دانشکده مهندسی

گروه مهندسی مکانیک

بررسی عددی بالستیک داخلی موتورهای موشک سوخت جامد بدون شیپوره

پایان‌نامه برای دریافت درجه کارشناسی ارشد

در رشته مهندسی هوا فضا گرایش جلوبرندگی

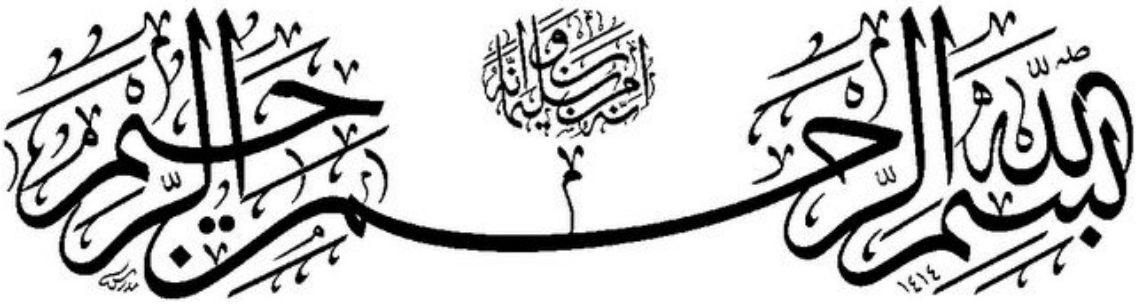
نام دانشجو

مصطفی زاهدزاده

استاد راهنما:

دکتر محمد حسن جوارشکیان

اسفند ماه ۱۳۸۹


بسم الله الرحمن الرحيم
١٤١٤

تعهد نامه

اینجانب **مصطفی زاهدزاده** دوره **کارشناسی ارشد** .دانشکده **مهندسی** ، نویسنده پایان نامه : **بررسی عددی بالستیک داخلی موتورهای موشک سوخت جامد بدون شیپوره**، تحت راهنمایی **آقای دکتر جوارشکیان** متعهد می شوم:

تحقیقات در این پایان نامه توسط اینجانب انجام شده و از صحت و اصالت برخوردار است

در استفاده از نتایج پژوهشهای محققان دیگر به مرجع مورد استفاده استناد شده است.

مطالب مندرج در پایان نامه تا کنون توسط خود یا فرد دیگری برای دریافت هیچ نوع مدرک یا امتیازی در هیچ جا ارائه نشده است.

کلیه حقوق معنوی این اثر متعلق به دانشگاه فردوسی مشهد می باشد و مقالات مستخرج با نام ((دانشگاه فردوسی مشهد)) و یا ((Ferdowsi University of Mashhad)) به چاپ خواهد رسید.

حقوق معنوی تمام افرادی که در به دست آمدن نتایج اصلی پایان نامه تأثیر گذار بوده اند در مقالات مستخرج از رساله رعایت شده است.

در کلیه مراحل انجام این پایان نامه، در مواردی که از موجود زنده (یا بافتهای آن)استفاده شده است ضوابط و اصول اخلاقی رعایت شده است.

در کلیه مراحل انجام این پایان نامه، در مواردی که به حوزه اطلاعات شخصی افراد دسترسی یافته یا استفاده شده است، اصل راز داری، ضوابط و اصول اخلاقی انسانی رعایت شده است.

تاریخ

امضای دانشجو

مالکیت نتایج و حق نشر

کلیه حقوق معنوی این اثر و محصولات آن (مقالات مستخرج، کتاب، برنامه های رایانه ای، نرم افزارها و تجهیزات ساخته شده) متعلق به دانشگاه فردوسی مشهد می باشد. این مطلب باید در مستندات علمی مربوطه ذکر شود.

استفاده از اطلاعات و نتایج موجود در پایان نامه بدون ذکر مرجع مجاز نمی باشد.

❖ متن این صفحه نیز باید در ابتدای نسخه های تکثیر شده وجود داشته باشد

مجوز بهره‌برداری از پایان‌نامه

بهره‌برداری از این پایان‌نامه در چهارچوب مقررات کتابخانه و با توجه به محدودیتی که توسط استاد راهنما به شرح زیر تعیین می‌شود، بلامانع است:

☐ بهره‌برداری از این پایان‌نامه/ رساله برای همگان بلامانع است.

☐ بهره‌برداری از این پایان‌نامه/ رساله با اخذ مجوز از استاد راهنما، بلامانع است.

☐ بهره‌برداری از این پایان‌نامه/ رساله تا تاریخ ..... ممنوع است.

نام استاد یا اساتید راهنما:

تاریخ:

تشکر و قدردانی:

اکنون که این نگارش به لطف حقتعالی و یاری عالم آل محمد(ص) به پایان رسید بر خود لازم می-دانم از زحمات استاد عزیزم جناب آقای دکتر محمد حسن جوارشکیان که در تمام مراحل انجام این پایان نامه با حسن اخلاق همیشگی شان مرا راهنمایی نمودند، تقدیر و تشکر نمایم. همچنین از اساتید گروه مکانیک دانشگاه فردوسی مشهد که افتخار شاگردی آنها را داشتم تشکر می‌نمایم.

تقدیم به پدر و مادرم

فرم چکیده پایان‌نامه تحصیلی دوره تحصیلات تکمیلی	دفترمدیریت تحصیلات تکمیلی

نام خانوادگی دانشجو: **زاهدزاده** نام: **مصطفی**

استاد راهنما: **دکتر محمد حسن جوارشکیان**

دانشکده: **مهندسی** رشته: **هوا فضا** گرایش: **جلوبرندگی** مقطع: **کارشناسی‌ارشد**

تاریخ دفاع: **بهمن ماه ۱۳۸۹** تعداد صفحات: ۱۱۷

عنوان پایان‌نامه بررسی عددی بالستیک داخلی موتورهای موشک سوخت جامد بدون شیپوره

واژه‌های کلیدی: موشک بدون شیپوره، سوخت جامد، نرخ سوزش، بالستیک داخلی، الگوریتم سیمپل تراکم پذیر.

چکیده

در این تحقیق یک نرم‌افزار جهت شبیه‌سازی جریان سیال لزج آشفته دوبعدی تقارن محوری برای بررسی بالستیک داخلی موتورهای موشک سوخت جامد بدون شیپوره توسعه داده شده است. گرین سوخت به صورت استوانه توخالی در نظر گرفته شده و روش عددی فوق برمبنای روش حجم محدود و الگوریتم فشار مبنا در یک شبکه جابه‌جا شده می‌باشد. معادلات ناویر استوکس برای جریان قابل تراکم لزج گسسته شده و جریان حل شده است. به منظور شبیه سازی جریان ناپایا، ابتدا تصور می‌شود جریان در شعاع داخلی به صورت پایا بوده و مقادیر اولیه دقیق برای کمیتهای جریان در هر نقطه داخل دامنه حل بدست آمده سپس با این مقادیر، جریان به صورت ناپایا تا اتمام سوخت ادامه می‌یابد. نتایج این شبیه سازی با نتایج حل تحلیلی در حالت یک بعدی و دیگر نتایج منتشر شده مقایسه شده است. مقایسه نتایج، نشان دهنده مطابقت خوب نتایج حاصل از حل عددی با نتایج حل تحلیلی یک بعدی و همچنین نتایج تجربی می‌باشد. همچنین در این تحقیق مراحل پسروی سطح سوخت نیز با استفاده از روش (**VOF**) و به شیوه **PLIC** یانگز پیشبینی شده است.

امضای استاد راهنما

فهرست مطالب

فصل ۱: مقدمه و پیشینه پژوهش ۱

۱-۱- مقدمه ۲

۱-۲- مزایا و معایب موشک های سوخت جامد ۵

۱-۳- موشکهای سوخت جامد بدون شیپوره ۸

۱-۴- پیشینه پژوهش ۱۱

۱-۴-۱- کارهای انجام شده در زمینه مفاهیم و تئوری موشک های سوخت جامد ۱۲

۱-۴-۲- تحقیقات انجام شده در زمینه شبیه سازی بالستیک داخلی موتور موشک سوخت جامد ۱۳

۱-۴-۳- برنامه‌های کامپیوتری به کار رفته در زمینه موتورهای موشک سوخت جامد ۱۷

۱-۴-۴- تحقیقات انجام شده در زمینه موتورهای موشک سوخت جامد بدون شیپوره ۱۹

۱-۵- هدف از این تحقیق ۲۶

فصل ۲: تعاریف اساسی ۲۸

۲-۱- مقدمه ۲۹

۲-۲- پیشبینی فشار و تراست بر حسب زمان ۳۱

۲-۳- کارایی حالت شبه پایا ۳۲

۲-۴- گردهای فلزی ۳۵

۲-۵- نرخ سوزش ماده پیشران ۳۶

۲-۵-۱- ارتباط نرخ سوزش با فشار ۳۷

۲-۵-۲- ارتباط نرخ سوزش با دما ۳۸

۲-۵-۳- افزایش نرخ سوزش به وسیلهٔ سایش (فرسایش) ۳۹

۲-۶- پسروی سوزش گرین ۴۶

فصل ۳: مبانی مساله و روش حل ۵۲

۳-۱- کلیات روش نسبت حجمی سیال (VOF) ۵۳

۳-۱-۱- روش یانگز (PLIC Youngs) ۵۷

۳-۱-۲- محاسبه بردار عمود بر سطح و بازسازی سطح آزاد در روش یانگز ۵۹

۳-۲- گسسته‌سازی معادلات ۶۴

۳-۳- موقعیت متغیرها و شبکه ۶۵

۳-۴- طرح توان پیرو ۶۹

۳-۵- الگوریتم سیمپل تراکم پذیر ۷۰

۳-۵-۱- الگوریتم سیمپل برای جریان قابل تراکم (شبکه جابجا شده) ۷۱

۳-۵-۲- گسسته سازی معادله مومنتوم در جهت Z ۷۲

۳-۵-۳- گسسته سازی معادله مومنتوم در جهت r ۷۶

۳-۵-۴- گسسته سازی معادله انرژی ۸۱

۳-۶- معادله توربولانس ۸۲

فصل ۴: بحث و نتایج و پیشنهادها ۸۶

۴-۱- تعریف مساله ۸۷

۴-۲- شرایط مرزی ۸۸

۴-۳- اعتبار سنجی ۸۹

۴-۴- حل تحلیلی یک بعدی ۹۰

۴-۵- استقلال از شبکه ۹۲

۴-۶- نتایج حل عددی جریان پایا ۹۳

۴-۷- نتایج حل عددی جریان ناپایا ۱۰۲

۴-۸- نتیجه گیری ۱۰۸

۴-۹- پیشنهادها ۱۰۸

مراجع **۱۱۰**

فهرست شکل‌ها

شکل (۱-۱): شکل شماتیکی از یک موتور موشک سوخت جامد شیپوره‌دار ۴

شکل (۱-۲) شماتیکی از موتور موشک سوخت جامد بدون شیپوره ۹

شکل (۱-۳) هزینه‌های لازم برای یک بوستر سوخت جامد برای پرتابگر Titan ۱۰

شکل (۱-۴) هزینه‌های لازم برای یک بوستر سوخت جامد برای شاتل فضایی ۱۱

شکل (۱-۵) مدل استفاده شده جریان در موتور سوخت جامد توسط تیلور ۱۴

شکل (۱-۶) نتایج حل تحلیلی توسط تیلور ۱۵

شکل(۱-۷)- هندسه گرین Finocyl ۱۷

شکل (۲-۱) یک المان از جریان گاز ۳۳

شکل (۲-۲) تاثیر دمای اولیه سطح گرین ۳۹

شکل (۲-۳) تاثیر نرخ سوزش سایشی بر عملکرد موشک ۴۱

شکل (۲-۴) چند نمونه از شکلهای هندسی سطح مقطع گرین سوخت جامد ۴۳

شکل (۲-۵) سه نوع گرین سه بعدی مورد استفاده در موتور سوخت جامد ۴۴

شکل (۲-۶) انواع منحنی‌های فشار-زمان ۴۶

شکل (۲-۷) کسر ضخامت پیشران (Web Fraction) ۴۸

شکل (۲-۸) شکل گیری سطح تراشه (Sliver Area) ۴۹

شکل (۳-۱) الف- شکل دقیق سطح مشترک بین دو سیال، ب- توزیع تابع f حول سطح مشترک ... ۵۵

شکل (۳-۲) محاسبه بردار عمود بر سطح در هر سلول ۶۰

شکل (۳-۳) چهار حالت کلی سطح آزاد بازسازی شده به روش یانگز ۶۱

شکل (۳-۴) سه حالت ممکن برای قرارگیری سطح در یک سلول ۶۲

شکل (۳-۵) محاسبه مختصات نقاط a و b ۶۳

شکل (۳-۶) تقسیم جریان به حجم‌های کنترل در فضای دوبعدی ۶۵

شکل (۳-۷) ترتیب محاسبات جریان دوبعدی ۶۶
شکل (۳-۸) حجم کنترل u و مولفه‌های سرعت همسایه آن ۶۸
شکل (۳-۹) یک حجم کنترل v و مولفه‌های سرعت همسایه آن ۶۸
شکل (۴-۱) شماتیکی از حوزه حل مساله ۸۷
شکل (۴-۲) بررسی استقلال از شبکه برای شبکه‌های مختلف ۹۲
شکل (۴-۳) نمودار تغییرات مقدار باقیمانده برای دما ۹۳
شکل (۴-۴) تغییرات فشار بی بعد برحسب طول بی بعد ۹۴
شکل (۴-۵) تغییرات عدد ماخ بر حسب طول بی بعد ۹۵
شکل (۴-۶) تغییرات چگالی بی بعد بر حسب طول بی بعد ۹۵
شکل (۴-۷) تغییرات دمای بی بعد بر حسب طول بی بعد ۹۶
شکل (۴-۸) کانتور تغییرات عدد ماخ ۹۷
شکل (۴-۹) کانتور تغییرات فشار ۹۷
شکل (۴-۱۰) کانتور تغییرات چگالی ۹۸
شکل (۴-۱۱) کانتور تغییرات دما ۹۸
شکل (۴-۱۲) کانتور تغییرات سرعت در راستای محوری ۹۹
شکل (۴-۱۳) کانتور تغییرات سرعت در راستای شعاعی ۹۹
شکل (۴-۱۴) مقایسه حل عددی و تحلیلی تغییرات نسبت سرعتهای محوری در راستای شعاعی ... ۱۰۰
شکل (۴-۱۵) مقایسه حل عددی و تحلیلی تغییرات نسبت سرعتهای شعاعی در راستای شعاعی ۱۰۱
شکل (۴-۱۶) تغییرات فشار بی بعد بر حسب طول بی بعد در t=0 s ۱۰۲
شکل (۴-۱۷) تغییرات فشار بی بعد بر حسب طول بی بعد در t=0.25 s ۱۰۳
شکل (۴-۱۸) تغییرات فشار بی بعد بر حسب طول بی بعد در t=0.75 s ۱۰۳
شکل (۴-۱۹) تغییرات فشار بی بعد بر حسب طول بی بعد در t=1.5 s ۱۰۴
شکل (۴-۲۰) مراحل پسروی سطح گرین سوخت جامد در طول زمان ۱۰۴

شکل (۴-۲۱) کانتور تغییرات عدد ماخ در t=1.5 (s) ۱۰۵
شکل (۴-۲۲) کانتور تغییرات فشار در t=1.5 (s) ۱۰۶
شکل (۴-۲۳) کانتور تغییرات چگالی در t=1.5 (s) ۱۰۶
شکل (۴-۲۴) کانتور تغییرات دما در t=1.5 (s) ۱۰۷
شکل (۴-۲۵) کانتور تغییرات سرعت در راستای محوری در t=1.5 (s) ۱۰۷

فهرست جداول

جدول (۳-۱) تاریخچه روش های (VOF) ۵۸
جدول (۳-۲) حالت سطح آزاد بر اساس زاویه سطح ۶۱
جدول(۳-۳): مدل‌های مختلف برای ترم D_{comp} در معادله k ۸۴
جدول (۴-۱) مشخصات هندسی ۸۸

فهرست علائم اختصاری

فهرست علائم رومی

a	ضرایب معادله تفاضل محدود(با زیر نویس های E_1، E، W_1، W، N_1، N، S_1، S، P)
a	سرعت انتشار صوت
A	مساحت سلول (زیر نویس شده با s،n،w،e)
D	ضریب پخش(زیر نویس شده با s،n،w،e)؛تصویر مساحت سطح سلول
E	تصویر سطح سلول در مورد شبکه متعامد
f	فاکتور وزنی مکانی
F	شار جرمی عبوری از سطح سلول
H	عملگر در معادله ممنتوم جداسازی شده
i,j	بردارهای واحد بترتیب در جهت‌های x، y مختصات دکارتی
P	فشار استاتیکی
P_0	فشار سکون
Pe	عدد پکلت
R	ثابت گاز
S_ϕ	جمله چشمه در معادلات دیفرانسیلی جزئی و اختلاف محدود
t	زمان
T	دما
v,u	مؤلفه‌های سرعت به ترتیب در جهات x،y
x,y	مختصات دکارتی
r,z	مختصات استوانه‌ای

نمادهای یونانی

فاکتور در روش بالادست(upwind) برای خاصیت در سطح سلول و روش	α
نسبت گرمای ویژه	γ
پخش	Γ
دلتای Kronecker	$\delta_{i,j}$
گام زمانی	δ_t
لزجت	μ
چگالی	ρ
تنش برشی	τ
متغیر وابسته عمومی(با زیر نویس u،d،c،f)	ϕ

زیر نویس‌ها

مراکز شرقی، غربی، شمالی و جنوبی سلول	s ,n ,w ,e
گره های شرقی، غربی، شمالی، جنوبی و مرکزی	P,S,N,W,E
علانت تانسوری در مختصات کارتزین	i,j
ورودی	in
خروجی؛ سکون	o
مراکز سطح سلول	f
گره مرکزی، گره پایین دست، گره بالادست	U,D,C

بالانویس‌ها

جابه‌جایی	C
پخش	D

در گره مرکزی P	i,j
گام زمانی	n
گام زمانی جدید	n+1
مراحل پیش بینی کننده و تصحیح کننده	**,*
متوسط؛ بی بعد کردن	-
بردار	→

کلمات مخفف

CFL:	Courant-Friedrich-Lewy Number
CDS:	Central Differencing Scheme
UDS:	Upwind Differencing Scheme
SIMPLE:	Semi-Implicit Method For Pressure – Linked Equation

فصل ۱:

مقدمه و پیشینه پژوهش

۱-۱- مقدمه

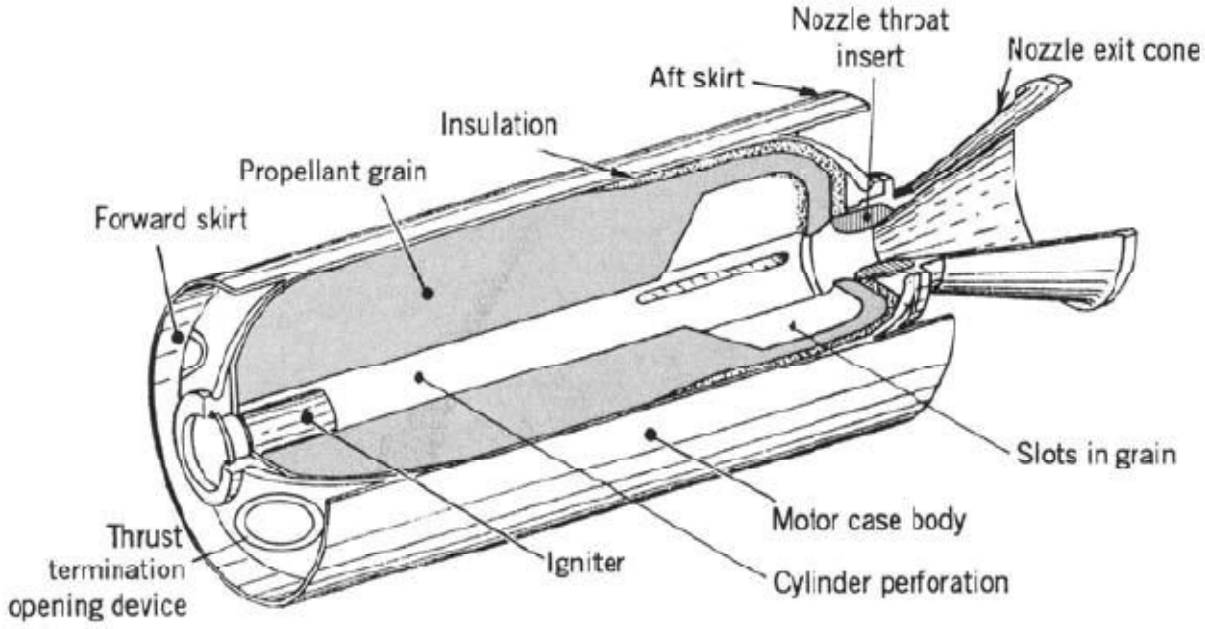
عملکرد و کارایی موتورهای سوخت جامد بستگی به خصوصیات جریان، توزیع دمای محصولات احتراق و همچنین نرخ سوزش و هندسه گرین دارد. به شاخه‌ای از علوم که به بررسی این پارامترها می‌پردازد، بالستیک داخلی گفته می‌شود که شبیه سازی آن امری ضروری برای طراحی می‌باشد. شبیه سازی جریان یکی از قسمت‌های حیاتی در زمینه مکانیک سیالات می‌باشد. اغلب معادلات مورد استفاده در تعریف مسائل مهندسی، دارای حل‌های تحلیلی بسیار پیچیده می‌باشند. در شبیه سازی جریان این امکان وجود دارد که با استفاده از یک سری فرضیات منطقی و ساده سازی‌ها، یک راه حل بدست بیاید و تقریبی برای مشاهده نتایج تجربی باشد.

پیشرانش موشکی به دلیل بی نیازی آن به محیط اطراف، وسیله‌ای منحصر به فرد برای سفرهای فضایی است. شبیه شکل‌های دیگر پیشرانش، موشک‌ها انرژی مصرف می‌کنند و از طریق تغییر مومنتوم به وسیلهٔ برخی واکنش‌های شیمیایی، نیروی تراست تولید می‌کنند. در موشکهای شیمیایی، سوخت برای انتقال انرژی و شتاب دادن به محصولات گازی می‌سوزد تا نیروی تراست مورد دلخواه را تولید کند. موتورهای موشک به صورتهای مختلفی دسته‌بندی می‌شوند. از یک نقطه‌نظر موتورهای موشک به سه دسته تقسیم می‌شوند. موتورهای موشک سوخت جامد، سوخت مایع و هیبریدی. در موتورهای سوخت جامد، سوخت و اکسیدایزر به صورت پیش مخلوط از قبل به شکل گرین سوخت آماده می‌شود. پیشرانهای جامد ترکیب پیش آمیخته‌ای از سوخت و اکسنده‌اند که اگر گرمای کافی دریافت کنند، محترق می‌شوند. کل قالب پیشران که دانه (گرین) نامیده می‌شود، در درون خود اتاق احتراق نگهداری می‌شود. احتراق در سطح مواد پیشران، و با آهنگی تابع فشار و دمای درون اتاق احتراق، و شکل هندسی سطح اشتعال انجام می‌پذیرد. موشک‌های سوخت جامد قابل کنترل نمی-باشند یا کنترل آنها بسیار سخت می‌باشد ولی این موشکها از لحاظ ساخت و تولید و عملکرد ساده می‌باشند. در موشکهای سوخت مایع، سوخت و اکسنده در مخزنهای جداگانه‌ای در فشار پایین(در

حدود فشار اتمسفر) نگهداری می‌شوند. پیش از احتراق، این مواد به درون اتاق احتراق تزریق می-شوند، و در فشار بالایی می‌سوزند. موتورهای موشک سوخت مایع قادر به تولید تراست زیادی می-باشند و قابل کنترل نیز هستند. ولی درعوض، این نوع موشک‌ها گران قیمت هستند و ساخت آنها نیز مشکل می‌باشد. در موشکهای هیبریدی، اکسیدایزر به صورت گاز یا مایع به درون محفظه‌ای که جداره آن به وسیلهٔ گرین سوخت جامد پوشیده شده است تزریق می‌شود. موشکهای هیبریدی دارای ترکیبی از خصوصیات سادگی موشکهای سوخت جامد و قابلیت‌های نیروی تراست موشکهای سوخت مایع می‌باشد. همچنین این موشکها قابلیت کنترل پذیری تراست را دارا می‌باشند و کار کردن با آنها نیز خطرات کمتری دارد. اشکال اصلی موشکهای هیبریدی بازده پایین احتراق است و دلیل آن نیز این می‌باشد که آمیختگی در محفظه احتراق به خوبی صورت نمی‌گیرد. در این میان طراحان باتوجه به اهداف و نوع ماموریت باید موتوری مناسب را انتخاب نمایند.

کاربرد وسیع موتورهای سوخت جامد در صنایع هوافضا با گرایش‌های نظامی و غیرنظامی باعث گردیده تا طراحی بهینه موتورهای سوخت جامد ذهن طراحان را درگیر نماید. از جمله موارد بسیار تأثیر گذار در طراحی موتورهای سوخت جامد تعیین تراست، فشار محفظه احتراق و مدت زمان عملکرد موتور در حالت پایدار است. این موارد به شدّت به نحوه تغییرات سطح سوزش نسبت به زمان وابسته هستند. از طرفی برای حل بالستیک داخلی موتور، سطح سوزش و سطح عبوری در هر لحظه به عنوان ورودی باید معلوم باشد. برای تأمین سطح سوزش و نحوه عقب نشینی مطلوب سطح سوزش، انواع مختلفی از گرین‌ها عملیاتی شده‌اند. برای دستیابی به یک طرح بهینه موتور سوخت جامد، طراحی و تحلیل انواع گرین‌ها غیر قابل اجتناب است. به همین منظور کارهای تجربی و عددی بسیاری برای تحلیل بالستیک داخلی موتورهای موشک سوخت جامد صورت گرفته است. موتورهای موشک سوخت جامد با انواع منحنی‌های تراست-زمان متفاوت، در بسیاری از کاربردهای نظامی و غیرنظامی با توجه به نوع ماموریت مورد نیاز می‌باشند. موشکهای سوخت جامد به خاطر سادگی، ارزانی، جمع و جور بودن و زود مهیا شدن برای استفاده، رواج زیادی یافته‌اند. در حال حاضر این

موشکها در مراحل مختلف موشکهای چند مرحله‌ای و در ترکیب با موشکهای سوخت مایع به کار می روند. در موشکهای جنگی، سوختهای جامد برای موشکهای برد کوتاه، برد متوسط و برد بلند مورد استفاده قرار می‌گیرند. در شکل (۱-۱) شماتیکی از یک موتور موشک سوخت جامد شیپوره‌دار را مشاهده می‌کنید.



شکل (۱-۱): شکل شماتیکی از یک موتور موشک سوخت جامد شیپوره‌دار

در این تحقیق بالستیک داخلی موتورهای موشک سوخت جامد بدون شیپوره به صورت عددی بررسی شده است. معادلات ناویر استوکس برای جریان تراکم پذیر گسسته شده و با استفاده از روش حجم محدود و الگوریتم سیمپل برای جریان قابل تراکم لزج آشفته حل شده است. موشک‌های سوخت جامد بدون شیپوره نوعی از موشک‌های سوخت جامد می‌باشند که شیپوره از انتهای آن حذف شده است. جریان پایا و ناپایای گازهای درون محفظه احتراق برای گرین استوانه‌ای توخالی به صورت دوبعدی حل شده است. پیش بینی عملکرد موشک سوخت جامد یک مرحلهٔ مهم در طراحی آن می-باشد و در صورتی که مراحل پسروی سوزش سوخت جامد مشخص باشد به راحتی قابل حصول می-