به نام خدا

دانشگاه صنعتی امیر کبیر

دانشکده مهندسی هوافضا

پایان نامه کارشناسی ارشد مهندسی هوافضا گرایش دینامیک پرواز و کنترل

هدایت بهینه اجسام بازگشتی با استفاده از تئوری اغتشاشات تکین

نگارش

داوود عباسی

استاد راهنما

دکتر مهدی مرتضوی

استاد مشاور

دکتر مهران تاج فر

فروردین ۱۳۸۷

دانشگاه صنعتی امیرکبیر
(پلی‌تکنیک تهران)

بسمه تعالی

فرم اطلاعات پایان‌نامه
کارشناسی- ارشد و دکترا

تاریخ:
شماره:

معاونت پژوهشی
فرم پروژه تحصیلات تکمیلی ۷

مشخصات دانشجو:

نام و نام خانوادگی: **داوود عباسی** دانشجوی آزاد ● بورسیه ○ معادل ○

شماره دانشجوئی: ۸۴۱۲۹۰۴۰ دانشکده: هوافضا رشته تحصیلی: هوافضا گروه: دینامیک پرواز و کنترل

مشخصات استاد راهنما:

نام و نام خانوادگی: مهدی مرتضوی بک درجه و رتبه: دانشیار

نام و نام خانوادگی: درجه و رتبه:

مشخصات استاد مشاور:

نام و نام خانوادگی: مهران تاج فر درجه و رتبه: دانشیار

نام و نام خانوادگی: درجه و رتبه:

عنوان پایان‌نامه به فارسی : هدایت بهینه اجسام بازگشتی با استفاده از تئوری اغتشاشات تکین

عنوان پایان‌نامه به انگلیسی:Optimal Reentry Guidance by Singular Perturbation Theory

نوع پروژه: کارشناسی ○ ارشد ● دکترا ○ سال تحصیلی:۱۳۸۷

کاربردی ○ بنیادی ● توسعه‌ای ○ نظری ○

تاریخ شروع : ۱۳۸۶/۱/۱ تاریخ خاتمه :۱۳۸۷/۱/۲۷ تعداد واحد :۶ سازمان تأمین کننده اعتبار :

واژه‌های کلیدی به فارسی: تئوری اغتشاشات تکین- بسط مجانبی هماهنگ- جسم بازگشتی- زمان حل- هدایت بهینه برخط

واژه‌های کلیدی به انگلیسی :Optimal Online Guidance Solution Time-Reentry Vehicle-Matched Asymptotic Expansion-Singular Perturbation Theory

مشخصات ظاهری	تعداد صفحات ل ۱۶۲	تصویر ● جدول ● نمودار ● نقشه ○ واژه‌نامه ●	تعداد مراجع ۷۳	تعداد صفحات ضمائم ۲۷
زبان متن	فارسی ●	انگلیسی ○	چکیده	فارسی ● انگلیسی ●
یادداشت				

نظرها و پیشنهادها به منظور بهبود فعالیت‌های پژوهشی دانشگاه

استاد:

دانشجو:

امضاء استاد راهنما: **تاریخ:**

~~۱ : ارائه به معاونت پژوهشی به همراه یک نسخه الکترونیکی از پایان‌نامه و فرم اطلاعات پایان‌نامه بصورت PDF همراه چاپ چکیده (فارسی انگلیسی) و فرم اطلاعات پایان‌نامه~~

۲ : ارائه به کتابخانه دانشکده (شامل دو جلد پایان نامه به همراه نسخه الکترونیکی فرم در لوح فشرده طبق نمونه اعلام شده در صفحه خانگی کتابخانه مرکزی)

مرکزی)

دانم که دارم تحفه ناقابلی،

اما می خواهم به تو تقدیم شود.

ای قهرمان همیشه تاریخ،

ای آرامش روز درد و سختی،

ای مولای من، علی(ع).

پس از خدا، که رحمتش سراسر عالم را فراگرفته و لطفش همیشه در زندگی شامل حال ما بوده، باید قدردان زحمات مادر و پدری دلسوز و فداکار بود که تا ابد مدیون آنها خواهم ماند. در عین حال باید قدردان همسری مهربان بود که با صبر و گذشت، امکان تهیه چنین پایان نامه ای را فراهم نموده است.

نگارنده هرگز کمکهای ارزنده، راهنماییهای خردمندانه و صبر و دلسوزی استاد راهنما و استاد مشاور را از یاد نخواهد برد و وظیفه خود می داند که از هر دو تشکر کند. همچنین از آقای دکتر اسماعیل زاده به خاطر در اختیار قرار دادن برخی داده ها و کتب کتابخانه شخصی شان صمیمانه تشکر می کنم.

به علاوه، از تمامی کسانی که در شکل گیری این پایان نامه نقش داشته اند و به دلیل فراموشی از آنها نامی برده نشده ابتدا عذرخواهی نموده و سپس مراتب تشکر و قدردانی خویش را از این عزیزان اعلام می دارم.

چکیده

در این پایان نامه، هدف نهایی ارایه یک الگوی هدایت بهینه برای اجسام بازگشتی[1] با استفاده از تئوری اغتشاشات تکین است. برای دستیابی به این مهم، تکنیکی جدید به کار گرفته شده است که حاصل ادغام روشهای شناخته شده قبلی به نامهای بسط مجانبی هماهنگ و تغییر اکسترممها[2] است که این تکنیک متکی به درک فیزیک بازگشت و برخی تقریبهای تجربی- مهندسی است. مهمترین ویژگی الگوریتم هدایت بهینه ارایه شده، پاسخ دهی سریع آن و در عین حال دقت قابل قبول آن در مقایسه با روش دقیق تر است. برای پوشش کامل هدف تعریف شده، روند تحقیقات، مفاهیم مرتبط با پایان نامه که زیر مجموعه بحثهای بازگشت، اغتشاشات تکین و کنترل بهینه می باشند تشریح گشته اند.

علاوه بر تدوین الگوریتم بهینه، پایان نامه افق جدیدی را گشوده و امکان توسعه الگوریتمهای سریعتر و دقیقتر را در مقایسه با الگوریتمهای شناخته شده موجود نمایان می سازد.

کلید واژه ها: تئوری اغتشاشات تکین (Singular Perturbation Theory) ، بسط مجانبی هماهنگ (Matched Asymptotic Expansion) ، جسم بازگشتی (Reentry Vehicle) ،

زمان حل (Solution Time) ، هدایت بهینه برخط (Optimal Online Guidance) .

[1] - Reentry Vehicle
[2] - Variation of Extremals

فهرست

۱. *فصل اول: مقدمه* ۱

۱،۱. زمینه تحقیق ۱

۱،۲. بحثی مختصر در خصوص اجسام پرنده بازگشتی ۲

۱،۳. دلایل بهره گیری از تئوری اغتشاشات تکین ۵

۱،٤. خلاصه پایان نامه ۸

۱،۵. خلاصه فصل ۱۰

۲. *فصل دوم: آشنایی با بازگشت و مروری بر تحقیقات گذشته* ۱۱

۲،۱. محدودیتها و ساده سازیها ۱۱

۲،۲. ساختار کلی مسایل بهینه سازی ۱۳

۲،۳. تکنیکهای حل مساله بهینه سازی ۱٤

۲،٤. الگوهای تحلیل و فرضیات متداول در تحقیق ۱۵

۲،۵. سوالات مطرح و یافته های تاکنون ۱۸

۲،۵،۱. کلیاتی در خصوص بازگشت ۱۸

۲،۵،۱،۱. فرهنگ لغات بازگشت به جو ۱۸

۲،۵،۱،۲. اشکال اجسام بازگشتی ۱۹

۲،۵،۱،۳. برخی مفاهیم مرتبط با طراحی اجسام پرنده بازگشتی ۲۱

۲،۵،۱،٤. بحثی مفهومی در ارتباط با محافظت حرارتی ۲۳

۲،۵،۱،۵. بحث در مورد بیشینه شتاب کاهنده و بیشینه فشار آیرودینامیکی ۲۷

۲،۵،۱،٦. یکی از تئوریهای نوین در خصوص بازگشت ۲۹

۲،۵،۲. روشهای بهینه سازی Reentry در مقالات(مروری بر تحقیقات گذشته) ۳۱

۲،٦. توسعه معادلات مناسب ٤٦

۲،۷. نتیجه گیری ۵٤

۳. *فصل سوم: کاربرد تئوری اغتشاشات تکین در کنترل و مسایل بهینه سازی* ۵۵

۳،۱. آشنایی با SPT ۵۵

۳،۱،۱. تاریخچه به کارگیری SPT در تئوری کنترل بهینه ۵۷

۳،۲. مفهوم و روح روش ٦٣

۳،۳. مدل ریاضی SPT استاندارد و توصیف ساده ترین حالت روش ٦٥

۳،٤. برخی توضیحات تکمیلی ۷۰

۳،٥. یک مثال ساده ۷۱

۳،٦. حالت غیر استاندارد ۷٥

۳،۷. یک استاندارد سازی معروف ۷۷

۳،۸. طبیعت چندگانه سیستمها از حیث زمانی ۸۰

۳،۹. نمود تئوری های خاص SPT در کنترل بهینه ۸۱

۳،۹،۱. یک مثال پارامتری ۸٥

۳،۱۰. معرفی روش MAE الهام بخش شیوه حل پایان نامه ۸٦

۳،۱۱. بسط بر حسب ε ۸۸

۳،۱۲. نتیجه گیری ۸۹

٤. فصل چهارم: تعریف و ارایه روش حل مساله ۹۰

٤،۱. تعریف مساله ۹۰

۴،۱،۱. طرح مساله بهینه ۹۳

۴،۱،۲. پاسخ خارجی یا کپلرین ۹٦

۴،۱،۳. پاسخ میانی، شرط هماهنگ سازی و شرایط مرزی ۱۰۱

٤،۱،۳،۱. پاسخ میانی ۱۰۱

٤،۱،۳،۲. شرط هماهنگ سازی و شرایط مرزی ۱۰۲

۴،۱،۴. پاسخ داخلی یا آیرودینامیک محور ۱۰٥

٤،۱،٤،۱. حل عددی پاسخ داخلی ۱۱۰

٤،۲. حل مساله فنی- عددی ۱۱۱

۴،۲،۱. شبیه سازی اولیه و ترسیم *Footprint* ۱۱٤

۴،۲،۲. پاسخ خارجی یا کپلرین ۱۱۷

۴،۲،۳. پاسخ میانی ۱۲۰

۴،۲،۴. پاسخ داخلی یا آیرودینامیک محور ۱۲۱

٤،۲،٤،۱. ضرایب وزنی در تابع معیار عملکرد ۱۲۱

٤،٢،٤،٢. حالتها و کنترلهای بهینه ١٢٣
۴،۲،۵. پاسخ نهایی، بحث، مقایسه و نتیجه گیری ١٢٧
٤،٢،٥،١. مقایسه با SD ١٣٢
٤،٢،٥،٢. بحث و نتیجه گیری ١٤٠
٥. *فصل پنجم: تبدیل حل بهینه به الگوی هدایت بهینه* ١٤٣
٥،١. تبدیل حل بهینه به الگوی هدایتی ١٤٣
٥،٢. تغییر *برای* تئوری ١٤٥
٥،٣. تغییر نقطه آغاز حرکت ١٥٠
٥،٤. اثر باد ١٥٣
٦. *نتیجه گیری نهایی و پیشنهادات* ١٥٨
٧. *مراجع* ١٦٣
٨. *پیوست* ١٧١
٨،١. پیوست ١: فرهنگ لغات بازگشت به جو ١٧١
٨،٢. پیوست ٢: اشکال اجسام بازگشتی ١٧٧
٨،٣. پیوست ٣: روشهای عددی حل معادلات مسایل بهینه سازی: S.D. و V.o.E. ١٨٠
٨،٤. پیوست ٤: مشخصات RV مورد استفاده ١٩٢

فهرست اشکال

شکل ۱ شکل ۲،۱- روند تحقیقاتی پایان نامه ۱۷
شکل ۲ شکل ۲،۲- shadowgraph مربوط به اولیت آزمایشهای NACA روی شکل اجسام بازگشتی. قسمتهای تیره نواحی با چگالی بالاتر را نشان می دهند ۲۰
شکل ۳ شکل ۲،۳- وسیله پرنده بازگشتی با نسبتهای برا به پسای بزرگتر می تواند در محدوده وسیعتری فرود بیاید ۲۳
شکل ٤ شکل ۲،٤- اشکال مختلف اجسام بازگشتی، نسبتهای برا به پسای نوعی و برخی ویژگی های دیگر ۲۸
شکل ٥ شکل ۲،٥- تغییرات چگالی، سرعت، نیروی آیرودینامیکی مقاوم و گرمایش آیرودینامیکی در طول مسیر بازگشت ۲۹
شکل ٦ شکل ۲،٦- جسم بازگشتی Space Ship One در حال پرواز ۳۱
شکل ۷ شکل ۲،۷- جسم پرنده بازگشتی و متغیرهای مربوط به موقعیت و سرعت آن ٤۷
شکل ۸ شکل ۲،۸- زاویه های I، α و Ω ٥۲
شکل ۹ شکل ۳،۱- به کارگیری online روش SPT در شرایطی که دو بار تکرار می گردد یعنی دقیق تر از یک بار تکرار است [٥۸] ٦۰
شکل ۱۰ شکل ۳،۲- تفاوت z دقیق و z تقریبی ۷٤
شکل ۱۱ شکل ۳،۳- تفاوت لایه مرزی و پاسخ آرام برای z ۷٥
شکل ۱۲ شکل ٤،۱- RV در نظر گرفته شده و ابعاد بر حسب سانتیمتر [۷۳] ۱۱۲
شکل ۱۳ شکل ٤،۲- Footprint به ازای کنترلهای مجاز مساله ۱۱٦
شکل ۱٤ شکل ٤،۳- پاسخ خارجی مرتبه صفرم برای سرعت ۱۱۸
شکل ۱٥ شکل ٤،٤- پاسخ خارجی مرتبه صفرم برای زاویه مسیر ۱۱۹
شکل ۱٦ شکل ٤،٥- پاسخ خارجی مرتبه صفرم برای عرض جغرافیایی ۱۲۰
شکل ۱۷ شکل ٤،٦- پاسخ داخلی مرتبه صفرم برای سرعت ۱۲۳
شکل ۱۸ شکل ٤،۷- پاسخ داخلی مرتبه صفرم برای زاویه مسیر ۱۲٤
شکل ۱۹ شکل ٤،۸- پاسخ داخلی مرتبه صفرم برای طول و عرض جغرافیایی ۱۲٥
شکل ۲۰ شکل ٤،۹- پاسخ داخلی مرتبه صفرم برای زاویه انحراف مدار ۱۲٦
شکل ۲۱ شکل ٤،۱۰-پاسخ مرتبه صفرم برای کنترلهای بهینه ۱۲۷
شکل ۲۲ شکل ٤،۱۱- سرعت مرتبه صفرم، پاسخ کلی، پاسخ خارجی و پاسخ داخلی ۱۲۸
شکل ۲۳ شکل ٤،۱۲- زاویه مسیر مرتبه صفرم، پاسخ کلی، پاسخ خارجی و پاسخ داخلی ۱۲۹
شکل ۲٤ شکل ٤،۱۳- عرض جغرافیایی مرتبه صفرم، پاسخ کلی، پاسخ خارجی و پاسخ داخلی ۱۳۰
شکل ۲٥ شکل ٤،۱٤- طول جغرافیایی مرتبه صفرم، پاسخ کلی، خارجی و داخلی ۱۳۱
شکل ۲٦ شکل ٤،۱٥- زاویه انحراف مدار مرتبه صفرم، پاسخ کلی، خارجی و داخلی ۱۳۲
شکل ۲۷ شکل ٤،۱٦ – سرعت به دست آمده از روش پایان نامه و SD ۱۳۳
شکل ۲۸ شکل ٤،۱۷- بخشی بزرگنمایی شده از شکل ٤،۱٦ ..... ۱۳٤

شکل۲۹ شکل٤،١٨- زاویه مسیر به دست آمده از روش پایان نامه و SD ١٣٥
شکل۳۰ شکل٤،١٩- بزرگنمایی شکل ٤،١٨ جهت مشاهده بهتر اختلاف دو پاسخ ١٣٦
شکل۳۱ شکل٤،٢٠- طول جغرافیایی به دست آمده از روش پایان نامه و SD..... ١٣٧
شکل۳۲ شکل٤،٢١- طول جغرافیایی به دست آمده از دو روش پایان نامه و SD..... ١٣٨
شکل۳۳ شکل ٤،٢٢- زاویه انحراف مداری به دست آمده از دو روش پایان نامه و SD ١٣٩
شکل۳٤ شکل ٤،٢٣- کنترلهای بهینه به دست آمده از SD و روش پایان نامه ١٤٠
شکل۳٥ شکل ٥،١- امکان به کارگیری روش SPT در سیستم هدایت ١٤٤
شکل۳٦ شکل٥،٢- هدایت بهینه بر اساس MAE مرتبه صفرم، تغییرات سرعت بی بعد ١٤٦
شکل۳۷ شکل ٥،٣- هدایت بهینه بر اساس MAE مرتبه صفرم، تغییرات زاویه مسیر ١٤٧
شکل۳۸ شکل ٥،٤ – هدایت بهینه بر اساس MAE مرتبه صفرم، عرض جغرافیایی ١٤٨
شکل۳۹ شکل ٥،٥ – تغییرات دلتای بهینه ١٤٩
شکل٤٠ شکل ٥،٦- برنامه هدایت بهینه RV ، کنترل بهینه زاویه رل آیرودینامیکی ١٥٠
شکل٤١ شکل٥،٧- قابلیت انعطاف در برابر خطا در موقعیت اولیه ١٥١
شکل٤٢ شکل ٥،٨- تقریبی از منطقه A برای مساله فنی خاص در نظر گرفته شده ١٥٢
شکل٤٣ شکل ٥،٩- تغییرات سرعت بدون باد افقی و در حضور آن..... ١٥٣
شکل٤٤ شکل ٥،١٠- تغییرات زاویه مسیر بدون باد افقی و در حضور آن ١٥٤
شکل٤٥ شکل ٥،١١- عرض جغرافیایی بدون باد افقی و در حضور آن ١٥٥
شکل٤٦ شکل ٥،١٢- سرعت بدون باد عمودی و در حضور آن..... ١٥٦
شکل٤۷ شکل ٥،١٣- زاویه مسیر بدون باد عمودی و در حضور آن ١٥٧
شکل٤٨ شکل ٥،١٤-عرض جغرافیایی بدون باد عمودی و در حضور آن..... ١٥٨

۱. فصل اول: مقدمه

۱،۱. زمینه تحقیق

پایان نامه حاضر سعی دارد یکی از مسایل پیچیده و مطرح در علم هوافضا، یعنی هدایت بهینه اجسام بازگشتی را، به کمک الگوریتمی مبتنی بر تئوری اغتشاشات تکین[۱] حل نماید. عنوان تحقیق نشان می دهد که این پایان نامه از لحاظ نظری به طور اساسی با سه مبحث مرتبط است. کنترل بهینه که زیر مجموعه مباحث خانواده کنترل مدرن است، تئوری اغتشاشات تکین که در ابتدا در چارچوب ریاضیات محض مطرح گشته است و دینامیک وسایل پرنده فضایی.

روند توسعه کنترل بهینه و تئوریها و روشهای مرتبط با آن ناشناخته نیست. کارهای بزرگانی چون نیوتن[۲] و برادران برنولی[۳] و لوپیتال[۴] در ریاضیات زمینه لازم برای به دنیا آمدن این تئوری در حدود دهه ٤٠ میلادی را فراهم نمودند. پس از آن تلاشهای افرادی نظیر همیلتن، پونتریاگین و بلمن و در سالهای بعدی برایسون این شاخه از کنترل مدرن را به یکی از پویاترین و مهمترین زمینه های تحقیق تبدیل نمودند. [۱]و[۲]

در حالت کلی ، مسایل کنترل بهینه ، که خاستگاهشان دقیقا علم هوافضا بوده است ، به حل یک TPBVP[۵] منجر می شوند و از آنجا که در موارد نادری حل این دستگاهها به طور تحلیلی ممکن می گردد ، باید روشهایی برای حل عددی این نوع دستگاهها مورد استفاده قرار گیرند. شایان ذکر است که روشهای عددی معمولی شناخته شده برای حل دستگاه معادلات دیفرانسیل

---

۱ - Singular Perturbation Theory
۲ - Newton
۳ - Bernoulli
٤ - L'Hopital
۵ - Two Point Boundary Value Problem

برای این مساله خاص به قدر کافی پاسخگو نیستند. به عبارت دقیق تر، روشهای توسعه داده شده تا امروز، همانگونه که در فصل ۲ دیده خواهد شد، یا به اندازه کافی دقیق نیستند و یا اینکه به قدر کافی سریع نمی باشند، حتی با افزایش روزافزون سرعتها. به همین خاطر محققان دایما در پی توسعه و معرفی روشهای حل تحلیلی و عددی جدیدی هستند که بتواند نیاز های نوین را برآورده سازد.

در ارتباط با بازگشت[۱] ، نیاز روز نه تنها ارایه یک تکنیک برای دستیابی به حل بهینه است بلکه ارایه تکنیک حل بهینه ای است که به قدر کافی سریع باشد و قابلیت تبدیل به یک الگوی هدایتی بلادرنگ و یا شبه–بلادرنگ را داشته باشد.

۱،۲. بحثی مختصر در خصوص اجسام پرنده بازگشتی

با اینکه تسخیر فضا فقط از سال ۱۹۵۷ میلادی(سال پرتاب اسپوتنیک) آغاز گشت، دینامیک وسایل پرنده فضایی شاید قدیمی ترین زمینه مربوط به این پایان نامه باشد چرا که این زمینه و یا حداقل بحث نیروهای وارده بر یک جسم در فضا از قرون گذشته مورد توجه افرادی همچون لاپلاس و نیوتن بوده است. البته این بدان معنا نیست که در سالهای اخیر تحولاتی در آن صورت نگرفته باشد و در همین تحقیق از مفاهیم و ابداعات اشخاصی نظیر چاپمن[۲] که در قرن بیستم کارهای خود را ارایه کرده اند استفاده شده است؛ به ویژه برای به دست آوردن معادلات توصیف کننده حرکت.

پیشرفت عمده علم در خصوص بازگشت به جو ، مرهون دوران جنگ سرد است. پس از جنگ جهانی دوم دو بلوک شرق و غرب به طور تقریبا همزمان به سلاحهای هسته ای دست یافتند. اما

---

۱ - Re-entry

۲ - Chapman

این مساله مطرح بود که آیا اساسا شلیک موشکهای قاره پیما و نهایتا اجرای مرحله بازگشت به اتمسفر از حیث مهندسی قابل اجراست؟ برخی صاحبنظران اظهار می داشتند که با توجه به مرتبه عددی سرعتهای مداری و نهایتا سرعت اجسام بازگشتی به اتمسفر (بر اساس محاسبات به چند هزار متر بر ثانیه می رسیدند) ، جلوگیری از سوختن و از بین رفتن اجسام بازگشتی ممکن نیست. اما نظیر بسیاری از موارد دیگر در تاریخ بشر ، در این مورد نیز طبیعت نمونه ای از بازگشت به جو را ارایه می داد. عبور شهاب سنگها از جو و رسیدن آنها به سطح زمین ، بدون اینکه کاملا از بین بروند ، نشان می داد که در عمل بازگشت به جو ممکن است. روی چنین فناوری ای تحقیقات زیادی صورت گرفت و نهایتا برخی کشورها به این تکنولوژی دست یافتند. اولین کسانی که موفق به استفاده از این فناوری شدند روسها بودند که توانستند فضانورد خویش را در مدار زمین قرار دهند و سپس وی را صحیح و سالم بر روی زمین بازگردانند. پس از آن واقعه بلوک غرب نیز تلاشهای زیادی را در این راستا آغاز نمود. در مقالات علمی دهه ۵۰ میلادی ، تحقیقات زیادی بر روی شکل احتمالی اجسام بازگشتی صورت گرفت و کلا اجسام بازگشتی مساله روز آن زمان بودند. اینکه چه ماده ای باید برای روکش جسم پرنده بازگشتی مورد استفاده قرار بگیرد ، اینکه آیا باید در طول بازگشت بدنه آن فرسایش یابد یا خیر و بسیازی از سوالات دیگر ، در خصوص فناوری ساخت این وسایل مطرح بودند. اما به موازات آن ، از همان دهه ۵۰ میلادی ، دانشمندان شرق و غرب به فکر مسیر حرکت احتمالی برای وسایل پرنده بازگشتی افتادند. عملا تحقیق بر روی بهینه سازی مسیر ، انتخاب طریقه بازگشت به جو و تکنیکهای مورد استفاده ، به موازات پیشرفت فناوری پیش رفت چرا که یک راهبرد جدید کنترل ، امکان به کارگیری فناوریهای ساخت نوین را فراهم می نمود ، و بالعکس. از حیث علمی،

حرکت اجسام پرنده بازگشتی[1] یکی از مسایل مطرح در علم روز هوافضا است. دلیل این مساله اهمیت خاصی است که استفاده از فضا، چه از حیث نظامی و چه از حیث فناوری، علمی و تحقیقاتی یافته است. کشورهای پیشرفته سرمایه گذاری قابل توجه ای بر روی کاوش در فضا انجام داده اند و امروزه به دنبال طراحی پرتاب کننده های فضایی قابل بازیافت[2] هستند و این نیازمند تحقیق در خصوص بازگشت به جو است. در عین حال، تحقیقات بر روی موشکهای قاره پیما، که پس از خروج از جو مجددا به آن بازمی گردند ادامه دارد و چنین برنامه هایی بخشی از بودجه کشورهای پیشرفته و حتی کشورهای در حال توسعه را به خود اختصاص داده می دهد. به اقتضای چنین نیازهایی طبیعی است که ادبیات علمی در این خصوص زیاد باشد و جوامع علمی طالب پژوهشهایی در این خصوص باشند. اما هدایت بهینه به صورت بلادرنگ اوج فناوری در این زمینه است و عملا مبحثی است که در مرز دانش مطرح می گردد و لذا به عنوان زمینه تحقیق مناسب دانسته شده است. لزوم هدایت بهینه از آنجا مطرح می شود که این امکان را به کشورها می دهد که با حداقل خطا بتوانند از پرتاب کننده ها و یا موشکهای قاره پیما بهره بگیرند. دقت در کنترل آنها یک ویژگی اضافی نیست و موفقیت ماموریتهای مذکور مشروط به توانمندی در کنترل با دقت قابل قبولی است. توانمندی هدایت بلادرنگ یا حتی بر خط، عملا باعث افزایش دقت است و به معنای سریع تر اثر دادن اثرات اغتشاشات محیطی و عوامل مزاحم مختلف در کنترل وسیله پرنده است.

---

[1] - Re-entry Vehicles
[2] - Re-usable Launch Vehicle

۱،۳. دلایل بهره گیری از تئوری اغتشاشات تکین

اما چگونگی پدید آمدن روشها و تئوریهای مربوط به تئوری اغتشاشات تکین بسیار متفاوت بوده است. در سال ۱۹۰٤ ، در سومین کنگره بین المللی ریاضیات ، لودویک پرانتل[۱] مقاله ای را در خصوص " حرکت سیال با اصطکاک ناچیز" ارایه نمود که در آن مفهوم لایه مرزی سرعت برای نخستین بار مطرح گشت. در حقیقت حرکت سیال تراکم ناپذیر لزج بر روی یک صفحه بررسی می گشت و در آن اذعان می شد که سرعت روی صفحه به صفر می رسد و به تدریج تغییر می یابد تا به سرعت جریان آزاد برسد. این مفهوم و درک اینکه فقط در لایه مرزی گرادیان سرعت موجود است، در حقیقت باعث تولد مفهوم اغتشاشات تکین شد. به همین خاطر در این شیوه اصطلاح "لایه مرزی"[۲] همچنان به کار می رود. اما در اصل تئوریهای ریاضی این شیوه در دانشگاه دولتی مسکو[۳] بنا نهاده شد و تیخونوف[٤] شخصی بود که در سال ۱۹۵۲ حاصل پژوهشهایش را در این زمینه در این دانشگاه ارایه نمود. کارهای وی توسط دانشجویانش به ویژه واسیلیوا[٥] از سال ۱۹٦۳ تا امروز ادامه داده شده اند. امروزه نیز دانشگاه مسکو یکی از مراکز مهم تحقیقات در خصوص این شیوه است گر چه بازماندگان ابداع کنندگان شرقی این شیوه در غرب به سر می برند. البته برخی مقالات به زبان آلمانی مربوط به سالهای ۱۹٤۰ الی ۱۹٤٤ نیز به این موضوع مرتبط می گردند و این فکر را هم تقویت می کنند که آلمانها نیز به نوعی از نتایج این تئوری استفاده می نموده اند، گر چه تئوری مدونی برای آن توسعه نداده بوده اند و یا لااقل چنین چیزی از آنها به دست نیامده است.

---

۱ - L. Prandtl
۲ - Boundary Layer
۳ - Moscow State University
٤ - Tikhonov
٥ - Vasileva

اولین بار در سال ۱۹٤٦ شخصی که بر تئوری فوق نام اغتشاشات تکین را نهاد شخصی به نام وازو[۱] بود. در سال ۱۹٦۸ کوکوتوویچ[۲] و سانوتی[۳] این تئوری را برای حل مسایل کنترل بهینه و طراحی کنترلر به کار گرفتند. مسایل مینیمم زمان و مینیمم مصرف سوخت که از مسایل مطرح آن زمان بودند حل شدند.[۳]و [٤]

این دقیقا زمینه ای است که پایان نامه حاضر در چارچوب آن فعالیت نموده، یعنی حل مساله کنترل بهینه و سپس هدایت بهینه به کمک ابزاری قوی به نام تئوری اغتشاشات تکین که نسبت به سایر روشهای ریاضی مورد استفاده در بهینه سازی ناشناخته تر مانده است. آن هم به دو دلیل:

الف) نسبت به سایر روشهای حل مطرح در بهینه سازی جوان تر است و

ب) به قدر سایر روشها بر روی آن کار صورت نگرفته است،[٤]

ج) و در مسایل حل شده از این طریق در گذشته، این روش پاسخ نسبتا دقیقی را در کمترین زمان ارایه می دهد.

موارد الف و ب می توانند الزاما هم مزیت نباشند اما مساله اینست که در مواردی که این روش به کار رفته است کارآیی خوبی در مقایسه با سایر روشهای حل داشته است و به همین دلیل استفاده از آن برای حل مسایل بیشتری که قابلیت حل با آن را دارند توسط مراجع [٤] توصیه گشته است.

به علاوه، با توجه به اینکه معادلات توصیف کننده حرکت اجسام بازگشتی از جمله معادلاتی هستند که شرایط ریاضی لازم برای اجرای روش اغتشاشات تکین در آن وجود دارد، ویژگیهای مثبت این روش محقق را بر آن داشت که از آن به عنوان روش حل استفاده نماید.

---

۱ - Wasow

۲ - Kokotovic

۳ - Sannuti

به طور خلاصه، روش اغتشاشات تکین دارای ویژگیهای منحصر به فردی است و در عین داشتن دقت قابل قبول می تواند با سرعت بالایی TPBVP ها را حل نماید. این مطلب بسیار مهم است که هنوز زمینه توسعه تئوری اغتشاشات تکین وجود دارد و احتمالا در سالهای آتی نیز محققان زیادی با کار بر روی آن نتایج و روشهای جدیدی را ارایه خواهند نمود. [٤]

یکی از مشکلات اساسی که در مسایل مهندسی رخ می نماید ، به دست آوردن مدل ریاضی مناسب برای سیستمهای فیزیکی است. تجربه نشان می دهد که هر چه مدل ریاضی کامل تر و نزدیک تر به واقعیت باشد ، پیچیده تر می گردد و طبعا حل مساله بر اساس آن دشوار تر خواهد بود. به علاوه کار کردن با یک مدل ریاضی پیچیده ، معمولا این فرصت را به طراح نمی دهد که درکی از پاسخها داشته باشد و ممکن است حتی به وی پاسخهای نادرست و بسیار دور از حقیقت بدهد. همچنین ، در بسیاری از کاربردها ، زمان پاسخ، حجم محاسبات و هزینه مربوط به حل مدل دقیق آنقدر زیاد است که فکر استفاده گسترده و صنعتی از آن فاقد توجیه است. معمولا دیده می شود که پیش از حل معادلات پیچیده، طراحان سعی دارند برخی ساده سازیها را وارد معادلات نمایند و با حل مدلهای ریاضی ساده شده ابتدا دیدی کلی در مورد مساله و رفتار سیستم فیزیکی به دست بیاورند. این شیوه موثر است ولی همیشه کارآ نیست و به علاوه حل مدلهای ساده شده ، نمی تواند ارزش کاربردی چندانی داشته باشد ، چرا که معمولا دارای دقت مناسبی نیست. تئوری اغتشاشات تکین (که جهت سهولت از این پس SPT نامیده خواهد شد) ، شیوه ای است که در حقیقت هم حل نسبتا دقیقی ارایه می دهد و هم دید عالی از سیستم حل شده ارایه می دهد و الگوریتم حل را ساده می سازد. مزیت فوق العاده آن همین است که مصالحه ای است میان دقت و سادگی مدل که از حیث زمان و هزینه حل نیز مقرون به صرفه است. دلیل انتخاب چنین شیوه ای نیز دقیقا همین مزایای آن هستند. در فصل ۲ دیده خواهد شد

که مقالات و منابع بررسی شده نشان می دهند که روش انتخاب شـده حقیقتـا دارای ویژگیهـای ذکر شده می باشد.

SPT خود در بر گیرنده خانواده ای از روشهاست و در پایان نامه حاضر تکنیک "بسط هماهنـگ مجانبی"[1] که زین پس به اختصار MAE نامیده خواهد شـد اسـتفاده شـده اسـت. ایـن روش بـه خودی خود ، روشی تحلیلی است اما در پایان نامه حاضر در ترکیب بـا روش VOE[2] تبـدیل بـه روشی عددی می گردد.

شاید ایراد اساسی روش اغتشاشات تکین، همانگونه که در فصل ۳ توضیح داده خواهد شد، ایـن باشد که برای هر سیستمی قابل پیاده سازی نیست. اما در واقع، بسیاری از مسایل که قابلیت حل به کمک این روش را دارند مورد بررسی قرار نگرفته اند، و مساله خاص مطرح در این پایان نامه، تحت شرایطی که بازگو خواهد شد، از زمره این مسایل است.

۱،٤. خلاصه پایان نامه

در این پایان نامه، با استفاده از تئوری اغتشاشات تکین و ترکیب آن با یـک روش دیگـر بـه نـام تغییر اکسترممها[3]، (که از این پس برای سهولت VOE نامیده می شود) تکنیک نوینی توسـعه داده می شود که مساله مربوط به بازگشت را در شرایطی که توصیف خواهد شد حل مـی نمایـد، کـه این حل در عین داشتن دقت قابل قبول، با سرعت بالایی به دست می آیـد. ایـن تکنیـک کـه بـا ترکیب روشهای پیشین و شناخته شده از سوی محقق ابداع گشته، طبعـا تـا بـه حـال در ادبیـات علمی مورد استفاده قرار نگرفته است. درک مفهوم روش و مقایسه نتـایج آن بـا نتـایج روشـهای دیگر، درستی پاسخهای آن را نشان می دهد.

---

[1] - Matched Asymptotic Expansion
[2] - Variation of Extremals
[3] - Variation of Extremals

در فصل اول مختصات و ویژگیهای کلی پایان نامه ترسیم گشتند.

در فصل دوم ابتدا مطالبی برای کسب درک مفهومی از بازگشت به جو آورده مـی شـوند. سـپس روشهای بهینه سازی دسته بندی می گردند و روند تحقیقاتی پایان نامه روشن می شود. تحقیقات گذشته آن گونه که به ترتیب اهمیت و زمان مورد استفاده محقق قرار گرفته اند مرور می گردند و نهایتا نیازها و ضروریاتی که منجر به شکل گیری پایان نامه فوق شده اند توصیف می گردند.

در فصل سوم، تئوری اغتشاشات تکین، شیوه اصلی مورد استفاده در پایان نامه، معرفی گشته و با مثالهای متعدد مفهوم آن توضیح داده می شود.

در فصل چهارم قسمت عمده پایان نامه، یعنی چگونگی توسعه معادلات، تغییر متغیرهای اعمـال شده و نهایتا حل آنها تبیین می شود؛ شیوه حل نویم به کار برده شده توصیف می گردد؛ مرحلـه محاسباتی اساسی پایان نامه[۱]، یعنی یافتن مسیر بهینه توضیح داده می شود.

نتایج بـا بهـره گیـری از روش حـل Steepest Descent و مراجـع موجـود ارزیـابی شـده و در خصوص مزایا و معایب نتایج روش نوین بحث می شود و نشان داده می شود که روش در عـین داشتن دقت قابل قبول دارای سرعت مناسب و لذا قابل استفاده به عنوان یک روش تولیـد مـسیر بهینه در الگوی هدایتی است.

برنامه برای یافتن هدایت بهینه بر خط[۱] نیز توسعه داده شده و نتایج نمایش داده می می شوند.

فصل پنجم در بر دارنـده نتیجـه گیـری کوتـاهی از کـل پایـان نامـه اسـت و بیـشتر متکـی بـر دستاوردهای فصل چهارم است.

---

[۱] Online -