

# Multi-Stage Liquid Propellant Launch Vehicle Conceptual Design, Based on Combinatorial Optimization of Major Design Parameters

M. Mirshams<sup>1</sup>, H. Karimi<sup>1</sup> and H. Naseh<sup>1,\*</sup>

1. Aerospace Eng. Dept., K.N. Toosi Univ. of Tech.

\* Space Research Lab., Aerospace Eng. Dept., K.N. Toosi Univ. of Tech., Tehran, Iran, Postal Code 16765-3381  
hasannaseh@yahoo.com

*The principle goal of this paper is developing of Launch Vehicle Conceptual Design (LVCD) method based on combinational optimization of major design parameters. To this end, ten sub-algorithms will be presented in this design approach. Mass distribution of different stages to launch maximum payload mass to the orbit, pitch program trajectory to get to the maximum final velocity, and providing minimum velocity loss due to gravity, and also minimum axial acceleration of various stages of launch vehicle will be optimized as the results of the presented approach. The optimization process is performed subject to the restrictions. Also, the performance index is optimized in a mutual iteration mechanism. Evaluation and verification of the presented method is performed using available data of two and three-stage launch vehicles.*

**Keywords:** Conceptual design, Optimum mass distribution, Pitch program, Optimization, Launch vehicle, Liquid propellant

# طراحی مفهومی موشک حامل سوخت مایع چندمرحله‌ای براساس بهینه‌سازی ترکیبی پارامترهای اصلی طراحی

م. میرشمس<sup>۱\*</sup>، ح. کریمی<sup>۱</sup> و ح. ناصح<sup>۱</sup>

۱. دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی، دانشکده هوافضا

\* تهران، دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی، دانشکده مهندسی هوافضا (ص. پ. ۳۳۸۱ - ۱۶۷۶۵)

hasannaseh@yahoo.com

هدف این مقاله ارائه روش طراحی مفهومی موشک حامل براساس بهینه‌سازی ترکیب پارامترهای اصلی طراحی آن است. به منظور بهینه‌سازی پارامترهای اصلی طراحی، ۱۰ زیرالگوریتم در این روش طراحی ارائه و به اجرا درآمده‌اند. در نتیجه به‌کارگیری روش فوق، توزیع جرم بین مراحل با هدف حمل بیشترین جرم محموله به مدار، تغییرات زاویه پیچ در طول مسیر حرکت با هدف رسیدن به بیشترین سرعت نهایی با تأمین حداقل افت سرعت ناشی از جاذبه و همچنین حداقل شتاب محوری در هر مرحله از موشک حامل بهینه می‌شوند. پارامترها با در نظر گرفتن اثر محدودیت‌ها و معیار بهینه‌گی در یک تعامل متقابل بهینه می‌گردند (بهینه‌سازی ترکیبی پارامترهای اصلی طراحی). ارزیابی و صحت‌گذاری نرم‌افزار تهیه‌شده، با استفاده از اطلاعات نمونه‌هایی از موشک‌های حامل دومرحله‌ای و سه‌مرحله‌ای موجود انجام شده است.

واژه‌های کلیدی: طراحی مفهومی، توزیع جرمی بهینه، برنامه زاویه پیچ، بهینه‌سازی، موشک حامل، سوخت مایع

		فهرست علائم	
شیب مدار	$i$	آیرودینامیک	$aero$
هر مرحله	$i$	کارکرد موتور	$b$
ضربه ویژه	$I_{SP}$	سیستم هدایت و کنترل	$cy$
معرف تأثیر برنامه زاویه شیب زاویه پیچ	$k$	موتور	$eng$
طول	$L$	نیرو	$F$
کل افت سرعت	$Los$	لحظه نهایی	$F$
افت کل سرعت	$Lossv$	فیرینگ	$Fair$
جرم بلوک	$m$	سوخت	$Fu$
جرم مرحله	$M$	شتاب جاذبه زمین	$g$
نسبت تراست به وزن	$n$	ارتفاع	$H$
تعداد مرحله	$N$		
شرایط اولیه	$o$		
اکسیدکننده	$Ox$		

نیازهای مأموریتی تعریف شده تأثیرگذار باشند؛ ثالثاً، این پارامترها بایستی تأثیر مستقیم بر روی معیار طراحی داشته باشند. برخی از پارامترهای اصلی شامل نسبت تراست به وزن مراحل، زاویه پیچ انتهای مراحل، نسبت جرم نهایی به جرم اولیه مراحل موشک حامل و ... هستند.

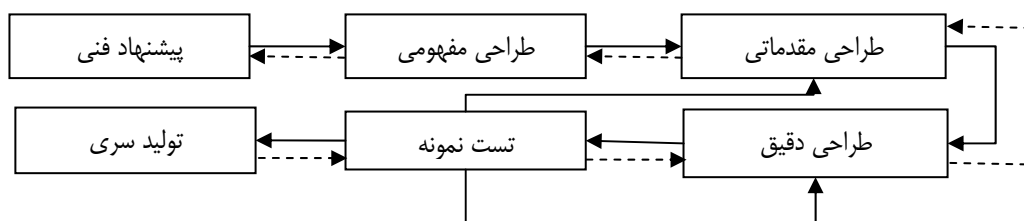
جایگاه طراحی مفهومی در فرایند تولید موشک حامل به صورت دیاگرام بلوکی در شکل ۱ آورده شده است. پس از مشخص شدن پیشنهاد فنی، مرحله طراحی مفهومی موشک حامل است. مرحله طراحی مفهومی موشک حامل به مرحله‌ای گفته می‌شود که در آن مشخصات عمومی طرح با استفاده از مدل‌های کاربردی و عمدتاً مبتنی بر بررسی اطلاعات آماری، محاسبه و تعیین می‌گردند. فرایند طراحی مفهومی در مراکز طراحی به دلیل مشخص نبودن بسیاری از نیازها و محدودیت‌ها در مراحل اولیه پروژه از یک طرف، و تعداد پارامترهای اثرگذار از طرف دیگر، فرایندی پیچیده و هزینه‌بر چه از لحاظ زمانی و چه از لحاظ نیروی انسانی است. در دست داشتن روش مشخصی که قابلیت مدل‌سازی مسئله طراحی مفهومی را در قالب کدهای نرم‌افزاری موجود فراهم آورد می‌تواند این فرایند را بسیار کوتاه و مؤثر کند. در مراجع گوناگون به مسئله طراحی مفهومی در قالب یک مسئله واحد پرداخته نشده و روند مشخص و کلاسیکی برای آن ارائه نگردیده است. در این مراجع بخش‌های مجزا مثل تعیین زاویه پیچ بهینه، مدل‌سازی نسبت‌های جرمی، محاسبه سرعت نهایی و غیره آورده شده‌اند. ولی در هیچ‌یک ارتباط بین این بخش‌ها و نحوه تأثیرگذاری آنها بر هم مورد بررسی قرار نگرفته است. به غیر از این، مدل‌های معرفی شده در برخی از مراجع برای مرحله طراحی مفهومی، عمدتاً مبتنی بر تحلیل اطلاعات آماری بوده و از مدل‌های ریاضی در محاسبه پارامترهای طراحی موشک حامل استفاده نشده است.

در کار تحقیقاتی حاضر، هدف برطرف کردن دو نقیصه مورد اشاره در بالاست، یعنی ارائه روش یکپارچه و حتی‌الامکان مبتنی بر مدل‌سازی‌های دقیق برای مرحله طراحی مفهومی موشک حامل.

$P$	پیشران
$Pay$	بار محموله
$Q \max$	هدد دینامیکی ماکزیمم
$R_E$	شعاع متوسط زمین
$Sep$	تجهیزات جدایش
$t$	زمان
$tot$	کل
$V$	سرعت
$\alpha$	ضریب جرمی، معرف تکنولوژی ساخت سازه
$\beta$	ضریب انرژی‌تیک مراحل
$\gamma$	نسبت وزن موتور به تراست موتور
$\omega_E$	سرعت زاویه‌ای حرکت وضعی زمین
$\varphi$	عرض جغرافیایی
$\theta$	زاویه پیچ
$\rho$	چگالی
$\lambda$	ضریب نامشخص لاگرانژ
$\Delta V$	افت سرعت
$\sigma$	سایر تجهیزات
$1st$	مرحله اول

## مقدمه

الگوریتم و روند مورد استفاده جهت بهینه‌سازی پارامترهای اصلی طراحی در فاز طراحی مفهومی موشک حامل، در انتخاب طرح نهایی بسیار مؤثر است. در ابتدا لازم است با پارامترهای اصلی طراحی و سپس جایگاه طراحی مفهومی در فرایند طراحی (از پیشنهاد اولیه تا مرحله تولید) آشنا شد. پارامترهای اصلی طراحی به پارامترهایی گفته می‌شوند که دارای سه ویژگی باشند: اولاً، مستقل از یکدیگر باشند؛ ثانیاً، این پارامترها بایستی به‌شدت بر روی



شکل ۱. دیاگرام بلوکی روند طراحی موشک حامل

## پیشینه تحقیقات انجام شده

در مراجع [۹-۱]، الگوریتم‌های مختلف محاسبه توزیع جرم بهینه بین مراحل موشک حامل مورد بررسی قرار گرفته‌اند و میزان دقت و سرعت همگرایی هر روش مورد بررسی و ارزیابی واقع شده است. همچنین در مراجع [۳، ۱۰-۱۵]، الگوریتم‌های مختلف تعیین برنامه زاویه پیچ مورد بررسی قرار گرفته‌اند و الگوریتم بهینه تعیین برنامه زاویه پیچ موشک حامل پیشنهاد گردیده است. در مرجع [۱۶]، لوپس<sup>۱</sup> و رایس<sup>۲</sup> یک موشک حامل دانشگاهی را با قابلیت حمل محموله ۱۰۰ تا ۲۰۰ کیلوگرم به مدار ۲۰۰ کیلومتر طراحی نمودند. در این مرجع، بهینه‌سازی در طراحی موشک حامل صورت پذیرفته است و اساس کار طراحی مدل‌های آماری بوده است. در مرجع [۱۷]، دانشگاه پردو موشک حامل کلاس سبک با قابلیت حمل محموله ۱۰ پوندی به مدار ۲۰۰ کیلومتر را طراحی کرده است که در این طراحی هدف استفاده از سیستم‌های راکت کاوش در این موشک حامل است. در مرجع [۱۸]، گیتایکریشان<sup>۴</sup> در اولین گزارش سمینار پیشرفت رساله دکتری خود، استراتژی بهینه‌سازی طراحی چندمنظوره را در فاز طراحی مفهومی موشک حامل چندمرحله‌ای مورد بررسی قرار داده است. سه استراتژی بهینه‌سازی در این سه مرجع بررسی شده است و مزایا و معایب هر روش ارائه گردیده است ولی روش بهینه‌سازی مناسب برای طراحی مفهومی موشک حامل کاربردی نشده است.

در تحقیق حاضر از نتایج به دست آمده در مراجع [۱-۲۴] در الگوریتم طراحی مفهومی موشک حامل استفاده شده است و در نتیجه موشک حامل طراحی شده دارای ترکیب پارامترهای طراحی بهینه خواهد بود.

## روندنامای جامع بهینه‌سازی ترکیبی پارامترهای

### اصلی طراحی مفهومی موشک حامل

با بررسی منابع و مراجع موجود [۱-۲۱] در فاز طراحی مفهومی موشک‌های حامل، عموماً سه روش معرفی و به کار گرفته شده‌اند. در روش اول که آن را طراحی مفهومی با استفاده از آنالیز اطلاعات آماری می‌نامیم، پارامترهای اصلی طراحی براساس نتایج به دست آمده از نمونه‌های موجود به کار گرفته شده موشک‌های حامل در سطح دنیا محاسبه می‌گردند [۱، ۸، ۱۷، ۲۰]. در این روش نسبت‌های جرمی و انرژیکی به کار گرفته می‌شوند. این نسبت‌ها

بیانگر سطح تکنولوژی به کار گرفته شده و توانایی‌های انرژیکی موشک‌های حامل تولیدی است. از جمله این پارامترها می‌توان به نسبت بار محموله به وزن اولیه موشک حامل ( $\mu_{PL}$ ) و یا نسبت وزن به تراست موتورهای موشک ( $\gamma_{gy}$ ) اشاره کرد. پارامتر ورودی در روش اول، جرم بارمحموله است. این روش علی‌رغم دارا بودن سرعتی مناسب جهت محاسبه مشخصات عمومی موشک حامل، از دقت کمی در سطح طراحی مفهومی برخوردار بوده و تنها می‌تواند اطلاعاتی را در خصوص کلاس موشک حامل و مشخصات اولیه آن در اختیار کاربر قرار دهد. روش مذکور به بانک اطلاعات آماری مورد استفاده بسیار وابسته بوده و طراحی به دست آمده از این روش معرف سطح تکنولوژی آن کشور خواهد بود و بسته به دقت گردآوری و ثبت اطلاعات از ۲۰ به بالا می‌تواند خطای محاسباتی در پی داشته باشد.

روش دیگری که در مراجع و منابع دیده می‌شود روش محاسبه پارامترهای طراحی موشک حامل براساس استفاده از مدل‌های ریاضی است [۱-۳، ۷، ۲۱]. این دسته از روش‌ها براساس استفاده از مدل‌های بهینه‌سازی معمول در ریاضی کلاسیک تدوین شده و در دسترس است.

مدل‌های ریاضی مورد اشاره تنها برای تعیین برخی از پارامترهای طراحی موشک حامل تدوین شده و به صورت کاربردی مورد استفاده قرار گرفته‌اند. از جمله می‌توان به محاسبه توزیع جرم بهینه بین مراحل، تعیین برنامه زاویه پیچ بهینه در طول پرواز فاز فعال موشک حامل، نسبت تراست به وزن اولیه و زاویه پیچ نهایی مراحل اشاره کرد.

در این روش به دلیل استفاده از مبانی ریاضی در محاسبه پارامترها، دقتی به مراتب بهتر در مقایسه با روش اول به دست می‌آید. ولی به دلیل عدم لحاظ کردن محدودیت‌های تکنولوژیک و امکانات موجود، جواب‌های به دست آمده عموماً کاربردی نبوده و از نظر تکنولوژی قابل اجرا نیستند، مضافاً بر اینکه این روش‌ها برای کلیه پارامترهای طراحی مورد نیاز توسعه داده نشده و در دسترس نیستند.

دسته سوم روش‌هایی که در منابع و مراجع مرتبط قابل پیگیری‌اند طراحی موشک حامل براساس استفاده از زیرسیستم‌های تولید شده و موجود است. به عنوان مثال براساس استفاده از موتور، ترکیب سوخت و اکسیدکننده و یا براساس زیرسیستم هدایت و کنترل موجود است [۱، ۹، ۲۰]. در این روش با توجه به زیرسیستم محور بودن آن، به دلیل استفاده الزامی از یک زیرسیستم (که عمدتاً موتور و ترکیبات سوخت است)، بهینه بودن سایر پارامترها

1. Mark J. Lewis
2. Tharen Rice
3. Purdue University
4. C. Geethaikrishnan

موجود و محدودیت‌های تکنولوژیک مورد ارزیابی و بررسی قرار گرفته، در روند طراحی لحاظ می‌شوند.

### زیرالگوریتم سرعت مداری [۱، ۲۱، ۲۲]

اولین زیرالگوریتم مورد نیاز برای شروع روند طراحی مفهومی موشک حامل، زیرالگوریتم سرعت مداری است (شکل ۳). ورودی‌های این الگوریتم، ارتفاع مداری (ارتفاع حضيض و اوج)، شیب مداری و عرض جغرافیایی نقطه پرتاب (آزیموت پرتاب) و خروجی‌های الگوریتم، سرعت مورد نیاز مداری و افت‌های سرعت ناشی از آیرودینامیک، جاذبه، سیستم کنترل و تغییرات ارتفاع (سیستم پیشرانش) است. شرط پایان الگوریتم برابری سرعت نهایی حاصل از شبیه‌سازی منهای افت‌های سرعت (شکل ۴) و سرعت مورد نیاز مداری است.

تحت‌الشعاع قرار می‌گیرد و عمدتاً بهینه‌گی طرح موشک حامل به صورت موضعی به دست می‌آید.

فرایند پیشنهادی در تحقیق حاضر که با هدف محاسبه پارامترهای طراحی موشک حامل تدوین شده است، در جهت استفاده از محاسن روش‌های یادشده و کاهش نقاط ضعف آنهاست. بدین منظور، تلفیقی از روش‌های آماری مدل‌های ریاضی و امکان استفاده از زیرسیستم‌های موجود در آن پیش‌بینی شده و در یک تعامل منطقی ترکیب شده‌اند که در این مقاله، روندنمای مذکور را روندنمای جامع بهینه‌سازی ترکیبی پارامترهای اصلی طراحی موشک حامل یا به‌اختصار روندنمای جامع طراحی نام‌گذاری می‌کنیم (شکل ۲). روندنمای جامع طراحی شامل ۱۰ زیرالگوریتم محاسباتی برای محاسبه پارامترهای وابسته و مستقل طراحی در موشک حامل هستند که به ترتیب عبارتند از:

۷. زیرالگوریتم تعیین سرعت مورد نیاز مداری موشک حامل با

در نظر گرفتن افت‌های سرعت (زیرالگوریتم سرعت مداری)

۸. زیرالگوریتم انتخاب ضرایب جرمی-انرژی‌تیک و تکنولوژیک

به کمک مدل‌های آماری (زیرالگوریتم ضرایب جرمی-

انرژی‌تیک)

۹. زیرالگوریتم بهینه‌سازی تعداد مراحل و توزیع جرمی بین

مراحل موشک حامل (زیرالگوریتم توزیع جرمی)

۱۰. زیرالگوریتم بهینه‌سازی نسبت تراست به وزن اولیه مراحل

و زاویه پیچ انتهایی مراحل موشک حامل (زیرالگوریتم

تراست به وزن و زاویه پیچ)

۱۱. زیرالگوریتم تعیین مشخصات موتور مراحل موشک حامل

(زیرالگوریتم موتور)

۱۲. زیرالگوریتم تعیین جرم و سوخت و اکسیدایزر مراحل

موشک حامل (زیرالگوریتم سوخت و اکسیدکننده)

۱۳. زیرالگوریتم بهینه‌سازی برنامه زاویه پیچ موشک حامل

(زیرالگوریتم برنامه زاویه پیچ)

۱۴. زیرالگوریتم شبیه‌سازی پرواز موشک حامل (زیرالگوریتم

شبیه‌سازی)

۱۵. زیرالگوریتم تعیین ابعاد موشک حامل (زیرالگوریتم ابعاد)

۱۶. زیرالگوریتم تعیین جرم زیرسیستم‌های موشک حامل در هر

مرحله (زیرالگوریتم وزن زیرسیستم‌ها)

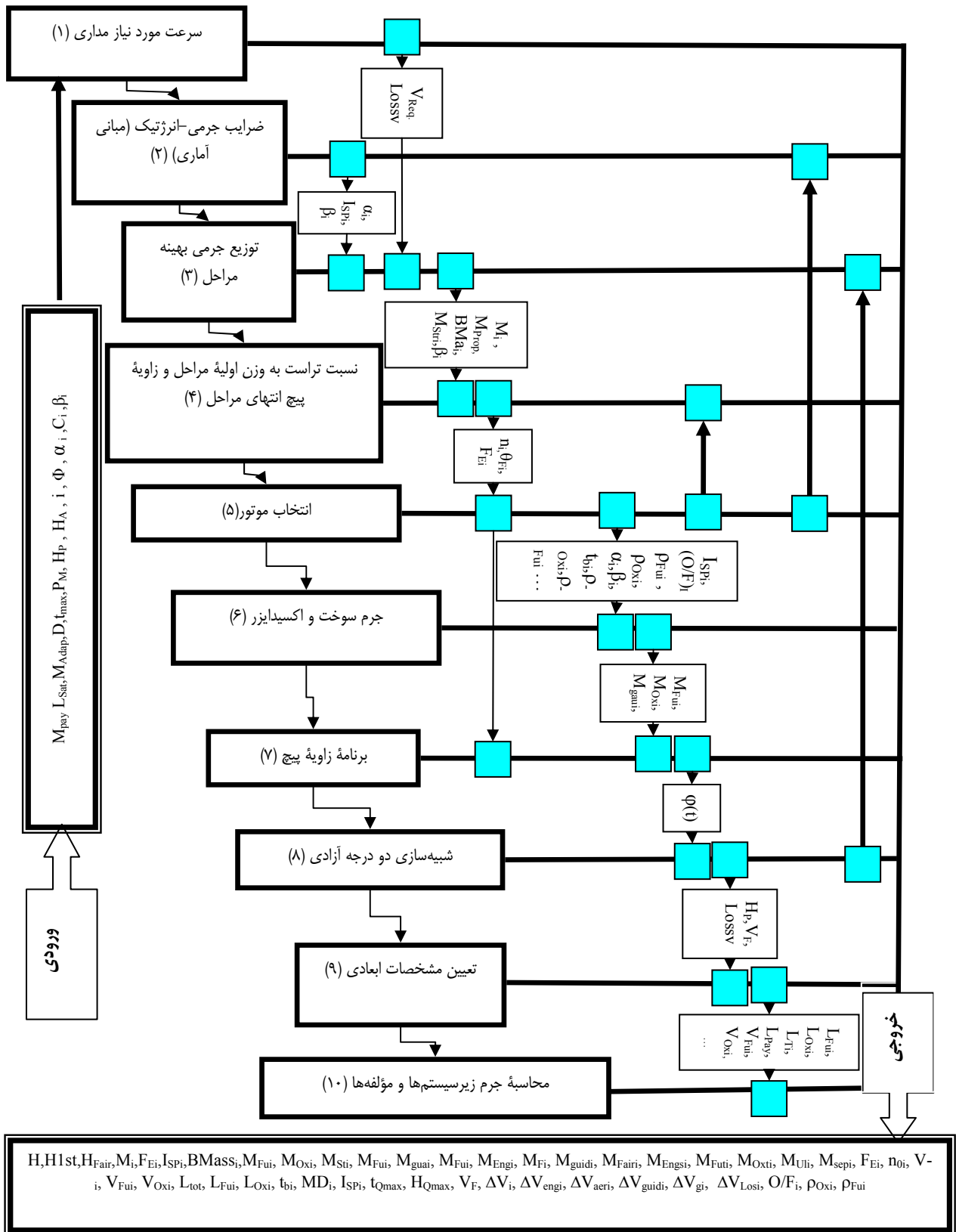
روندنمای جامع طراحی ارائه‌شده کمبودهای روش‌های

قبلی را به کمک زیرالگوریتم‌های فوق بهبود می‌بخشد. در

زیرالگوریتم دوم، طراحی براساس مبانی آماری شروع و در

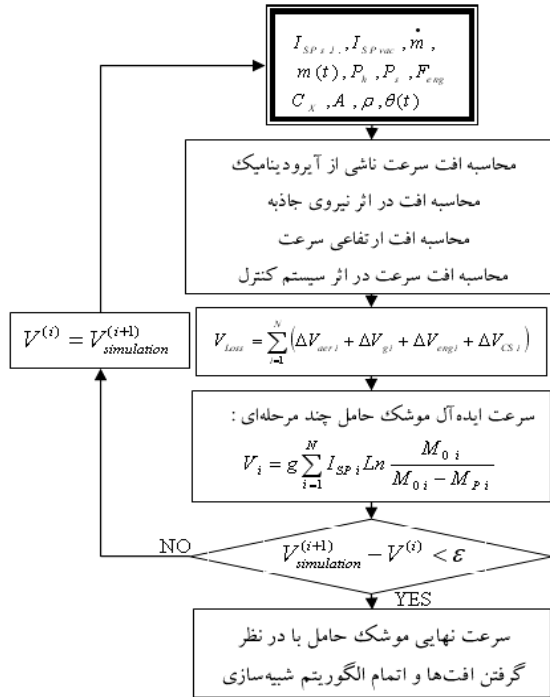
زیرالگوریتم‌های سوم و چهارم و هفتم بهینه‌سازی پارامترهای

طراحی صورت می‌پذیرد و در زیرالگوریتم پنجم توانمندی‌های

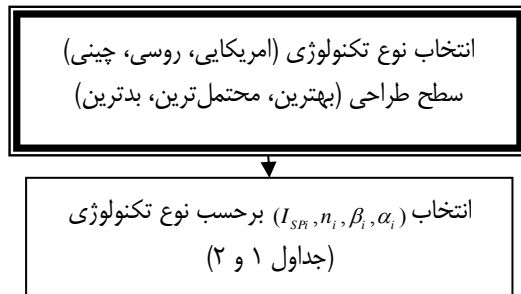


شکل ۲. روندنمای جامع بهینه‌سازی ترکیبی پارامترهای اصلی طراحی موشک حامل

تکنولوژی و با رجوع به جداول ۱ و ۲ طی زیرالگوریتم نشان داده شده در شکل ۶ تعیین می‌شوند.



شکل ۴. روند نامی محاسبه افت سرعت

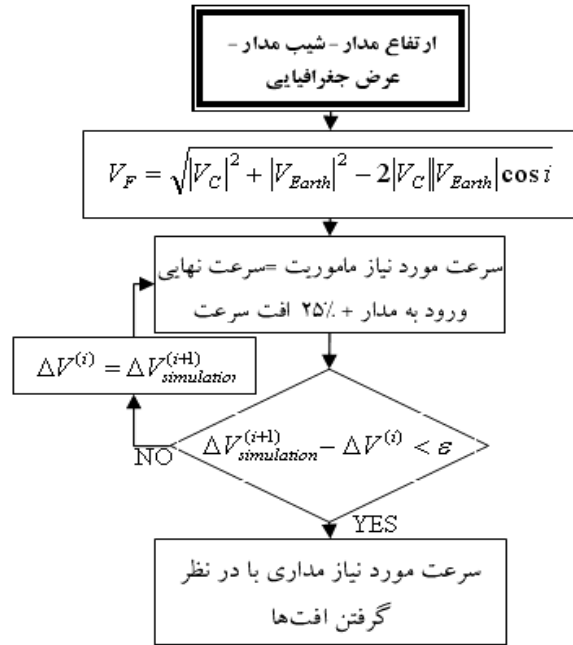


شکل ۵. زیرالگوریتم ضرایب جرمی - انرژی

### زیرالگوریتم توزیع جرمی [۹-۱]

توزیع جرم بهینه در این زیرالگوریتم با استفاده از مبنای حساب تغییرات محاسبه می‌شود. ضریب تابع لاگرانژ با هدف حداکثر نمودن جرم بارمحموله قابل حمل توسط موشک حامل با قید رسیدن سرعت نهایی به سرعت مداری (به دست آمده از زیرالگوریتم ۱) محاسبه می‌گردد.

در این معادلات تعداد مراحل موشک حامل از شرط  $\mu_{PL} \in (0.8 \sim 0.95)$  به دست می‌آید. پس از محاسبه ضریب تابع لاگرانژ در مرحله بعدی نسبت وزن نهایی به وزن اولیه



شکل ۳. زیرالگوریتم سرعت مداری

### زیرالگوریتم ضرایب جرمی - انرژی [۱، ۸، ۲۰، ۲۳]

در فرایند محاسبات طراحی مفهومی موشک‌های حامل، پارامترهایی مورد استفاده قرار می‌گیرند که معرف تکنولوژی قابل دسترسی در این زمینه خاص صنعتی می‌باشند. مبنای تعیین مقادیر این پارامترها اطلاعات آماری به دست آمده از موشک‌های حامل موجود و تجهیزات آنهاست. از جمله این پارامترها می‌توان به وزن نسبی سازه بدنه و باک‌ها و نسبت تراست به وزن موتور بلوک‌های موشکی اشاره نمود. به منظور به دست آوردن بازه تغییرات پارامترهای مزبور اطلاعات تعداد قابل توجهی از موشک‌های حامل موجود در سطح جهان جمع آوری و دسته بندی شده و مورد تجزیه و تحلیل قرار گرفتند. (شکل ۵) نتایج به دست آمده بر اساس بستر تکنولوژیهای هدف (گروه یک شامل: روسیه، چین، هند و گروه دو شامل: آمریکا، ژاپن) به ترتیب در جداول ۱ و ۲ آورده شده اند. در جداول زیر:

$\alpha_i$ : ضریب جرمی که مربوط به تکنولوژی ساخت مخزن، زیرسیستم هدایت و دیگر تجهیزات می‌باشد و ورودی زیرالگوریتم-های (۳) و (۱۰) می‌باشد.

$\beta_i$ : ضریب جرمی - انرژی که به جرم موتور، تراست موتور بستگی دارد و ورودی زیرالگوریتم‌های (۳) و (۴) است.

$\eta_i$ : نسبت تراست به وزن مراحل موشک حامل بوده و این پارامتر ورودی زیرالگوریتم‌های (۳) و (۵) است.

$I_{SPi}$ : ضربه ویژه مراحل موشک حامل و ورودی زیرالگوریتم‌های (۳) و (۶) است. ضرایب فوق‌الذکر با انتخاب نوع

هر یک از مراحل موشک حامل  $\mu_{Fi}$  محاسبه شده و در پی آن نسبت جرم بارمحموله مراحل  $(\mu_{PLi})$  و نهایتاً نسبت وزنی بارمحموله کل  $(\mu_{PL})$  محاسبه می‌گردد. جرم اولیه موشک حامل  $(M_0)$  با در دست بودن وزن بارمحموله و نسبت وزنی بارمحموله

نسبت‌های وزنی نهایی مرحل  $\mu_{Fi}$  قابل محاسبه خواهند بود. زیرالگوریتم محاسباتی توضیح داده شده در شکل ۶ آورده شده است.

جدول ۱. بازه‌های انتخاب ضرایب جرمی انرژتیک موشک حامل گروه یک (روسیه، چین، هند)

نوع تکنولوژی	ضریب جرمی	بازه تغییرات $(\alpha)$	ضریب انرژتیک	بازه تغییرات $(\beta)$	نسبت تراست به وزن مراحل	بازه تغییرات $(n_0)$	ضریب ویژه $(sec)$	بازه تغییرات $(I_{sp})$
گروه یک	$\alpha_1$	0.095-0.097	$\beta_1$	0.009-0.011	$n_{01}$	1.2-1.4	$I_{sp1}$	300-315
	$\alpha_2$	0.141-0.145	$\beta_2$	0.095-0.097	$n_{02}$	0.8-1.0	$I_{sp2}$	315-325
	$\alpha_3$	0.26-0.263	$\beta_3$	0.033-0.136	$n_{03}$	0.37-0.54	$I_{sp3}$	320-330

جدول ۲. بازه‌های انتخاب ضرایب جرمی انرژتیک موشک‌های حامل گروه دو (امریکا، ژاپن)

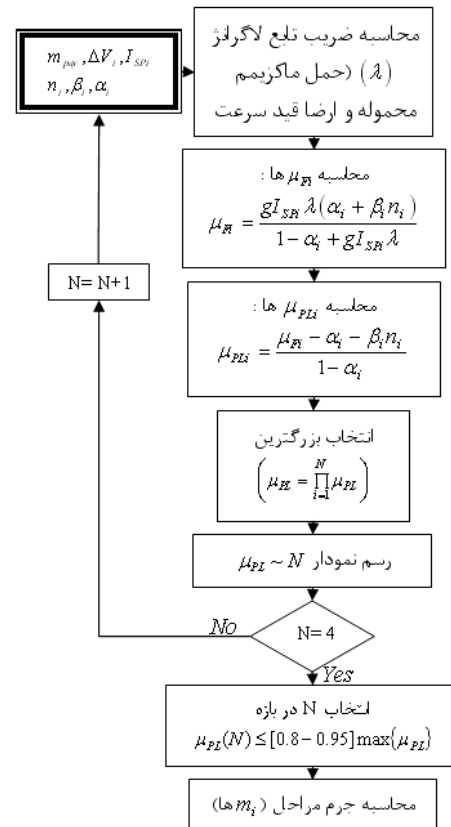
نوع تکنولوژی	ضریب جرمی	بازه تغییرات $(\alpha)$	ضریب انرژتیک	بازه تغییرات $(\beta)$	نسبت تراست به وزن مراحل	بازه تغییرات $(n_0)$	ضریب ویژه $(sec)$	بازه تغییرات $(I_{sp})$
گروه دو	$\alpha_1$	0.079-0.133	$\beta_1$	0.0199-0.243	$n_{01}$	1.2-1.5	$I_{sp1}$	293-294.4
	$\alpha_2$	0.095-0.102	$\beta_2$	0.024-0.055	$n_{02}$	0.8-1.1	$I_{sp2}$	298-320.3
	$\alpha_3$	0.119-0.14	$\beta_3$	0.079-0.133	$n_{03}$	0.37-0.6	$I_{sp3}$	320-350

### زیرالگوریتم تراست به وزن و زاویه پیچ [۱، ۲]

هدف در این زیرالگوریتم محاسبه نسبت تراست به وزن اولیه مراحل  $(n_{0i})$  و زاویه پیچ انتهای مراحل موشک حامل  $(\theta_{Fi})$  با هدف حداقل کردن افت سرعت  $(\Delta V_{Los})$  و حداقل کردن شتاب محوری است.

بیش از ۸۵٪ مجموع افت سرعت موشک حامل در طول پرواز فعال آن ناشی از آیرودینامیک، تغییر ارتفاع، سیستم هدایت و کنترل و جاذبه، متعلق به افت سرعت ناشی از جاذبه است.

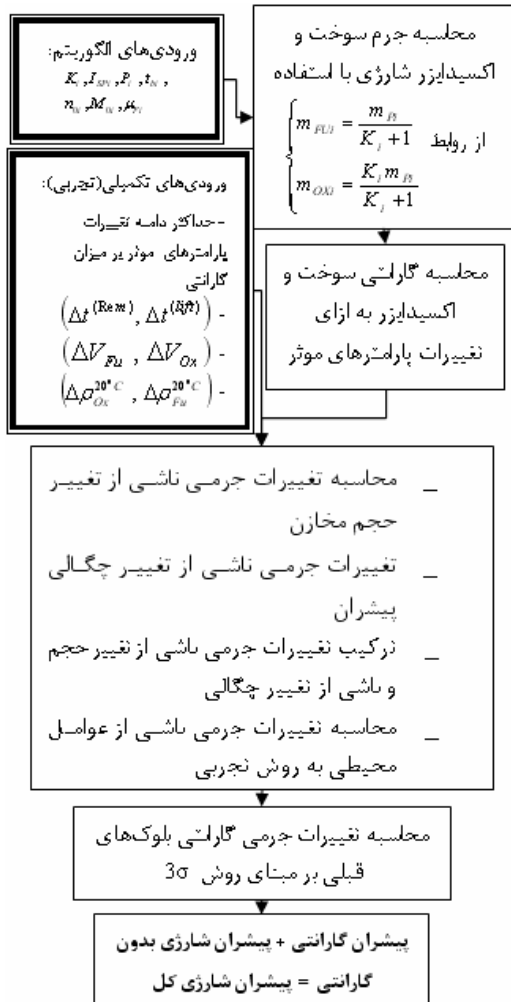
تعیین نسبت تراست به وزن اولیه مراحل بدون تعیین زاویه پیچ انتهای هر مرحله امکان‌پذیر نیست. از طرف دیگر، انتخاب برنامه زاویه پیچ بر میزان افت سرعت ناشی از جاذبه بسیار مؤثر است. بنابراین با مینیمم کردن افت سرعت رابطه‌ای بین نسبت تراست به وزن اولیه مراحل و زاویه پیچ انتهای مراحل حاصل می‌شود. با استفاده از این رابطه و لحاظ کردن قیود موجود در انتخاب نسبت تراست به وزن اولیه مراحل مختلف  $(1.2 < n_{01} < 1.5)$  و  $(0.8 < n_{02} < 1.2)$ ، زوایای پیچ انتهای مراحل به صورتی انتخاب می‌گردند که مجموع نسبت تراست به وزن مراحل کمینه می‌گردد. الگوریتم مورد استفاده در این قسمت در شکل ۷ نشان داده شده است.



شکل ۶. زیرالگوریتم تعیین توزیع جرمی



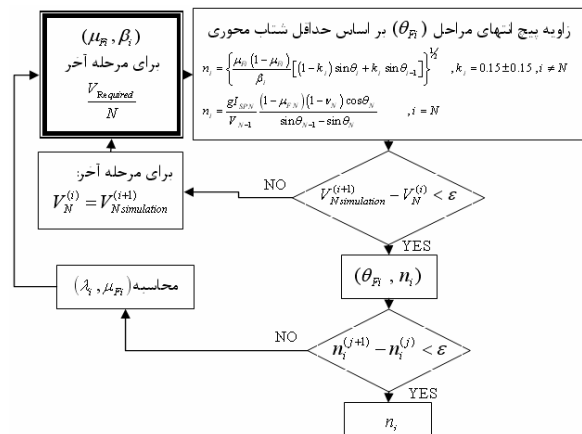
تکنولوژی تهیه شده و در اختیار کاربر قرار می‌گیرد تا براساس تکنولوژی انتخابی، موتوری که نزدیک‌ترین تراست به تراست محاسبه شده در زیرالگوریتم (۴) را دارد، انتخاب گردد (شکل ۸).



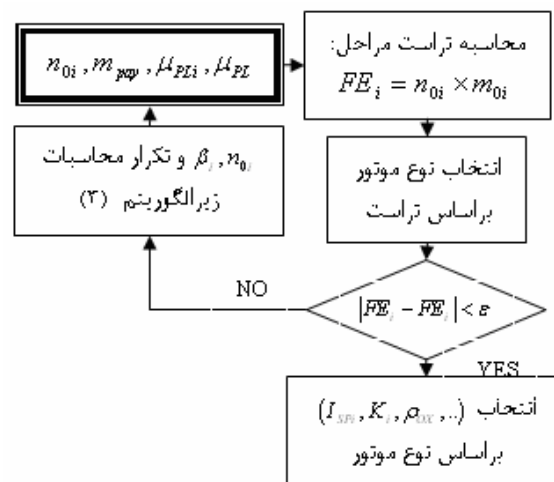
شکل ۹. زیرالگوریتم سوخت و اکسیدکننده

### زیرالگوریتم سوخت و اکسیدکننده [۲۰]

جرم پیشران مراحل در زیرالگوریتم توزیع جرمی (زیرالگوریتم شماره ۳) محاسبه گردید، همچنین نسبت دبی اکسیدکننده به سوخت مراحل در زیرالگوریتم انتخاب موتور براساس نوع موتور انتخاب شد. بنابراین با دانستن نسبت اکسیدکننده به سوخت مراحل و جرم پیشران شارژی مراحل، می‌توان جرم سوخت و اکسیدکننده هر مرحله را محاسبه کرد. با محاسبه جرم پیشران شارژی، نوبت به محاسبه جرم سوخت و اکسید گارانتی هر مرحله است (شکل ۹). سه پارامتر مهم تأثیرگذار بر جرم سوخت و اکسیدکننده گارانتی عبارتند از: ۱. نسبت دبی سوخت به اکسیدکننده، ۲. ضربه ویژه، ۳. جرم سازه خشک. اثر میزان خطای این سه پارامتر بر مقدار پیشران



شکل ۷. زیرالگوریتم تراست به وزن و زاویه پیچ



شکل ۸. زیرالگوریتم موتور

### زیرالگوریتم موتور [۱، ۲، ۲۳]

در این زیرالگوریتم نوع و تعداد موتور مراحل با توجه به تراست مورد نیاز مراحل و براساس اطلاعات موتورهای موجود، انتخاب می‌شوند. نوع موتور با استفاده از زمان سوزش ( $t_b$ ) و ضربه ویژه ( $I_{sp}$ ) و نسبت ترکیب سوخت و اکسیدایزر ( $\frac{O}{F}$ ) و تعداد آن براساس تراست مورد نیاز هر مرحله تعیین می‌گردد.

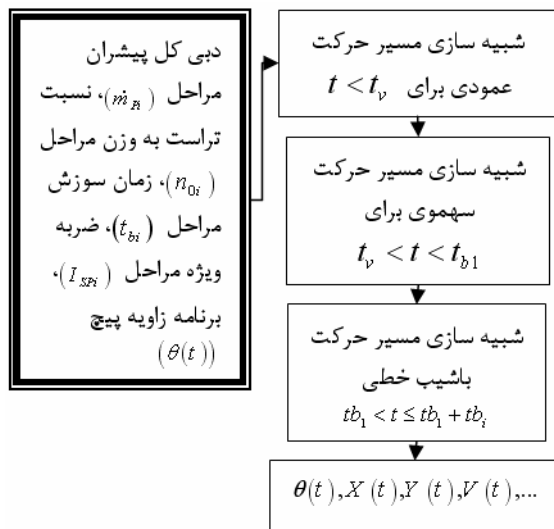
در صورتی که هریک از پارامترهای طراحی موتور جدید با مقادیر محاسبه شده به کمک مدل‌های آماری متفاوت باشد، مقادیر موتور جدید جایگزین شده و محاسبات دوباره تکرار می‌شوند. پایان الگوریتم برابری تراست موتور جدید با تراست محاسبه شده است. در نهایت با فیکس شدن موتور و مشخص شدن مقادیر

$(\frac{m_{oxid}}{m_{fuel}}, I_{sp}, t_b)$  و تراست، می‌توان دبی مراحل را محاسبه کرد. به منظور تسهیل روند انتخاب موتور، بانک اطلاعاتی برای هر نوع

روش‌های کنترل بهینه، مسیر بهینه را به صورت تحلیلی محاسبه کرد. این فرض‌ها عبارتند از: نیروهای آیرودینامیکی ناچیز، میدان جاذبه ثابت و زمین مسطح، از گردش زمین صرف‌نظر شده، حرکت صفحه‌ای و نیروی پیشران ثابت در نظر گرفته می‌شود. با اعمال این فرض‌ها که برای حرکت مراحل دوم و سوم موشک حامل خیلی دور از واقعیت نیست، می‌توان برنامه زاویه پیچ مراحل دوم به بعد را به صورت خطی و برابر معکوس زاویه تانژانت محاسبه کرد.

### زیرالگوریتم شبیه‌سازی [۱۱، ۱۲، ۲۱]

این زیرالگوریتم، کانون تکرار حلقه روندنمای جامع طراحی و نقطه تصحیح مقادیر افت‌های سرعت و سرعت نهایی مورد نیاز برای ورود به مدار تا رسیدن به همگرایی است که در ابتدای برنامه به صورت غیردقیق و یا آماری وارد الگوریتم‌هایی نظیر الگوریتم توزیع جرمی شده‌اند (شکل ۱۱).



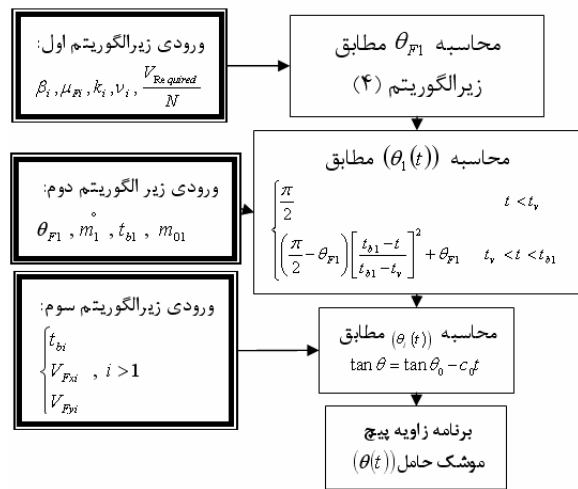
شکل ۱۱. زیرالگوریتم شبیه‌سازی

### زیرالگوریتم ابعاد [۱، ۲۴]

مبنای محاسبات در این زیرالگوریتم، استفاده از مشخصات موتور (چگالی سوخت و اکسیدکننده، قطر موتور و طول موتور) و چگالی بار محموله ( $\rho_{Pay}$ )، زیرسیستم هدایت و کنترل ( $\rho_{Cyi}$ ) و سازه‌های انتقالی و بخش دمی که به کمک مدل‌های آماری موشک‌های حامل مختلف استخراج می‌شوند، است. یادآوری می‌شود که در این زیرالگوریتم هم می‌توان قطر را به صورت ورودی در نظر گرفت و هم می‌توان براساس اطلاعات آماری بهینه‌سازی کرد. در این زیرالگوریتم براساس جرم و چگالی سوخت و اکسیدایزر، حجم و

شارژی براساس تجربه به صورت درصدی از کل پیشران در دسترس است. همچنین اثر میزان خطای پارامترهای ضرایب آیرودینامیکی بدنه موشک حامل، دما و فشار محیطی، و ضرایب آیرودینامیکی بالک‌های گرافیتی بر مقدار جرم پیشران شارژی کل به دلیل ناچیز بودن قابل صرف‌نظر است.

بنابراین با نوشتن روابط بین جرم سوخت و اکسیدکننده و پارامترهای تأثیرگذار بر پیشران گارانتی و دیفرانسیل‌گیری و جایگذاری میزان خطای هر پارامتر جرم سوخت و اکسیدایزر گارانتی قابل محاسبه است.

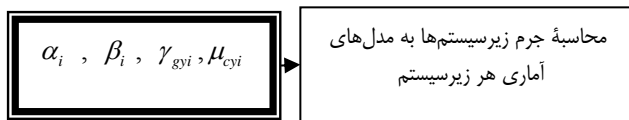


شکل ۱۰. زیرالگوریتم برنامه زاویه پیچ

### زیرالگوریتم برنامه زاویه پیچ [۳، ۱۰-۱۵]

بهینه‌سازی در این زیرالگوریتم براساس حساب تغییرات با هدف رسیدن به حداکثر سرعت نهایی صورت می‌پذیرد (شکل ۱۰). بدین صورت که برنامه زاویه پیچ مرحله اول به صورت سهمی در نظر گرفته می‌شود (مدت زمان عمود پروازی به کمک گراف تجربی زمان عمود پروازی برحسب نسبت تراست به وزن اولیه موشک حامل قابل محاسبه است). شرایط مرزی این قسمت عبارتند از: زمان کارکرد موتور مرحله اول و دوم و زاویه پیچ نهایی مرحله اول، که پارامترهای زمان کارکرد موتور مرحله اول در زیرالگوریتم انتخاب موتور و زاویه پیچ نهایی مرحله اول در زیرالگوریتم بهینه‌سازی نسبت تراست به وزن اولیه مراحل و زاویه پیچ نهایی انتهای مراحل محاسبه می‌شوند. برای مراحل دوم به بعد برای تعیین مسیر بهینه لازم است که مسئله حساب تغییرات متناظر با احتساب شرایط مرزی و محدودیت‌های مسیر به یک روش عددی مناسب حل شود، که فرایند پیچیده و مفصلی است. اما چنانچه با در نظر گرفتن برخی فرضیات، مدل ریاضی حرکت ساده شود، می‌توان با استفاده از

Kosmos11K65M ارائه و خروجی‌های روندنما در کنار مقادیر واقعی در جدول ۴ درج گردیده است. همچنین در جدول ۵ ورودی‌های روندنمای جامع طراحی برای موشک حامل سه‌مرحله‌ای CZ-4 ارائه و خروجی‌های روندنما در کنار مقادیر واقعی در جدول ۶ درج گردیده است.



شکل ۱۳. زیرالگوریتم جرم زیرسیستم‌ها

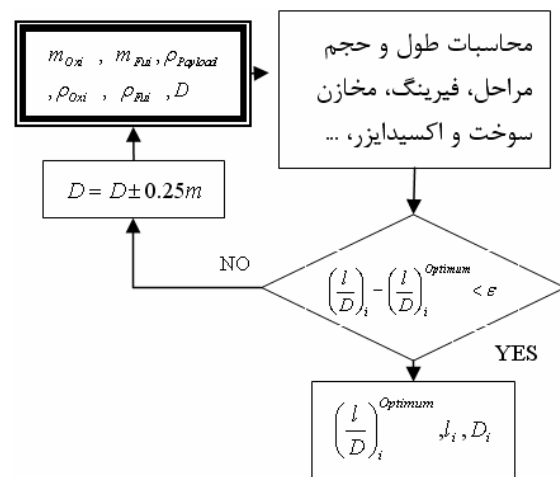
### بررسی نتایج حاصله

- جرم اولیه دو موشک حامل طراحی شده با توجه به زیرالگوریتم (۳) از جرم اولیه واقعی دو موشک Kosmos11K65M و CZ-4 کمتر است بنابراین با جرم کمتر موشک حامل قادر به حمل بارمحموله است.
- مجموع نسبت تراست به وزن اولیه محاسبه‌ای مراحل دو موشک حامل طراحی شده با توجه به زیرالگوریتم (۴) از مجموع نسبت تراست به وزن اولیه دو موشک حامل Kosmos11K65M و CZ-4 کمتر است و بنابراین با توجه به دو شکل ۱۴ و ۲۲ شتاب قابل دستیابی موشک کمتر است، بنابراین از نظر استحکام سازه‌ای، سازه این دو موشک حامل طراحی شده دارای قابلیت اطمینان بیشتری است.
- تغییرات ارتفاع پرواز با زمان برای دو موشک حامل مذکور در دو شکل ۱۵ و ۲۳ ارائه گردیده است، چنانکه در هر دو شکل مشاهده می‌شود هر دو موشک حامل طراحی شده قابلیت دستیابی به ارتفاع مورد نظر را با وزن کمتر دارا هستند.
- تغییرات عدد ماخ با زمان برای دو موشک حامل مذکور در دو شکل ۱۶ و ۲۴ ارائه گردیده است. چنانکه مشاهده می‌شود نمودار عدد ماخ محاسبه‌ای در زیر نمودارهای عدد ماخ موشک‌های حامل هدف واقع شده است.
- تغییرات سرعت با زمان برای دو موشک حامل مذکور در دو شکل ۱۷ و ۲۵ ارائه گردیده است، تغییرات سرعت در سطح طراحی مفهومی، به دلیل عدم بررسی افت‌های ناشی از سیستم هدایت و کنترل در محدوده قابل قبول است.
- در نمودارهای ۱۸ و ۲۶، ۲۷ و ۲۸ به ترتیب تغییرات زاویه پیچ، جرم و هد دینامیکی با زمان ارائه شده است.
- در نمودارهای ۲۱ و ۲۹ تغییرات افت سرعت ناشی از نیروی جاذبه آورده شده است که چنانکه در زیرالگوریتم (۴) بیان شد، هدف این زیرالگوریتم، تعیین نسبت تراست به وزن

ابعاد مخازن مشخص می‌شود. خروجی‌های این زیرالگوریتم، حجم و ابعاد موشک حامل است (شکل ۱۲).

### زیرالگوریتم جرم زیرسیستم‌ها [۱، ۷-۹، ۲۰]

مبنای محاسبات در این زیرالگوریتم، مدل‌های آماری هستند. ورودی‌های این زیرالگوریتم، ضرایب جرمی-انرژی (α<sub>i</sub>, β<sub>i</sub>) که در زیرالگوریتم ضرایب جرمی-انرژی انتخاب و در طول تکرارهای روندنمای جامع طراحی (با انتخاب نوع موتور) تصحیح شده‌اند، می‌باشند. نسبت‌های جرمی که به کمک مدل‌های آماری استخراج می‌شوند و در این زیرالگوریتم مورد استفاده قرار می‌گیرند، نسبت جرم زیرسیستم‌های هر مرحله به جرم مرحله و ... می‌باشند. بنابراین با استفاده از ضرایب جرمی-انرژی و نسبت‌های جرمی فوق، جرم زیرسیستم‌ها و اجزای موشک حامل قابل برآورد خواهند بود. خروجی این زیرالگوریتم توزیع جرمی زیرسیستم‌های مراحل موشک حامل است (شکل ۱۳). بنابراین این مدل‌های آماری به ضرایب بررسی شده در جداول ۱ و ۲ محدود نمی‌شوند و مدل آماری جامع نسبت‌های وزنی تمامی بخش‌ها و زیرسیستم‌ها را دربر می‌گیرد.



شکل ۱۲. زیرالگوریتم ابعاد

### ارزیابی روندنمای جامع طراحی

برای ارزیابی روندنمای مذکور، ورودی‌های روندنما براساس ضرایب جرمی-انرژی موشک حامل دو مرحله‌ای Kosmos11K65M ساخت کشور روسیه و سه مرحله‌ای CZ-4 ساخت کشور چین انتخاب و نتایج آن ارائه گردیده است [۲۳]. در جدول ۳ ورودی‌های روندنمای جامع طراحی برای موشک حامل دو مرحله‌ای

## نتیجه‌گیری

در این مقاله، روندنمای جامع طراحی مفهومی موشک حامل ارائه شد که پارامترهای اصلی طراحی موشک حامل را با هدفی خاص با در نظر گرفتن محدودیت‌های تکنولوژیک بهینه می‌کند. پارامترهای اصلی طراحی در این روندنما بهینه شده و اهداف بهینه‌سازی عبارتند از: توزیع جرم بهینه بین مراحل با هدف حمل بیشترین جرم محموله به مدار، نسبت تراست به وزن مراحل براساس حداقل کردن افت سرعت ناشی از جاذبه و حداقل کردن شتاب محوری و همچنین بهینه‌سازی برنامه زاویه پیچ با هدف حداکثر کردن سرعت نهایی موشک حامل.

الگوریتم مذکور برای دو موشک حامل دومرحله‌ای Kosmos11K65M و سه‌مرحله‌ای CZ-4 مورد ارزیابی قرار گرفت و نتایج آن در جداول ۴ و ۶ درج شد. چنانکه مشاهده می‌شود ماکزیمم خطا برای موشک حامل دومرحله‌ای Kosmos11K65M برابر ۶٪ و برای موشک حامل سه‌مرحله‌ای CZ-4 برابر ۱۱٪ است که این میزان خطا در فاز طراحی مفهومی، خطای قابل قبولی است.

مراحل موشک حامل با هدف مینیمم کردن افت سرعت ناشی از جاذبه است که در این دو نمودار کاملاً مشهود است.

دلیل کمتر بودن زمان سوزش مرحله اول و مرحله دوم، بزرگتر بودن نسبت جرم نهایی به جرم اولیه مراحل موشک حامل طراحی شده نسبت به موشک حامل Kosmos11K65M است و این دلیل بر امکان‌پذیرتر بودن طراحی سازه از نقطه‌نظر تکنولوژی (جرم سازه سنگین‌تر) است، بنابراین حاشیه اطمینان سازه را از نظر وزنی برآورده خواهد کرد.

بنابراین الگوریتم بهینه‌سازی ترکیبی پارامترهای اصلی طراحی با جرم کمتر و ملاحظات تکنولوژی ساخت سازه، قادر به انجام مأموریت به شکل مناسب است.

نتایج شبیه‌سازی برای موشک حامل دومرحله‌ای بهتر از نتایج شبیه‌سازی موشک حامل سه‌مرحله‌ای است که دلیل آن طولانی شدن زمان کارکرد موشک حامل سه‌مرحله‌ای تا بیش از ۷۰۰ ثانیه است، زیرا در زیرالگوریتم (۷)، بهینه‌سازی برنامه زاویه پیچ بر مبنای فرض زمین مسطح صورت پذیرفت، که سبب ایجاد خطا به میزان کمتر از ۱۰٪ بوده که در فاز طراحی مفهومی قابل قبول است.

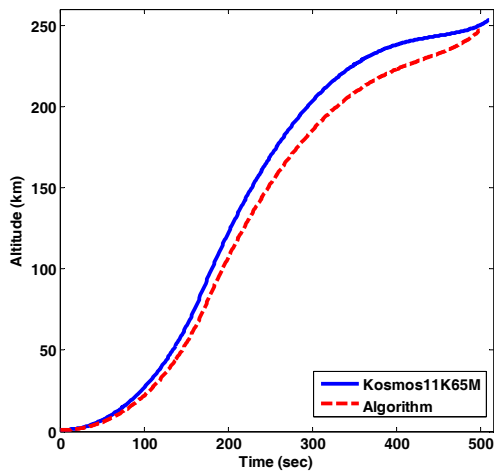
جدول ۳. پارامترهای ورودی روندنمای جامع طراحی موشک حامل دومرحله‌ای Kosmos11K65M

ردیف	پارامتر ورودی	مقدار	واحد
۱	جرم ماهواره	۱۵۰۰	kg
۲	ارتفاع حضیض	۲۵۰	km
۳	ارتفاع اوج	۲۰۰۰	km
۴	شیب مدار	۵۱/۶	deg
۵	مشخصات نقطه پرتاب	45.6° N, 63.4° E	

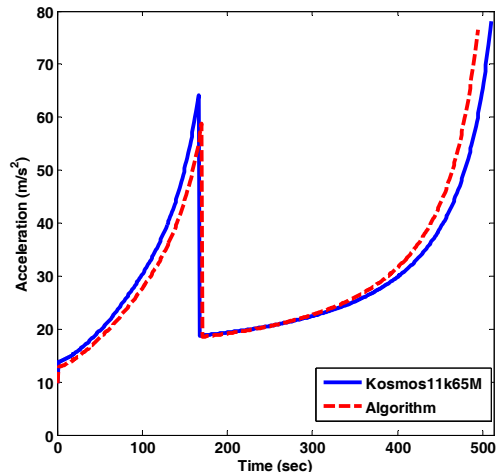
جدول ۴. مشخصات پارامترهای اصلی طراحی Kosmos11K65M

ردیف	مشخصات جرمی- ابعادی و بالستیکی موشک حامل	Kosmos11K65M	الگوریتم	واحد	خطای هر بلوک (%)
۱	جرم اولیه موشک حامل (جرم کل موشک)	۱۰۹۰۰۰	۱۰۸۶۸۷/۸	kg	-
۲	جرم بلوک مرحله اول موشک حامل	۸۷۳۶۵	۸۶۹۱۷/۸	kg	۰/۵۱
۳	جرم بلوک مرحله دوم موشک حامل	۲۰۱۳۵	۲۰۲۷۰/۲۷	kg	۰/۷۳
۴	نسبت تراست به وزن مرحله اول	۱/۳۸	۱/۲۹	-	۶/۵
۵	نسبت تراست به وزن مرحله دوم	۰/۷۸۹	۰/۸۲	-	۳/۹
۶	حداکثر ارتفاع قابل دستیابی موشک حامل	۲۵۰	۲۵۰	km	-
۷	ارتفاع جدایش مرحله اول	۸۲/۳۶	۶۳/۸۴	km	-
۸	زمان حداکثر هد دینامیکی	۶۸	۷۵	sec	-
۹	ارتفاع حداکثر هد دینامیکی	۱۲/۳۱	۱۲/۸	km	-
۱۰	زاویه نهایی مرحله اول (نسبت به دستگاه مختصات استارتی)	۳۰	۳۲/۷	deg	-

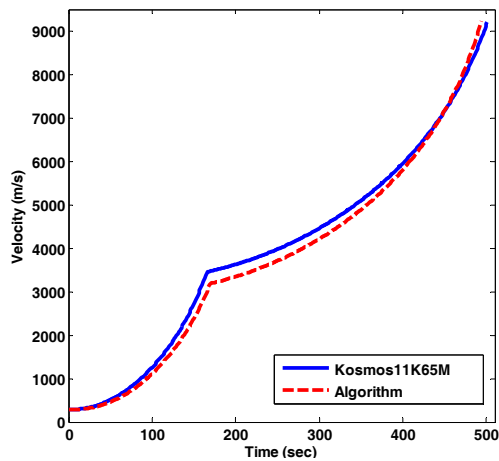
مقایسه گرافهای حاصل از شبیه‌سازی پرواز موشک حامل Kosmos11K65M با نتایج به دست آمده از روندنمای جامع طراحی



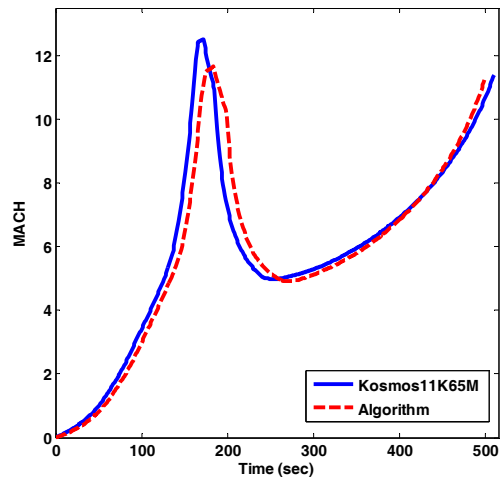
شکل ۱۵. تغییرات ارتفاع برحسب زمان



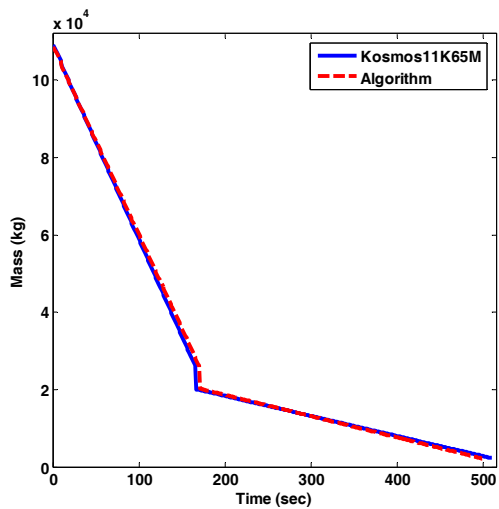
شکل ۱۴. تغییرات شتاب برحسب زمان



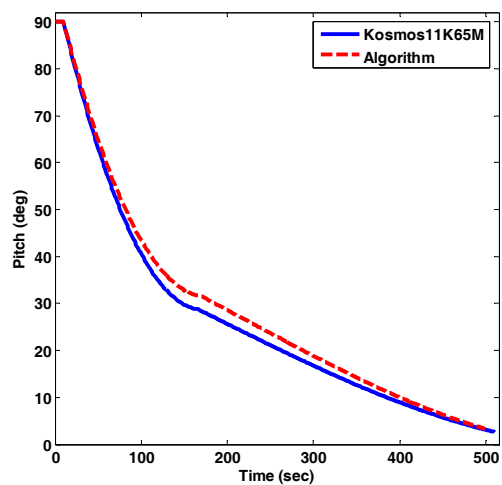
شکل ۱۷. تغییرات سرعت برحسب زمان



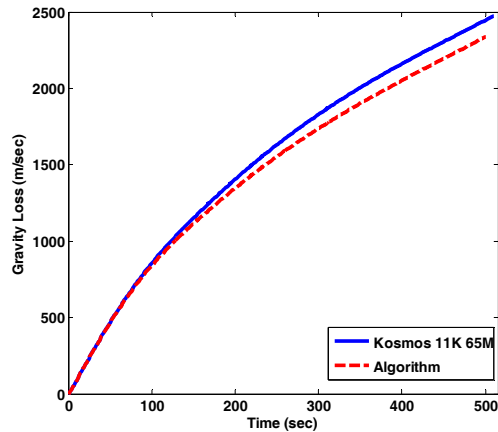
شکل ۱۶. تغییرات عدد ماخ برحسب زمان



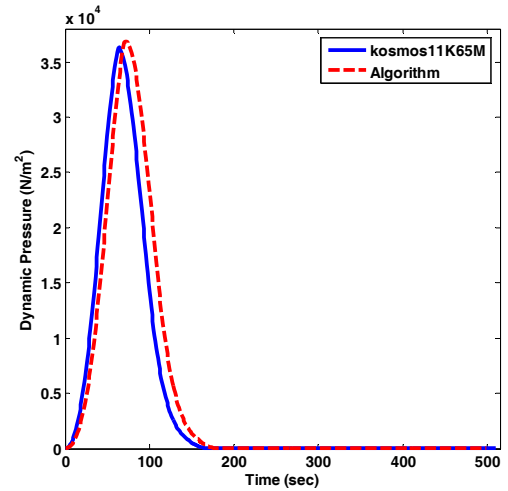
شکل ۱۹. تغییرات جرم برحسب زمان



شکل ۱۸. تغییرات زاویه پیچ برحسب زمان



شکل ۲۱. تغییرات افت جاذبه برحسب زمان



شکل ۲۰. تغییرات هد دینامیکی برحسب زمان

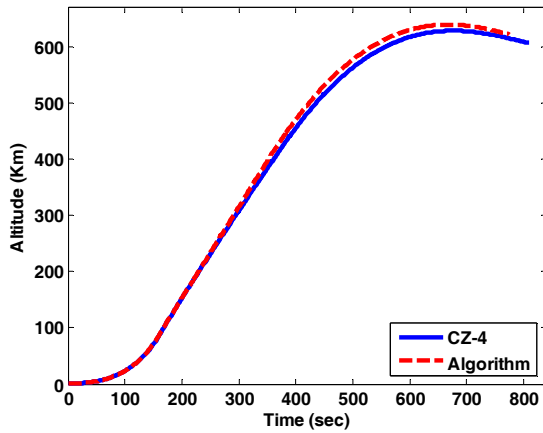
جدول ۵. پارامترهای ورودی روندنمای جامع طراحی برای موشک حامل سه‌مرحله‌ای CZ-4

ردیف	پارامتر ورودی	مقدار	واحد
۱	جرم ماهواره	۴۰۰۰	kg
۲	ارتفاع مدار دایروی	۶۰۰	km
۳	شیب مدار	۹۸	deg
۴	مشخصات نقطه پرتاب	28° N, 102° E	

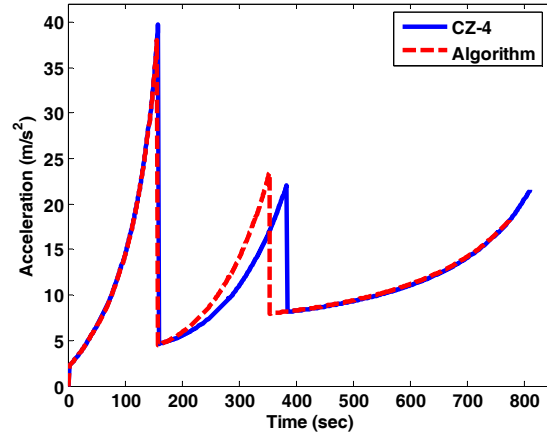
جدول ۶. مشخصات پارامترهای اصلی طراحی CZ-4

مشخصات جرمی- ابعادی و بالستیکی موشک حامل	CZ-4	الگوریتم	واحد	خطای هر بلوک (%)
جرم اولیه موشک حامل (جرم کل موشک)	۲۵۱۴۹۳	۲۴۵۸۰۸	kg	-
جرم بلوک مرحله اول	۱۹۲۷۷۱	۱۹۴۲۵۳	kg	۰/۷
جرم بلوک مرحله دوم	۳۹۵۶۴	۳۸۰۵۵	kg	۳/۸
جرم بلوک مرحله سوم	۱۵۱۵۷	۱۳۵۰۰	kg	۱۰/۹
نسبت تراست به وزن مرحله اول	۱/۲۱	۱/۲۰۷	-	۰/۲
نسبت تراست به وزن مرحله دوم	۰/۹	۰/۸۱	-	۱۰
نسبت تراست به وزن مرحله سوم	۰/۶۱۵	۰/۵۲	-	۱۵/۴
ماکزیمم ارتفاع قابل دستیابی موشک حامل	۶۲۰	۶۱۰	km	-
ارتفاع جدایش مرحله اول	۸۱	۸۳	km	-
ارتفاع جدایش مرحله دوم	۴۰۱	۴۳۰	km	-
زمان ماکزیمم هد دینامیکی	۷۶	۷۶/۸	sec	-
ارتفاع ماکزیمم هد دینامیکی	۱۲/۱	۱۲/۰۳	km	-
زاویه نهایی مرحله اول (نسبت به دستگاه مختصات استارتی)	۶۳	۶۳/۵	deg	-
زاویه نهایی مرحله دوم (نسبت به دستگاه مختصات استارتی)	۳۰	۲۹	deg	-

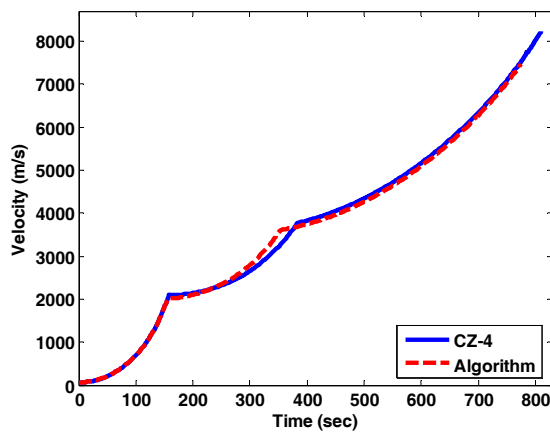
### مقایسه گرافهای حاصل از شبیه‌سازی پرواز موشک حامل CZ-4 با نتایج به دست آمده از روندنمای جامع طراحی



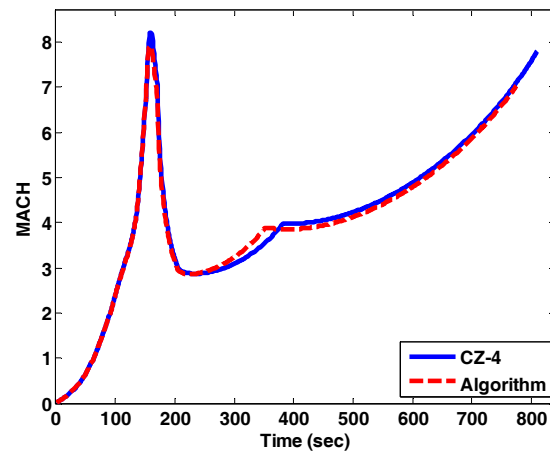
شکل ۲۳. تغییرات ارتفاع برحسب زمان



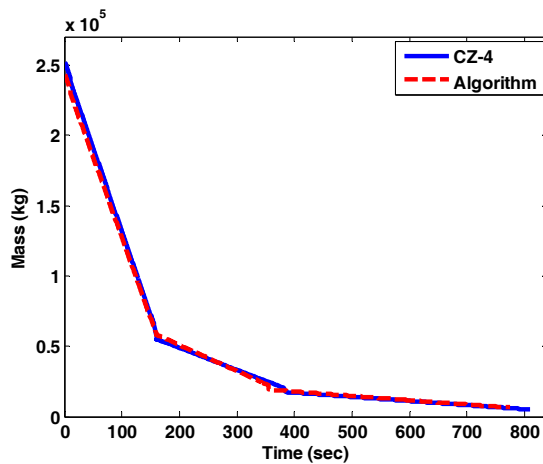
شکل ۲۲. تغییرات شتاب برحسب زمان



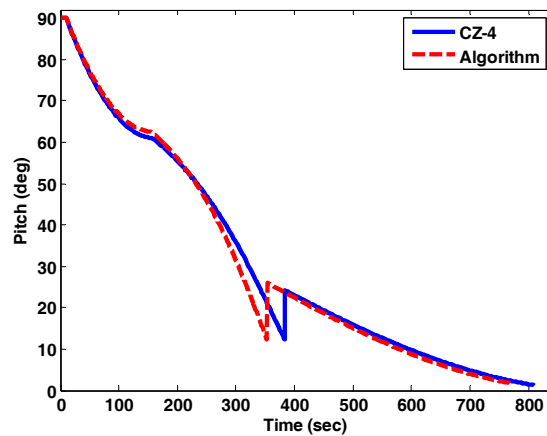
شکل ۲۵. تغییرات سرعت برحسب زمان



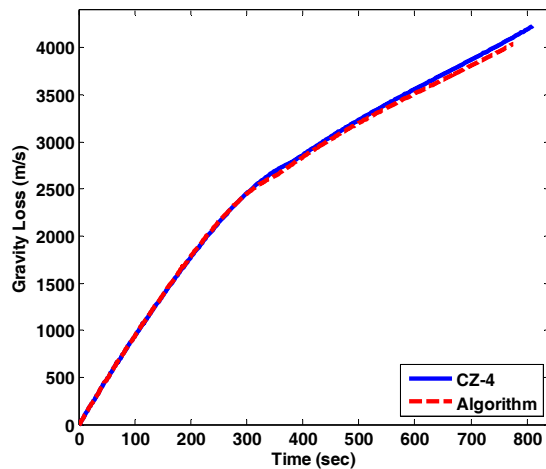
شکل ۲۴. تغییرات عدد ماخ برحسب زمان



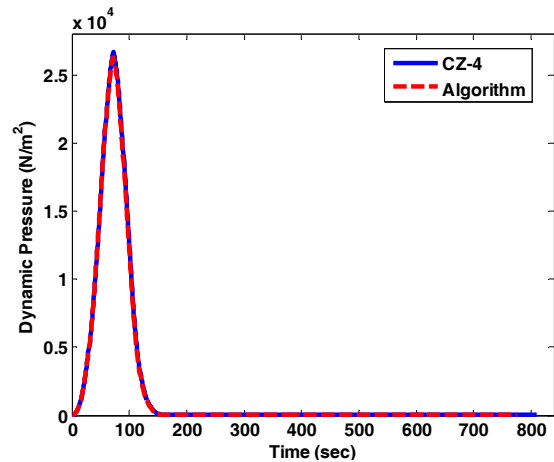
شکل ۲۷. تغییرات جرم برحسب زمان



شکل ۲۶. تغییرات زاویه پیچ برحسب زمان



شکل ۲۹. تغییرات افت جاذبه برحسب زمان



شکل ۲۸. تغییرات هد دینامیکی برحسب زمان

۱۰. میرشمس م.، ح. کریمی، و ح. ناصح، "روندنمای پیشنهادی تعیین برنامه زاویه پیچ موشک حامل چندمرحله‌ای در فاز طراحی مفهومی"، ششمین کنفرانس سراسری انجمن هوافضای ایران، اسفند ۱۳۸۵، دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی.

۱۱. فتودوسف و. ای.، مقدمه‌ای بر طراحی موشک، ترجمه جعفر روشنیان، حسن کریمی، و مهران میرشمس، انتشارات دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی، ۱۳۷۸.

12. Malyshev V.V., M.N. Krasilshikov, V.T. Bobronikov, and V.D. Dishel, *Aerospace Vehicle Control, Modern Theory and Applications*, Institute aeronautics and Space, Brazil.

13. Kirk D.E., *Optimal Control Theory an Introduction*, Monterey, California, 1970.

۱۴. آقاجان، س.م.، و ا. نقاش، "بهینه‌سازی مسیر راکت‌های چندمرحله‌ای"، پایان‌نامه کارشناسی ارشد، آبان ۱۳۷۸.

۱۵. گزارش برنامه طراحی بالستیک موشک‌های زمین به زمین و حامل (برنامه PBRM)، سازمان صنایع هوافضا.

16. Lewis M.J., Tharen Rice, "Design of University Launch Vehicle System", *Journal of AIAA*, Department of Aerospace Engineering, University of Maryland at College Park, 1992.

17. Tsohas J., Lloyd J. Droppers, "Sounding Rocket Technology Demonstration for Small Satellite Launch Vehicle Project", *AIAA*, 24-27 April 2006.

18. Geetha Krishnan C., "Multidisciplinary Design Optimization Strategy in Multi-Stage Launch Vehicle Conceptual Design", 1<sup>st</sup> Progress Seminar Report, Department of Aerospace Engineering Indian Institute of Technology, Bombay, August 2003.

19. Rowell L.F., and John J. Korte, "Launch Vehicle Design and Optimization Methods and Priority for the Advanced Engineering Environment", October 2003.

## مراجع

۱. میرشمس م.، جزوه درسی طراحی سیستمی ماهواره‌بر، دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی، دانشکده هوافضا، پاییز ۱۳۸۴.
۲. میرشمس م.، ح. کریمی، و ح. ناصح، "الگوریتم تعیین توزیع جرم بهینه بین مراحل موشک حامل سوخت مایع"، ششمین کنفرانس سراسری انجمن هوافضای ایران، اسفند ۱۳۸۵، دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی.
۳. لین شو، هی، طراحی موشک (بالستیک و حامل ماهواره)، ترجمه حسن کریمی، و سیدمجتبی هاشمی دولابی، انتشارات جهاد دانشگاهی واحد تهران، پاییز ۱۳۸۴.
۴. اموشکین، "طراحی موشک‌های سوخت جامد چندمرحله‌ای"، ۱۹۷۴.
5. Howard D.C., *Orbital Mechanics for Engineering Students*, Embry Riddle Aeronautical University Dayton Beach, Florida, 2005, pp. 570-574.
6. Martin J.L. Turner, *Rocket and Spacecraft Propulsion, Principles, Practice and New Developments (2<sup>nd</sup> Edition)*, 2005, pp. 25-30.
7. Beisel J.R., and M. Baltimore, "A Weight Engineer's View of the Space Age Vehicle", The 17<sup>th</sup> Conference of S.A.W.E. May 19-22, 1958, The Belmont plaza, New York.
8. Pence D.R., "Preliminary Weight Estimation of Liquid Propellant Stages", 26<sup>th</sup> Annual Conference at Boston, Massachusetts, May 1-4, 1967.
9. Reitz G.R., and D. Colorado, "A Method of Weight Estimation for Advance Missile Design", 23<sup>rd</sup> National Conference, SAWE Dalas Texas, May 18-21, 1964.



22. Brown Ch.D., "Spacecraft Mission Design", *AIAA*, Education series, 1992, pp. 7-10.
  23. International Reference Guide to Space Launch Systems, *AIAA*, 1994.
  24. Chin S.S., *Missile Configuration Design*, Aeronautics Engineering, Orlando, Florida, 1961.
۲۰. میرشمس م، و ح. ناصح، "راهنمای انجام پروژه درسی طراحی سیستمی ماهواره‌بر"، کارشناسی ارشد مهندسی هوافضا، دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی، زمستان ۱۳۸۵.
21. Fortescue P., J. Stark, and G. Swinerd, *Spacecraft System Engineering*, 3<sup>rd</sup> ed., John Wiley and Sons., 2003.