



دانشگاه صنعتی امیرکبیر

دانشکده مهندسی هوافضا

رساله دکترای مهندسی هوافضا

هدایت نزدیک بهینه ورود به جو با استفاده از رویکرد حل معکوس

نگارش:

رضا اسماعیل زاده اول

استاد مشاور:

دکتر مهدی مرتضوی

استاد راهنما:

دکتر ابوالقاسم نقاش

خرداد ۱۳۸۶

بسمه تعالی

شماره:

تاریخ:

معاونت پژوهشی
فرم پروژه تحصیلات تکمیلی ۷

فرم اطلاعات پایان نامه
کارشناسی ارشد و دکترا



دانشگاه صنعتی امیرکبیر
(پلی تکنیک تهران)

مشخصات دانشجوی

نام و نام خانوادگی: رضا اسماعیل زاده اول دانشجوی آزاد بورسیه معادل

شماره دانشجویی: ۸۰۱۲۹۹۳۹

رشته تحصیلی: مهندسی هوافضا (دینامیک پرواز و کنترل) دانشکده مهندسی هوافضا

نام و نام خانوادگی استاد راهنما: ابوالقاسم نقاش

عنوان به فارسی: هدایت نزدیک بهینه ورود به جو با استفاده از رویکرد معکوس

عنوان به انگلیسی: Near Optimal Reentry Guidance Law Using Inverse Problem Approach

نوع پروژه کارشناسی ارشد کاربردی بنیادی توسعه ای نظری
دکترا x

تاریخ شروع: ۸۴/۷/۴ تاریخ خاتمه: ۸۶/۳/۲۲ تعداد واحد: ۲۴ سازمان

تأمین کننده اعتبار: سازمان صنایع هوافضا

واژه‌های کلیدی به فارسی: هدایت صریح، بازگشت به جو، الگوریتمهای ژنتیک، مسیر بهینه.

واژه‌های کلیدی به انگلیسی: Explicit Guidance, Reentry, Genetic Algorithms, Optimal Trajectory.

نظرها و پیشنهادهای به منظور بهبود فعالیت‌های پژوهشی دانشگاه:

استاد راهنما: ابوالقاسم نقاش

دانشجو: رضا اسماعیل زاده اول

امضاء استاد راهنما: تاریخ:

نسخه ۱: معاونت پژوهشی

نسخه ۲: کتابخانه و به انضمام دو جلد پایان نامه به منظور تسویه حساب با کتابخانه و مرکز اسناد و مدارک علمی

چکیده:

رساله حاضر مبتنی بر توسعه رویکردهای هدایتی صریح و حل معکوس در هدایت ورود به جو است. جسم پرنده مورد نظر نوعی سرچنگی بوده که به سمت هدفی ثابت با مختصات معلوم هدایت می‌شود. فرامین هدایت، شتابهای جانبی و نرمال (معادل با زوایای غلت و حمله) بوده و قیود مسیر پرواز شامل حداکثر فرمان شتاب و ارضای شرایط ورود به جو می‌باشد.

در این رویکرد ابتدا با حذف متغیر زمان، متغیر مستقل به برد تغییر یافته و در نتیجه تعداد معادلات حرکت کاهش می‌یابد؛ سپس با استفاده از روش حل معکوس، فرامین هدایت محاسبه و براساس ایده مطرح در هدایت صریح، این فرامین به شکل هندسی مسیر مرتبط می‌گردند. نشان داده می‌شود برای تولید مسیر، با استفاده از منحنی بی‌زویه درجه سه، به حداقل پارامترها (دو عدد) نیاز خواهد بود. وسیله تا زمانی که به قیود برخورد نکند روی مسیر بی‌زویه حرکت کرده و به محض برخورد با هر نوع قید، مسیر بی‌زویه دیگری به گونه‌ای تولید می‌گردد که شرایط پیوستگی سه‌گانه را با مسیر قبل ارضا نماید. وسیله با مقادیر مرزی، روی مسیر جدید ادامه حرکت داده و به محض خارج شدن از قید، مسیر بی‌زویه دیگری با همان شرایط پیوستگی جایگزین مسیر قبل خواهد شد. این فرایند تا انتهای پرواز تکرار شده و رویکرد جدیدی در هدایت ورود به جو، شکل خواهد گرفت.

مسیر بهینه بی‌زویه، وابسته به انتخاب بهینه پارامترهای مسیر در ابتدای ورود به جو است. از روشهای بهینه‌سازی متفاوتی بدین منظور می‌توان استفاده نمود که پس از مروری بر آنها، رویکرد الگوریتمهای تکاملی با کد حقیقی پیشنهاد شده است. نشان داده می‌شود حل بهینه برای حداکثر سرعت اصابت به هدف، سعی بر این دارد، جسم پرنده بیشترین قسمت از مسیر پرواز خود را در اتمسفر رقیق طی کرده و با بزرگترین زاویه مسیر پرواز به هدف اصابت نماید. این نتیجه با استفاده از روش ترتیب مستقیم در حل این مسئله نیز تائید می‌گردد. به منظور کاربرد این رویکرد، با توسل به مفهوم فیزیکی حل بهینه، تقریبی از حل الگوریتم ژنتیک پیشنهاد شده است. در روش پیشنهادی جسم پرنده در ابتدای ورود به جو بدون توجه به خطای سمت، تمام نیروی کنترلی خود را در جهت بالا اعمال کرده به نحوی که پارامترهای مسیر بی‌زویه در ابتدای ورود به جو مقادیر مرزی گرفته و در ادامه حرکت همانند قبل با استفاده از شرایط پیوستگی سه‌گانه، مسیر بی‌زویه جدید تولید و قیود ارضا می‌گردند. مقایسه این راهکار با حلهای بهینه همخوانی بسیار خوبی داشته و در مقایسه با روش

ناوبری تناسبی خالص افزایش قابل ملاحظه‌ای را در سرعت اصابت نشان می‌دهد. مقاومت این روش در برابر اغتشاشات و عدم قطعیت‌هایی از قبیل تغییر در شرایط ورود به جو، تغییر در خصوصیات آیرودینامیکی و تغییر در خصوصیات اتمسفر و وجود بادهای تصادفی با روش مونت کارلو انجام یافته است. با توجه به تولید لحظه‌ای مسیر و استقلال از مسیر نامی، این روش در مقایسه با روشهای متعارف، مقاومت و عملکرد بهتری را در حضور اغتشاشات از خود نشان می‌دهد. در انتها با بررسی پدیده‌های گرمایش و فناشوندگی در مسیر پیشنهادی خصوصیات عایق مورد استفاده (گرافیت) محاسبه می‌شوند.

روش پیشنهادی دارای مزایای قابل توجه زیر می‌باشد: ۱- ارضای قبلی شرایط مرزی، ۲- نبود مسیرهای پرت حین تولید مسیر، ۳- بیان تحلیلی مسیر مرجع با حداقل پارامترها، ۴- قابلیت کاربرد در اجسام پرنده با ساختار متفاوت صرفنظر از مقدار نسبت بر/ به پسا یا محدوده ماخ پروازی آن، ۵- قابلیت کاربرد در اجسام پرنده با ساختار متفاوت کترلی Bank-To-Turn یا Skid-To-Turn و ۶- استقلال از مسیر نامی و زمان اصابت.

کلمات کلیدی: هدایت صریح (Explicit Guidance)، بازگشت به جو (Reentry)، الگوریتمهای ژنتیک (Genetic Algorithms)، مسیر بهینه (Optimal Trajectory).

فهرست علائم

در این پایان نامه به منظور سهولت و کوتاهتر شدن متن از علائم اختصاری زیر استفاده شده است:

h	: ارتفاع	علائم:
H	: فاصله مرکز المانها	A : مساحت
I	: آنتالپی	a : شتاب
$I p_g$: گرمای پیرولیز بر واحد جرم گاز	B : نقطه کنترلی بیزیه
J	: معیار عملکرد	C : ضریب اندیس مربوطه
$J()$: تابع مخلوط	D : نیروی پسا
k	: بهره‌های هدایت	$D1$: زاویه فراز خط شیرجه
L	: نیروی برا	$D2$: زاویه آزیموت خط فراز
M	: ماخ	deg : درجه
m	: جرم	f : تابع برازندگی
\dot{m}	: شار جرمی	F : نیروی پیشران
\bar{m}	: مقدار متوسط	G : بهره هدایت خط شیرجه
N	: ضریب هدایت تناسبی	g : شتاب جاذبه
P	: تابع بیزیه	g : بردار قیود

q : انتقال حرارت	γ : زاویه مسیر پرواز
r : فاصله شعاعی	η : سمت
Re : شعاع زمین	θ : عرض جغرافیایی
Rn : عدد رینولدز	κ : متغیر مستقل منحنی بیزیه
s : واحد ثانیه- تبدیل لاپلاس	λ : طول جغرافیایی
\dot{S} : نرخ عقب نشینی	ν : دینامیک مطلوب سیستم حلقه بسته
T : درجه حرارت	μ : پارامتر جاذبه
t : زمان	ξ : برد
u : سرعت مداری	ρ : جرم حجمی
V : سرعت	σ : زاویه خط دید
w : ضرایب جریمه	τ : ثابت زمانی
X : بردار خروجی شتابسنج و جایرو	ϕ : زاویه غلت
x : بردار متغیرهای حالت	χ : توزیع کای
W : وزن	ψ : زاویه سمت
α : زاویه حمله	$(\dot{\quad})$: مشتق نسبت به زمان
β : زاویه نیروی پیشران	$(\dot{\quad})'$: مشتق نسبت به برد
ε : زاویه بردار سرعت با خط دید	$(\dot{\quad})''$: مشتق دوم نسبت به برد

مقدار نرمالیزه	: $\bar{(\quad)}$	سایش	: er
اندازه بردار	: $ $	مقدار نهایی	: f
قدر مطلق عملوند در صورت منفی بودن آن و در غیر این صورت مقدار صفر را بر می گرداند.	: $< >$	گاز	: g
بالانویس:		گاز پیرولیز	: gw
مشتق مرتبه r	: r	فرمان در صفحه افق	: hc
شمارنده فاز	: (k)	انتقال حرارت	: ht
ترانهاده	: T	اندیس شمارش	: i
مقدار در حداکثر زاویه حمله	: $*$	بر	: L
زیرنویس:		حداکثر	: max
فناشوندگی	: ab	خالص	: net
متوسط	: avg	جدید	: new
بایاس	: b	نامی	: nom
فرمان	: c	قدیم	: old
ذغال	: co	گرمای ویژه	: p
جابجایی	: $conv$	بازیافت	: r
دیواره سرد	: cw	مرجع	: ref
پسا	: D	سطح دریا	: sl

مواد جامد :	u	GTS	: Generalized Trajectory Simulation
گرافیت :	v	H-J-B	: Hamilton-Jacobi-Bellman
فرمان در صفحه قائم :	vc	IPN	: Ideal PN
سطح خارجی :	w	KEP	: Kernel Extraction Protocol
باد :	wi	LOS	: Line Of Sight
شرایط اولیه :	0	LOSR	: LOS Rate
ضریب صدور :	ϵ	NLP	: Nonlinear Programming
جریان آزاد :	∞	NOIPA	: Near Optimal Inverse Problem Approach
		PID	: Proportional-Integral-Derivative
		PN	: Proportional Navigation
		POST	: Program to Optimize Simulated Trajectories
		PPN	: Pure PN
		RGA	: Real-coded Genetic Algorithm
		RQP	: Recursive Quadratic Programming
ACE	: Aerotherm Chemical Equilibrium	RRT	: Rapidly-exploring Random Tree
APN	: Augmented PN	RV	: Reentry Vehicle
AU	: Astronomical Unit	RWS	: Roulette Wheel Selection
BLX	: Blend Crossover	SA	: Simulated Annealing
BPN	: Biased PN	SNAKE	: Sub-optimal Nodal Application of the Kernel Extraction
BTT	: Bank-To-Turn	SPX	: Simplex Crossover
CEP	: Circular Error Probable	SQP	: Sequential Quadratic Programming
DOF	: Degree of Freedom	SRRWS	: Stochastic Remainder RWS
DP	: Dynamic Programming	STT	: Skid-To-Turn
DTM	: Direct Transcription Method		
EA	: Evolutionary Algorithms		
GA	: Genetic Algorithms		
GPN	: Generalized PN		

اختصارات:

SUS : Stochastic Universal Sampling

TPBVP : Two Point Boundary Value
Problem

TPN : True PN

UAV : Unmanned Air Vehicle

UAX : Unfair Average Crossover

UNDX : Unimodal Normally Distributed
Crossover

VOF : Volume of Fraction

V&V : Verification and Validation

μ GA : Micro-Genetic Algorithms

فهرست مطالب

۱	فصل یک: مقدمه
۲	۱-۱- بازگشت به جو
۸	۲-۱- بهینه‌سازی مسیر
۱۱	فصل دو: تعریف مسئله
۱۲	۱-۲- هدف و فرضیات
۱۴	۲-۲- دینامیک RV
۱۶	۳-۲- قيود و محدودیتها
۱۸	فصل سه: روشهای هدایت ورود به جو
۱۹	۱-۳- مکانیزمهای کنترل RV ها
۲۱	۲-۳- ارتباط بین دینامیک و هدایت ورود به جو
۲۲	۳-۳- هدایت ورود به جو
۲۶	۱-۳-۳- روش هدایت خط شیرجه
۳۰	۲-۳-۳- روش هدایت تناسبی
۳۳	۳-۳-۳- هدایت ضرب خارجی
۳۴	۴-۳-۳- هدایت صریح یا مسئله معکوس
۴۱	۵-۳-۳- هدایت اغتشاش خطی
۴۶	۶-۳-۳- مسیر بهینه
۴۶	۷-۳-۳- سایر روشها
۴۹	فصل چهار: بهینه‌سازی مسیر اجسام پرنده
۵۰	۱-۴- بهینه‌سازی دینامیکی و کنترل بهینه
۵۱	۲-۴- روشهای حل
۵۳	۳-۴- روشهای حل عددی
۵۳	۱-۳-۴- روشهای مستقیم
۵۶	۲-۳-۴- روشهای غیرمستقیم
۵۹	۳-۳-۴- روشهای تصادفی

۵۹ ۴-۳-۱- الگوریتمهای ژنتیک
۶۸ ۴-۴- حداکثر سازی سرعت نهایی
۷۰ فصل پنجم: هدایت نزدیک بهینه ورود به جو با استفاده از رویکرد معکوس
۷۱ ۵-۱- حل معکوس
۷۳ ۵-۲- تولید مسیر
۷۷ ۵-۳- شبیه سازی و تحلیل نتایج
۹۸ ۵-۴- بررسی گرمایش
۱۰۱ ۵-۵- توصیف برنامه
۱۰۸ ۵-۶- صحت گذاری و تصدیق
۱۱۱ ۵-۶-۱- اثبات صحت برنامه نویسی، زیربرنامه ها و فلوچارت ها
۱۱۲ ۵-۶-۲- آزمایشات حین اجرا (دینامیکی)
۱۱۲ ۵-۶-۳- مقایسه با سایر نرم افزارها
۱۱۳ فصل ششم: نتیجه گیری و پیشنهادات
۱۱۴ ۶-۱- نتیجه گیری
۱۱۶ ۶-۲- پیشنهادات
۱۱۸ مراجع
۱۳۸ پیوست الف: مشخصات RV مورد استفاده
۱۴۰ پیوست ب: بررسی گرمایش آیرودینامیکی اجسام پرنده
۱۴۰ ب-۱- مقدمه
۱۴۰ ب-۲- کارهای انجام شده در زمینه فنا شونددگی
۱۴۱ ب-۳- تعاریف مرتبط
۱۴۲ ب-۴- سیستمهای حفاظت حرارتی
۱۴۲ ب-۴-۱- سیستم تشعشعی (بازتابشی)
۱۴۲ ب-۴-۲- سیستم جذبی
۱۴۲ ب-۴-۳- سیستم خنک کاری
۱۴۲ ب-۵- مواد فناشونده

- ب- ۱-۵- مواد فناشونده ذغالساز ۱۴۲
- ب- ۲-۵- مواد فناشونده ذوبی ۱۴۳
- ب- ۳-۵- مواد فناشونده تصعیدی ۱۴۳
- ب- ۶- معادلات حاکم و شرایط مرزی ۱۴۴
- ب- ۷- موازنه انرژی در سطح خارجی و نرخ عقب نشینی سطح ۱۴۶
- ب- ۸- خواص حرارتی و ضرایب تجزیه ۱۴۷
- ب- ۹- روش حل معادلات ۱۴۸
- پیوست ج: منحنیهای بیزیه ۱۵۰
- ج- ۱- چند تعریف ۱۵۰
- ج- ۲- منحنیهای بیزیه ۱۵۰
- پیوست د: روشهای ترتیب مستقیم ۱۵۷
- پیوست ه: الگوریتمهای ژنتیک با کد حقیقی ۱۶۱
- ه- ۱- مقدمه ۱۶۱
- ه- ۲- کدگذاری یا نمایش ژنتیکی ۱۶۲
- ه- ۳- عملگرهای ژنتیکی حقیقی ۱۶۳
- ه- ۱-۳- عملگر گزینش ۱۶۴
- ه- ۲-۳- عملگر پیوند ۱۶۷
- ه- ۳-۳- عملگر جهش ۱۶۷
- ه- ۳-۴- همگرایی و انتخاب پارامترها ۱۶۸
- ه- ۴- اعمال قیود در GA ۱۶۹
- ه- ۱-۴- روشهای مبتنی بر حفاظت از امکان پذیری حلها ۱۶۹
- ه- ۲-۴- روشهای مبتنی بر تابع جریمه ۱۶۹
- ه- ۳-۴- روشهای مبتنی بر ارجحیت حلها ممکن بر غیرممکن ۱۷۱
- ه- ۴-۴- روشهای مبتنی بر رمزگشاها (Decoder) ۱۷۲
- ه- ۵- روشهای ترکیبی ۱۷۲
- پیوست و: مقالات تهیه شده از رساله ۱۷۳

فهرست شکلها

- شکل ۱-۱-۱- مسیر یک موشک بالستیک ۳
- شکل ۲-۱- مسیر بمبافکن بین قاره‌ای زنگر ۵
- شکل ۳-۱- بیضیهای ترمزی هوهمن ۵
- شکل ۴-۱- مانور چرخش روی مسیر بازگشت پرشی ۶
- شکل ۵-۱- مسیر بازگشت ۸
- شکل ۱-۲- جایگاه سیستم هدایت در مجموعه هدایت، کنترل و ناوبری جسم پرنده ۱۳
- شکل ۲-۲- هندسه مسیر بازگشت ۱۳
- شکل ۳-۲- مکانیزم تولید نیروی کنترلی ۱۵
- شکل ۴-۲- محدودیتهای کلی در ورود به جو ۱۷
- شکل ۱-۳- نمادی از انواع مکانیزمهای کنترلی RV ها ۲۰
- شکل ۲-۳- تاریخچه انحراف متغیرهای حالت از مقادیر نامی ۲۲
- شکل ۳-۳- ارتباط بین دینامیک و نیروهای کنترلی ۲۲
- شکل ۴-۳- نمونه کلی یک سیستم هدایت و کنترل RV ۲۲
- شکل ۵-۳- هندسه خط شیرجه ۲۶
- شکل ۶-۳- تعریف بردار W ۲۸
- شکل ۷-۳- نمایش پارامترهای روش PPN در صفحه قائم ۳۰
- شکل ۸-۳- نمایش پارامترهای روش PPN در صفحه افق ۳۰
- شکل ۹-۳- نمایش پارامترهای روش ضرب خارجی در صفحه قائم ۳۳
- شکل ۱۰-۳- نمایش پارامترهای موقعیت حرکت ۳۷
- شکل ۱۱-۳- تاثیر ترمهای کنترلی روی خطای برد در سرعت ورود مداری ۴۳
- شکل ۱۲-۳- تاثیر ترمهای کنترلی روی خطای برد در سرعت ورود فرامداری ۴۳
- شکل ۱۳-۳- روشهای هدایتی مبتنی بر اغتشاش خطی ۴۵
- شکل ۱۴-۳- روش RRT ۴۶
- شکل ۱-۴- فلوچارت یک نمونه GA ۶۰
- شکل ۲-۴- مسئله انتقال مداری Bryson-Ho ۶۳
- شکل ۳-۴- همگرایی الگوریتم ژنتیک ۶۶
- شکل ۴-۴- مقایسه مسیره‌های حاصله از روشهای ترکیبی و گرادیان ۶۷
- شکل ۵-۴- مقایسه تاریخچه زاویه بردار نیروی پیشران ۶۷
- شکل ۶-۴- مقایسه تاریخچه متغیرهای حالت ۶۸
- شکل ۱-۵- تغییرات فرمان شتاب کل در حالت اول ۸۱
- شکل ۲-۵- تغییرات فرمان شتاب کل در حالت دوم ۸۱
- شکل ۳-۵- تغییرات نقطه کنترلی h_2 در حالت دوم ۸۲

- شکل ۴-۵- تغییرات نقطه کنترلی η_2 در حالت دوم..... ۸۲
- شکل ۵-۵- تغییرات زاویه حمله در حالت اول ۸۳
- شکل ۶-۵- تغییرات زاویه حمله در حالت دوم ۸۳
- شکل ۷-۵- تغییرات زاویه غلت در حالت اول ۸۶
- شکل ۸-۵- تغییرات زاویه غلت در حالت دوم ۸۶
- شکل ۹-۵- تغییرات فرمان شتاب افقی در حالت اول ۸۷
- شکل ۱۰-۵- تغییرات فرمان شتاب افقی در حالت دوم ۸۷
- شکل ۱۱-۵- تغییرات فرمان شتاب قائم در حالت اول ۸۸
- شکل ۱۲-۵- تغییرات فرمان شتاب قائم در حالت دوم ۸۸
- شکل ۱۳-۵- تغییرات ارتفاع در حالت اول ۸۹
- شکل ۱۴-۵- تغییرات ارتفاع در حالت دوم ۸۹
- شکل ۱۵-۵- تغییرات انحراف سمت در حالت اول ۹۰
- شکل ۱۶-۵- تغییرات انحراف سمت در حالت دوم ۹۰
- شکل ۱۷-۵- تغییرات زاویه مسیر پرواز در حالت اول ۹۱
- شکل ۱۸-۵- تغییرات زاویه مسیر پرواز در حالت دوم ۹۱
- شکل ۱۹-۵- تغییرات زاویه سمت در حالت اول ۹۲
- شکل ۲۰-۵- تغییرات زاویه سمت در حالت دوم ۹۲
- شکل ۲۱-۵- تغییرات سرعت در حالت اول ۹۳
- شکل ۲۲-۵- تغییرات سرعت در حالت دوم ۹۴
- شکل ۲۳-۵- برد برحسب زمان پرواز در حالت اول ۹۴
- شکل ۲۴-۵- برد برحسب زمان پرواز در حالت دوم ۹۵
- شکل ۲۵-۵- همگرایی حل RGA ۹۵
- شکل ۲۶-۵- شار آیرودینامیکی وارده به نقطه سکون ۹۹
- شکل ۲۷-۵- تغییرات دمای سطح خارجی عایق ۱۰۰
- شکل ۲۸-۵- مقدار عقب‌نشینی روی عایق (سوزش عایق) ۱۰۰
- شکل ۲۹-۵- تغییرات دما در داخل عایق ۱۰۱
- شکل ۳۰-۵- پیاده‌سازی الگوریتم NOIPA ۱۰۲
- شکل ۳۱-۵- نرم‌افزار الگوریتم DTM ۱۰۷
- شکل الف-۱- هندسه RV ۱۳۸
- شکل ب-۱- الف- شماتیک نواحی مختلف سپر حرارتی، ب- بالانس انرژی سطح ۱۴۶
- شکل ج-۱- منحنی بی‌زیه و چندضلعی معرف آن ۱۵۲
- شکل ج-۲- منحنی بی‌زیه و چندضلعی معرف آن ۱۵۲
- شکل ج-۳- توابع پایه برای الف- $n=2$ ب- $n=3$ ج- $n=4$ د- $n=5$ ۱۵۲
- شکل د- ۱- متغیرهای حالت و کنترل در هر گره ۱۵۸

فهرست جدولها

جدول ۱-۲- شرایط مرزی.....	۱۳
جدول ۱-۴- مروری بر حل مسائل ورود به جو با استفاده از روشهای حل عددی مستقیم.....	۵۶
جدول ۲-۴- مروری بر حل مسائل ورود به جو با استفاده از روشهای حل عددی غیرمستقیم.....	۵۹
جدول ۳-۴- تحقیقات انجام شده در زمینه بهینه‌سازی مسیر اجسام پرنده با استفاده از GA.....	۶۲
جدول ۱-۵- شرایط اولیه شبیه‌سازی.....	۷۸
جدول ۲-۵- خطای اصابت روش NOIPA.....	۷۹
جدول ۳-۵- مقادیر متوسط و انحراف معیار خطاهای اصابت (برحسب متر).....	۹۸
جدول الف-۱- نسبت ضریب برا به ضریب پسا (C_L/C_D) برحسب ماخ و زاویه حمله.....	۱۳۹
جدول الف-۲- ضریب پسا (C_D) برحسب ماخ و زاویه حمله.....	۱۳۹
جدول ب-۱- خواص حرارتی گرافیت.....	۱۴۸

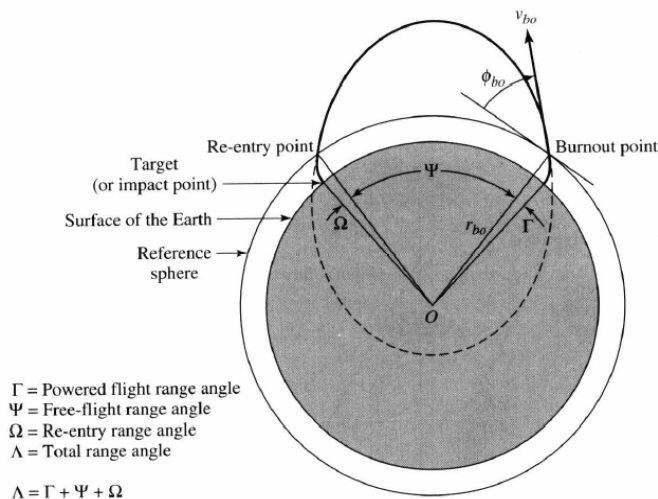
فصل یک

مقدمه

۱-۱ - بازگشت به جو

یکی از مسائل جالب و پیچیده در حوزه مهندسی هوافضا، مسئله بازگشت به جو است. بسیاری از مسائل پرنده پدیده بازگشت به جو را تجربه نمی‌کنند. مطالعه این پدیده تنها در خصوص آن دسته از اجسام پرنده موضوعیت دارد که از جو خارج شده و بازگشت به جو آنها به دلائلی اهمیت دارد. بجز شهاب سنگها، موشکهای بالستیک اولین اجسامی بودند که انسان مسئله ورود به جو آنها را تجربه نمود. هرچند تا قبل از سالهای ۱۸۷۰ در رابطه با موشکها، فعالیت‌های تجربی و تئوریک مختلفی در اقصی نقاط دنیا در جریان بود، اما فعالیت‌های عمده از سال ۱۹۱۴ ظاهر گردید و مشکلات فنی تحقق یافتن موشکهای نیرومند از میان برداشته شد. خصوصاً از آغاز سال ۱۹۲۵ پیشرفتهای قابل تمجیدی در مطالعه و تحقیق موشکهای آزمایشی تحت رهبری فون براون در موسسه پرواز فضایی آلمان بدست آمد و موتور موشکها برای آزمایشهای گوناگون از جمله پيشراندن هواپیما، واگنهای کوچک، اتومبیل و قایق بکار گرفته شد و در نهایت اولین RV^1 دست‌ساز بشر در زمانی کمتر از سی سال (از آغاز نخستین جنگ جهانی تا ظهور اولین موشک V2) پرواز خود را آغاز نمود. از آنجا که در آن زمان اولین تجربه‌های بازگشت RV ها به جو مورد مطالعه قرار می‌گرفت و اطلاعات بسیار ناقص بود، بسیاری از موشکها به علت بروز گرمایش زیاد در برخورد با اتمسفر منفجر می‌شدند [Wiesel].

¹ Reentry Vehicle



شکل ۱-۱- مسیر یک موشک بالستیک [Siouris]

پرواز موشکهای بالستیک در سه فاز عمده فعال، پرواز آزاد و بازگشت به جو انجام می‌گیرد (شکل ۱-۱). فاز فعال از لحظه پرتاب شروع و تا خاموشی موتور ادامه یافته و در آن نیروهای تراست، آیرودینامیک و جاذبه به موشک اعمال می‌شوند. مرحله پرواز آزاد از نقطه خاموشی موتور شروع و حرکت آن در مسیری بیضوی کاملاً معلوم تحت نیروی جاذبه صورت گرفته تا اینکه نیروی پسا به اندازه‌ای بزرگ شود که مسیر پرواز را از یک مسیر بیضوی تغییر شکل دهد. در حالی که انتقال از فاز فعال به فاز پرواز آزاد ناگهانی و معلوم است، انتقال از فاز پرواز آزاد به فاز ورود به جو به دلیل افزایش آرام جرم حجمی هوا بسیار تدریجی است، لذا نقطه ورود به جو را دقیقاً نمی‌توان مشخص نمود. باید توجه نمود اتمسفر محسوس در تحلیل مسیر RV ها ارتفاعی بیشتر از ۲٪ شعاع زمین نخواهد داشت [Regan]. برای حسی از این ارتفاع خاطرنشان می‌شود ضخامت پوست یک سیب گاهی اوقات بیشتر از ۲٪ شعاع آن است. عده‌ای از محققین نقطه ورود به جو را محل برخورد مجدد موشک به سطح کره مرجع (کره‌ای که مرکزش منطبق بر مرکز زمین و نقطه خاموشی موتور بر سطح آن واقع است) و عده‌ای دیگر ارتفاعی که پسا به مقدار خاصی می‌رسد را نقطه ورود به جو در نظر گرفته‌اند. آنچه که واضح است برای RV های مداری این نقطه، ارتفاعی در حدود ۱۲۰ km - ۱۰۰ km برای RV های بالستیکی بسته به سرعت آن بین ۳۰-۵۰ km است. نیروهای آیرودینامیکی و جاذبه در شکل دهی مسیر این فاز نقش اساسی دارند.

با پرتاب اولین ماهواره، اسپوتنیک^۱، به مدار زمین، اندیشه بازیافت ماهواره‌ها نیز متولد گردید. در دهم اوت ۱۹۶۰ فضاییمای دیسکاوری^۲ -۱۳ پس از ۱۷ دور گردش در مدار زمین وارد جو گردید. حین بازگشت، راداری مستقر در هواپیما مسیرش را تا برخورد به اقیانوس تعقیب نمود. هر چند این فضاپیما به گونه‌ای طراحی نشده بود که هنگام بازگشت به جو یکپارچگی خود را حفظ کند ولی جمع‌آوری بقایای این فضاپیما توسط غواصان نیروی دریایی آمریکا باعث شد نام اولین فضاپیمای بازگردنده به جورا بر خود نهد.

پیشرفتهای انسان در فناوری فضایی به خصوص روشهای هدایتی به آنجا رسید که در جولای ۱۹۶۹ سفینه آپولو^۳ -۱۱ در حالی که حامل سه فضانورد بود به دلیل حساسیت مأموریت، ضریب اطمینان بسیار بالا و پیچیدگیهای فزاینده پرواز از چهار روش هدایتی مختلف استفاده نمود و بدین ترتیب سفر انسان به ماه تحقق بخشیده شد.

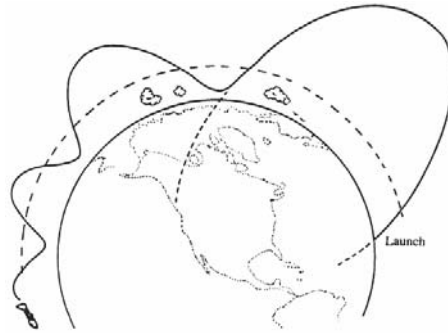
به طور کلی RV ها بسته به حداکثر نسبت بر/ به پسایشان، $(L/D)_{max}$ ، به سه دسته تقسیم می‌شوند: $(L/D)_{max}$ پایین (صفر تا ۰/۵)، $(L/D)_{max}$ متوسط (۰/۵ تا ۱/۵) و $(L/D)_{max}$ (۱/۵ به بالا). مسیر حرکت بازگشت به جو این اجسام، بسته به شرایط ورود و مأموریت بسیار متفاوت است. در [Wiesel] به طور مفصل این مسیرها توضیح داده شده که در اینجا اشاره مختصری می‌شود:

- **بازگشت به جو بالستیک:** این نوع ورود به جو بر حسب زاویه ورود به جو به دو دسته تقسیم می‌شود. دسته اول آنهایی هستند که بدون نیروی بر/ با زاویه زیاد آغاز شده و در یک مسیر بالستیک تا مقصد ادامه می‌یابند. بازگشت به جو موشکهای بالستیک یا سرجنگیهای بدون هدایت و کنترل و نیروی بر/ از این دسته است. تغییرات بسیار کم زاویه مسیر پرواز سبب می‌شود مسیر حرکت به یک خط راست نزدیک شود. دسته دیگر این مسیر را با سرعت مداری و زاویه بسیار کوچک آغاز کرده و در انتها با کاهش بسیار زیاد سرعت توسط افزایش نیروی پسا(عمدتاً استفاده از چتر) به صورت عمودی فرود می‌آیند.

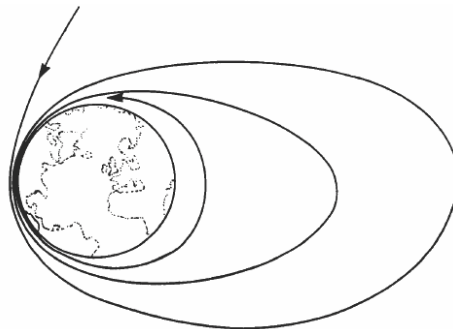
¹ Sputnik-1

² Discovery-13

³ Appolo-11



شکل ۱-۲- مسیر بمبافکن بین قاره‌ای زنگر [Wiesel]



شکل ۱-۳- بیضیهای ترمزی هوهمن [Wiesel]

- بازگشت به جو پرشی^۱: این نوع مسیر توسط اوگن زنگر، یک مهندس سوئیسی، طی جنگ جهانی دوم برای یک بمبافکن بین قاره‌ای با دقت بسیار زیادی مطرح شد. این وسیله باید در یک مسیر بالستیکی همانند موشکهای قاره‌پیما از آلمان به سمت آمریکا پرواز می‌کرد و در اولین برخوردش با جو بمب خود را به سوی هدف رها کرده و سپس برای صعود و پرش مجدد به جو، روی مسیر بالستیکی دیگری در ادامه‌ی مسیر قبلی از بالهای خود بهره می‌جست (شکل ۱-۲). با یک طراحی آیرودینامیکی کارآمد، انتظار می‌رفت این وسیله قادر به پرش در تمام مسیرهای اطراف زمین باشد و به نقطه پرتاب اولیه خود جهت مأموریت‌های بعدی بازگردد. هر پرش متوالی برد کوتاهتری نسبت به پرش پیشین خود خواهد داشت زیرا پس از هر خروج از جو، سرعت وسیله کاهش می‌یابد. یکی از مشکلات عملی مسیر پرشی زنگر این است که تخمین بیش از یک یا دو پرش در بهترین حالت، تقریباً غیرممکن بوده و لذا تعیین نقطه فرود نهایی وسیله در چنین مسیری نیز غیرممکن خواهد بود.

^۱ Skip Reentry