فهرست مطالب

فصل ۱: بهینه‌سازی مسیرهای فضایی ۱۳

۱-۱ مقدمه ۱۳

۱-۲ روش‌های حل ۱۷

۱-۲-۱ راه حل‌های تحلیلی ۱۸

۱-۲-۲ حل عددی از طریق گسسته‌سازی ۲۳

۱-۲-۳ الگوریتم‌های تکاملی ۲۶

۱- ۳ وضعیت کنونی در حل مسائل کنترل بهینه ۲۹

مراجع ۳۱

فصل ۲: تئوری و کاربردهای بردار اصلی ۳۵

۲-۱ مقدمه ۳۵

۲-۲ شرایط لازم مرتبه اول ۳۶

۲-۲-۱ مسیر بهینه با ایمپالس-ویژه-ثابت ۳۶

۲-۲-۲ مسیر ایمپالسی بهینه ۴۱

۲-۲-۳ مسیر بهینه با ایمپالس-ویژه-متغیر ۴۳

۲-۳ حل معادله بردار اصلی ۴۵

۲-۴ کاربرد تئوری بردار اصلی برای مسیر بهینه ایمپالسی ۴۶

۲-۴-۱ معیار حالت موتور خاموش ۴۸

۲-۴-۲ معیار اضافه کردن ایمپالس میانی ۵۳

۲-۴-۳تکرار مکان و زمان ایمپالس میانی ۵۷

مراجع ۶۰

فصل ۳: بهینه‌سازی مسیر فضاپیما با استفاده از روش رونوشت و برنامه‌ریزی غیرخطی ۶۱

۳-۱ مقدمه ۶۱

۳-۲ روش‌های رونوشت ۶۵

۳-۲-۱ روش باهم‌گذاری پایه (استفاده از چندجمله‌ای هرمیتی) ۶۵

۳-۲-۲ روش‌های شبه طیفی ۷۲

avabook.com

۳-۲-۳ یک روش مستقیم که از با هم‌گذاری استفاده نمی‌کند: پرتابی- موازیR-K ۷۳
۳-۲-۴ مقایسه روش‌های رونوشت مستقیم ۷۶
۳-۳ انتخاب دستگاه‌های مختصات ۷۹
۳-۳-۱ انگیزه انتخاب سیستم مختصات ۷۹
۳-۳-۳ تغییرات موزون و هماهنگ ۸۴
۳-۳-۳ مسیرهای بین سیاره ای ۸۹
۳-۴ مدل سازی سیستم‌های پیشرانش ۹۰
۳-۴-۱ حالت تراست ایمپالسی ۹۰
۳-۴-۲ حالت تراست پیوسته ۹۰
۳-۴-۳ حالت توان- محدود ۹۱
۳-۵ تولید حدس اولیه ۹۳
۳-۵-۱ استفاده از روش شناخته شده کنترل بهینه ۹۳
۳-۵-۲ روش‌های بر مبنای شکل برای تولید مسیرهای زیربهینه ۹۴
۳-۵-۳ استفاده از روش‌های تکاملی برای تولید حدس اولیه ۹۵
۳-۶ ملاحظات محاسباتی ۹۶
۳-۶-۱ تغییر مقیاس معادله ۹۶
۳-۶-۲ اصلاح شبکه ۹۸
۳-۶-۳ دیگر طرح های اصلاح شبکه ۱۰۱
۳-۶-۴ حل مسائلی با متغیرهایی با مقیاس زمانی بسیار متفاوت ۱۰۲
۳-۷ تشخیص بهینگی ۱۰۳
۳-۷-۱ بهینگی ساختارهای سویچ کنترل و تابع گسسته سوئیچ ۱۰۳
۳-۷-۲ مثال: ملاقات فضایی با دو و سه کمان تراست ۱۰۴
۳-۷-۳تشخیص بهینگی به وسیله انتگرال‌گیری از معادلات اویلر-لاگرانژ ۱۰۶
فصل ۴: اجزای یک سیستم نرم افزاری برای بهینه‌سازی مسیر فضاپیما ۱۱۱
۴-۱ مقدمه ۱۱۱
۴-۲ مدلسازی مسیر ۱۱۲
۴-۳ معادلات حرکت ۱۱۸
۴-۴ مدل‌های کنترل سوزش محدود ۱۱۹
۴-۴-۱ مدل پارامتری بردار تراست ۱۱۹
۴-۴-۲ مدل کنترل بهینه بردار تراست ۱۲۱
۴-۴-۲-۱ تبدیل کنترلی الحاقی ۱۲۳
۴-۵ روش‌های حل ۱۲۵

avabook.com

۴-۵-۱ مسئله ریشه‌یابی: ۱۲۶
۴-۵-۲مسئله یافتن مینیمم: ۱۲۷
۴-۵-۳ مسئله یافتن مینیمم ماکزیمم: . ۱۲۷
۴-۶ طراحی مسیر و مثال‌های بهینه‌سازی ۱۲۸
۴-۶-۱ ماموریت پرواز در ارتفاع کم بازگشت آزاد ۱۲۸
۴-۶-۲ ماموریت ماه گرد و برخوردکننده ماه ۱۳۲
۴-۶-۲-۱ بیان مسئله، داده و تشکیل مدل ۱۳۲
۴-۶-۲-۳ مرحله ۲: پاسخ بهینه ایمپالسی ۱۳۹
۴-۶-۲-۴ مرحله ۳: پاسخ سوزش محدود با استفاده از مدل پارامتری ۱۴۱
۴-۶-۲-۵ مرحله ۴: پاسخ سوزش محدود با استفاده از مدل کنترل بهینه ۱۴۵
۴-۷ ملاحظات پایانی ۱۴۷
فصل ۵: بهینه‌سازی مسیر تراست پایین با استفاده از روش میانگین‌گیری مداری و پارامتری کردن کنترل ۱۵۱
۵-۱ مقدمه و پیشگفتار ۱۵۱
۵-۲ بهینه‌سازی مسیر با تراست کم (نیروی پیشرانش پایین) ۱۵۳
۵-۲-۱ بیان مسئله ۱۵۳
۵-۲-۲ قوانین کنترل هدایت-تراست ۱۵۶
۵-۲-۳ تحلیل قوانین کنترل ۱۶۰
۵-۲-۴ روش حل ۱۶۵
۵-۳ نتایج عددی ۱۶۷
۵-۳-۱ انتقال LEO به GEO در کمترین زمان ۱۶۷
۵-۳-۲ انتقال GTO به GEO در کمترین زمان ۱۷۳
۵-۳-۳انتقال LEO به GEOبا حداقل مصرف سوخت ۱۷۶
۵-۳-۴ انتقال LEO به GEO با کمترین مصرف سوخت و I_{sp}متغیر ۱۷۸
۵-۴نتیجه‌گیری ۱۸۰
فصل ۶: بیان تحلیلی انتقال بهینه با کمترین تراست در مدارهای دایروی ۱۸۳
۶-۱ مقدمه ۱۸۳
۶-۲ انتقال نامقید بهینه ۱۸۶
۶-۲-۱ خطی سازی معادله حرکت کاهشی ۱۸۶
۶-۲-۲ میانگین گیری از موقعیت مداری ۱۸۷
۶-۲-۳معادله همیلتونیون و اویلر-لاگرانژ ۱۸۸
۶-۲-۴ فرم تحلیلی متغییرهای حالت و کنترلی ۱۸۹

avabook.com

۶-۳ انتقال بهینه با در نظر گرفتن قید ارتفاع ۱۹۱
۶-۳-۱ همیلتونیون تکمیلی (الحاقی) ۱۹۱
۶-۳-۲ معادله اویلر-لاگرانژ و قید مماسی q ۱۹۲
۶-۳-۳ شرایط پرش در نقطه ورودی مقید ۱۹۳
۶-۳-۴ عدم وجود گوشه در نقطه ورودی و خروجی مقید ۱۹۶
۶-۳-۵ ارزیابی خروج از مسیر مقید و زمان نهایی انتقال ۱۹۸
۶-۴انتقالات ترتیبی دو بخشی ۲۰۶
۶-۴-۱تحلیل انتقال (v,i) ۲۰۷
۶-۴-۲ تحلیل انتقال (V,Ω) ۲۰۸
۶-۴-۳ تحلیل انتقال دو مرحله ای(V,Ω) و (V,i) ۲۱۰
۶-۴-۴ انتقال تحلیلی دو مرحله ایV, i وV, Ω ۲۱۲
۶-۴-۵ مقایسه با دقت انتگرال‌گیری ۲۱۳
۶-۴-۶ بیشینه سازی زاویه میل استوایی در مدار دایروی با استفاده از میانگین تحلیلی تحت تأثیر$J2$ و حداقل زمان انتقال برای شرایط مرزی ثابت ۲۱۸
مراجع ۲۲۶
فصل ۷: بهینه‌سازی کلی و پیاده‌سازی طراحی مسیر قضاپیما ۲۲۷
۷-۱ مقدمه ۲۲۷
۷-۲ نماد سازی ۲۲۸
۷-۳ بازنویسی مسئله ۲۲۸
۷-۴ مسئله MGA ۲۳۱
۷-۴-۱ موقعیت و سرعت فضاپیما ۲۳۲
۷-۴-۲ جرم فضاپیما ۲۳۲
۷-۴-۳ حالت نهایی ۲۳۳
۷-۵ مسئله MGA – 1DSM ۲۳۳
۷-۵-۱ موقعیت و سرعت فضاپیما ۲۳۴
۷-۵-۲ جرم فضاپیما ۲۳۵
۷-۵-۳ حالت نهایی ۲۳۵
۷-۶ مسائل آزمون ۲۳۶
۷-۶-۱ Cassini1 ۲۳۶
۷-۶-۲ GTOC1 ۲۳۷
۷-۶-۳ رُزِتا ۲۳۸
۷-۶-۴ مقید Atlas501-EVEEJ ۲۴۰

avabook.com

۷-۷ بهینه‌سازی سراسری ۲۴۰
۷-۸ ساده‌سازی فضایی ۲۴۲
۷-۸-۱ ساده‌سازی مسئله GASP: MGA ۲۴۲
۷-۸-۲ ساده‌سازی مسئله MGA-1DSM: ساده‌سازی گروهی ۲۴۲
۷-۹ جمع بندی و نتیجه گیری ۲۴۴
مراجع ۲۴۸
فصل ۸: تکنیک‌های افزایشی در طراحی کلی مسیرهای فضایی ۲۵۱
۸-۱ مقدمه ۲۵۱
۸-۲ مدل کردن مسیر کمک جاذبه چندگانه ۲۵۳
۸-۲-۱ تخمین مخروط پیوندی ۲۵۳
۸-۲-۱-۱ مدل‌های کمک جاذبه ۲۵۴
۸-۲-۲ فرمول سرعت ۲۵۵
۸-۲-۳ فرمول موقعیت ۲۵۹
۸-۳ روش افزایشی ۲۶۰
۸-۳-۱ حل زیر مسئله‌ها ۲۶۳
۸-۳-۲ دسته‌بندی راه‌حل‌ها ۲۶۶
۸-۳-۳ شناسایی فضای اصلاح شده ۲۶۶
۸-۳-۳-۱ شروع چندگانه ۲۶۷
۸-۳-۳-۲ مونوتونیک باسین هاپینگ ۲۶۷
۸-۳-۳-۳ دیفرانسیل تکاملی ۲۶۸
۸-۳-۴ بحث ۲۶۹
۸-۴ روش آزمون و شاخص های عملکرد ۲۷۰
۸-۵-۱ تست انتقال زمین زمین مریخ ۲۷۷
۸-۵-۲ انتقال زمین زهره مریخ ۲۸۴
۸-۶ نتیجه گیری ۲۹۲
فصل ۹: مسیرهای مطلوب با فشار پایین با استفاده از مانیفولدهای پایدار ۲۹۷
۹-۱ مقدمه ۲۹۷
۹-۲ دینامیک سیستم ۲۹۹
۹-۲-۱ عناصر مداری ۳۰۲
۹-۲-۲ عناصر نجومی ۳۰۳
۹-۲-۳ نقاط تعادل و مدارهای تناوبی ۳۰۵
۹-۲-۴ مدارهای تناوبی ۳۰۶

avabook.com

۹-۲-۵ مانیفولدهای پایدار و ناپایدار ۳۰۷
۹-۳ اصول بهینه‌سازی مسیر ۳۰۹
۹-۴ تولید مدار تناوبی ساخته شده به عنوان مسئله بهینه‌سازی ۳۱۲
۹-۴-۱ نتایج ۳۱۴
۹-۵ انتقال بهینه از مدار زمین به مدار ماه: قسمت ۱: GTO به مدار تناوبی ۳۱۶
۹-۵ انتقال بهینه از مدار زمین به مدار ماه: قسمت ۱: مدار تناوبی به مدار نزدیک به ماه..... ۳۲۰
۹-۶-۱ مسیرمداری هالو ۳۲۰
۹-۵-۲ مسیر زمین به ماه ترکیبی ۳۲۲
۹-۷ تعمیم این روند به پرواز بین سیاره ای ۳۲۳
۹-۸ نتایج ۳۲۳
فصل ۱۰: به کارگیری تئوری بهینه‌سازی مسیرهای فضایی ۳۲۹
۱۰-۱ تعریف مسأله ۳۲۹
۱۰-۵-۲ نتایج عددی ۳۳۴
۱۰-۲ بهینه نمودن انتقال مداری تراست- پایین ۳۳۶
۱۰-۲-۱ تعریف مسئله ۳۳۷
۱۰-۲-۲ کاهش قیود ۳۳۹
۱۰-۲-۳ حل عددی ۳۴۰
۱۰-۳ ملاحظات پایانی ۳۴۳

avabook.com

۱

بهینه‌سازی مسیرهای فضایی

avabook.com

۱-۱ مقدمه

مبحث بهینه‌سازی مسیر فضاپیما، تاریخچه‌ای طولانی و جالب دارد. این مسئله را می‌توان به سادگی به صورت "تعیین مسیر فضاپیما برای برآورده کردن شرایط اولیه و نهایی یک مأموریت و به صورت همزمان مینیمم کردن چند کمیت مهم" بیان کرد. متداول‌ترین هدف، مینیمم کردن سوخت مورد نیاز یا معادل آن، ماکزیمم کردن نسبت وزن فضاپیما به سوخت است که به سوخت وابسته نباشد. البته همانطور که در بهینه‌سازی سیستم‌های دینامیکی پیوسته متداول است، قرار دادن چند حد بالای کاربردی روی زمان پایانی لازم است. هم چنین مسائلی در بهینه‌سازی مسیر فضاپیما وجود دارند که مینیمم کردن زمان پرواز در آن‌ها موضوع با اهمیتی به حساب می‌آید یا مسائلی وجود دارند که برای مثال از تراست پیوسته استفاده می‌کنند که در این مسائل کمینه کردن زمان پروازی معادل کمینه کردن سوخت مورد استفاده است.

به جز در موارد خیلی خاص (قابل انتگرال‌گیری)، که مسائل به طور طبیعی به مسائل بهینه‌سازی پارامتری ساده می‌شوند، این مسائل، مسائل بهینه‌سازی پیوسته از نوع پیچیده

خواهد بود. پیچیدگی‌های این مسائل شامل موارد زیر خواهند بود: (۱) سیستم دینامیکی غیر خطی است، (۲) بسیاری از مسیرهای قابل استفاده دارای ناپیوستگی در متغیرهای حالت هستند. برای مثال ممکن است به دلیل استفاده از موتورهای راکت و یا به دلیل مانورهای بین سیاره‌ای[1] (یا کمک-گرانش[2])، تغییرات لحظه‌ای سرعت (ΔV) وجود داشته باشد. از طرفی ممکن است به دلیل جدایش بلوک‌های فضاپیما یا به دلیل استفاده از موتور راکت، تغییرات ناگهانی در جرم فضاپیما بوجود آید. همین‌طور ممکن استوقتی فضاپیما از میدان گرانشی یک جسم خارج، و وارد میدان گرانشی جسم دیگر می‌شود، به علت استفاده از تبدیلات دستگاه‌های مختصات، تغییرات ناگهانی صورت گیرد. (۳) ممکن است شرایط اولیه یا نهایی و یا هردو، بطور دقیق مشخص نباشند. برای مثال، در یک مسیر بین سیاره‌ای[3]، موقعیت مکانی خروج از مدار و یا زمان ورود به مدار سیاره، به زمان نهایی بستگی دارد که این زمان معمولاً جزء متغیرهای بهینه‌سازی است. (۴) ممکن است نیروهای وابسته به زمان وجود داشته باشند. برای مثال، اغتشاشات ناشی از سیارات دیگر در طول یک مسیر بین سیاره‌ای را تنها می‌توان بعد از تعیین موقعیت سیاره‌ها، با استفاده از جدول نجومی سیارات تعیین کرد. (۵) ممکن است ساختار اساسی مسیر بهینه از پیش تعیین شده نباشد اما هدف بهینه‌سازی قرار بگیرد. برای مثال ممکن است بهینه‌ترین تعداد ایمپالس‌ها یا بهینه‌ترین تعداد گذر از سیاره (یا حتی بهینه‌ترین سیارات مورد استفاده برای گذرها)، شناخته شده نباشند. برای نمونه، مسیر ویگا[4] در مأموریت گالیله[5] [۱] تنها مسیر امکان‌پذیر[6] نبود ولی به عنوان یک مسیر بین سیاره‌ای بهینه در نظر گرفته شد.

مسیرهای فضاپیما انواع مختلفی دارند. تا سال ۱۹۸۸ (و مأموریت موفق اعماق فضای ۱[7]) فضاپیماها تنها توسط ضربه‌های راکت‌های شیمیایی هدایت می‌شدند که طول مدت سوختن‌شان در مقایسه با کل مدت پرواز، بسیار کوتاه بود. از این رو، منطقی است مدل آنها به صورت لحظه‌ای در نظر گرفته شود. حرکت فضاپیما در بین ضربه‌ها را با در نظر گرفتن تقریب مرتبه اول می‌توان کپلری در نظر گرفت. در مانورهای بین سیاره‌ای، امکان مانورهای گذر سیاره‌ای هم وجود دارد که با استفاده از تقریب مرتبه اول می‌توان آنها را تقریبا به صورت

1. Planetary Flyby Maneuvers
2. Gravity assist
3. Interplanetary Trajectory
4. VEEGA Trajectory
5. Galileo
6. Feasible Trajectotry
7. Deep Space 1

avabook.com

تغییرات لحظه‌ای سرعت مدل کرد که قبل و بعد از این مانورها، حرکت کپلری انجام می‌شود. حالت انتقال ضربه‌ای، حتی در صورت وجود حرکت گذر سیاره‌ای، یک مسئله بهینه‌سازی پارامتری با پارامترهایی مانند زمان بندی، اندازه و جهت ضربه ΔV، و زمان بندی وارتفاع مانورهای کمک-گرانش است. البته برای بهینه‌سازی بسیار دقیق مسیر فضاپیما، مسیر تخمینی بدست آمده باید با در نظر گرفتن اغتشاشات دیگر اجرام منظومه شمسی، اثر نیروی تشعشعات خورشیدی و بقیه اثرات کوچک ولی با اهمیت، بازبینی شود.

در حالی‌که سال‌های زیادی از شناخت مزایای بالقوه سامانه پیشران الکتریکی با تراست کم می‌گذرد، اما این تکنولوژی به تازگی در پرواز فضاپیماهایی مانند مأموریت نیر[1] و مأموریت اعماق فضای ۱[2]، استفاده شده است. پیشران الکتریکی، تراست خیلی کمی تولید می‌کند، بنابراین شتاب فضاپیما معمولا در مرتبه 10^{-5} g قرار دارد. بنابراین تراست به صورت پیوسته یا تقریبا پیوسته مورد استفاده قرار می‌گیرد. مسئله کنترل بهینه با تراست پیوسته، از لحاظ کیفی با مسئله تراست ضربه‌ای متفاوت است زیرا منحنی‌های قابل انتگرال‌گیری و کنترل خودکار وجود ندارد. برای مثال اندازه و جهت تراست دارای تاریخچه زمانی پیوسته هستندکه باید به صورت پیوسته مدل و تعیین گردند. اگر توان الکتریکی توسط سلول‌های خورشیدی تامین شود، باید تغییرات توان ناشی از فاصله با خورشید نیز در محاسبات لحاظ گردد. مشابه سامانه تراست پیوسته، فضاپیمای بادبان خورشیدی است که با تغییر فاصله آنها از خورشید، راندمان آنها نیز تحت تاثیر قرار می‌گیرد.

اگرچه انتقال مداری، مانند انتقال مدار لئو-به ژئو و مسیرهای بین سیاره‌ای، اغلب تحقیقات بهینه‌سازی مسیر فضاپیما را به خود جلب کرده‌اند، ولی مسلماً کاربردهای فراوان دیگری در زمینه کاربرد تئوری کنترل بهینه و بهینه‌سازی عددی دینامیک فضایی وجود دارد. برخی از این مسائل که مورد توجه قرار گرفته‌اند، شامل موارد زیر هستند:

(۱) ناوبری چند وسیله‌ای و بهینه‌سازی مانور برای وسایل پرنده آرایش یافته، برای مثال یک ناوگان ماهواره‌های کوچک در یک آرایش خاص [۲]؛ (۲) بهینه‌سازی مانورهای چند وسیله بدون آرایش، برای مثال مسائل تعقیب و گریز مانند رهگیری موشک کلاهک دار ICBM با استفاده از فضاپیما و یا موشک باز دارنده [۳]؛ (۳) به اصطلاح «انتقال با انرژی کم» تنها با استفاده از چند مسئله سه جسم [۴] یا ترکیب این روش با پیشران‌های متداول یا تراست کم

1. Near Mission.
2. Deep space mission

avabook.com