹۱

بسم الله الرحمن الرحیم

تقدیم به

فرشتگانی که بال های گسترده شان سایه ی آرامش زندگی است، فرشتگانی که ایشان را پدر و مادر نام نهاده ایم.

و تقدیم به

سفر کرده هایی که راه و مقصد را نشان دادند

تا ما...

تاسیس ۱۳۰۷

دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی

دانشکده مهندسی هوافضا

تأییدیه هیأت داوران

هیأت داوران پس از مطالعه پایان‌نامه و شرکت در جلسه دفاع از پایان‌نامه تهیه شده تحت عنوان:

هدایت ترمینال بر مبنای پیش بینی مسیر در وسایل بازگشت به جو

توسط آقای **سید مجید موسوی**، صحت و کفایت تحقیق انجام شده را برای اخذ درجه کارشناسی ارشد رشته **مهندسی هوافضا** گرایش **دینامیک پرواز و کنترل** در تاریخ **۲۵/ ۱۱/ ۱۳۹۲** مورد تأیید قرار می‌هند.

۱- استاد راهنمای اول: جناب آقای دکتر جعفر روشنی‌یان امضاء

۴- ممتحن داخلی: جناب آقای دکتر امیر علی نیکخواه امضاء

۵- ممتحن خارجی: جناب آقای دکتر علیرضا نوین‌زاده امضاء

۶- نماینده تحصیلات تکمیلی دانشکده: جناب آقای دکتر امیر علی نیکخواه امضاء

تاسیس ۱۳۰۷

دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی

دانشکده مهندسی هوافضا

اظهار نامه دانشجو

اینجانب **سید مجید موسوی** دانشجوی مقطع **کارشناسی‌ارشد** رشته **مهندسی هوافضا** گرایش **دینامیک پرواز و کنترل** دانشکده **مهندسی هوافضا** دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی گواهی می‌نمایم که تحقیقات ارائه شده در پایان‌نامه با عنوان:

هدایت ترمینال بر مبنای پیش بینی مسیر در وسایل بازگشت به جو

با راهنمایی استاد محترم جناب آقای دکتر **جعفر روشنی‌یان**، توسط شخص اینجانب انجام شده و صحت واصالت مطالب نگارش شده در این پایان‌نامه مورد تأیید می‌باشد، و در مورد استفاده از کار دیگر محققان به مرجع مورد استفاده اشاره شده است. بعلاوه گواهی می‌نمایم که مطالب مندرج در پایان نامه تا کنون برای دریافت هیچ نوع مدرک یا امتیازی توسط اینجانب یا فرد دیگری در هیچ جا ارائه نشده است و در تدوین متن پایان‌نامه چارچوب (فرمت) مصوب دانشگاه را بطور کامل رعایت کرده‌ام.

امضاء دانشجو:

تاریخ:

تاسیس ۱۳۰۷

دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی

دانشکده مهندسی هوافضا

حق طبع، نشر و مالکیت نتایج

۱- حق چاپ و تکثیر این پایان‌نامه متعلق به نویسنده آن می‌باشد. هرگونه کپی برداری بصورت کل پایان‌نامه یا بخشی از آن تنها با موافقت نویسنده یا کتابخانه دانشکده مهندسی هوافضای دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی مجاز می‌باشد.

ضمناً متن این صفحه نیز باید در نسخه تکثیر شده وجود داشته باشد.

۲- کلیه حقوق معنوی این اثر متعلق به دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی می‌باشد و بدون اجازه کتبی دانشگاه به شخص ثالث قابل واگذاری نیست.

همچنین استفاده از اطلاعات و نتایج موجود در پایان نامه بدون ذکر مراجع مجاز نمی‌باشد.

بانهایت سپاس و قدردانی از زحمات جناب آقای دکتر روشنی‌یان که نه تنها در طول انجام پروژه نظرات و راهنمایی‌های ایشان راه‌گشایی برای پیشبرد کار بود بلکه با صبر و شکیبایی خود اینجانب را در پیمودن راه یاری نمودند.

چکیده

در این رساله برای رسیدن اجسام بازگشت به‌جو به هدفی خاص از روش هدایتی ترمینال استفاده گردیده است، برای آنکه الگوریتم هدایتی در فاز موتور روشن وسیله از کارایی خوبی برخوردار باشد از یک روش پیش بینی مسیر یاری جسته‌ایم، روش هدایت ترمینال بر مبنای پیش بینی مسیر این امکان را می‌دهد تا از تمام انرژی قابل حصول موتور استفاده گردد.

در نهایت به کمک مسیر وابسته که توسط پیش بینی در دو فاز موتور روشن و بازگشت به جو توسعه یافته است، سرعت مانده به صورت صریح محاسبه می‌شود و به کمک آن دستورات هدایتی به گونه‌ای ایجاد می‌گردد که نیازی به خاموشی اجباری موتور نباشد.

در انتها شبیه‌سازی شش درجه آزادی انجام شده کارایی خوب این روش، مقاومت در برابر نامعینی‌ها از جمله نیروی تراست موتور و کم بودن تلاش کنترلی آن را نشان می‌دهد.

کلید واژه: بازگشت به جو، پیش بینی مسیر، مسیر وابسته، هدایت بدون خاموشی

فهرست مطالب

عنوان **صفحه**

فهرست شکل‌ها ..... ج

فهرست علایم و نشانه‌ها ..... ه

مقدمه ۱

۱-۱- پیشگفتار ۱

۱-۲- جایگاه سیستم هدایت در سیستم کنترل پرواز ۱

فصل ۲- اصول هدایت سامانه‌های موشکی ۳

۲-۱- مقدمه ۳

۲-۱-۱- هدایت فانکشنال ۴

۲-۱-۱-۱- هدایت دلتا ۴

۲-۱-۲- هدایت میانی ۶

۲-۱-۲-۱- روش هدایتی Q و Q^* ۶

۲-۱-۳- هدایت ترمینال ۹

فصل ۳- الگوریتم‌های پیش بینی مسیر و تعیین سرعت لازمه ۱۲

۳-۱- مقدمه ۱۲

۳-۲- پیش بینی فاز فعال ۱۳

۳-۳- پیش بینی و تعیین سرعت لازمه در فاز بازگشتی ۱۳

۳-۳-۱- حرکت کپلری ۱۴

۳-۳-۱-۱- معادلات برخورد ۲۴

۳-۳-۱-۲- زمان پرواز ۲۷

۳-۳-۲- ماتریس انتقال حالت ۳۰

۳-۳-۲-۱- بیان و فرموله کردن ابتدایی ماتریس انتقال حالت ۳۳

۳-۳-۲-۲- محاسبه STM برای یک پرتابه بالستیک با گرانش ثابت ۳۴

۳-۳-۲-۳- روش‌های محاسبه **Φ12** برای مسئله موشک بالستیک ۳۶

فصل ۴- هدایت ترمینال بر مبنای پیش بینی مسیر ۴۰

۴-۱- الگوریتم هدایتی ۴۰

۴-۲- دستگاه‌های مرجع ۴۲

۴-۲-۱- دستگاه بدنی ۴۲
۴-۲-۲- دستگاه محلی ۴۳
۴-۲-۳- دستگاه اینرسی ۴۳
۴-۲-۴- دستگاه زمین مرکزی ۴۳
۴-۳- پیش بینی نقطه خاموشی ۴۴
۴-۳-۱- تخمین عملکرد موتور ۴۵
۴-۳-۲- تخمین بردار سرعت در لحظه خاموشی ۴۶
۴-۳-۲-۱- سرعت قابل حصول ۴۸
۴-۳-۲-۲- نیروهای آیرودینامیکی ۴۸
۴-۳-۲-۳- سهم میدان گرانش زمین ۴۸
۴-۳-۳- بردار موقعیت در نقطه خاموشی ۴۹
۴-۴- مسیر وابسته ۵۰
۴-۵- تعیین بردار سرعت لازمه ۵۱
۴-۶- محاسبه برد زاویه‌ای ۵۱
۴-۶-۱- به روز کردن هدف با توجه به زمان کل حرکت ۵۳
۴-۷- محاسبه فرامین هدایتی ۵۴
۴-۸- سیستم کنترل ۵۵

فصل ۵- پیاده سازی و ارزیابی نتایج ۵۶

۵-۱- پیش بینی نقطه خاموشی موتور ۵۸
۵-۲- مشخصات مسیر وابسته ۶۰
۵-۳- سرعت مانده و اجرای فرامین هدایتی ۶۲
۵-۴- نتایج شبیه سازی مونت کارلو ۶۵

فصل ۶- نتیجه‌گیری ۶۷

فهرست مراجع ۶۹

واژه نامه فارسی به انگلیسی ۷۲

واژه نامه انگلیسی به فارسی ۷۳

فهرست شکل‌ها

عنوان **صفحه**

شکل ۲-۱- نحوه تعیین سرعت مانده ۶
شکل ۳-۱: جسم بازگشتی در یک نقطه از مسیر خارج از جو ۱۴
شکل ۳-۲: حرکت صفحه‌ای جسم بازگشتی ۱۵
شکل ۳-۳: مسیر کپلری ۲۰
شکل ۳-۴: تغییر هندسه مسیر با نسبت سرعت λ[۳] ۲۴
شکل ۳-۵: مقدار سرعت اولیه در مقابل زاویه مسیر در لحظه خاموشی برای چند زاویه مرکزی[۳] ۲۵
شکل ۳-۶: حرکت در صفحه برای یک پرتابه ۳۴
شکل ۳-۷: STM عددی با مقایسه یک مسیر مرجع با ۳ مسیر اغتشاشی ۳۸
شکل ۴-۱: روند نمای الگوریتم هدایت ترمینال بر مبنای پیش‌بینی مسیر ۴۱
شکل ۴-۲: دستگاه بدنی ۴۲
شکل ۴-۳ :دستگاه محلی ۴۳
شکل ۴-۴: دستگاه اینرسی ۴۴
شکل ۴-۵: بردار سرعت در لحظه جاری و نقطه خاموشی ۴۶
شکل ۴-۶: تغییر در جهت و اندازه بردار گرانش ۴۹
شکل ۴-۷: مسیر وابسته و نحوه ارتباط آن با مسیر اصلی ۵۰
شکل ۴-۸: برد زاویه‌ای برای هدف اصلی و هدف مجازی ۵۲
شکل ۴-۹: حرکت دستگاه زمینی نسبت به دستگاه اینرسی در طول پرواز ۵۳
شکل ۴-۱۰:حلقه کنترل-هدایت و ناوبری ۵۵
شکل ۵-۱: موشک آگنی II متعلق به کشور هندوستان ۵۶
شکل ۵-۲: تغییرات زاویه فراز در مرحله یک به صورت برنامه پیش فرض ۵۷
شکل ۵-۳: پروفیل تراست-زمان موشک شبیه سازی شده ۵۷
شکل ۵-۴: سرعت پیش بینی شده در راستای X در مقابل سرعت لحظه‌ای ۵۸
شکل ۵-۵: سرعت پیش بینی شده در راستای Z در مقابل سرعت لحظه‌ای ۵۸
شکل ۵-۶: ارتفاع پیش بینی شده در مقابل ارتفاع لحظه‌ای ۵۹
شکل ۵-۷: زاویه مسیر پیش بینی شده در مقابل زاویه مسیر لحظه‌ای ۵۹
شکل ۵-۸: سرعت مسیر وابسته در راستای X در دستگاه محلی ۶۰

شکل ۵-۹: سرعت مسیر وابسته در راستای Z در دستگاه محلی ۶۰
شکل ۵-۱۰: تغییرات مقدار سرعت لازمه و سرعت موشک در طول زمان ۶۱
شکل ۵-۱۱: سرعت مانده در راستای X در دستگاه محلی ۶۲
شکل ۵-۱۲: سرعت مانده در راستایZ در دستگاه محلی ۶۲
شکل ۵-۱۳: مقدار سرعت مانده در دستگاه اینرسی ۶۳
شکل ۵-۱۴: بردار سرعت مانده از ابتدای حرکت موشک تا پایان بخش فاز فعال ۶۳
شکل ۵-۱۵: فرامین صادر شده و اجرای فرامین توسط سیستم کنترل ۶۴
شکل ۵-۱۶: انحراف بردار تراست توسط سیستم کنترل ۶۴
شکل ۵-۱۷:پروفیل تراست نامی و باند بالا و پایین اعمال شده در شبیه سازی ۶۵
شکل ۵-۱۸: مقدار CEP در ۲۰۰ بار اجرای شبیه سازی توسط روش هدایتی ارائه شده ۶۶
شکل ۵-۱۹: مقدار CEP در ۲۰۰ بار اجرای شبیه سازی بدون روش هدایتی ارائه شده ۶۶

فهرست علایم و اختصارات

عنوان	علامت اختصاری
بردار موقعیت لحظه‌ای موشک	$\vec{r}_m$
بردار موقعیت در لحظه خاموشی موتور	$\vec{r}_{bo}$
بردار سرعت در لحظه خاموشی موتور	$\vec{V}_{bo}$
بردار سرعت لحظه‌ای موشک	$\vec{V}_m$
سرعت مانده	$\vec{V}_g$
سرعت لازمه	$\vec{V}_r$
ماتریس ضرایب	Q
زاویه مسیر	γ
شتاب گرانش	$\vec{g}$
زاویه مرکزی	θ
نسبت سرعت به سرعت مداری	λ
نیم قطر بزرگ بیضی	a
شعاع زمین	R_e
ارتفاع از سطح زمین	Z_0
ماتریس انتقال حالت	STM
حداکثر سرعت قابل حصول بدون نیروی گرانش	V_{cap}
برد زاویه‌ای	φ
دوران دستگاه زمینی در طول پرواز	β
سرعت زاویه‌ای زمین	ω_e

مقدمه

۱-۱- پیشگفتار

برای انجام موفق یک مأموریت اعم از قرار دادن یک ماهواره در مدار و یا برخورد سر جنگی با هدفی مشخص ماهواره‌بر یا موشک زمین به زمین باید در مسیر حرکت مشخص شده[1] حرکت کند و وضعیت[2] مورد نظر را دارا باشد. سیستم کنترل پرواز وظیفه حفظ وسیله روی مسیر و رسیدن به هدف مورد نظر را دارد. سیستم کنترل مرکز جرم و سیستم کنترل وضعیت، زیر سیستم‌های سیستم کنترل پرواز وسیله مورد نظر هستند که به صورت یک سیستم کنترل مدار بسته اتوماتیک مورد استفاده قرار می‌گیرند[۱].

همان‌طور که برای قرار دادن درست یک ماهواره در مدار شرایط حاکم بر مدار هدف (ارتفاع و سرعت مداری) باید تأمین گردد، به منظور برخورد سرجنگی یک موشک با هدفی مشخص، سرجنگی در لحظه جدایش از موشک نیز باید دارای شرایط خاصی از لحاظ بردار مکان و سرعت باشد.

هدایت موشک‌های بالستیک زمین به زمین بر اساس بردار سرعت لازمه، بر این واقعیت استوار است که پس از دست یافتن به سرعت برابر و هم جهت با سرعت لازمه برای برخورد به هدف و در زمانی معین، فرمان خاموشی موتور صادر می‌گردد و از آن پس موشک به صورت یک پرتابه در میدان جاذبه‌ی زمین، مسیر بالستیک را طی کرده تا به هدف اصابت کند.

خاموش کردن ناگهانی موتور در موشک‌های سوخت مایع امکان پذیر است ولی در نوع سوخت جامد این عمل به مراتب پیچیده‌تر می‌باشد. بنابراین نیاز به روش هدایتی خاصی برای موشک‌های بالستیک سوخت جامد می‌باشد تا در عین حالی که نیازی به خاموشی موتور نباشد از کارایی مطلوبی نیز برخوردار باشد.

۱-۲- جایگاه سیستم هدایت در سیستم کنترل پرواز

سیستم کنترل و سیستم هدایت زیر سیستم‌های سیستم کنترل پرواز موشک هستند ابتدا ما باید تمایز بین کنترل و هدایت را در نظر داشته باشیم، اصطلاحاتی که اغلب به جای هم و به یک معنی به

1- Trajectory

2- Attitude

کار می‌روند. طبق تعریف؛ *هدایت* مربوط به استراتژی باقی ماندن در یک مسیر پروازی است و یا به عبارت دقیق‌تر هدایت علم یا فعالیتی است که منجر به طراحی و ساخت سیستمی فیزیکی به منظور صدور فرامین لازم جهت کنترل یک وسیله می‌گردد تا مرکز ثقل آن وسیله در مسیری مطلوب حرکت نموده و در نهایت به هدفی خاص رسانده شود. اما *کنترل* مربوط به استراتژی باقی ماندن وسیله در یک چرخش زاویه‌ای مطلوب است که تحت قیود هدایت، تغییرات محیطی و بار مفید و ... است[۲] و [۳].

قانون پردازش داده‌ها و صدور فرامین کنترل در سیستم کنترل مرکز جرم از دو قسمت اصلی تشکیل می‌شود:

- الگوریتم ناوبری
- الگوریتم هدایتی

جهت محاسبه موقعیت و سرعت موشک در الگوریتم ناوبری اطلاعات سنسورها به طور پیوسته به کامپیوتر پرواز ارسال شده و در محاسبات منطق هدایت مورد استفاده قرار می‌گیرند. حل مسئله *ناوبری* عبارت است از محاسبه و پردازش پارامترهای حرکت وسیله و نتیجه‌ی آن تخمین محل مرکز جرم وسیله و وضعیت زاویه‌ای آن خواهد بود[۴].

الگوریتم هدایت با استفاده از تخمین مرکز جرم که از طریق الگوریتم ناوبری دیکته می‌شود محاسبات فرمان‌های خروجی را انجام می‌دهد. در هنگام حل مسئله هدایت توسط الگوریتم هدایتی فرمان‌های هدایتی برای کنترل مرکز جرم وسیله محاسبه می‌گردد. خروجی سیستم هدایت به اتوپایلوت ارسال شده و سیستم کنترل نیز وسیله را در پاسخ به این ورودی کنترل می‌کند .

فصل ۲- اصول هدایت سامانه‌های موشکی

۲-۱- مقدمه

موشک‌های بالستیک استراتژیک برای برخورد با اهداف ثابت تعریف شده طراحی می‌شوند. فرض بر این است که هدایت تنها در فاز فعال که فقط درصدی از زمان کل پرواز را به خود اختصاص می‌دهد حضور دارد.

هدایت در این فاز مأموریت دارد تا وسیله را به حالت‌های سرعت و موقعیت مورد نیاز و مناسب در انتهای فاز فعال سوق دهد.

تعدادی زیادی از روش‌های هدایتی برای وسایل پرتابی و موشک‌های بالستیک توسعه داده شده‌اند، این روش‌ها شامل روش‌های صریح[۱]، ضمنی[۲] (غیر صریح) و یا هدایت اغتشاشی[۳] هستند [۵].

روش‌های هدایتی در موشک‌های بالستیک و ماهواره‌بر را می‌توان از دیدگاه‌های متفاوتی دسته‌بندی کرد. یکی از انواع دسته بندی را می‌توان به توانایی اجرای دستور خاموشی موتور مرتبط دانست، بنابراین دو نوع متفاوت از هدایت وجود دارد:

- هدایت با خاموشی اجباری موتور[۴]
- هدایت بدون خاموشی اجباری[۵]

با توجه به دسته بندی فوق می‌توان به این نتیجه رسید که دسته اول که با خاموشی اجباری موتور همراه است مختص موشک‌های با سوخت مایع و موتورهای سوخت جامد با سیستم قطع تراست[۶] و دسته دوم که بدون خاموشی اجباری لقب می‌گیرد مخصوص موشک‌های سوخت جامد بدون قطع تراست خواهد بود.

یکی دیگر از دیدگاه‌های تقسیم‌بندی روش‌های هدایتی وابستگی آن‌ها به یک مسیر از پیش تعیین شده می‌باشد. بنابراین روش‌های هدایتی را می‌توان به گروه‌های زیر تقسیم بندی نمود.

---

[1] -explicit

[2] -implicit

[3] -perturbation guidance

[4] -cut -off

[5] -cut-off insensitive

[6] -Thrust Termination

- هدایت فانکشنال
- هدایت میانی
- هدایت ترمینال

در ادامه به دلیل عمومیت بیشتر تقسیم بندی از نظر تکیه بر مسیر نامی به صورت کامل‌تری به توضیح هر یک از این روش‌ها پرداخته خواهد شد.

۲-۱-۱- هدایت فانکشنال

در این روش متغیرهای حالت در طول مسیر نامی از قبل محاسبه شده و به صورت آنبورد در کامپیوتر پرواز ذخیره می‌شوند، تغییرات متغیرهای اندازه‌گیری شده از مقادیر ذخیره شده در منطق هدایتی استفاده می‌شود تا سیستم کنترل وسیله را به سمت مسیر نامی سوق دهد (کنترلر مسیر) یا یک مسیر جدید برای رسیدن به هدف مطلوب ایجاد نماید (کنترل ترمینال). روش‌های هدایت صریح بر سر یک مسیر نامی از قبل تعریف شده هستند.

برای این طرح هدایتی، یک مسیر نامی که بیشترین نزدیکی به اهداف مأموریت و مسیر پروازی را دارد باید انتخاب شود، تا بر مبنای آن دستورات هدایتی صادر گردد.

۲-۱-۱-۱- هدایت دلتا[1]

یکی از شناخته‌شده‌ترین روش‌های هدایتی در این حوزه، می‌توان از روش هدایتی δ نام برد. با فرض آنکه $\vec{r}$ و $\vec{V}_m$ بردار موقعیت و بردار سرعت وسیله باشند و $\vec{r}_T$ بردار نقطه هدف باشد. هر مسیر آزادی که از هدف عبور کرده و با آن برخورد کند یک تابعی متناسب از مقدار $\vec{r}$ و $\vec{V}_m$ و $\vec{r}_T$ خواهد بود که به صورت زیر بیان می‌گردد: [۶]

$$F(\vec{r},\vec{V}_m,\vec{r}_T)=0 \qquad (۱-۲)$$

در پایان بخش فاز فعال مسیر یا فاز موتور روشن برای آنکه موشک با هدف برخورد کند معادله فوق باید برقرار باشد.

به همین دلیل یک مسیر پرواز برای آنکه معیار (۲-۱) ارضا گردد انتخاب می‌شود. می‌توان بسط تیلور معادله (۲-۱) را حول مسیر نامی برای مقادیر نامی $\vec{r}_0$ و $\vec{V}_0$ نوشت به صورتی که:

[1] -Delta Guidance

$$F(\vec{r}_0+\Delta\vec{r},\vec{V}_0+\Delta\vec{V},\vec{r}_T)=F(\vec{r}_0,\vec{V}_0,\vec{r}_T)+\left.\frac{\partial F}{\partial r}\right|_0\Delta\vec{r}+\left.\frac{\partial F}{\partial V}\right|_0\Delta\vec{V}+\ldots \qquad (۲-۲)$$

مقدار تابع و تمام مشتقات سمت راست معادله در طول مسیر نامی مورد ارزیابی قرار می‌گیرند. برای مقادیری از $\vec{r}$ در طول مسیر نامی مقداری برای $\vec{V}_m$ وجود دارد که باعث می‌شود تابع در معادله (۲-۱) برابر با صفر گردد، که این نقطه می‌تواند نقطه مورد نظر برای خاموشی باشد به طوری که اگر در این نقطه موتور خاموش شود موشک به صورت پرواز آزاد با ادامه دادن مسیر خود با هدف برخورد می‌کند، در طول پرواز سیستم کنترل به صورت حلقه بسته ترم‌های خطی سمت راست معادله (۲-۲) را برابر با صفر می‌کند تا شرایط لازم برای برخورد فراهم گردد.

مسیر حرکت مطلوب نامی می‌تواند به صورت از پیش طراحی شده توسط روش‌های بهینه سازی صورت گیرد. در بسیاری از مراجع می‌توان مشاهده نمود که مسیر نامی توسط روش بهینه سازی که در آن با استفاده از قیود مسئله به حل‌های بهینه می‌توان دست یافت استفاده گردیده است.

مسئله هدایت بهینه بدین صورت تعریف می‌شود که با داشتن شرایط اولیه متغیرهای حالت و موقعیت هدف فرامین کنترلی را به گونه‌ای باید یافت که علاوه بر رسیدن به هدف ، معیار عملکردی[1] بهینه شده و محدودیت‌های مسیر و کنترل ارضا شوند.

روش هدایتی بر مبنای یک مسیر نامی، متغیرهای حالت و در موارد ویژه بهره‌های کنترل فیدبک را در خود ذخیره می‌کند. این بهره‌ها تابعی از یک وابستگی است که با متغیرهای حالت در طول مسیر پرواز خواهد داشت.

وابستگی با متغیرها ممکن است به صورت واضح با کمیت زمان، یا ممکن است شامل یک متغیر حالت و یا ترکیبی از چند متغیر باشد. در منابع مختلف، بیشترین کاربرد را متغیر زمان (t) و سرعت (v) به خود اختصاص داده است. بسیاری از مطالعات نشان می‌دهد که استفاده از سرعت به عنوان متغیر وابسته عمومیت بیشتری دارد زیرا نسبت به متغیر زمان قابلیت کنترل بیشتری به وسیله می‌دهد.

با این وجود این روش‌ها کاربرد زیادی برای موشک‌های با برد بالا ندارند زیرا طراحی یک کنترل متقن بر روی پارامترهای مسیر کاری بس دشوار خواهد بود در ضمن آنکه پارامترها به شدت در حال تغییر هستند[۵].

[1] -Performance Index

۲-۱-۲- هدایت میانی[1]

این گروه از روش‌های هدایتی روش‌هایی هستند که سرعت لازمه برای برخورد با هدف و یا شرایط تزریق مداری را به صورت برخط و غیر مستقیم در طول فاز موتور روشن محاسبه می‌نمایند.

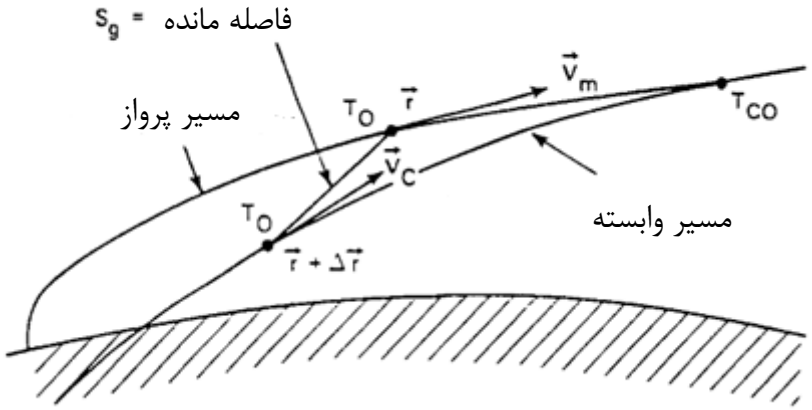
۲-۱-۲-۱- روش هدایتی Q و Q^*

روش هدایتی Q معروف‌ترین روش در این کلاس از روش‌های هدایتی است. در ادامه فرمولاسیون این روش را بررسی خواهیم کرد. به عنوان نمونه مرجع [۷] از روش Q بهینه برای هدایت ماهواره‌بر بهره جسته است.

اگر موشک در موقعیت $\vec{r}$ و زمان t دارای بردار سرعت لازمه‌ی $\vec{V}_r$ برای برخورد به هدف باشد و سرعت موشک در همان لحظه $\vec{V}_m$ باشد؛

با توجه به (شکل ۲-۱) بردار سرعت مانده[2] $\vec{V}_g$ برابر خواهد بود با [۶]:

$$\vec{V}_g = \vec{V}_r - \vec{V}_m \qquad (۳-۲)$$



شکل ۲-۱- نحوه تعیین سرعت مانده

در ادامه بر آنیم تا معادله دیفرانسیل حاکم بر مسئله برای محاسبه ضمنی $\vec{V}_g$ را بدست آوریم:

[1] -quasi terminal
[2] -Velocity to be gained

شتاب موشک برآیند شتاب ناشی از نیروی جاذبه زمین $\vec{g}(\vec{r})$ و شتاب غیر جاذبی $\vec{a}_T$ ناشی از نیروی موتور و تأثیر نیروهای آیرودینامیکی می‌باشد. شتاب غیر جاذبی توسط شتاب‌سنج‌ها اندازه‌گیری می‌شود. پس با توجه به مطالب ذکر شده می‌توان نوشت.

$$\frac{d\vec{V}_m}{dt} = \vec{g}(\vec{r}) + \vec{a}_T \qquad (۴-۲)$$

اکنون با توجه به روابط (۲-۳) و (۲-۴) خواهیم داشت:

$$\frac{d\vec{V}_g}{dt} = \frac{d\vec{V}_r}{dt} - \vec{g}(\vec{r}) - \vec{a}_T \qquad (۵-۲۲)$$

در ادامه، $\frac{d\vec{V}_r}{dt}$ را بر حسب پارامترهای دیگر بدست می‌آوریم.

$$\frac{d\vec{V}_r}{dt} = \frac{\partial\vec{V}_r}{\partial t} + \frac{\partial\vec{V}_r}{\partial\vec{r}}.\frac{d\vec{r}}{dt} = \frac{\partial\vec{V}_r}{\partial t} + \frac{\partial\vec{V}_r}{\partial\vec{r}}\vec{V}_m = \frac{\partial\vec{V}_r}{\partial t} + \frac{\partial\vec{V}_r}{\partial\vec{r}}(\vec{V}_r - \vec{V}_g) \qquad (۶-۲۲)$$

در نتیجه:

$$\frac{d\vec{V}_r}{dt} = \frac{\partial\vec{V}_r}{\partial t} + \frac{\partial\vec{V}_r}{\partial\vec{r}}\vec{V}_r - \frac{\partial\vec{V}_r}{\partial\vec{r}}\vec{V}_g \qquad (۷-۲)$$

حال متحرکی را در نظر بگیرید که روی مسیری در حرکت است که در یک لحظه خاص سرعتش برابر $\vec{V}_r$ است و در ضمن هیچ نیرویی بجز جاذبه به آن وارد نمی‌شود، آنگاه در کلیه لحظات بعد نیز سرعت جسم $\vec{V}_r$ مربوط به آن نقطه خواهد بود و مسیر حرکت، یک مسیر سقوط آزاد است. برای چنین مسیری روابط زیر حاکم است:

$$\vec{V}(t) = \vec{V}_r(t) \quad , \quad \frac{d\vec{r}}{dt} = \vec{V}_r(t) \qquad (۸-۲)$$

$$\frac{d\vec{V}_r}{dt} = \frac{d\vec{V}}{dt} = \vec{g}(\vec{r}) \qquad (۹-۲)$$

از طرفی دیگر داریم

$$\frac{d\vec{V}_r}{dt} = \frac{\partial\vec{V}_r}{\partial t} + \frac{\partial\vec{V}_r}{\partial\vec{r}}.\frac{dr}{dt} \qquad (۱۰-۲)$$

با مقایسه روابط فوق می‌توان نوشت: