

دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی

دانشکده مهندسی هوافضا

## توسعه هدایت Q بهینه برای ماهواره بر

اساتید راهنما:

دکتر جعفر روشنی یان

دکتر محسن بهرامی

آیدین محمدی

خرداد ماه 1389

بِسْمِ اللَّهِ الرَّحْمَنِ الرَّحِيمِ

به پاس تشویق‌ها، زحمات و  
حمایت‌های بی دریغی که در تمامی  
مراحل زندگی برایم ابراز داشته‌اند، این  
اثر ناچیز را به

**پدر و مادرو خانواده**

**عزیزم**

تقدیم می‌دارم.

## تأییدیه هیات داوران

هیات داوران پس از مطالعه پایان نامه و شرکت در جلسه دفاع از پایان نامه تحت عنوان: توسعه هدایت Q بهینه برای ماهواره بر توسط آقای آیدین محمدی صحت و کفایت تحقیق انجام شده را برای اخذ درجه کارشناسی ارشد در رشته مهندسی هوافضا گرایش مکانیک پرواز با رتبه عالی مورد تأیید قرار دادند.

امضاء امضاء امضاء  
استاد راهنما: آقای دکتر جعفر روشنی یان

امضاء امضاء امضاء  
استاد راهنما: آقای دکتر محسن بهرامی

امضاء امضاء امضاء  
استاد ممتحن خارجی: آقای دکتر سید حسین ساداتی

امضاء امضاء امضاء  
استاد ممتحن داخلی: آقای دکتر امیرعلی نیکخواه

امضاء امضاء امضاء  
نماینده تحصیلات تکمیلی:

## اظهارنامه دانشجو

عنوان پایان نامه:

توسعه هدایت  $Q$  بهینه برای ماهواره بر

اساتید راهنما: دکتر جعفر روشنی یان و دکتر محسن بهرامی

دانشجو: آیدین محمدی

اینجانب آیدین محمدی دانشجوی دوره کارشناسی ارشد مهندسی هوا فضا گرایش مکانیک پرواز دانشکده هوا فضا دانشگاه خواجه نصیرالدین طوسی گواهی می‌نمایم که تحقیقات ارائه شده در این پایان‌نامه توسط شخص اینجانب انجام شده و صحت و اصالت مطالب نگارش شده مورد تأیید می‌باشد و در موارد استفاده از کار دیگر محققان به مرجع مورد استفاده اشاره شده است. به علاوه گواهی می‌نمایم که مطالب مندرج شده در این پایان‌نامه تاکنون برای دریافت هیچ مدرک یا امتیازی توسط اینجانب یا فرد دیگری در هیچ جا ارائه نشده است و در تدوین متن پایان‌نامه چارچوب (فرمت) مصوب دانشگاه را به طور کامل رعایت کرده‌ام.

آیدین محمدی

۱۳۸۹/۵/۳

## فرم حق طبع و نشر و مالکیت نتایج

۱. حق چاپ و تکثیر این پایان نامه متعلق به نویسنده آن می باشد. هرگونه کپی برداری به صورت کل پایان نامه یا بخشی از آن تنها با موافقت نویسنده یا کتابخانه دانشکده مکانیک دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی مجاز می باشد. 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 می باشد و بدون اجازه کتبی دانشگاه به شخص ثالث قابل واگذاری نیست. همچنین استفاده از اطلاعات و نتایج موجود در پایان نامه بدون ذکر مرجع مجاز نمی باشد.

## تقدیر و تشکر

بر خود لازم می‌دانم تا از زحمات مشفقانه و راهنمایی‌های خردمندانه اساتید ارجمند دکتر جعفر روشنی‌یان و دکتر محسن بهرامی که در مراحل مختلف انجام این پروژه یار و همراه من بودند، کمال تشکر و قدردانی را به عمل آورم. همچنین از دوست عزیزم آقای مهندس احسان طاهری که مرا در بخش‌های مختلف این کار یاری نمودند، سپاسگذاری می‌نمایم. برای تمامی این بزرگواران و همه کسانی که در راه پیشرفت این مرز و بوم پر گهر گام برمی‌دارند، آرزوی شادکامی و موفقیت روز افزون را از درگاه الهی می‌طلبم.







## فهرست مطالب

صفحه	عنوان
1	چکیده
2	1- مقدمه
4	1-1- فازهای پرواز ماهواره بر
5	1-2- روش های طراحی مسیر
6	1-3- بخش های اصلی پرواز ماهواره بر
7	1-3-1- فاز برخاست
8	1-3-2- پرواز در جو غلیظ (فاز اتمسفری)
9	1-3-3- جدایش مراحل
10	1-3-4- پرواز موتور خاموش (بین مراحل)
10	1-3-5- پرواز در جو رقیق
15	1-3-6- جدایش محموله
15	1-4- نمونه هایی از مسیر ماهواره برهای موجود
15	1-4-1- ماهواره بر LongMarch
18	1-4-2- ماهواره بر Minotaur
18	1-4-3- ماهواره بر Proton
20	2- مروری بر روش های هدایت ماهواره بر
20	2-1- روش های هدایت ماهواره بر
21	2-1-1- هدایت بهینه
22	2-1-2- هدایت های خطی و اغتشاشی



- 23 2-2-2 هدایت IGM
- 24 1-2-2 مبانی الگوریتم هدایت
- 30 2-2-2 بررسی فرض زمین کروی
- 33 3-2-2 توسعه برای هدایت شش درجه آزادی
- 34 4-2-2 ساختار الگوریتم هدایت برای یک ماهواره بر دو مرحله ای
- 41 3- هدایت Q و کاربرد آن برای ماهواره‌بر
- 41 1-3 سیستم‌های هدایت Q
- 51 2-3 به کارگیری هدایت Q با الگوریتم بهات
- 51 1-2-3 مدل زمین کروی برای هدایت Q
- 55 2-2-3 طرح مسئله نمونه و اجرای منطق اول هدایت Q
- 63 3-2-3 اجرای منطق دوم هدایت Q
- 70 3-3 به کارگیری هدایت Q با الگوریتم باتین
- 70 1-3-3 پیشنهاد باتین برای انتخاب سرعت لازمه
- 72 2-3-3 نتایج اجرای منطق اول هدایت Q بر مبنای پیشنهاد باتین
- 76 4-3 جمع‌بندی
- 78 4- ایده محاسبه سرعت لازمه حول مسیر نامی در فضای انرژی
- 78 1-4 بررسی یکتایی مداری با انرژی و خروج از مرکز مشخص (پایه ایده اولیه)
- 80 2-4 طراحی مسیر نامی ماهواره‌بر در فضای انرژی و خروج از مرکز
- 84 3-4 محاسبه سرعت لازمه بر اساس انرژی و خروج از مرکز
- 87 4-4 نمو مسیر نامی در حضور عدم قطعیت‌ها
- 92 5-4 الگوریتم مدون روش نهایی
- 96 5- نتایج شبیه‌سازی و تحلیل عملکرد الگوریتم پیشنهادی



96	1-5- شبیه‌سازی صفحه‌ای ماهواره‌بر دو مرحله‌ای و طراحی مسیر نامی
100	2-5- نتایج عملکرد الگوریتم تحقق مداری
104	3-5- بکارگیری الگوریتم پیشنهادی روی شبیه‌سازی 6 درجه آزادی ماهواره‌بر
112	6- استخراج ماتریس انتقال حالت برای حل اغتشاشی مسئله غیر کپلری
112	1-6- روش اغتشاشات خطی در حل معادلات غیر کپلری
122	2-6- هدایت و ناوبری میانی به کمک ماتریس‌های پایه
123	1-2-6- اصلاح مدار برای زمان ملاقات ثابت
124	2-2-6- اصلاح مدار برای زمان ملاقات دلخواه
126	3-6- وارد کردن اثر خطی شده آیرودینامیک در محاسبات اغتشاشی
128	4-6- شبیه‌سازی و بررسی عملکرد حل اغتشاشی نسبت به حل لمبرت
129	1-4-6- تعریف مسئله مقادیر مرزی و تعیین مسیر نامی
132	2-4-6- روش $C^*$ بدون در نظر گرفتن اتمسفر
136	3-4-6- روش $C^*$ با لحاظ کردن اثر اتمسفر
144	7- جمع‌بندی
145	فهرست مراجع



## فهرست شکل‌ها

صفحه	عنوان
2	شکل 1-1- ساختار سیستم دینامیک پرواز ماهواره بر
4	شکل 1-2- فازهای پرواز ماهواره‌برها و قاره‌پیماها
11	شکل 1-3- نیروهای وارد بر ماهواره بر
14	شکل 1-4- روند متعارف تغییرات هد دینامیکی با زمان
14	شکل 1-5- روند رایج تغییرات زاویه فراز و زاویه حمله
16	شکل 1-6- مسیر پرواز LongMarch
17	شکل 1-7- مسیر پرواز فعال Long March 2C دو مرحله ای
17	شکل 1-8- مسیر پرواز فعال Long March 2C سه مرحله ای
18	شکل 1-9- ساختار پرواز Minotaur
19	شکل 1-10- ساختار و محدودیت های پرواز Proton
26	شکل 2-1- شماتیک جهت بردار ثابت پیشران برای رسیدن به سرعت مطلوب
30	شکل 2-2- شماتیک دستگاه مختصات هدایت و بردارهای گرانش در آن
33	شکل 2-3- شماتیک فرامین هدایتی طولی و عرضی
43	شکل 3-1- ساختار مفهوم وابسته
44	شکل 3-2- شماتیک الگوریتم سرعت وابسته
45	شکل 3-3- مفاهیم سرعت وابسته در هدایت Q
48	شکل 3-4- نمونه بلوک دیاگرام روش هدایتی Q
50	شکل 3-5- شماتیک منطق‌های ضرب خارجی



- شکل 3-6- ساختار مسیر وابسته برای زمین مسطح 52
- شکل 3-7- تغییرات جرم در طول پرواز 56
- شکل 3-8- نیروی پیشران ماهواره‌بر 57
- شکل 3-9- نمودار ارتفاع-زمان ماهواره‌بر هدایت شده با منطق اول Q 58
- شکل 3-10- نمودار ارتفاع-زمان ماهواره‌بر هدایت شده با منطق اول Q (بعد از خاموشی موتور) 58
- شکل 3-11- نمودار تغییرات سرعت مماسی در طول پرواز هدایت شده با منطق اول Q 59
- شکل 3-12- نمودار تغییرات سرعت مماسی در طول پرواز هدایت شده با منطق اول Q (بعد از خاموشی موتور) 59
- شکل 3-13- نمودار تغییرات سرعت شعاعی در طول پرواز هدایت شده با منطق اول Q 60
- شکل 3-14- نمودار تغییرات سرعت شعاعی در طول پرواز هدایت شده با منطق اول Q (بعد از خاموشی موتور) 60
- شکل 3-15- نمودار تغییرات کمبود سرعت در طول پرواز هدایت شده با منطق اول هدایت Q 61
- شکل 3-16- نمودار تغییرات کمبود سرعت در طول پرواز هدایت شده با منطق اول هدایت Q (بعد از خاموشی موتور) 61
- شکل 3-17- نمودار تغییرات فاصله زاویه‌ای با نقطه تزریق در طول پرواز هدایت شده با منطق اول هدایت Q 62
- شکل 3-18- نمودار ارتفاع-زمان ماهواره‌بر هدایت شده با منطق دوم Q 64
- شکل 3-19- نمودار ارتفاع-زمان ماهواره‌بر هدایت شده با منطق دوم Q (بعد از خاموشی موتور) 65
- شکل 3-20- نمودار تغییرات سرعت مماسی در طول پرواز هدایت شده با منطق دوم Q 65
- شکل 3-21- نمودار تغییرات سرعت مماسی در طول پرواز هدایت شده با منطق دوم Q (بعد از خاموشی موتور) 66
- شکل 3-22- نمودار تغییرات سرعت شعاعی در طول پرواز هدایت شده با منطق دوم Q 66



- شکل 3-23- نمودار تغییرات سرعت شعاعی در طول پرواز هدایت شده با منطق دوم Q (بعد از خاموشی موتور) 67
- شکل 3-24- نمودار تغییرات کمبود سرعت در طول پرواز هدایت شده با منطق دوم هدایت Q 67
- شکل 3-25- نمودار تغییرات کمبود سرعت در طول پرواز هدایت شده با منطق دوم هدایت Q (بعد از خاموشی موتور) 68
- شکل 3-26- نمودار تغییرات فاصله زاویه‌ای با نقطه تزریق در طول پرواز هدایت شده با منطق دوم هدایت Q 68
- شکل 3-27- نمودار تغییرات ارتفاع برای روش باتین 72
- شکل 3-28- نمودار تغییرات سرعت شعاعی برای روش باتین 73
- شکل 3-29- نمودار تغییرات سرعت مماسی برای روش باتین 73
- شکل 3-30- نمودار تغییرات خروج از مرکز لحظه‌ای برای روش باتین 74
- شکل 3-31- نمودار تغییرات ارتفاع برای روش باتین در حضور عدم قطعیت 75
- شکل 3-32- نمودار تغییرات خروج از مرکز لحظه‌ای برای روش باتین در حضور عدم قطعیت 75
- شکل 4-1- مشخصه مدار بیضوی در صفحه 79
- شکل 4-2- یک مسیر نامی نمونه تا ارتفاع 200 کیلومتر 81
- شکل 4-3- انرژی مسیر نامی طراحی شده 82
- شکل 4-4- خروج از مرکز مسیر نامی طراحی شده 83
- شکل 4-5- یک مدار دلخواه با انرژی و خروج از مرکز مشخص 84
- شکل 4-6- مدارهای ممکن با خروج از مرکز و انرژی مشخص در یک نقطه 85
- شکل 4-7- مدار نهایی مورد استفاده برای محاسبه سرعت لازمه 86
- شکل 4-8- مسیر نامی و واقعی در حوزه انرژی 88
- شکل 4-9- اصلاح مسیر نامی در حوزه انرژی 90



- شکل 4-10- نمو لازم برای اصلاح مسیر انرژی 90
- شکل 5-1- شماتیک مدل صفحه‌ای پرواز 97
- شکل 5-2- نمودار تغییرات نیروی پیشران 98
- شکل 5-3- نمودار تغییرات جرم ماهواره‌بر 98
- شکل 5-4- مشخصات مسیر نامی طراحی شده توسط IGM 99
- شکل 5-5- تغییرات خروج از مرکز و انرژی مدار مبنا 100
- شکل 5-6- عملکرد الگوریتم تحقق مداری (تغییرات خروج از مرکز) 101
- شکل 5-7- عملکرد الگوریتم تحقق مداری (تغییرات انرژی) 101
- شکل 5-8- تغییرات سرعت ماهواره‌بر در الگوریتم تحقق مداری 102
- شکل 5-9- تغییرات ارتفاع ماهواره‌بر در الگوریتم تحقق مداری 102
- شکل 5-10- تیوپ عملکرد تصادفی الگوریتم در حوزه انرژی 103
- شکل 5-11- تیوپ عملکرد تصادفی الگوریتم در حوزه خروج از مرکز 103
- شکل 5-12- محدوده ارتفاع تزریق (انتهای تیوپ انرژی) 104
- شکل 5-13- ساختار شبیه‌سازی 6 درجه آزادی 105
- شکل 5-14- مقایسه نیروی پیشران واقعی و نامی 106
- شکل 5-15- نمودار ارتفاع بر حسب زمان در پرتاب 6 درجه آزادی به کمک الگوریتم تحقق مداری 107
- شکل 5-16- نمودار مولفه‌های شعاعی و مماسی سرعت بر حسب زمان حاصل از الگوریتم پیشنهادی 108
- شکل 5-17- نمودار تغییرات انرژی ماهواره‌بر بر حسب ارتفاع حاصل از الگوریتم تحقق مداری 108
- شکل 5-18- نمودار تغییرات خروج از مرکز مسیر ماهواره‌بر بر حسب ارتفاع حاصل از الگوریتم تحقق مداری 109



- شکل 5-19- مسیر جغرافیایی پرتاب ماهواره‌بر دو مرحله‌ای شبیه‌سازی شده توسط الگوریتم هدایت  
تحقق مداری 110
- شکل 5-20- فرامین سرعت زاویه اعمال شده توسط الگوریتم تحقق مداری 111
- شکل 6-1- تاریخچه مکانی مسیر نامی در دستگاه اینرسی 130
- شکل 6-2- تاریخچه سرعتی مسیر نامی در دستگاه اینرسی 130
- شکل 6-3- تاریخچه ارتفاع مسیر نامی 131
- شکل 6-4- ژاکوبین میدان گرانش روی مسیر نامی 132
- شکل 6-5- ماتریس  $R^*$  بدون وارد نمودن اثر اتمسفر 133
- شکل 6-6- ماتریس  $V^*$  بدون وارد نمودن اثر اتمسفر 133
- شکل 6-7- ماتریس  $C^*$  بدون وارد نمودن اثر اتمسفر (نمودار کامل) 134
- شکل 6-8- ماتریس  $C^*$  بدون وارد نمودن اثر اتمسفر (ابتدای مسیر) 135
- شکل 6-9- عملکرد هدایت  $C^*$  بدون اثر اتمسفر در شبیه‌سازی تصادفی 136
- شکل 6-10- ژاکوبین نیروی آیرودینامیک روی مسیر نامی نسبت به مکان (کل مسیر نامی) 137
- شکل 6-11- ژاکوبین نیروی آیرودینامیک روی مسیر نامی نسبت به مکان (بخش اتمسفری مسیر نامی) 137
- شکل 6-12- ژاکوبین نیروی آیرودینامیک روی مسیر نامی نسبت به سرعت (کل مسیر نامی) 138
- شکل 6-13- ژاکوبین نیروی آیرودینامیک روی مسیر نامی نسبت به سرعت (بخش اتمسفری مسیر نامی) 138
- شکل 6-14- ماتریس  $R^*$  با وارد نمودن اثر اتمسفر 139
- شکل 6-15- ماتریس  $V^*$  با وارد نمودن اثر اتمسفر 140
- شکل 6-16- ماتریس  $C^*$  با وارد نمودن اثر اتمسفر (نمودار کامل) 140
- شکل 6-17- ماتریس  $C^*$  با وارد نمودن اثر اتمسفر (ابتدای مسیر) 141
- شکل 6-18- عملکرد هدایت  $C^*$  با لحاظ اثر اتمسفر در شبیه‌سازی تصادفی در ابتدای مسیر نامی 142







## چکیده

استفاده از هدایت Q برای هدایت یک ماهواره‌بر به مدار موضوع تحقیق پیش‌رو می‌باشد. چالش اصلی برای کاربرد هدایت Q روی ماهواره‌بر عبارت است از بازتعریف مفهوم سرعت لازمه برای ماموریت انتقال مداری. ایرادات موجود در تعاریف ارائه شده، نویسنده را بر آن داشت تا تعریف جایگزینی برای سرعت لازمه ارائه نماید، که این تلاش در نهایت منجر به ارائه الگوریتم تحقق پارامترهای مداری شد.

نتایج به دست آمده از شبیه‌سازی روش پیشنهاد شده نشان دهنده عملکرد مناسب روش مورد بحث در هدایت ماهواره‌بر به مدار می‌باشد. در این گزارش نقاط قوت و نکات منفی روش پیشنهاد شده کاملاً تحلیل شده و پیشنهادهایی نیز برای ادامه کار ارائه شده است.

از رهگذر تحقیقات انجام شده در طول این پروژه، روش‌های دیگری نیز مورد توجه نویسندگان قرار گرفته و مورد بررسی و ارزیابی واقع شدند. روش اول یک الگوریتم هدایت ترمینال کاربردی به نام IGM می‌باشد که مشروح جزئیات آن در فصل دوم مورد اشاره واقع شده و در فصول بعد نیز از مسیرهای آن به عنوان مسیر نامی برای الگوریتم تحقق مداری استفاده شده است.

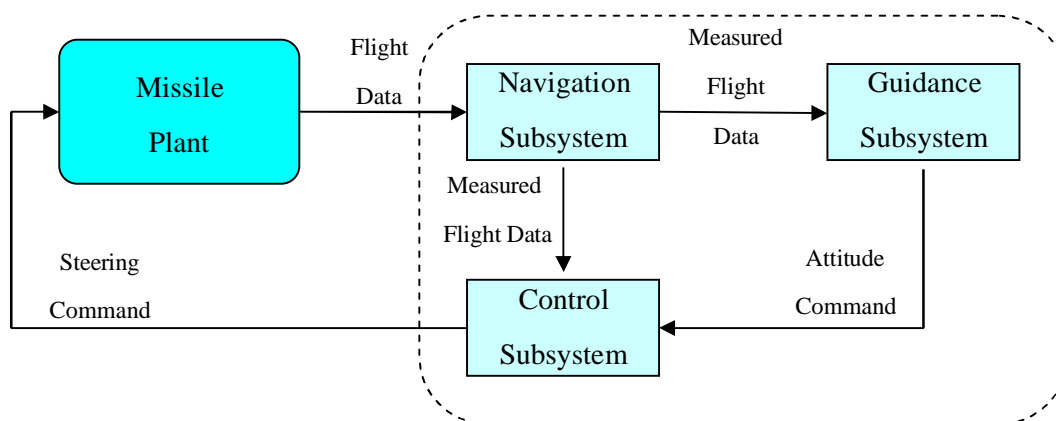
روش دوم که در حین مطالعه روی محاسبه سرعت لازمه مورد توجه نویسنده واقع شد، هدایت  $C^*$  می‌باشد. هر چند مطالعات انجام شده روی این الگوریتم نتیجه قابل قبولی برای هدایت ماهواره‌بر نداشت، ولی در این مسیر روشی برای هدایت محموله‌های ورودی به جو به دست آمد که در فصلی جداگانه به آن پرداخته خواهد شد. در این روش اثرات اتمسفر روی مسیر پیش‌بینی شده و دقت افزایش می‌یابد.



## 1- مقدمه

در پی ساخت و عملیاتی شدن اولین موشک‌های بالستیک در اوایل دهه پنجاه و اواخر جنگ جهانی دوم و مرتفع شدن مشکلات تکنولوژیکی طراحی سیستم‌های موشک و ماهواره‌بر، نیاز جدیدی برای توسعه سیستم دینامیک پرواز و کنترل آن ایجاد شد. موشک‌های تولید شده باید توانایی هدف قرار دادن اهدافی را با حداقل خطای ممکن دارا می‌بودند. انجام این مهم بر عهده سیستم دینامیک پرواز و کنترلی بود که وظیفه هدایت موشک را بر عهده می‌گرفت.

سیستم کنترل پرواز موشک باید می‌توانست همزمان با تعیین وضعیت و موقعیت موشک، پایداری موشک را تضمین نموده و فرامین مقتضی برای رساندن محموله به اهداف خود صادر را و اجراء کند. بر این اساس سیستم دینامیک پرواز و کنترل موشک با زیرسیستم‌های ناوبری، کنترل پرواز و هدایت شکل گرفت و تا امروز نیز با همین ساختار برای موشک‌های بالستیک و ماهواره‌بر به کار می‌رود:



شکل 1-1- ساختار سیستم هدایت و کنترل پرواز ماهواره‌بر

سیستم هدایت و کنترل یک ماهواره‌بر عبارت است از مجموعه زیرسیستم‌هایی که در تعامل با یکدیگر و باهدف قرار دادن ماهواره‌بر و محموله‌اش در شرایط نهایی مطلوب کار می‌کنند. مجموعه سیستم هدایت و کنترل تشکیل شده از سه زیرسیستم زیر است:

- سیستم ناوبری
- سیستم کنترل زاویه‌ای یا خلبان خودکار



• سیستم هدایت

همانگونه که در شکل دیده می‌شود سیستم ناوبری با احساس خروجی‌های دینامیکی سیستم وضعیت وسیله پرنده را محاسبه و برای استفاده به سیستم کنترل زاویه‌ای و در صورت نیاز به سیستم هدایت ارسال می‌نماید. سیستم کنترل با دریافت فرامین هدایتی از زیرسیستم هدایت، و بازخورد از وضعیت وسیله پرنده، بر اساس یک منطق کنترلی ورودی مطلوب سیستم را تعقیب می‌نماید.

تغییرات زاویه فراز در طی حرکت ماهواره‌بر را اصطلاحاً مسیر پرواز می‌نامند. وظیفه زیر سیستم هدایت عبارت است از انتخاب مسیر مناسب و صدور فرامینی که در صورت اجرای آن‌ها توسط زیرسیستم کنترل، وسیله به اهداف مورد نظر خود دست پیدا خواهد نمود. همانگونه که در شکل دیده می‌شود، ارتباط زیرسیستم هدایت و ناوبری با خط گسسته رسم شده است، با این مفهوم که زیرسیستم هدایت به دو صورت ممکن است مسیر مناسب را ایجاد نماید:

با دریافت اطلاعات از زیرسیستم ناوبری: که در این صورت هدایت را برخط (on-line) یا حلقه بسته می‌نامیم. در این سیستم الگوریتم هدایت بر اساس موقعیت فعلی ماهواره‌بر در ارتباط با ادامه مسیر آن تصمیم‌گیری خواهد نمود.

مستقل از اطلاعات ناوبری: که به آن هدایت پیش تنظیم یا حلقه باز یا (off-line) اطلاق می‌گردد. در این ساختار الگوریتم هدایت نیازی به اطلاعات پروازی برای صدور فرمان ندارد و فرامین بر اساس زمان محاسبه شده و در کامپیوتر پرواز ذخیره می‌گردد. فرامین ذخیره شده در طول زمان اجرا می‌گردد. در این نوع هدایت باید مسیر به گونه‌ای طراحی گردد که در صورت عدم وجود اغتشاش و در شرایط نامی، ماهواره‌بر را به شرایط نهایی مطلوب برساند.

هرچند انواع عدم قطعیتها و تیرانسه‌های تولید، اغتشاشات، نویزهای سیستم اندازه‌گیری و ... ماهواره‌بر را از شرایط نامی دور می‌کنند و روش پیش تنظیم به دلیل عدم استفاده از شرایط جاری هیچگونه عکس‌العملی نسبت به آنها انجام نمی‌دهد، اما این روش اهمیت خود را به دلایل زیر از دست نداده و همچنان در مراحل ابتدایی پرواز ماهواره‌برها به وفور استفاده می‌شود.

فرامین صادره توسط سیستم هدایت می‌بایست اولاً توسط سیستم کنترل قابل اجرا باشند و ثانیاً ماهواره‌بر را به لحاظ سازه‌ای و پایداری (به خصوص در نوع سوخت مایع که بحث تلاطم پیشران مطرح است) وارد شرایط بحرانی ننماید. اغتشاشات و عدم قطعیت‌های موجود ممکن است شرایطی را به وجود آورند که یک سیستم حلقه بسته را وادار به صدور فرامین اینچنینی نماید. برای پرهیز از ایجاد چنین شرایطی استفاده از فرامین از پیش تعیین شده بهترین راه حل است.