

بِسْمِ اللَّهِ الرَّحْمَنِ الرَّحِيمِ



دانشگاه بیرجند

دانشکده مهندسی

پایان نامه دوره کارشناسی ارشد مهندسی مکانیک - تبدیل انرژی

# طراحی و شبیه سازی عددی یک موتور موشک سوخت مایع تراست پایین

علیرضا فارسی زاده زرنندی

استاد راهنما:

دکتر جواد خادم

استاد مشاور:

مهندس اسماعیل ولی زاده

زمستان ۱۳۹۳

تاییدیه هیات داوران

(مختص پایان نامه های تحصیلات تکمیلی)

تقدیم به

## شهدای گمنام

و

پدر و مادرم

آنان که وجودشان برایم همه گنج است و وجودم برایشان همه رنج، آن فرشتگان رحمت و نعمت  
که برای من، فروغ نگاهشان، ندای امید؛ گرمی کلامشان، نوای جاوید؛ روشنی سیمایشان، آئینه  
خورشید

و رضایتشان، کمال آرزوست.

## تشکر و قدردانی:

سپاس فراوان پروردگار را که هستی، جلوه‌ای از لطف و رحمت اوست. یگانه‌ای که امکان شناخت قطره‌ای از نظم و عظمت وجودش را برایم فراهم ساخت. ضمن ارادت و خضوع در برابر تمام مربیان و معلمان دوران تحصیل خود، از تلاش‌ها و راهنمایی‌های ارزشمند اساتید گران‌قدر دکتر جواد خادم و مهندس اسماعیل ولی‌زاده تشکر می‌کنم که امکانات و منابع لازم برای تحقق این پروژه را فراهم نمود. بی‌شک انجام این پروژه جز با مساعدت، تشویق و حمایت‌های بی‌دریغ ایشان میسر نبود.

و

قدردان تمام دوستان عزیزی هستم که در طی دوران تحصیل همدل و همراه من بوده‌اند. امیدوارم همواره زیبنده‌ترین صفات همراه ایشان باشد.

## چکیده

به علت پیشرفت روزافزون علوم هوایی و احساس نیاز تمام جوامع به قدرت نظامی و علوم فضایی، امروزه توجه بسیار خاصی به موشک‌ها می‌شود. موشک با سوخت مایع، به علت مستقل بودن از محیط اطراف خود و قدرت پرواز تا ارتفاع دلخواه، در بین موشک‌ها جایگاه ویژه‌ای دارد. در پایان‌نامه حاضر، ابتدا معادلات حاکم بر جریان داخل موتور موشک سوخت مایع بیان شده و سپس یک میکروموتور موشک با سوخت مایع با مشخصات اتانول به عنوان سوخت، اکسیژن مایع به عنوان اکسیدکننده، فشار داخل محفظه احتراق 20bar، فشار در خروجی نازل 0.85bar و همچنین نیروی تراست 1000N طراحی گردیده است. در روند طراحی موتور، روش‌ها و نتایج تجربی به کار برده شده تا هندسه بدست آمده با ارضاء تراست مورد نظر دارای کم‌ترین طول و در نتیجه دارای کمترین وزن باشد. برای طراحی نازل، روش راثو به کار برده می‌شود. در این روش از یک نازل پروفیلی بر اساس ۸۰ درصد طول نازل مخروطی ۱۵ درجه استفاده شده است. در این موتور برای پاشش سوخت و اکسید کننده به محفظه احتراق، یک انژکتور گریز از مرکز دویایه با این فرض که این انژکتور شامل ۱۰۰ درصد دبی اکسید کننده و ۷۵ درصد دبی سوخت می‌باشد، طراحی شده است. برای خنک کاری داخلی از ۸ عدد انژکتور جریان مستقیم استفاده شده است. موتور طراحی شده دارای طول کل 279.95mm، قطر محفظه احتراق 51mm و قطر گلوگاه نازل 21mm می‌باشد. بعد از حاصل شدن پارامترهای طراحی، محفظه احتراق و نازل با استفاده از نرم‌افزار سالیدورک (Solidworks) مدل شده و از نرم‌افزار گمبیت (Gambit) جهت مش زدن استفاده شده است. سپس به کمک نرم‌افزار فلونت (Fluent) به حل عددی جریان داخل موتور، پرداخته شده است. خواص جریان سیال بعد از احتراق توسط نرم‌افزار RPA بدست آمده است. نتایج حاصل از جریان یک‌بعدی و آیزنتروپیک داخل نازل موتور و نتایج بعد از احتراق حاصل از شبیه‌سازی، دقت طراحی انجام شده را تأیید نموده است.

**واژه‌های کلیدی:** موشک، میکروموتور، تراست، RPA، نازل، شبیه‌سازی.

## فهرست مطالب

(الف)	فهرست مطالب
(و)	فهرست علائم و نشانه‌ها
(ز)	فهرست جدول‌ها
(ح)	فهرست شکل‌ها
۱	<b>۱ فصل اول: مقدمه</b>
۱	۱-۱. پیشگفتار
۴	۲-۱. تاریخچه
۴	۳-۱. آشنایی با موتور عکس‌العملی موشکی با سوخت مایع
۷	۱-۳-۱. انواع سوخت مایع
۸	۲-۳-۱. رژیم‌های اصلی موتور سوخت مایع
۹	۳-۳-۱. انواع موتورهای سوخت مایع بر اساس نوع سیستم تزریق
۱۳	۴-۱. مشخصات اصلی موتور سوخت مایع
۱۳	۱-۴-۱. تراست و سیال عامل
۱۳	۲-۴-۱. ضربه مخصوص
۱۴	۵-۱. مروری بر کارهای گذشته
۱۸	۶-۱. انگیزش و محتوای پایان‌نامه
۱۹	<b>۲ فصل دوم: اصول محاسبات ترمودینامیکی-گاز دینامیکی موتور سوخت مایع</b>
۲۰	۱-۲. خلاصه‌ای از روابط ترمودینامیکی-گاز دینامیکی
۲۷	۲-۲. جریان در نازل ایده‌آل
۳۰	<b>۳ فصل سوم: اصول طراحی موتور موشک با سوخت مایع</b>
۳۱	۱-۳. محفظه احتراق
۳۲	۱-۱-۳. انواع محفظه احتراق
۳۲	۱-۱-۱-۳. محفظه احتراق سیلندری
۳۳	۲-۱-۱-۳. محفظه احتراق مخروطی

۳۴	۳-۱-۱-۳	محفظه احتراق کروی
۳۵	۴-۱-۱-۳	محفظه احتراق حلقوی
۳۵	۲-۱-۳	ضوابط انتخاب محفظه احتراق
۳۶	۳-۱-۳	طراحی محفظه احتراق
۳۸	۲-۳	نازل
۳۸	۱-۲-۳	انواع نازل
۳۹	۱-۱-۲-۳	نازل مخروطی
۳۹	۲-۱-۲-۳	نازل پروفیلی
۳۹	۲-۲-۳	ضوابط انتخاب نازل
۴۰	۳-۲-۳	افت در نازل
۴۴	۴-۲-۳	طراحی نازل
۴۵	۱-۴-۲-۳	طراحی نازل مخروطی
۴۶	۲-۴-۲-۳	طراحی نازل پروفیلی
۴۷	۳-۴-۲-۳	روش تقریب رانو
۴۹	۳-۳	انژکتور
۵۰	۱-۳-۳	انژکتور جریان مستقیم
۵۱	۲-۳-۳	انژکتور سانتریفیوژ
۵۲	۳-۳-۳	اصول طراحی انواع انژکتور
۵۴	۴-۳-۳	مقایسه انژکتور جریان مستقیم و گریز از مرکز
۵۶	۵-۳-۳	طراحی و محاسبات انژکتور جریان مستقیم یک پایه
۵۶	۱-۵-۳-۳	طراحی و محاسبات انژکتور جریان مستقیم مایع سوز
۵۸	۶-۳-۳	انژکتور گریز از مرکز یک پایه
۵۹	۱-۶-۳-۳	طراحی انژکتور گریز از مرکز یک پایه
۶۴	۲-۶-۳-۳	تأثیر ویسکوزیته بر عملکرد انژکتور گریز از مرکز
۶۶	۳-۶-۳-۳	تأثیر فاکتورهای مهم در طراحی انژکتور گریز از مرکز یک پایه
۶۸	۷-۳-۳	انژکتور گریز از مرکز دو پایه



۷۱	محاسبات انژکتور گریز از مرکز دوپایه ۱-۷-۳-۳
۷۲	۴-۳. خنک کاری
۷۶	<b>۴ فصل چهارم: طراحی میکروموتور موشک با سوخت مایع</b>
۷۸	۱-۴. مشخصات موتور
۷۸	۲-۴. مراحل طراحی میکروموتور موشک با سوخت مایع
۸۴	۳-۴. مجموعه سر
۹۱	۴-۴. طراحی انژکتورهای جریان مستقیم جهت خنک کاری داخلی
۹۳	<b>۵ فصل پنجم: شبیه‌سازی عددی موتور موشک سوخت مایع با کد تجاری فلوئنت</b>
۹۴	۱-۵. هندسه
۹۶	۲-۵. مش
۹۸	۳-۵. شرایط مرزی
۹۹	۴-۵. پروسه حل با نرم‌افزار Fluent 14.5
۹۹	۱-۴-۵. بررسی مش
۹۹	۲-۴-۵. انتخاب solver
۱۰۰	۳-۴-۵. مدل‌های حل
۱۰۲	۴-۴-۵. مواد
۱۰۹	۵-۴-۵. شرایط مرزی
۱۰۹	۶-۴-۵. شرایط اولیه
۱۱۱	۷-۴-۵. حل مسئله
۱۱۳	۸-۴-۵. خروجی مسئله و نتایج
۱۱۳	۵-۵. نتایج حل عددی با نرم‌افزار fluent
۱۱۳	۱-۵-۵. اعتبار سنجی حل مسئله
۱۱۷	۲-۵-۵. استقلال از مش
۱۱۷	۳-۵-۵. نتایج تصویری
۱۱۸	۱-۳-۵-۵. فشار
۱۱۹	۲-۳-۵-۵. دما

۱۲۱	سرعت	۵-۳-۳
۱۲۳	چگالی	۵-۳-۴
۱۲۵	<b>۶ فصل ششم: نتیجه گیری و ارائه پیشنهادات</b>	
۱۲۵	نتیجه گیری	۶-۱
۱۲۶	ارائه پیشنهادات برای ادامه کار	۶-۲
۱۲۸	<b>مراجع</b>	
۱۳۳	<b>پیوست‌ها</b>	

## فهرست علائم و نشانه‌ها

نرخ جریان جرمی، (kg/s)	$\dot{m}$	مساحت، ( $m^2$ )	A
ارتفاع قسمت چندجمله‌ای نازل، (m)	n	سطح مقطع قطره، ( $m^2$ )	$A_{dr}$
تعداد مجرای ورودی انژکتور	n	سطح مقطع واقعی عبوری سیال در نازل	$A_*$
فشار، (pa)	p	انژکتور، ( $m^2$ )	
فشار اتمسفر، (pa)	$P_{atm}$	سطح دهانه معادل مجراهای ورودی، ( $m^2$ )	$A_{in}$
نسبت فشار	$P_r$	سرعت صوت، (m/s)	a
فشار سیال قبل از دهانه، (pa)	$P_{out}$	ضریب نیروی بازدارنده	$C_D$
تعداد انژکتور	Q	ظرفیت گرمایی ویژه در فشار ثابت، (J/mol.k)	$C_p$
شدت دبی، ( $kg/m.s^2$ )	$q_i$	ظرفیت گرمایی ویژه در حجم ثابت، (J/mol.k)	$C_v$
شدت دبی نسبی، (s/m)	$\bar{q}$	سرعت مشخصه، (m/s)	$C^*$
ثابت جهانی گاز، (J/mol.k)	R	قطر، (m)	d
شعاع، (m)	r	قطر یخ روی صفحه انژکتور در نوع جریان مستقیم، (m)	$d_{top}$
شعاع خارجی گلوگاه، (m)	$r_{out}$	قطر معادل دهانه مجراهای ورودی سیال، (m)	$d_s$
شعاع حفره هوا، (m)	$r_m$	تراست، (N)	F
شعاع محفظه انژکتور، (m)	$r_k$	نیروی آیرودینامیک، (N)	$F_a$
شعاع محور مجرای ورودی، (m)	$r_z$	مشخصه هندسی انژکتور	G
رینولدز	Re	شتاب گرانش زمین، ( $m/s^2$ )	$g_0$
دما، (K)	T	ارتفاع مجرای ورود تا نازل خروجی انژکتور، (m)	h
ضخامت محفظه، (m)	$t_w$	آنتالپی، (J/mol.k)	h
حجم، ( $m^3$ )	V	ضربه مخصوص (ویژه)، (s)	$I_s$
سرعت، (m/s)	v	نسبت گرماهای ویژه	k
حجم مخصوص، ( $m^3/kg$ )	v	طول، (m)	l
مؤلفه افقی سرعت سیال در انژکتور، (m/s)	$v_u$	طول معادل، (m)	$L_n$
مؤلفه عمودی سرعت سیال در انژکتور، (m/s)	$v_s$	طول پیوستگی سیال در خروج از انژکتور، (m)	$l_{C.T.P}$
سرعت سیال در خروج از انژکتور، (m/s)	$v_B$	ماخ	M
	علائم یونانی	طول قسمت چندجمله‌ای نازل، (m)	m
نیم زاویه مخروط نازل	$\alpha$		

ویسکوزیته سینماتیکی، ( $m^2/s$ )	$\vartheta_*$	زاویه چتر پاشش	$\alpha_\varphi$
زاویه پخ ورود سیال به انژکتور جریان مستقیم	$\varphi$	زاویه شیب ماریچ در محفظه انژکتور نسبت به محور انژکتور	$\beta$
ضریب سطح دهانه انژکتور	$\varphi_c$	ضخامت لایه سیال، (m)	$\delta$
زاویه پخ ورودی به نازل انژکتور گریز از مرکز	$\psi$	نسبت انبساط	$\varepsilon$
زیرنویس‌ها		ضریب افت زاویه گسترش در نازل	$\zeta_a$
میانگین	ave	ضریب افت تفاوت پروفیل سرعت و فشار در گلوگاه	$\zeta_{BX}$
در حالت واقعی	a	ضریب افت کلی نازل	$\zeta_c$
در منطقه مجرای ورودی انژکتور	Bx	ضریب افت تجزیه محصولات احتراق	$\zeta_H$
محفظة احتراق	c	ضریب افت عدم تحول آدیاباتیک در نازل	$\zeta_Q$
در حالت تئوری یا طراحی	d	ضریب افت مشکلات فناوری ساخت نازل	$\zeta_{Tex}$
خروجی نازل	e	ضریب افت اصطکاک جریان گاز در پروفیل نزدیک دیواره نازل	$\zeta_{TP}$
سوخت	f	ضریب افت جریان دو فاز در نازل	$\zeta_{2X}$
گاز	g	ضریب راندمان افت زاویه گسترش در نازل	$\eta_a$
حالت ایده آل	i	ضریب سرعت مشخصه	$\eta_B$
سیال	L	ضریب راندمان تفاوت پروفیل سرعت و فشار در گلوگاه	$\eta_{BX}$
مربوط به قسمت نازل انژکتور	n	ضریب راندمان کلی نازل	$\eta_c$
اکسیدکننده	O	ضریب راندمان تجزیه محصولات احتراق	$\eta_H$
حالت کلی	t	ضریب راندمان عدم تحول آدیاباتیک در نازل	$\eta_Q$
گلوگاه نازل	th	ضریب راندمان مشکلات فناوری ساخت نازل	$\eta_{Tex}$
خروجی انژکتور	$\varphi$	ضریب راندمان اصطکاک جریان گاز در پروفیل نزدیک دیواره نازل	$\eta_{TP}$
خواص در حالت سکون	0	ضریب راندمان جریان دو فاز در نازل	$\eta_{2X}$
		زاویه دیواره نازل در خروجی	$\theta_e$
		زاویه دیواره نازل در گلوگاه	$\theta_i$
		ضریب اصطکاک سیال	$\lambda$
		ویسکوزیته دینامیکی، ( $N.s/m^2$ )	$\mu$
		ضریب دبی انژکتور	$\mu_\varphi$
		چگالی، ( $kg/m^3$ )	$\rho$
		تنش در محفظه جداره نازک، (pa)	$\delta_{max}$

## فهرست جدول‌ها

۳۶	جدول (۱-۳). طول معادل برای سوخت‌های مختلف در صنعت
۴۱	جدول (۲-۳). ضریب عملکرد افت زاویه گسترش در نازل
۵۶	جدول (۳-۳). مقایسه مشخصه‌های صنعتی انژکتور جریان مستقیم و انژکتور گریز از مرکز
۷۸	جدول (۱-۴). مشخصات موتور مورد نظر جهت طراحی
۸۴	جدول (۲-۴). مشخصه‌های میکروموتور طراحی شده
۹۰	جدول (۳-۴). مشخصه‌های انژکتور گریز از مرکز دو پایه بر اساس طراحی انجام شده
۹۸	جدول (۱-۵). مشخصات مش زده شده
۱۰۵	جدول (۲-۵). کسر جرمی گونه‌های حاصل از احتراق برای ورودی ۱
۱۰۶	جدول (۳-۵). خواص ترمودینامیکی برای ورودی ۱
۱۰۷	جدول (۴-۵). کسر جرمی گونه‌های حاصل از احتراق برای ورودی ۲
۱۰۸	جدول (۵-۵). خواص ترمودینامیکی برای ورودی ۲
۱۱۵	جدول (۶-۵). خواص ترمودینامیکی برای نسبت سوخت به اکسیژن متوسط

## فهرست شکل‌ها

۲	شکل (۱-۱). تقسیم‌بندی انواع موتورها
۷	شکل (۲-۱). موتور سوخت مایع
۹	شکل (۳-۱). سیستم دمشی محض
۱۰	شکل (۴-۱). سیستم ترپویمپی
۱۱	شکل (۵-۱). موتور سیکل باز
۱۲	شکل (۶-۱). موتور سیکل بسته
۲۲	شکل (۱-۲). مقاطع X و Y در نازل همگرا-واگرا
۲۵	شکل (۲-۲). رابطه بین نسبت مساحت، نسبت فشار و نسبت دما به‌عنوان تابعی برحسب عدد ماخ برای ناحیه زیرصوتی و فراصوتی در نازل‌های دی‌لاوال
۲۵	شکل (۳-۲). مقاطع ورودی و خروجی نازل
۲۷	شکل (۴-۲). ضربه ویژه و سرعت خروجی در یک راکت ایده‌آل برحسب تابعی از دمای مطلق محفظه و جرم مولکولی برای چندین مقدار از نرخ گرمای ویژه و فشار
۲۸	شکل (۵-۲). تغییرات مساحت، دما، حجم مخصوص و سرعت برحسب فشار در نازل راکت
۳۲	شکل (۱-۳). محفظه احتراق سیلندری (استوانه‌ای)
۳۳	شکل (۲-۳). محفظه احتراق مخروطی
۳۴	شکل (۳-۳). محفظه احتراق کروی
۳۵	شکل (۴-۳). محفظه احتراق حلقوی
۳۵	شکل (۵-۳). محفظه احتراق ترکیبی سیلندری-کروی
۳۶	شکل (۶-۳). طول معادل در محفظه احتراق
۳۷	شکل (۷-۳). مقایسه طول محفظه احتراق در یک حجم ثابت
۳۹	شکل (۸-۳). نازل مخروطی
۳۹	شکل (۹-۳). نازل پروفیلی
۴۰	شکل (۱۰-۳). نازل مناسب با نسبت فشار
۴۱	شکل (۱۱-۳). تفاوت پروفیل تئوری و عملی سرعت گازهای خروجی

- شکل (۳-۱۲). منطقه بهترین عملکرد نازل ۴۲
- شکل (۳-۱۳). تفاوت پروفیل سرعت و فشار در تئوری و عمل ۴۳
- شکل (۳-۱۴). هندسه نازل مخروطی ۴۵
- شکل (۳-۱۵). مقایسه نازل پروفیلی و نازل مخروطی ۴۶
- شکل (۳-۱۶). نازل همگرا-واگرا، تقریب رانو ۴۷
- شکل (۳-۱۷). هندسه نازل منحنی در مقایسه نازل مخروطی ۴۸
- شکل (۳-۱۸). نمودارهای رانو برای زوایای  $\theta_e$  و  $\theta_i$  ۴۸
- شکل (۳-۱۹). شرایط هندسی بخش چندجمله‌ای نازل پروفیلی ۴۹
- شکل (۳-۲۰). فاکتورهای طراحی انژکتور گریز از مرکز ۵۳
- شکل (۳-۲۱). فاکتورهای طراحی برای انژکتور جریان مستقیم ۵۷
- شکل (۳-۲۲). دو نمونه آرایش انژکتور جریان مستقیم در صفحه انژکتور ۵۸
- شکل (۳-۲۳). انژکتور گریز از مرکز ماریچ ۵۹
- شکل (۳-۲۴). نمودار مشخصه هندسی انژکتور، ضریب دبی، ضریب سطح و زاویه متوسط چتر پاشش در انژکتور گریز از مرکز ۶۳
- شکل (۳-۲۵). شمای یک انژکتور دوپایه مخلوط در خارج ۶۹
- شکل (۳-۲۶). برش انژکتور گریز از مرکز ۷۰
- شکل (۳-۲۷). انژکتور گریز از مرکز ساخته شده از برنج شامل درپوش، انژکتور داخلی و انژکتور خارجی ۷۰
- شکل (۳-۲۸). نقشه کامل از یک انژکتور گریز از مرکز دوپایه ۷۱
- شکل (۳-۲۹). طرح‌واره محفظه رانش موتور با خنک کاری بازیابی ۷۳
- شکل (۳-۳۰). شکل هندسی کانال خنک کاری ۷۴
- شکل (۳-۳۱). روش‌های مورد استفاده در خنک کاری داخلی ۷۴
- شکل (۴-۱). پارامترهای طراحی شده در محفظه احتراق ۸۱
- شکل (۴-۲). پارامترهای طراحی در موتور موشک ۸۲
- شکل (۴-۳). مدل دو بعدی از هندسه طراحی شده ۸۴
- شکل (۵-۱). هندسه دوبعدی موتور طراحی شده ۹۵
- شکل (۵-۲). هندسه سه‌بعدی موتور طراحی شده ۹۵
- شکل (۵-۳). هندسه موتور با دو ورودی جهت شبیه سازی ۹۶

۹۶	شکل (۴-۵). هندسه مش زده شده
۹۷	شکل (۵-۵). نامطلوب‌ترین مش زده شده در هندسه
۹۸	شکل (۶-۵). شرایط مرزی اعمال شده بر هندسه
۹۹	شکل (۷-۵). هندسه مش زده شده در محیط فلوئنت
۱۰۰	شکل (۸-۵). روند انتخاب حل کننده
۱۰۱	شکل (۹-۵). روند انتخاب مدهای حل
۱۰۲	شکل (۱۰-۵). روند انتخاب اجزا
۱۰۲	شکل (۱۱-۵). روند انتخاب مواد
۱۰۳	شکل (۱۲-۵). روند انتخاب خواص اجزا
۱۰۳	شکل (۱۳-۵). محیط نرم‌افزار RPA و ورودی نرم افزار
۱۰۴	شکل (۱۴-۵). نمایی از ورودی
۱۰۷	شکل (۱۵-۵). روند وارد کردن خواص برای ورودی ۱
۱۰۸	شکل (۱۶-۵). روند وارد کردن خواص برای ورودی ۲
۱۰۹	شکل (۱۷-۵). روند وارد کردن شرط مرزی ورودی ۱
۱۱۰	شکل (۱۸-۵). روند وارد کردن شرط مرزی ورودی ۲
۱۱۰	شکل (۱۹-۵). روند وارد کردن شرط مرزی دیواره
۱۱۱	شکل (۲۰-۵). روند انتخاب روش‌های حل
۱۱۲	شکل (۲۱-۵). روند وارد کردن فاکتورهای زیر تخفیف
۱۱۲	شکل (۲۲-۵). روند وارد کردن تعداد تکرار حل
۱۱۳	شکل (۲۳-۵). روند محاسبه مقدار نرخ جریان جرمی در ورودی‌ها و خروجی
۱۱۴	شکل (۲۴-۵). روند محاسبه دمای متوسط در خروجی
۱۱۶	شکل (۲۵-۵). روند محاسبه سرعت متوسط در خروجی
۱۱۷	شکل (۲۶-۵). ریز شدن مش به اندازه چهار برابر شدن تعداد مش
۱۱۸	شکل (۲۷-۵). کانتور فشار استاتیکی
۱۱۹	شکل (۲۸-۵). نمودار تغییرات فشار بر حسب مکان
۱۲۰	شکل (۲۹-۵). کانتور دمای استاتیکی



- ۱۲۰ شکل (۵-۳۰). تغییرات دمای استاتیکی بر حسب مکان روی محور
- ۱۲۱ شکل (۵-۳۱). کانتور سرعت محوری
- ۱۲۲ شکل (۵-۳۲). نمایش برداری سرعت محوری
- ۱۲۲ شکل (۵-۳۳). تغییرات سرعت محور نسبت به مکان روی محور
- ۱۲۳ شکل (۵-۳۴). کانتور چگالی
- ۱۲۴ شکل (۵-۳۵). هندسه موتور با شرایط خام در قسمت نازل
- ۱۲۴ شکل (۵-۳۶). هندسه خام در حالت مش زده

#### ۱-۱ پیشگفتار

بشر به لحاظ علاقه‌مندی و کنجکاوی برای گردش در زمین که دوسوم آن را آب و یک‌سوم آن را خشکی فراگرفته، وسایل نقلیه زمینی مثل دوچرخه، خودرو، کشتی و برای سفر به نقاط دوردست بالن، هواپیما، بالگرد، موشک و سایر پروازکننده‌ها و پرتاب‌شونده‌ها را اختراع نمود [۱].

هر متحرکی برای جابجایی و حرکت در سطح زمین، در سطح آب و درون آن، در هوا یا فضا نیاز به محرک دارد تا با ایجاد نیروی پیشران یا جلوبرنده بر نیروی مقاوم خارجی مثل جاذبه، اصطکاک و نیروی آئرودینامیکی ناشی از سیال یا گازهای حاکم بر محیط اطراف، محرک را پیش براند. این نیرو را در زبان لاتین تراست<sup>۱</sup> و در زبان فارسی نیروی کشش یا رانش و در زبان روسی تیاگا می‌گویند. محرک را نیز در زبان لاتین موتور<sup>۲</sup> و در زبان فارسی پیشران<sup>۳</sup>، پیش برنده یا جلوبرنده می‌نامند [۲].

به متحرکی که جهت دسترسی به فضا و قرار دادن تجهیزات در مدار زمین استفاده می‌شوند، سیستم پیشران<sup>۳</sup> پرتابی<sup>۲</sup> می‌گویند و به متحرکی که جهت انتقال مداری یا انتقال بین سیاره‌ای تجهیزات استفاده

---

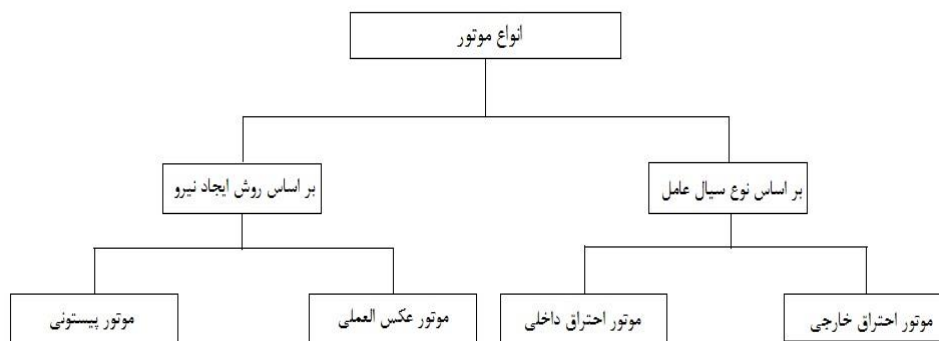
<sup>1</sup> Thrust

<sup>2</sup> Motor

<sup>3</sup> Propulsion System Launch

می‌شوند، سیستم پیشران‌ش فضایی<sup>۱</sup> گفته می‌شود [۳].

تقسیم‌بندی انواع موتور و پیشران در نمودار شکل ۱-۱ نشان داده شده است.



شکل (۱-۱). تقسیم‌بندی انواع موتورها

موتورهای عکس‌العملی به موتورهایی گفته می‌شود که با استفاده از قانون عمل و عکس‌العمل، از طریق تخلیه بخشی از جرم سیستم، نیروی پیشران‌ش را ایجاد می‌کنند و متحرک را به هدف موردنظر انتقال می‌دهند.

موتورهای عکس‌العملی نیز دسته‌بندی خاص خود را دارند:

- موتور هیدروجت که توسط عبور سیال تولید انرژی می‌کند (توربین آبی).
- موتور هوا تنفسی که از هوا به‌عنوان اکسیدکننده احتراق استفاده می‌کند (توربوجت).
- موتور موشک که مستقل از محیط اطراف خود می‌باشد (انواع موتور موشک).

مهم‌ترین موتورهای موشک از لحاظ سوخت شیمیایی به دو دسته تقسیم می‌شوند:

- سوخت جامد
- سوخت مایع

<sup>1</sup> Space Propulsion System

پایه‌ای‌ترین تفاوت به لحاظ طراحی مهندسی بین موتورهای پیشران مایع و جامد در این است که در موتورهای پیشران مایع، نیروی رانش کمتر اما در مدت زمان بیشتر تولید می‌شود. اما در موتورهای پیشران جامد، نیروی پیشران بیشتری در مدت زمان کمتری تولید می‌شود. به همین دلیل است که در بسیاری از پرتابگرهای معروف (به ویژه در غرب)، معمولاً موتورهای پیشران جامد به صورت راه‌اندازهایی هستند که در مرحله اول پرتاب به کمک پرواز پرتابگر می‌آیند. در این پرتابگرها موتور اصلی در واقع موتور پیشران مایع است که بعد از راه‌اندازی به صورت کامل و با تمام توان روشن می‌شود و پرتابگر را در مسیر خود قرار می‌دهد.

همچنین یکی از مزایای اصلی موتورهای پیشران مایع نسبت به پیشران جامد، قابلیت کنترل به نسبت راحت نیروی رانش در آنهاست. به بیان دیگر، در موتورهای پیشران مایع، نیروی رانش را می‌توان با تغییر نسبت اختلاط اجزای پیشران، تقریباً مشابه تغییر سرعت با استفاده از پدال گاز در اتومبیل، کنترل کرد؛ امری که در موتورهای اولیه پیشران جامد امکان پذیر نیست. یعنی یک اشکال عمده و بزرگ سوخت جامد این است که میزان سوخت خروجی و در نهایت سرعت به راحتی قابل کنترل و تغییر نیست. یعنی نمی‌توان میزان خروج سوخت را بعد از پرتاب کم یا زیاد کرد و در بازه‌های زمانی مختلف تغییر داد.

یکی دیگر از مزایای موتورهای پیشران مایع، فناوری به نسبت قابل اعتماد آنهاست. این بدین معنا نیست که سامانه آنها از پیچیدگی کمتری نسبت به موتورهای پیشران جامد برخوردار است. این مزیت را فقط به دلیل قدیمی بودن و آزمایش پس‌داده‌تر بودن انواع شناخته‌شده آنها می‌توان به موتورهای پیشران مایع نسبت داد. همان‌گونه که اشاره شد، موتورهای پیشران مایع با آغاز عصر فضا به کار گرفته شدند و تا سالهای متمادی، بیشتر پرتابگرها از این نوع پیشران استفاده می‌کردند [۴].

با توجه به تقسیم‌بندی‌ها و توضیحات ذکر شده، موتور موشک مدنظر در این تحقیق، یک میکروموتور احتراق داخلی، عکس‌العملی با سوخت مایع می‌باشد.