

## Original Research Paper

# Investigating of the Leap Required in Effective Technologies for SSTO Design Using MDO

Fatemeh Ghorbani, Mehran Nosratollahi , Amir Hossain Adami\* , and Alireza Ahangarani Farahani 

Aerospace University Complex, Malek Ashtar University of Technology, Tehran, Iran

**ARTICLE INFO****Article History:**

Received 03 July 2024

Accepted 07 July 2024

Available Online 08 July 2024

**Keywords:**

Conceptual design  
Design framework  
Multi-subject design  
Single floor to circuit  
Optimization

**ABSTRACT**

The feasibility of deploying a satellite into orbit using a single-stage-to-orbit (SSTO) vehicle has long been considered beyond technological reach. Historically, various mathematical models and equations have been proposed to demonstrate the theoretical impracticality of SSTO systems. However, recent advancements in aerospace technology have renewed interest in evaluating whether current capabilities can support SSTO development. This study comprehensively analyzes existing SSTO technologies and assesses the technological advancements necessary to bridge the gap between current capabilities and required performance thresholds. A multi-disciplinary optimization (MDO) framework was developed and validated, incorporating subsystem modeling and a hybrid genetic algorithm–sequential quadratic programming (GA-SQP) optimization approach. The optimized SSTO design was then evaluated for feasibility. Despite identifying an optimal structural configuration, results indicate that achieving SSTO capability remains unattainable with current technological maturity. A multi-disciplinary analysis (MDA) was conducted to quantify the necessary advancements to determine the minimum technology leaps required in propulsion, structural integrity, and other critical subsystems. The results for each technological domain are presented separately, highlighting the specific advancements needed to realize SSTO feasibility.

\*Corresponding Author's E-mail: [adami\\_amir@mut.ac.ir](mailto:adami_amir@mut.ac.ir)

**How to Cite this Article:**

F. Ghorbani, M. Nosratollahi, A. H. Adami, and A. Ahangarani Farahani, "Investigating of the leap required in effective technologies for SSTO design using MDO," *Journal of Space Science and Technology*, Vol. 18, No. 1, pp. 1-23, 2025, (in Persian), <https://doi.org/10.22034/jsst.2024.1490>.

**COPYRIGHTS**

© 2025 by the authors. Published by Aerospace Research Institute. This article is an open access article distributed under the terms and conditions of [The Creative Commons Attribution 4.0 International \(CC BY 4.0\)](https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/).



## بررسی جهش مورد نیاز در فناوری‌های موثر در طراحی SSTO با استفاده از روش بهینه‌سازی چندموضوعی

فاطمه قربانی<sup>۱</sup>، مهران نصرت‌الهی<sup>۲</sup>، امیرحسین آدمی<sup>۳\*</sup>، و علیرضا آهنگرانی‌فراهانی<sup>۴</sup>

۱- کارشناسی ارشد، مجتمع دانشگاهی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران، ایران

۲- دانشیار، مجتمع دانشگاهی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران، ایران

۳- استادیار، مجتمع دانشگاهی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران، ایران

### چکیده

### اطلاعات مقاله

امکان تزریق ماهواره به مدار با استفاده از یک حامل تک مرحله‌ای به‌عنوان یکی از چالش‌های دور از دست بشر از گذشته تاکنون بوده است. حتی در گذشته، برای اثبات عدم امکان دستیابی به این آرزو، روابط ریاضی و معادلات مختلفی بیان گردیده است. اما آنچه امیدها را در سال‌های اخیر پر رنگ نموده است ارتقاء سطح فناوری است. پاسخ به این سوال که آیا با سطح فناوری کنونی امکان دستیابی به مدار با استفاده از یک حامل تک مرحله‌ای تا چه اندازه قابل دستیابی است اخیراً مورد توجه قرار گرفته است. در این پژوهش به بررسی اجمالی سیر تکاملی و تکنولوژی‌های موجود پرتابگرهای تک مرحله‌ای تا مدار پرداخته شده و مسیر رسیدن از فناوری موجود به فناوری مورد نیاز استخراج می‌گردد. برای این منظور، پس از مدل‌سازی زیرسیستم‌های مختلف، چارچوب طراحی برپایه طراحی مفهومی بهینه چندموضوعی و با الگوریتم بهینه‌سازی GA-SQP تدوین گردیده و صحت‌گذاری شده است. سپس، طراحی بهینه چندموضوعی (MDO) ماهواره‌بر تک مرحله‌ای انجام پذیرفته و امکان‌سنجی دستیابی به یک ماهواره‌بر تک مرحله‌ای مورد ارزیابی قرار گرفته است. علی‌رغم استخراج بهترین ساختار، نتایج حاکی از عدم امکان دستیابی به این محصول با سطح تکنولوژی موجود است. در ادامه حداقل میزان جهش تکنولوژی مورد نیاز هر یک از فناوری‌ها، شامل موضوعاتی نظیر رهایش، پیش‌رانش و سازه، برای دستیابی به این مهم براساس تحلیل بهینه چندموضوعی (MDA) انجام پذیرفته و نتایج برای هر فناوری به‌طور جداگانه ارائه شده است.

### تاریخچه مقاله:

دریافت ۱۳ تیر ۱۴۰۳

پذیرش ۱۷ تیر ۱۴۰۳

اولین انتشار ۱۸ تیر ۱۴۰۳

### واژه‌های کلیدی:

طراحی مفهومی

چارچوب طراحی

طراحی چند موضوعی

تک‌طبقه تا مدار

بهینه‌سازی

\*پست الکترونیکی نویسنده مسئول: [adami\\_amir@mut.ac.ir](mailto:adami_amir@mut.ac.ir)

### How to Cite this Article:

F. Ghorbani, M. Nosratollahi, A. H. Adami, and A. Ahangarani Farahani, "Investigating of the leap required in effective technologies for SSTO design using MDO," *Journal of Space Science and Technology*, Vol. 18, No. 1, pp. 1-23, 2025, (in Persian), <https://doi.org/10.22034/jsst.2024.1490>.



### COPYRIGHTS

© 2025 by the authors. Published by Aerospace Research Institute. This article is an open access article distributed under the terms and conditions of [The Creative Commons Attribution 4.0 International \(CC BY 4.0\)](https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/).





شکل ۱- نما و مشخصاتی از یکی از ساده‌ترین طرح‌ها برای SSTO، کرونا.

Fig. 1. View and specifications of one of the simplest concept for SSTO, Corona.

مطالعات و برنامه‌ریزی در این زمینه از حدود سال ۱۹۷۰ در ایالات متحده آمریکا با طراحی و توسعه طرح‌های ارائه شده، بررسی فناوری‌های مورد نیاز، امکان‌سنجی و استقرار سامانه‌های لازم، آغاز شد و تا ابتدای قرن اخیر با جدیت و صرف هزینه فراوان ادامه داشت. همچنین در سال‌های اخیر بر ارتقاء فناوری، بررسی استقرارگر مناسب، تغییرات در زیرسیستم‌ها، کاهش هزینه و افزایش محموله و ایمنی تمرکز دارند.

همچون طرح پیشنهادی شکل ۲، هدف طراحی و برنامه‌ریزی‌ها به سمتی بوده است که پرتابگر یک طبقه از نظر هزینه، قابلیت اطمینان و زیرسیستم‌ها از پرتابگر دو طبقه مناسب‌تر باشد. بنابراین، در ابتدای برنامه و چرخه گام به گام طراحی و تولید پرتابگر به این نتیجه رسیده‌اند که هدف میانی، دستیابی به فناوری و استقرار پرتابگر تک طبقه یک‌بار مصرف است.



شکل ۲- نمایی از یک طرح پیشنهادی برای SSTO [2].

Fig. 2. A view of a concept design for SSTO [2].

## علائم و اختصارات

Isp	Specific Impuls
T	Trust
$m_{prop}$	Fuel mass
$m_{tank-fuel}$	Fuel-Tank mass
$m_{tank-ox}$	Oxidizer-Tank mass
$\rho_f$	Fuel density
$\rho_{ox}$	Oxidizer density
$\rho_{str}$	Structure density

## مقدمه

با افزایش اهمیت صنعت فضایی و ضرورت کاهش هزینه‌ها توسط فناوری‌های جدید، لزوم گذر از شاتل و سفینه‌های بزرگ و پرهزینه به سمت پرتابگرهای با قابلیت اطمینان بیشتر در کنار وزن و هزینه کمتر، مراکز تحقیقاتی و صنعتی بزرگ مربوطه را از حدود ۵ دهه پیش بر آن داشته تا بر برنامه‌های کم‌هزینه در جهت سهولت دسترسی به فضا و تجاری‌سازی آن تمرکز نمایند و با نتایج جالب به دست آمده از آن بر فازهای عملیاتی و توسعه پرتابگرهای تک طبقه‌ای با قابلیت استفاده مجدد، تمرکز نمایند. با این حال در مسیر دستیابی به این مهم با مشکلات متعددی همچون هزینه بسیار بالا، استفاده در جو رقیق و گرانش کمتر روبرو بوده‌اند [۱] بنابراین، استفاده از روش‌های طراحی نوین بهینه چندموضوعی می‌تواند در راستای ارتقای این سیستم‌ها کمک نماید.

تک طبقه تا مدار (SSTO)، ماهواره‌بری است که با یک طبقه و بدون جداسازی قسمتی از آن می‌تواند محموله را به مدار برساند. یک پرتابگر تک مرحله‌ای مرسوم می‌تواند از سکوی پرتاب و یا باند پرواز بلند شود و با همان میزان سوخت موجود در باک به مدار مورد نظر برسد و نیازی به قطع حرکت در مدار و بازگشت ندارد؛ این پرتابگر باید قابلیت استفاده در جو و خارج آن را داشته و برای انجام این مأموریت تغییری در شکل آیرودینامیکی و سازه ایجاد نشود. نمونه ساده از این پرتابگر (کرونا) در شکل ۱ آمده، که از طرح‌های ابتدایی روسیه است [۲]. این طرح ساده، پرتابگر تک طبقه راکتی با سوخت مایع است که بنا به دلایل اقتصادی و تغییر برنامه متوقف شد و در سال ۲۰۱۶ دوباره در دست بهبود و توسعه قرار گرفت.

- مطالعات سیستمی و فناوری در مراجع [۲۴-۲۷، ۸، ۷]
- بررسی هزینه‌های طراحی و تولید [۲۷-۲۵، ۱۱]
- امکان‌سنجی، ریسک و قابلیت اطمینان [۲۰-۱۸]
- پیشرانس و سوخت [۳۱، ۲۸، ۱۳-۱۲]
- سازه و آیرودینامیک [۳۳، ۳۲، ۱۶، ۱۴، ۶]
- کارایی، مسیر و کنترل [۳۰، ۲۹، ۱۶-۱۴، ۵]

با توجه به پارامترهای مهم در طراحی این پرتابگرها، در این مقاله با استفاده از روش‌های طراحی نوین بهینه‌سازی چندموضوعی به ارزیابی امکان دستیابی به یک ماهواره بر SSTO با استفاده از توانمندی‌های موجود پرداخته شده و بررسی می‌شود که در صورت عدم امکان به چه تغییرات و یا جهشی در کدام موضوعات نیاز است.

ساختار این مقاله به این صورت است که در بخش دوم روش طراحی بهینه چند موضوعی و کلاسیک معرفی شده است. در بخش سوم تعریف مسئله و در بخش چهارم مدل‌سازی زیر سیستم‌های مورد نیاز ارائه گردیده است. در بخش پنجم الگوریتم طراحی بهینه چندموضوعی و صحنه‌گذاری الگوریتم طراحی ارائه شده با استفاده از سه موشک حامل انجام پذیرفته است. در بخش ششم به طراحی مفهومی بهینه ماهواره بر تک مرحله تا مدار (SSTO) با فناوری موجود پرداخته شده و نهایتاً مقدار جهش مورد فناوری‌های مدنظر این پژوهش برای دستیابی به یک طرح ممکن استخراج و ارائه شده است.

## معرفی روش طراحی بهینه چند موضوعی (MDO)

برای آشنایی بهتر این روش طراحی، لازم است که روش کلاسیک و تفاوت‌های آن و مزیت این روش بر روش کلاسیک شرح داده شود.

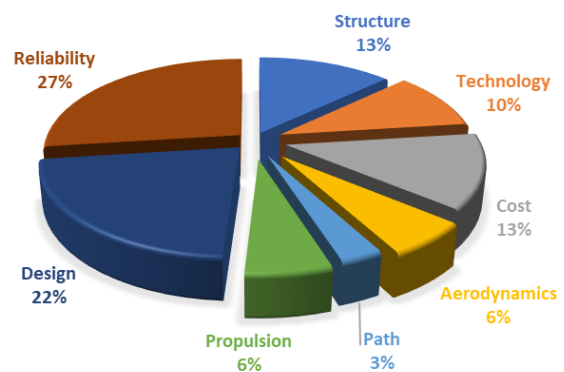
### روش طراحی کلاسیک

پس از مدل‌سازی زیرسیستم‌های یک ماهواره بر، طبق مرجع [۱] می‌توان براساس الگوریتم مناسب با هدف، آن‌ها را چینش و شبیه‌سازی کرد.

مطابق با مرجع [۱]، در الگوریتم طراحی کلاسیک روشی بیان می‌شود که از داده‌های اولیه همچون تراسه که براساس مطالعات آماری استخراج شده‌است و براساس رابطه سیالکفسیکی، مقادیر جرمی-انرژی برای پرتابگر استخراج می‌شود. در انتها براساس ساختار و مشخصات به‌دست آمده از روابط و مدل‌سازی محاسباتی، همه زیرسیستم‌ها، مقادیر

در این مقاله، با بررسی آماری طرح‌ها برای طراحی پرتابگر جهت ارسال ماهواره‌های با وزن متوسط، به تحلیل عوامل مؤثر در طراحی بهینه پرتابگر پرداخته شده‌است. در این راستا، موضوعاتی همچون نحوه پرتاب، نوع پیشران و سوخت، شکل کلی پرتابگر، مشخصات زیرسیستم‌ها، هزینه‌ها، طراحی مسیر و سطح فناوری مورد توجه بیشتری قرار گرفته است [۳]. در مرجع [۴] روند بهینه‌سازی یکپارچه یک حامل تک مرحله تا مدار با استفاده از موتور انجار پالس<sup>۱</sup> ارائه شده است. تحلیل دینامیک پرواز یک وسیله هوائتفسی ماوراء صوت عمومی در ارتفاع و عدد ماخ بالا در مرجع [۵] مورد توجه قرار گرفته است. در این مرجع دینامیک پرواز حامل تک مرحله‌ای تا مدار با موتور هوائتفسی مورد تمرکز بوده است. در مرجع [۶] تخمین آیرودینامیکی یک حامل عمود نشین مبتنی بر محاسبات عددی و نتایج تست تونل باد ارائه شده است. یک مقایسه پارامتریک میان ایده حامل دو مرحله تا مدار<sup>۲</sup> و تک مرحله تا مدار در مرجع [۷] انجام پذیرفته است. امکان‌سنجی بر روی حامل SSTO با لحاظ سرعت اولیه در مرجع [۸] تشریح و ارائه شده است. تمرکز بر روی برخی زیر سیستم‌ها نظیر پیشرانس در حوزه SSTO بیشتر از بقیه به چشم می‌خورد. حتی بهینه‌سازی یک بخش از زیر سیستم پیشرانس نظیر نازل، در مراجع [۹، ۱۰] مورد توجه و بهینه‌سازی قرار گرفته است. برخی الزامات و چالش‌های پرتابگرهای تک مرحله‌ای با قابلیت استفاده مجدد در چرخه حیات آن در مرجع [۱۱] ارزیابی شده است.

با توجه به مطالعات آماری صورت گرفته، موضوعات مورد بررسی در مقالات به تفکیک درصد فراوانی در شکل ۳ ارائه شده است.



شکل ۳- درصد فراوانی زیرسیستم‌ها و حوزه های مطالعاتی‌ها.

Fig. 3. Percentage of frequency of subsystems and areas of study.

با توجه به مطالعات صورت گرفته، دسته‌بندی منابع و مراجع به‌صورت زیر بوده است:

2. TSTO(two stage to orbit)

1. Pulse Detonation Engine

هوافضا و یا یک سیستم پیچیده همچون وسایل پرنده که موضوعات برهم‌کنش دارند، از بهینه‌سازی طراحی چندموضوعی می‌توان استفاده نمود. این روش به طراحان این اجازه را می‌دهد تا موضوعات مربوطه را به صورت همزمان در نظر گرفته و بهینه‌سازی کنند.

بهینه‌سازی چند موضوعی را می‌توان به عنوان روشی با کیفیت، سریع‌تر و دقیق‌تر به منظور طراحی سیستم‌های پیچیده به کار برد. از دید بهینه‌سازی، این روش مثل هر مسأله بهینه‌سازی دیگر شامل یک فرآیند جستجو، مدلی از سیستم و توابع معیار است. نکته قابل توجه در مورد این نوع از بهینه‌سازی در تابع معیاری است که در این روش به کار می‌رود.

مسائل MDO می‌توانند تک منظوره و یا چندمنظوره باشند. ولی در بسیاری از مسائل می‌توان مسئله چند منظوره را به مسئله تک منظوره تبدیل نمود، هر چند دقت کمی کاهش پیدا می‌کند.

از دیدگاه ریاضی، روش‌های MDO را می‌توان به دو دسته یک سطحی و چند سطحی تقسیم نمود. در واقع روش‌های یک سطحی روش تحلیل توزیع شده بوده و تنها یک بهینه‌ساز دارند که مستقیماً برای ساختارهای غیرمرتبه‌های (NHD) به کار می‌روند. درحالی‌که روش‌های چندسطحی یا همان روش‌های طراحی توزیع‌شده، ساختار غیرمرتبه‌ها را به ساختار مرتبه‌های تبدیل می‌کنند و هر سطح رتبه‌بندی شده دارای یک بهینه‌ساز است.

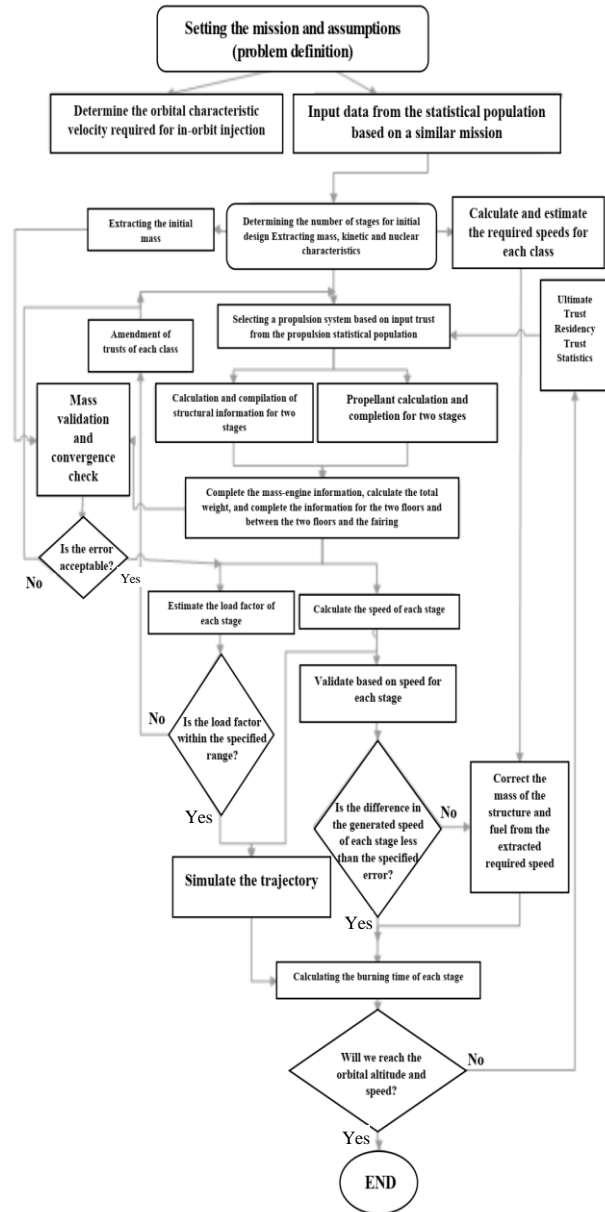
روش‌های تک‌سطحی شامل تکرار نقطه<sup>۱</sup> (FPI)، همه‌باهم<sup>۲</sup> (AAO)، چندموضوعی امکان‌پذیری<sup>۳</sup> (MDF) و IDF<sup>۴</sup> است. همچنین روش‌های چندسطحی شامل بهینه‌سازی ترکیبی<sup>۵</sup> (CO)، تلفیق سیستم یکپارچه دوسطحی<sup>۶</sup> (BLISS) است.

هر کدام از روش‌های ذکر شده معایب و مزایایی دارند. با توجه به موارد بررسی شده جهت اطمینان از دقت جواب در فاز طراحی مفهومی از چارچوب بهینه‌سازی چند موضوعی همه‌باهم (AAO) استفاده شده است تا اثر پارامترهای مهم به دست آمده از مراجع را در کنار سایر پارامترها، مشاهده نمود. همچنین با استفاده از این چارچوب میتوان از دقت جواب مطمئن داشت اگرچه مدت زمان بیشتری را باید صرف نمود [۳].

### تعریف مسئله

هدف از این پژوهش دستیابی به امکان ارسال یک ماهواره ۵۰ کیلوگرمی به مدار ۲۵۰ کیلومتر، توسط یک مرحله به مدار است.

طراحی برای محاسبه عملکرد پرتابگر در برنامه مسیر و هدایت، شبیه‌سازی شده و نتیجه نهایی گزارش می‌شود.



شکل ۴- طراحی مفهومی ماهواره‌بر تدوین شده در این تحقیق.

Fig. 4. The conceptual design of developed LV in this research.

الگوریتم طراحی کلاسیک برای یک پرتابگر تک مرحله در شکل ۴ ارایه شده است. در روش کلاسیک ارتباط زیادی بین زیرسیستم‌ها و مراحل طراحی وجود ندارد. اما در برخی حوزه‌ها همچون مهندسی

4. Individual Discipline Feasibility  
5. Collaborative Optimization  
6. Bi-level Integrated System Synthesis

1. Fixed Point Iteration  
2. All-At-Once  
3. Multiple-Discipline-Feasible

جدول ۱- پارامترهای مؤثر هر زیر سیستم در طراحی ماهواره‌بر.

**Table 1.** Effective parameters of each subsystem in launch vehicle design.

DISCIPLINE	SYMBOL	PARAMETER
Propulsion	Isp	Specific Impuls
Propulsion	T	Trust
Propulsion	$m_{prop}$	Fuel mass
Propulsion	$m_{tank-fuel}$	Fuel-Tank mass
Propulsion	$m_{tank-ox}$	Oxidizer-Tank mass
Propulsion	$\rho_f$	Fuel density
Propulsion	$\rho_{ox}$	Oxidizer density
Structure	$\rho_{str}$	Structure density
Structure	$\sigma$	Strength
Structure	$\sigma_{per}$	Permitted stress
Structure	$\delta$	Thickness
Structure	L	Length
Trajectory	$\Delta V$	Velocity
Trajectory	$\gamma$	Pitch angle
Trajectory	$t_0$	Vertical-flight duration
Trajectory	$t_1$	Seperation time
Trajectory	$\theta_1$	Seperation angle
Trajectory	$t_2$	Insertion time
Aerodynamic	$C_d$	Drag coefficient
Aerodynamic	$C_l$	Lift coefficient
Release	$h_0$	Initial height
Release	$V_{y0}$	Initial vertical-velocity

## مدل‌سازی زیرسیستم‌ها

هر زیرسیستم و موضوع در ادامه مدل‌سازی شده است. در فاز طراحی مفهومی آنچه در کل برای هر زیرسیستم اهمیت دارد محاسبه جرم، انرژی و ابعاد است که باید از مدل ارایه شده استخراج گردد.

### پیشرانش

با توجه به اهمیت وزن در طراحی، برای مدل‌سازی این زیرسیستم، جرم هر قسمت از سیستم پیشرانش مانند جرم پیشران، مخازن و تراستر محاسبه می‌شود.

بدین منظور با بررسی مختصر الگوریتم طراحی به روش کلاسیک و در نظر گرفتن پارامترها و موضوعات، چینش مناسب و اثرگذاری آن‌ها در غالب مدل‌سازی زیرسیستم‌ها در هر زیرسیستم، طراحی مناسب برای ماهواره‌بر تدوین شده و با توجه به نمونه‌های موجود، این الگوریتم صحنه‌گذاری می‌شود. در نهایت کد قابل قبول به دست آمده در انتها برای تک‌طبقه بهبود می‌یابد و پارامترهای مؤثر در موفقیت آن بررسی می‌شود.

به‌طور اساسی، زیر سیستم‌های اصلی جهت طراحی یک موشک ماهواره‌بر به شرح زیر است:

- پیشرانش
- سازه
- شبیه‌سازی مسیر (کنترل و هدایت)
- آیرودینامیک

اما همانطور که در مطالعات پرتابگرهای هواپایه و تک مرحله‌ای بسیار مورد توجه قرار گرفته است، بحث رهاسازی نیز بسیار در کارایی و نتیجه مأموریت مؤثر است [۱]. بر این اساس پنجمین موضوع درگیر در روند طراحی، موضوع رهایش در نظر گرفته شده است.

## مدل‌سازی موضوعات و چارچوب طراحی بهینه چند موضوعی

برای طراحی مفهومی ماهواره‌بر، باید ابتدا موضوعات، زیرسیستم‌ها و پارامترهای دخیل و مؤثر را معرفی و مدل‌سازی نمود و ارتباط آن‌ها با هم را مشخص کرد. همانطور که اشاره شد پس از مدل‌سازی زیرسیستم‌ها و موضوعات اصلی و بررسی پارامترهای مهم، ارتباط زیرسیستم‌ها و الگوریتم نهایی طراحی ترسیم می‌شود.

در روش چند موضوعی یکی از عوام مؤثر در نتیجه مطلوب طراحی، انتخاب پارامترهای مهم هر موضوع است. بر این اساس پارامترهای مهم هر زیر سیستم (موضوع) در جدول ۱ استخراج و ارایه شده است.

لحاظ همه پارامترهای مذکور در روند طراحی اگرچه به دقت و عمق مطلوب نتایج استخراج شده کمک شایانی می‌نماید، اما مدل در نظر گرفته شده برای هر موضوع نیز باید قابلیت لحاظ پارامترها را داشته باشد. از اینرو، در مدل‌سازی زیر سیستم‌ها باید تلاش نمود تا امکان بررسی اثر کلیه متغیرهای ارایه شده در جدول ۱ وجود داشته باشد.

جرم خالی سیستم پیشرانش متشکل از سه بخش مخزن سوخت، مخزن اکسید کننده و تراستر به صورت رابطه (۱۵) استخراج می‌گردد.

$$m_{propulsion} = m_{tank-fuel} + m_{tank-ox} + m_{Thruster} \quad (15)$$

### سازه

در این زیرسیستم بعد از دریافت هندسه و اطلاعات اولیه مربوط به مشخصات جنس سازه، جرم درپوش‌ها و پوسته طبقات محاسبه می‌گردد. ورودی در سیستم سازه طول، شعاع، مقدار تراست، استحکام سازه و چگالی سازه است. جرم پوسته بیرونی برای هر طبقه مطابق با رابطه (۱۶) محاسبه می‌گردد.

$$m_{shild} = 2\pi R_{tank} L \delta_{str} \rho_{str} \quad (16)$$

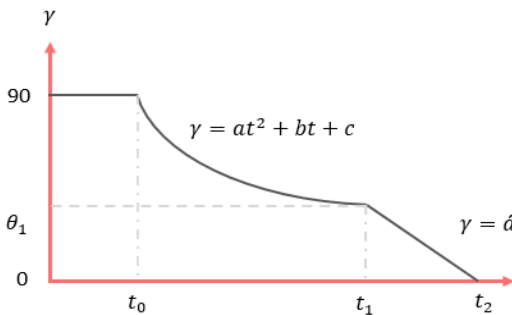
ضخامت مورد نیاز سازه با توجه به هندسه فرض شده (استوانه‌ای) مطابق با رابطه (۱۷) محاسبه می‌گردد.

$$\delta_{str} = \frac{Th}{2\pi R_{tank} \sigma_{pr}} \quad (17)$$

بر این اساس باید توجه نمود که مقدار تراست در ضخامت سازه و نهایتاً جرم سازه حامل تاثیر گذار است.

### شبیه‌سازی مسیر

مسیر حرکت در موشک دوطبقه به سه قسمت، پرواز عمودی، کاهش زاویه تا جدایش طبقه اول و نهایتاً پرواز تا خاموشی طبقه دوم (تزیق) تقسیم‌بندی می‌گردد. زاویه Pitch در شکل‌دهی مسیر پرواز تاثیر اساسی داشته و لذا طراحی مسیر پرواز به شدت متاثر از تنظیم برنامه زاویه Pitch است. تنظیم برنامه زاویه Pitch روش‌های مختلفی دارد که در متداول‌ترین روش سه بخش پروازی مطابق با شکل ۵ در نظر گرفته می‌شود. موفقیت یک حامل در رسیدن به مدار مدنظر، نیازمند بهینه‌سازی برنامه زاویه Pitch استخراج بهینه ضرایب اشاره شده در شکل ۵ است.



شکل ۵- نمودار زاویه فراز به زمان در مسیر ماهواره‌بر دوطبقه.

Fig. 5. Pitch angle versus time for two satge LV.

تراست مورد نیاز مأموریت، عاملی تعیین‌کننده در الگوریتم طراحی سیستم پیشرانش است. به منظور طراحی با تکنولوژی موجود، جدولی از موتورها با اطلاعات در دسترس، در ابتدای کد مربوط به پیشرانش فراخوانی شده و بعد از انتخاب موتور با نزدیکترین مقدار تراست به تراست اولیه مورد نیاز، ضربه ویژه، تراست دقیق و وزن موتور از جامعه آماری استخراج شده و مقادیر واقعی خروجی داده می‌شود. بر این اساس مقادیر مورد استفاده برای مدل‌سازی موتور نسبتاً دقیق و مبتنی بر بانک داده می‌باشد. برای مدل‌سازی مخازن از روابط (۱) الی (۸) استفاده می‌شود.

$$m_{ox} = m_f \times \frac{O}{f} \quad (1)$$

$$m_f = \frac{M_{prop}}{\left(1 + \frac{O}{f}\right)} \quad (2)$$

$$V_f = \frac{m_f}{\rho_{fule}} \quad (3)$$

$$V_{ox} = \frac{m_{ox}}{\rho_{ox}} \quad (4)$$

$$L_f = \frac{V_f}{\pi R_{tank}^2 n_l} \quad (5)$$

$$L_{ox} = \frac{V_{ox}}{\pi R_{tank}^2 n_l} \quad (6)$$

$$L = L_f + L_{ox} \quad (7)$$

$$\sigma_{pr} = \sigma_{yld} \quad (8)$$

محاسبه جرم پیشرانش با استفاده از روابط (۹) الی (۱۴) صورت پذیرفته که محاسبه ضخامت سازه مورد نیاز اصلی‌ترین گام برای این منظور است.

$$P_0 = 10^{+5} \quad (9)$$

$$\delta_{str1} = \frac{Th}{2\pi R_{tank} \sigma_{pr}} \quad (10)$$

$$\delta_{str2} = \frac{R_{tank} P_0}{\sigma_{pr}} \quad (11)$$

$$\delta_{str} = \delta_{str1} + \delta_{str2} \quad (12)$$

سپس مقدار ضخامت سازه به‌دست آمده از رابطه (۱۲) در کد مربوطه برای محاسبه جرم مخازن زیرسیستم پیشرانش مورد استفاده قرار می‌گیرد.

$$m_{tankfuel} = (2\pi R_{tank}^2 + 2\pi R_{tank} L_f) \delta_{str} \rho_{str} \quad (13)$$

$$m_{tankkox} = (2\pi R_{tank}^2 + 2\pi R_{tank} L_{ox}) \delta_{str} \rho_{str} \quad (14)$$

است مدنظر قرار گرفته است. این دو پارامتر در شرایط اولیه مسیر مربوط به موضوع شبیه‌سازی حرکت تاثیرگذار می‌باشند.

## الگوریتم طراحی بهینه چندموضوعی و صحت‌سنجی نتایج الگوریتم

همانطور که اشاره شد، بعد از مدل‌سازی زیرسیستم‌ها، طبق الگوریتم کلاسیک، زیرسیستم‌ها برای طراحی مفهومی ماهواره بر دو طبقه کنارهم قرار می‌گیرد.

پس از تدوین الگوریتم کلاسیک و لزوم صحت‌گذاری آن، برای انجام طراحی و اطمینان از طراحی درست، با استفاده از قواعد و فرمول‌های دینامیکی، اتمسفر، ضرایب آیرودینامیکی و معادلات مسیر حرکت، شبیه‌ساز در الگوریتم اضافه می‌شود و پس از آن، الگوریتم برای جایگزینی بهینه‌ساز بهبود داده می‌شود و صحت‌گذاری تکمیل می‌گردد.

الگوریتم طراحی برای زیرسیستم‌ها مشابه قبل است، اما برای یافتن مقدار مناسب از بهینه‌ساز، همان‌طور که بیان شد در چارچوب همه‌باهم، همه زیرسیستم‌ها در سطح سیستم مجزا و بررسی می‌شوند. الگوریتم طراحی بهینه ماهواره بر برای ساده‌ترین حالت یعنی دو طبقه در چارچوب همه با هم در مرجع [۱] آمده است.

جایگیری و تاثیر موضوعات در این چارچوب در شکل ۷ مربوط به طراحی ماهواره بر دو طبقه آمده است. در اینجا برای یافتن مقدار مناسب بهینه‌سازی از روش ترکیبی GA-SQP استفاده می‌شود. بعد از تکمیل طراحی و گرفتن خروجی‌ها طبق مرجع [۱] الگوریتم نهایی برای ماهواره بر تک مرحله جهت همین مأموریت بهبود می‌یابد. استفاده از بهینه‌سازی SQP بعد از روش GA و بر روی نتایج آن، کاهش وزن بیش از یک تن در وزن کلی ماهواره بر را نتیجه داده است. شعاع ماهواره بر در بهینه‌ساز انتخاب می‌شود و جزء پارامترهای بردار حالت بهینه‌ساز است.

با فراخوانی الگوریتم به‌دست آمده در بهینه‌ساز، مقادیر مطلوب در بهترین نقطه انتخاب شده و تابع هزینه مورد نظر کمینه به‌دست می‌آید. در طراحی مفهومی بهینه ماهواره بر دو طبقه (و یا چندطبقه)، کمینه جرم، هدف اصلی و پارامتر مهم در تابع هزینه است. همچنین دو پارامتر ارتفاع و سرعت مداری نیز در دو تابع پنالتی به‌عنوان قیودی که با هدف دستیابی به مدار، جواب بهینه را کنترل می‌کند، اضافه شده‌است و به کمینه کردن تابع هزینه کمک می‌کند؛ پس تابع هزینه<sup>۱</sup> شامل جرم کل ماهواره بر و دو تابع پنالتی برای خطای ارتفاع و سرعت مداری است. که در معادله (۲۰) مشخص است.

این بهینه‌سازی نیازمند سعی و تکرار پس از تثبیت مشخصات حامل و درون موضوع شبیه‌سازی است اما مطابق با چارچوب AAO بهینه‌سازی برنامه Pitch همزمان با سایر زیر سیستم‌ها در سطح سیستم انجام خواهد پذیرفت.

برنامه زاویه Pitch ارایه شده برای حامل‌های دو مرحله‌ای است که در صحت‌سنجی مورد نیاز است. از همین ایده (برنامه درجه دو) برای حامل تک مرحله تا مدار استفاده خواهد شد. معادلات اصلی حرکت در شبیه‌سازی مسیر مطابق روابط (۱۸) و (۱۹) در صفحه در نظر گرفته می‌شود.

$$a_x = (1/M(-Mg \sin(\beta) - D \cos(\gamma - \beta) - L \sin(\gamma - \beta) + T \cos(\gamma - \beta + \alpha + \delta)))^{-1} \quad (18)$$

$$a_y = (1/M(-Mg \cos(\beta) - D \sin(\gamma - \beta) + L \cos(\gamma - \beta) + T \sin(\gamma - \beta + \alpha + \delta)))^{-1} \quad (19)$$

شایان ذکر است که تغییرات مقدار تراست در اثر اتمسفر، تغییرات جرمی در اثر خروج جرم و غیره لحاظ می‌شود که از ارایه آن‌ها صرف‌نظر شده است.

## آیرودینامیک

با توجه به ساختار مسئله مطرح شده در این مقاله، مقدار ضریب پسا و مقدار ضریب برا به‌عنوان خروجی موضوع آیرودینامیک مورد نیاز است. برای استخراج مقادیر مربوط به ضرایب آیرودینامیکی از مرجع [۳۳] بهره گرفته شده است. نمای بلوک زیرسیستم آیرودینامیک در شکل ۶ نمایش داده شده‌است.



شکل ۶- دیاگرام ورودی و خروجی مدل زیرسیستم آیرودینامیک.

Fig. 6. Input and output diagram of the aerodynamic subsystem model.

## رهایش

در این موضوع، نحوه پرتاب و شروع حرکت با دو پارامتر سرعت اولیه افقی و عمودی و ارتفاع پرتاب بررسی می‌شود. در این پژوهش، اثر دو پارامتر ارتفاع اولیه و سرعت رهایش افقی که با پرتاب هواپایه سازگار

موشک‌های ماهواره‌بر چندطبقه‌ای مورد صحنه‌گذاری قرار گرفته است زیرا موضوعات مورد استفاده در موشک‌های حامل تک مرحله‌ای و دو مرحله‌ای مشابه است. این روش شامل صحنه‌گذاری تمام زیرسیستم‌ها و در نهایت الگوریتم طراحی و استفاده از ضرایب تصحیح است. در مسیر صحنه‌گذاری با توجه به ساده‌سازی‌های انجام شده جواب استخراج شده از الگوریتم طراحی با جواب واقعی فاصله داشت. بنابراین، ضرورت استفاده از ضرایب تصحیح‌کننده برای سه حوزه جرم، هندسه و انرژی وجود دارد. این ضرایب تصحیح مورد نیاز در جدول دول ۲ ارائه شده است.

جدول ۲- ضرایب تصحیح استخراج شده.

Table 2. Derived correction coefficients

Correction coefficient		Detail
1	$n_\lambda$	Isp correction coefficient
2	$n_s$	Mass correction coefficient
3	$n_l$	length correction coefficient

برای استخراج ضرایب تصحیح مطابق مرجع [۱]، با استفاده از سه ضریب جرم، هندسه (طول) و Isp (انرژی)، سعی در کاهش خطای طراحی به میزان کمتر از ۲۰ درصد در مقایسه با مقادیر واقعی باشد. داده‌های آماری از سه ماهواره‌بر شامل: فالکون ۱، سفیر ۱ و اسکایلون از مرجع [۵] استخراج و مورد استفاده قرار گرفته است. بعد از چندین تلاش و اصلاح ضرایب تصحیح، متوسط مقادیر استخراج شده برای آن که در محدوده جرمی پرتابگرهای مورد ارزیابی، خطا بهتر از ۲۰٪ باشد، در جدول ۳ خلاصه شده است.

جدول ۳- ضرایب تصحیح نهایی استخراج شده.

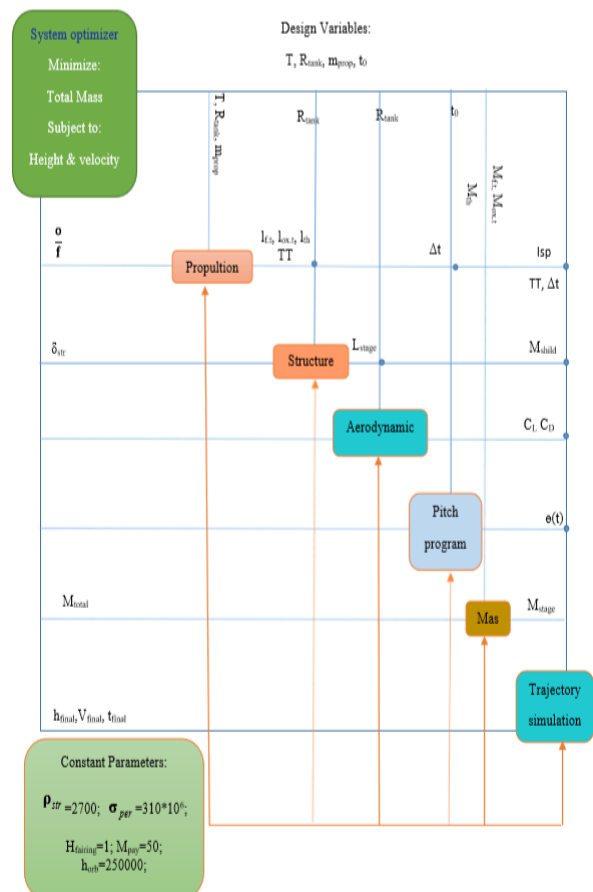
Table 3. Final correction coefficients.

Correction coefficient	value
$n_s$	3.2
$n_l$	1.23
$n_\lambda$	1.0

مطابق با نتایج جدول ۳، مقدار ضریب تصحیح انرژی برابر با یک استخراج شده است. این موضوع با توجه به آن که مقدار ضریب ویژه سیستم پیشرانش با توجه به اطلاعات واقعی (مطابق با پیوست ۱) مورد استفاده قرار می‌گیرد قابل پیش‌بینی بود.

$$cf = M_{01} + w_1 c_1 + w_2 c_2 \quad (20)$$

جهت طراحی SSTO و به منظور دستیابی به مشخصات مورد نیاز طراحی مفهومی، الگوریتم به دست آمده برای ماهواره‌بر متداول دو طبقه که صحنه‌گذاری و پاسخ بهینه آن بررسی خواهد شد، بهبود و تغییر می‌یابد.



شکل ۷- چارچوب روش چند موضوعی همه با هم برای طراحی مفهومی بهینه چند موضوعی حامل تک طبقه با فناوری موجود.

Fig. 7. All-at-one framework for optimum conceptual design of SSTO for existing technology.

به علت کاهش طبقات، تعداد پارامترهای طراحی نیز برای طراحی بهینه حامل تک مرحله تا مدار کاهش می‌یابد. به جهت اطمینان از مدل‌سازی و پاسخ مناسب، صحنه‌گذاری الگوریتم طراحی، براساس مقایسه نمونه‌های موجود و نمونه‌های متناسب با مراجع و منابع باید صورت پذیرد. با توجه به اینکه نمونه ساخته شده‌ای از SSTO موجود نیست و داده‌های نمونه‌های منتشر شده تاکنون، به‌طور کامل برای شبیه‌سازی حرکت در دسترس نیست، الگوریتم طراحی برای

مقایسه نتایج مقادیر واقعی و خروجی از کد با استفاده از ضرایب جدول ۳ برای هر حامل در جدول ۴ انجام پذیرفته است.

نکته دیگر آن که برای هر پرتابگر ضرایب تصحیح مورد نیاز با پرتابگر دیگر متفاوت بود و مقادیر ارایه شده در جدول ۳، میانگین مقادیر به دست آمده برای هر ضریب تصحیح است.

**جدول ۴-** مقادیر واقعی و خروجی طراحی حامل در طی صحنه‌گذاری.

**Table 4.** Real and output values of designed LVs during the validation.

Launcher Name	Real data				Output after code validation			
	$M_{eT}$ (TON)	$M_{01}$ (TON)	$M_{02}$ (TON)	$L_{Total}$ (m)	$M_{eT}$ (TON)	$M_{01}$ (TON)	$M_{02}$ (TON)	$L_{Total}$ (m)
Ambassador 1	9.3	92	8.1	27	7.77	84	10.4	33.3
Falcon 1	1.8	27	4.65	21	1.35	26.9	4.7	18
Skylon	7.71	112	25	32.4	7	111.8	24.9	31.2

بهینه براساس جهش در پارامترهای متفاوت فناوری که در ادامه می‌آید، ضریب وزنی این دو قید مطابق جدول ۶ اعمال شده‌است.

**جدول ۱-** مقادیر ضرایب وزنی در تابع هزینه الگوریتم طراحی بهینه حامل تک طبقه.

**Table 6.** Weight coefficient values in the cost function of optimal design of SSTO.

Weight coefficient	Value	Constraint	Details
$W_1$	0.1	$c_1$	Altitude error
$W_2$	200	$c_2$	Velocity error

در جدول ۷ نتایج طراحی ماهواره‌بر تک طبقه تا مدار دایروی ۲۵۰ کیلومتری زمین با بررسی فناوری موجود که در طراحی حامل دوطبقه لحاظ شد، ارائه شده است.

**جدول ۷-** نتایج طراحی بهینه با فناوری موجود.

**Table 7.** Optimal design results for existing technology.

Elapsed Time (s)	$M_{01}$ (ton)	$t_0$ (s)	$M_{p1}$ (ton)	$R_1$ (m)	$T_1$ (KN)
430.3	38.58	0	36.2	1.2	557.5

همان‌طور که در جدول ۷ مشخص شده است، ماهواره‌بری با وزن ۳۸/۶ تن طراحی شده است که نسبت به ماهواره‌بر دو طبقه هم ماموریت بیشتر است. در ادامه در شکل‌های ۸، ۹ و ۱۰ به ترتیب نمودار ارتفاع، سرعت و زاویه فراز نسبت به زمان آورده شده‌است.

مقادیر خطا نیز در جدول ۵ به تفکیک برای جرم و ابعاد ارایه شده است.

**جدول ۵-** مقدار خطای طراحی ۳ پرتابگر منتخب با استفاده از ضرایب تصحیح.

**Table 5.** Design error value of 3 selected LVs using the correction factors.

Launcher Name	Error $M_{eT}$	Error $M_{01}$	Error $M_{02}$	Error $L_{Total}$
Ambassador 1	20%	2%	1.5%	19%
Falcon 1	20%	1.3%	3.2%	0.5%
Skylon	19%	1.2%	2%	3%

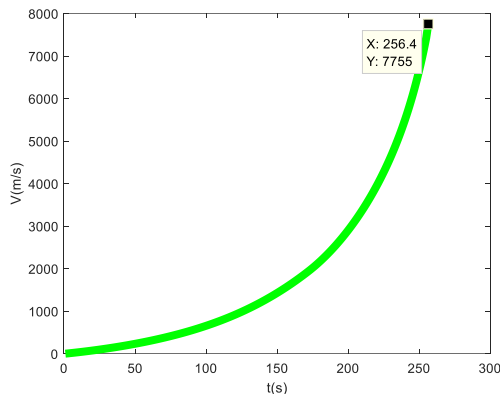
با توجه به فاز طراحی مفهومی، خطای کمتر از ۲۰٪، قابل قبول می‌باشد.

## طراحی مفهومی بهینه ماهواره‌بر SSTO با فناوری موجود

پس از صحنه‌گذاری کد طراحی، می‌توان ماهواره‌بری بهینه با فناوری حال حاضر در جهان طراحی نمود و امکان‌پذیری انجام ماموریت SSTO را بررسی کرد. مشخصات موتورهای استفاده شده در این تحقیق به‌طور خلاصه در پیوست ۱ آمده است.

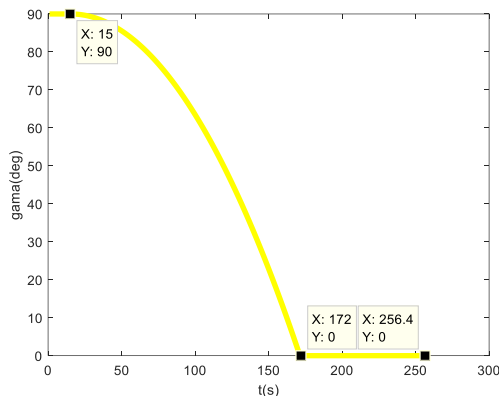
تابع هزینه الگوریتم طراحی بهینه حامل تک طبقه در اینجا مشابه دو طبقه است و اطلاعات اولیه سازه و چگالی سوخت همانند الگوریتم دوطبقه است. در تمام بهینه‌سازی‌های الگوریتم تک طبقه و طراحی





شکل ۱۳- نمودار سرعت بر حسب زمان در طراحی بهینه با جهش در موضوع رهایش.

Fig. 13. Velocity versus time graph for jump in release subsystem.



شکل ۱۴- نمودار زاویه فراز بر حسب زمان در طراحی بهینه با جهش در موضوع رهایش.

Fig. 14. Pitch angle versus time in optimal design for jump in release subsystem.

همانطور که مشاهده می‌شود، ارتفاع اولیه مورد نیاز بهینه  $114/2$  کیلومتر است و حامل باید از آنجا پرتاب و یا رهاسازی شود. همچنین از نتیجه نقاط پایانی ارتفاع و سرعت اطمینان ارسال به مدار حاصل می‌شود. طبق تصویر، کاهش زاویه از ثانیه ۱۵ ام حرکت ماهواره بر در مسیر به‌دست آمده آغاز شده و تا ثانیه ۱۷۲ ادامه دارد.

نکته شایان ذکر این است که در اینجا صرفاً بر میزان جهش فناوری توجه شده است و امکان‌پذیری آن با فناوری‌های موجود مورد توجه و مسئله اساسی نیست و نتیجه اصلی این است که فارغ از روش و امکانات لازم برای دستیابی به این هدف، با تمرکز بر رهایش و پرتاب هواپایه، مدار مطلوب در دسترس است. در نهایت می‌توان گفت حامل با جرم ۳۰ تن توانایی انجام ارسال را خواهد داشت. برای خلاصه‌نویسی از ذکر سایر پارامترهای به‌دست آمده نظیر طول، ضخامت‌ها و غیره صرف‌نظر شده است. برای اطلاعات بیشتر به [۱] مراجعه شود.

در جدول ۹ قیود و الزامات، مقادیر ضرایب وزنی نهایی و متغیرهایی که به‌عنوان پارامتر طراحی در این مرحله باید لحاظ شوند ارائه شده‌است.

جدول ۹- مقادیر قیود و ضرایب وزنی برای بررسی اثر جهش در ارتفاع اولیه رهایش.

Table 9. Constraint values and weighting coefficients for jump in initial release height.

w <sub>1</sub>	w <sub>2</sub>	w <sub>3</sub>	I <sub>SP</sub>	V (km/sec)	H (km)
39.5	0.4	1.0	360	7.755	250

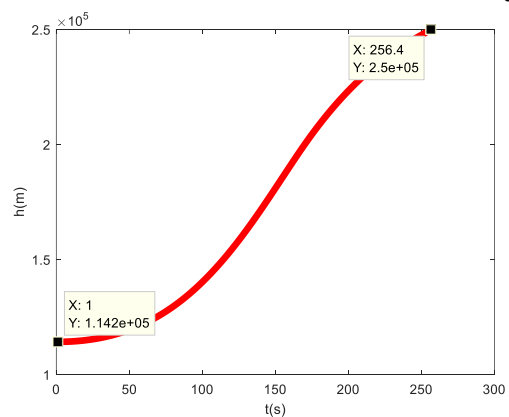
براساس جدول ۹، مقدار I<sub>SP</sub> امکان بهینه‌شدن را ندارد و بهترین مقدار استخراج شده از مرحله قبل (تکنولوژی موجود) به‌صورت ثابت مورد استفاده قرار می‌گیرد زیرا هدف استخراج تأثیر موضوع رهایش در طراحی تک مرحله تا مدار است. پس از انجام بهینه‌سازی با الگوریتم GA-SQP نتایج طراحی بهینه چندموضوعی استخراج و در جدول خلاصه شده است.

جدول ۱۰- مقادیر بهینه متغیرهای طراحی برای جهش در موضوع رهایش.

Table 10. Optimal values of design variables for mutation in the release subsystem.

T (KN)	R (m)	M <sub>p</sub> (ton)	H <sub>0</sub> (km)	t <sub>0</sub> (sec)	t <sub>1</sub> (sec)	M <sub>0</sub> (ton)
359	0.8	25.6	114.2	14.35	0.335	27.38

نمودارهای ارتفاع، سرعت و زاویه فراز در شکل‌های ۱۲، ۱۳ و ۱۴ به تصویر کشیده شده است.



شکل ۱۲- نمودار ارتفاع بر حسب زمان در طراحی بهینه با جهش در موضوع رهایش.

Fig. 12. Height time graph in optimal design for jump in release subsystem

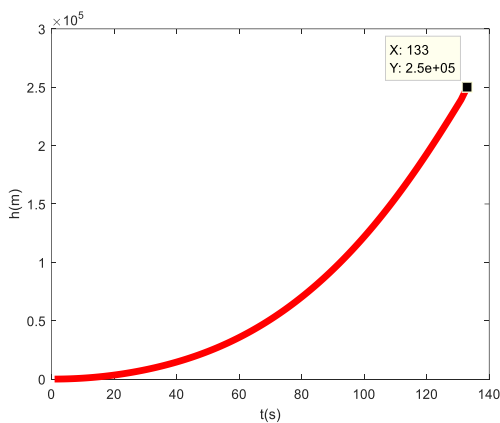
دقت شود که ضرایب وزنی متفاوت با حالت جهش در موضوع رهایش است. در جدول ۱۲ نتایج طراحی بهینه چندموضوعی برای جهش در موضوع پیشرانش استخراج و خلاصه شده است.

جدول ۱۲- مقادیر بهینه متغیرهای طراحی برای جهش در موضوع پیشرانش.

Table 12. Optimal values of design variables for jump in propulsion subsystem.

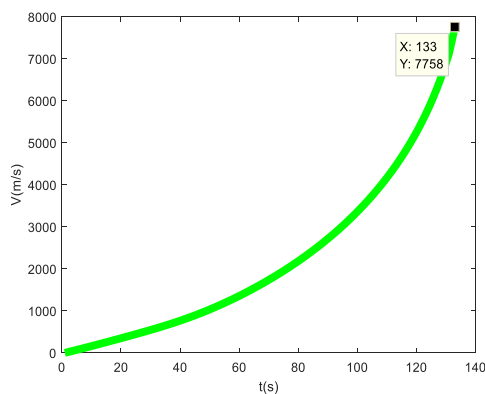
T (KN)	R (m)	M <sub>p</sub> (ton)	Isp (1/sec)	t <sub>0</sub> (sec)	t <sub>1</sub> (sec)	M <sub>0</sub> (ton)
545.5	0.92	17.75	392.5	6.9	19.15	545.5

حال باید بررسی نمود که با مقادیر به دست آمده برای ماهواره‌بر در زیرسیستم پیشرانش و مقدار ضربه ویژه جهش یافته، قیود ارتفاع و نمودارهای شبیه‌سازی در شکل‌های ۱۶، ۱۷ و ۱۸ ارائه شده است.



شکل ۱۶- نمودار ارتفاع برحسب زمان در طراحی بهینه با جهش در موضوع پیشرانش.

Fig. 16. Altitude versus time graph of optimal design for jump in propulsion subsystem.



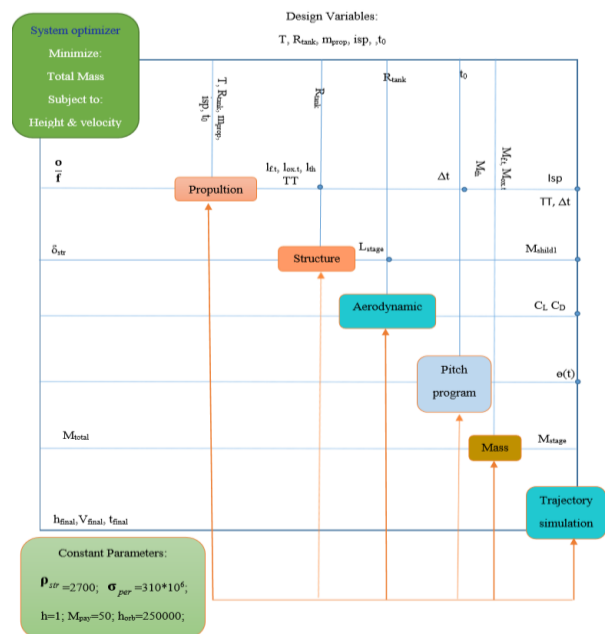
شکل ۱۷- نمودار سرعت برحسب زمان در طراحی بهینه با جهش در موضوع پیشرانش.

Fig. 17. Velocity versus time graph of optimal design for jump in propulsion subsystem.

## طراحی بهینه چندموضوعی با بررسی جهش در موضوع پیشرانش

در زیرسیستم پیشرانش، چگالی سوخت، دمای احتراق، فشار محفظه و ضربه ویژه بیشترین تأثیر را دارند. در این مقاله، ضربه ویژه به عنوان مهمترین فناوری در این موضوع مبنای بررسی قرار خواهد گرفت. همچنین در این ارتقاء، با فرض ثابت ماندن سایر پارامترها همچون وزن موتور، سازه و غیره فقط فناوری ضربه ویژه اجازه جهش دارد. در اصل فرض می‌شود که موتورهای موجود با حفظ مقادیر جرمی و ابعادی خود یک جهش در ضربه ویژه داشته باشند تا امکان ورود آنها به فرآیند طراحی مقدور باشد.

چارچوب طراحی بهینه چندموضوعی برای جهش در موضوع پیشرانش در شکل ۱۵ ارائه شده است.



شکل ۱۵- چارچوب روش چند موضوعی همه با هم AAO برای حامل تک طبقه با جهش در موضوع پیشرانش.

Fig. 15. All-at-one framework for optimum conceptual design of SSTO for jump in propulsion subsystem.

قیود، الزامات و مقادیر ضرایب وزنی نهایی که در این مرحله استخراج شده‌اند، در جدول ۱۱ خلاصه شده است.

جدول ۱۱- مقادیر قیود و ضرایب وزنی برای بررسی اثر جهش در موضوع پیشرانش.

Table 11. Constraint values and weighting coefficients to examine the effect of jumps in the propulsion subsystem.

w <sub>1</sub>	w <sub>2</sub>	w <sub>3</sub>	V (km/sec)	H (km)
7.4	0.0004	10.0	7.755	250

قیود، الزامات و مقادیر ضرایب وزنی نهایی که در این مرحله باید لحاظ شوند در جدول ۱۳ خلاصه شده‌است.

جدول ۱۳- مقادیر قیود و ضرایب وزنی برای بررسی اثر جهش در موضوع سازه (چگالی).

**Table 13.** Constraint values and weighting coefficients to examine the effect of jump in structure density (density).

w <sub>1</sub>	w <sub>2</sub>	w <sub>3</sub>	V (km/sec)	H (km)
2.7	0,004	10.0	7.755	250

قید سوم ( $c_3$ ) در این حالت مطابق با رابطه (۲۲) فاصله بهترین فناوری در دسترس استخراج شده از قبل و مقدار مورد نیاز، در حالت جهش‌دار است. طبیعی است که کمترین فاصله مطلوب است.

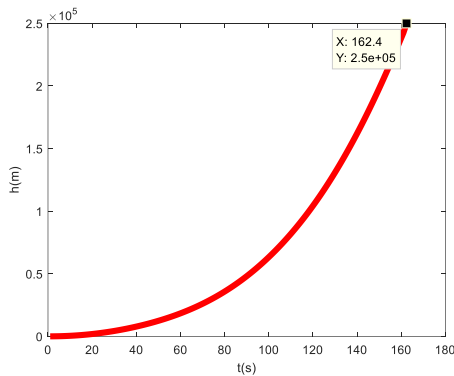
$$c_3 = |2700 - \rho_{str}| \quad (22)$$

نکته مهم آن است که همانند جهش در موضوع رهایش، می‌توان مقدار ضربه مخصوص Isp را نیز ثابت و برابر با بهترین مقدار در دسترس انتخاب نمود ولی در عمل مشاهده گردید که کد بهینه‌سازی چندموضوعی، مقادیر کمتری را انتخاب و ارائه می‌دهد. بر این اساس، از تثبیت مقدار Isp چشم‌پوشی گردید و این اجازه به کد بهینه‌سازی داده شده تا بهترین مقادیر را استخراج نماید. پس از انجام بهینه‌سازی با الگوریتم GA-SQP نتایج طراحی بهینه چندموضوعی استخراج و در جدول ۱۴ خلاصه شده است.

جدول ۱۴- مقادیر بهینه متغیرهای طراحی برای جهش در موضوع سازه (چگالی).

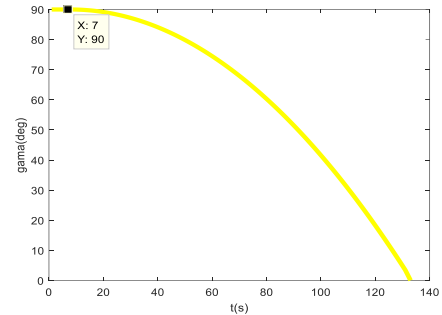
**Table 11.** Optimal values of design variables for jump in structure density.

T	R	M <sub>p</sub>	$\rho$	t <sub>0</sub>	t <sub>1</sub>	M <sub>0</sub>	I <sub>sp</sub>
(KN)	(m)	(ton)	(km/m <sup>3</sup> )	(sec)	(sec)	(ton)	
441.0	1.0	22.4	762.0	41.0	23.2	441	325.9



شکل ۲۰- نمودار ارتفاع برحسب زمان در طراحی بهینه با جهش در موضوع چگالی سازه.

**Fig. 20.** Height versus time diagram of optimal design for jump in structure density.



شکل ۱۸- نمودار زاویه فراز برحسب زمان در طراحی بهینه با جهش در موضوع پیشران.

**Fig. 15.** Pitch angle versus time of optimal design for jump in propulsion subsystem.

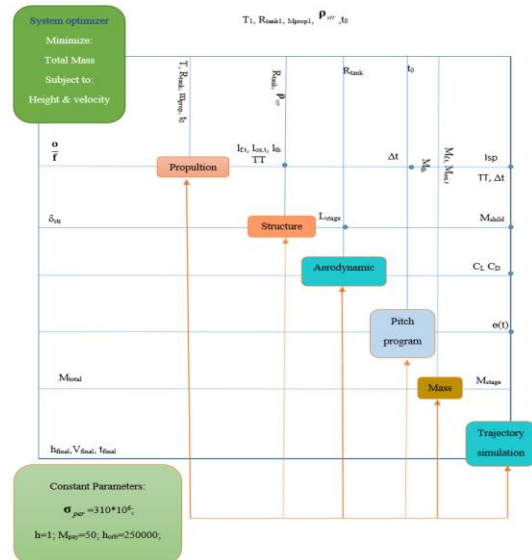
براساس نتایج استخراج شده، حامل امکان رسیدن به مدار ۲۵۰ کیلوکتری را در مدت زمان ۱۳۳ ثانیه داراست. بنابراین، موشک حامل با جهش در ضربه ویژه به میزان ۶۷ واحد امکان انجام مأموریت را داراست. شایان ذکر است که در این بررسی طراحی مخازن و سایر متعلقات متناسب با موتور انتخابی با لحاظ قید مقدار تراست مورد نیاز است و اثر متقابل جهش ضربه ویژه در نوع سوخت و طبیعتاً در طراحی مخازن لحاظ نگردیده است.

### طراحی بهینه چندموضوعی با بررسی جهش در موضوع سازه

فناوری‌های مربوط به زیرسیستم سازه شامل چگالی و استحکام سازه است که در ادامه هر دو فناوری مورد توجه قرار خواهد گرفت.

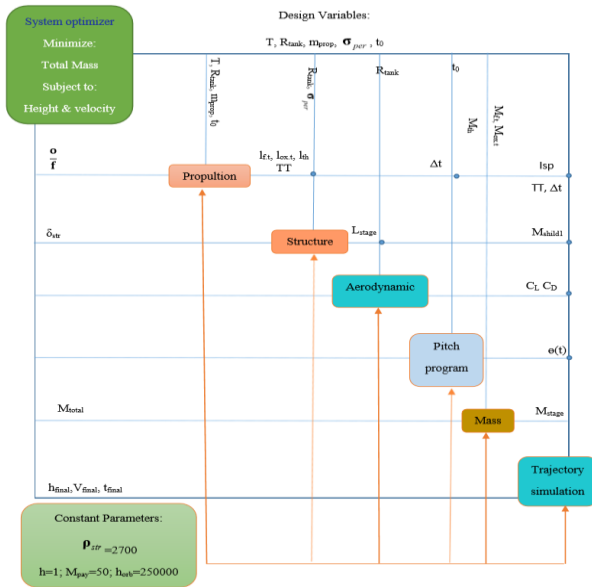
### بررسی جهش در چگالی سازه

چارچوب طراحی بهینه چندموضوعی برای جهش در موضوع سازه، اثر چگالی، در شکل ۱۹ نشان داده شده است.



شکل ۱۹- چارچوب روش چند موضوعی همه با هم AAO برای حامل تک طبقه با جهش در چگالی سازه.

**Fig. 19.** All-at-one framework for optimum conceptual design of SSTO for jump in structure density.



شکل ۲۳- چارچوب روش چند موضوعی همه با هم برای طراحی مفهومی چند موضوعی حامل تک طبقه با جهش در استحکام سازه.

Fig. 23. All-at-one framework for optimum conceptual design of SSTO for jump in structural strength.

قیود، الزامات و مقادیر ضرایب وزنی نهایی که در این مرحله استخراج شده‌اند نهایتاً در جدول ۱۵ خلاصه شده‌است.

جدول ۱۵- مقادیر قیود و ضرایب وزنی برای بررسی اثر جهش در موضوع سازه (استحکام).

Table 15. Constraint values and weighting coefficients to investigate the effect of mutation for jump in structural strength.

w1	w2	w3	V (km/sec)	H (km)
32	0.005	0.0001	7.755	250

قید سوم ( $C_3$ ) در این حالت مطابق با رابطه (۲۳) فاصله بهترین فناوری در دسترس استخراج شده از قبل و مقدار مورد نیاز، در حالت جهش دار است.

$$C_3 = |310e^6 - \sigma_{str}| \quad (23)$$

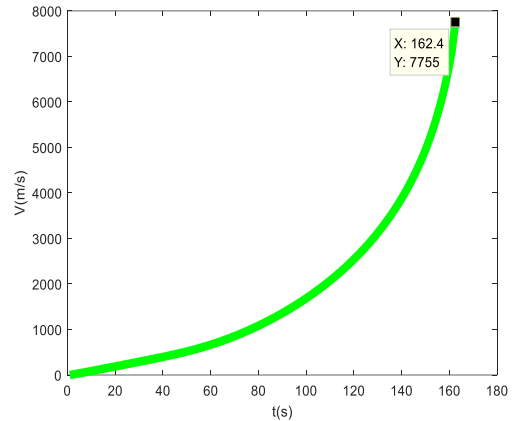
پس از انجام بهینه‌سازی با الگوریتم GA-SQP نتایج طراحی بهینه چندموضوعی استخراج و در جدول ۱۶ خلاصه شده است.

جدول ۱۶- مقادیر بهینه متغیرهای طراحی برای جهش در موضوع سازه (استحکام).

Table 16 Optimal values of design variables for jump in structural strength.

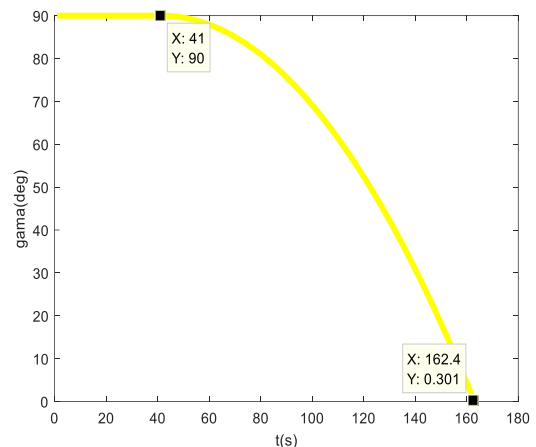
T	R	Mp	σ	t0	t1	M0	Isp
(KN)	(m)	(ton)	(Mpa)	(sec)	(sec)	(ton)	
531.0	1.0	32.9	821	7.0	34.1	531	314.0

نمودارهای ارتفاع، سرعت و زاویه فراز در شکل‌های ۲۰، ۲۱، ۲۲ به تصویر کشیده شده است.



شکل ۲۱- نمودار سرعت برحسب زمان در طراحی بهینه با جهش در موضوع چگالی سازه.

Fig. 21 Velocity versus time diagram of optimal design for jump in structure density.



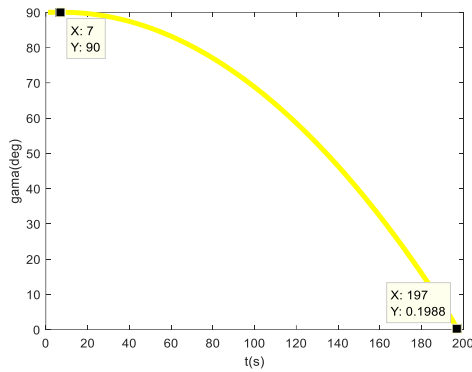
شکل ۲۲- نمودار زاویه فراز برحسب زمان در طراحی بهینه با جهش در موضوع چگالی سازه.

Fig. 22. Pitch angle versus time in optimal design for jump in structure density.

براساس نتایج استخراج شده، حامل امکان رسیدن به مدار ۲۵۰ کیلوکتری را داراست. ۴۱ ثانیه پس از شروع مسیر حامل، کاهش زاویه مسیر آغاز می‌شود. مقدار ضربه مخصوص بهینه استخراج شده در حدود ۳۲۶ است.

### بررسی جهش در استحکام سازه

به‌طور مشابه برای بررسی اثر استحکام سازه (تنش تسلیم)، چارچوب طراحی بهینه چندموضوعی در شکل ۲۳ نشان داده شده است.



شکل ۲۶- نمودار زاویه فراز در طراحی بهینه با جهش در موضوع استحکام سازه.

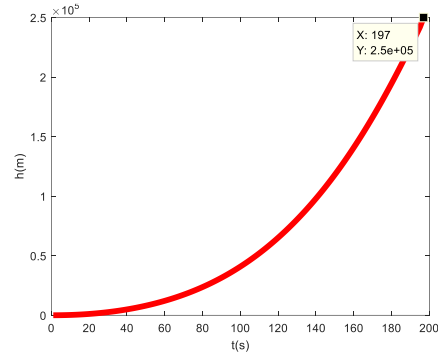
Fig. 26. Pitch angle in optimal design for jump in structural strength.

براساس نتایج استخراج شده، موشک حامل، امکان رسیدن به مدار ۲۵۰ کیلومتری را در مدت زمان ۱۹۷ ثانیه داراست. مقدار ضربه مخصوص بهینه استخراج شده در این حالت ۳۱۴ است.

### مقایسه نتایج طراحی بهینه حاصل از جهش فناوری

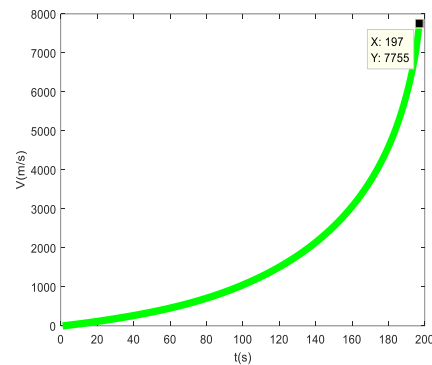
براساس نتایج استخراج شده، امکان طراحی ماهواره بر تک طبقه تامدار با فناوری موجود مقدور نیست. بهترین ماهواره بر SSTO با فناوری موجود، کمبود ارتفاعی در حدود ۱۸ کیلومتر و کمبود سرعتی در حدود ۱۱۲۶ m/s دارد. درگام بعدی با ارتقاء فناوری‌های درگیر در طراحی حامل SSTO، امکان رسیدن ماهواره بر به مدار مورد بررسی قرارگرفت. برای هریک از فناوری‌های ارتفاع رهايش، ضربه مخصوص، چگالی سازه و استحکام سازه، حداقل میزان جهش فناوری موردنیاز استخراج و در جدول ۱۷ ارائه شده‌است.

نمودارهای ارتفاع، سرعت و زاویه فراز در شکل‌های ۲۴، ۲۵ و ۲۶ ارائه شده است.



شکل ۲۴- نمودار ارتفاع برحسب زمان در طراحی بهینه با جهش در موضوع استحکام سازه.

Fig. 24. Altitude versus time diagram in optimal design for jump in structural strength.



شکل ۲۵- نمودار سرعت برحسب زمان در طراحی بهینه با جهش در موضوع استحکام سازه.

Fig. 25. Velocity versus time diagram, in optimal design for jump in structural strength.

جدول ۱۷ - نتایج جهش در فناوری‌ها جهت دستیابی به مدار.

Table 17. Results of jump in technologies to achieve the target orbit.

	Available Technology	Release( $H_0$ )	Specific impulse	Structure density	structure Strength	deviation from available Tech. (%)
T(KN)	557.5	359	545	441	531	-
R(m)	1.2	0.8	0.92	1	1	-
$M_p$ (ton)	36.2	25.6	17.75	22.4	32.9	-
$h_0$ (km)	0	<b>114.2</b>	0	0	0	46%
Isp	325	360	<b>392.5</b>	325.9	314	21%
$\rho_{str}$ (kg/m <sup>3</sup> )	2700	2700	2700	<b>762</b>	2700	72%
$\sigma_y$ (Mpa)	310	310	310	310	<b>821</b>	165%
$t_0$ (s)	0	14.35	6.9	41	7	-
$M_{01}$ (ton)	38.58	27.38	19.15	23.2	34.1	-
Mission Pass	×	✓	✓	✓	✓	

## مراجع

- [1] F. Ghorbani, "Conceptual design and analysis of a single-stage satellite up to SSOT orbit," M.S. thesis, Malek Ashtar University of Technology, Tehran, Iran, 2018, (in Persian).
- [2] wikipedia, "Single-stage-to-orbit." wikipedia.org. [Online]. Available: <https://en.wikipedia.org/wiki/Single-stage-to-orbit>.
- [3] A. H. Adami and F. Ghorbani, "Investigating methods of sending medium-weight satellites by single-stage launchers," in *17th International Conference of Iranian Aerospace Society*, Tehran, Iran, 2018, (in Persian).
- [4] H. Yoshida, M. M. Micci, M. Nakane, K. Yamaguchi, and Y. Ishikawa, "Integrated optimization for single-stage-to-orbit using a pulse detonation engine," *Journal of Spacecraft and Rockets*, vol. 56, no. 4, pp. 983-989, 2019, <https://doi.org/10.2514/1.A34341>.
- [5] O. Prakash and R. Singh, "Flight dynamics analysis using high altitude & Mach number for generic air-breathing hypersonic vehicle," in *AIAA Propulsion and Energy Forum*, (virtual event), 2021, <https://doi.org/10.2514/6.2021-3271>.
- [6] J. B. Vos, D. Charbonnier, A. Marwege, A. Guelhan, M. Laureti, and S. Karl, "Aerodynamic investigations of a vertical landing launcher configuration by means of computational fluid dynamics and wind tunnel tests," in *AIAA SciTech Forum*, San Diego, CA, 2022, <https://doi.org/10.2514/6.2022-1308>.
- [7] E. Sorto-Ramos, K. Seyed Alavi, and B. Chudoba, "A parametric comparison of SSTO and TSTO space access vehicle concepts," in *AIAA Scitech Forum*, Orlando, 2022, <https://doi.org/10.2514/6.2020-0549>.
- [8] X. Zhang, J. Feng, R. Mu, and J. Chen, "Feasibility study on SSTO rocket with an initial velocity given by EML," *Journal of Spacecraft and Rockets*, vol. 56, no. 1, pp. 241-247, 2019, <https://doi.org/10.2514/1.A33946>.
- [9] R. Pradeep *et al.*, "Conceptual design and contour optimization of altitude compensation nozzles for SSTO vehicles," in *AIAA Propulsion and Energy Forum*, (virtual event), 2020, <https://doi.org/10.2514/6.2020-3922>.
- [10] S. Sundaria, A. K. Bhagat, and V. S. Kumar, "In silico studies on truncated aerospike nozzle with optimum cowl length for single stage to orbit vehicles," in *25th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference*, Bengaluru, Karnataka, India, 2023, <https://doi.org/10.2514/6.2023-3105>.
- [11] J. Robinson, G. Culver, R. Bishop, and E. Bright, "Life cycle analysis of a single stage to orbit (SSTO)

براساس نتایج جدول ۱۷، کمترین میزان جهش مورد نیاز مربوط به فناوری ضربه مخصوص در موضوع پیشرانش است. در رتبه بعدی جهش در فناوری رهایش (ارتفاع رهایش) با مقدار ۴۶٪ قرار دارد. بیشترین مقدار جهش در فناوری نیز متعلق به استحکام سازه با مقدار ۱۶۵٪ است. باید دقت نمود که در جهش فناوری‌ها تنها یک فناوری مورد توجه بوده و سایر پارامترها به صورت تثبیت شده در نظر گرفته شده‌اند بغیر از ضربه ویژه که دلیل متغیر بودن آن این است مقادیر کمتری از مقدار فناوری موجود مورد نیاز بود. به‌عنوان مثال چگالی سازه و استحکام سازه در روند بهینه‌سازی جهش مربوط به پیشرانش و رهایش ثابت لحاظ شده است.

## جمع‌بندی و نتیجه‌گیری

در این پژوهش طراحی بهینه حامل تک طبقه تا مدار مورد توجه قرار گرفت. در ابتدا کد طراحی بهینه تدوین و با استفاده از ضرایب تصحیح جرم، ابعاد و انرژی، صحنه‌گذاری گردید. در ادامه با تدوین چارچوب AAO و استفاده از بهینه‌ساز GA-SQP به طراحی بهینه چندموضوعی حامل SSTO با سطح فناوری‌های موجود پرداخته شد. براساس نتایج استخراج شده علیرغم تلاش‌های صورت گرفته، امکان دستیابی به مدار ۲۵۰ کیلومتری با سطح فناوری موجود مقدور نبود. درگام بعدی با ارتقای فناوری‌های درگیر در طراحی ماهواره‌بر SSTO، امکان رسیدن ماهواره‌بر به مدار مورد بررسی قرارگرفت. موضوعات بررسی شده در این تحقیق شامل، موضوع پیشرانش، سازه و رهایش است. در مجموع چهار فناوری برای این سه موضوع شامل ضربه مخصوص، چگالی سازه، استحکام سازه و ارتفاع رهایش مورد ارزیابی قرار گرفت و برای هر حالت چارچوب AAO متناظر تدوین گردید. در نهایت برای هر یک از فناوری‌ها حداقل میزان جهش فناوری موردنیاز برای دستیابی به مدار ۲۵۰ کیلومتری استخراج و ارائه گردید. براساس نتایج استخراج شده، حامل SSTO در موضوع رهایش برای ارتفاع اولیه پرتاب ۴۶٪ نیازمند ارتقاء، در موضوع پیشرانش نیازمند ۲۱٪ ارتقاء در ضربه مخصوص، در موضوع سازه، برای چگالی سازه ۷۲٪ و برای استحکام سازه ۱۶۵٪ نیاز به ارتقای فناوری است. نکته پایانی استخراج شده که می‌توان از نتایج به‌دست آمده بیان نمود، آن است که مقدار ضربه ویژه کمترین ارتقای تکنولوژی نسبت به وضعیت موجود مطالبه نموده و لذا بیشترین تأثیر در دستیابی به حامل SSTO را دارد.

## تعارض منافع

هیچگونه تعارض منافع توسط نویسندگان بیان نشده است.

- [23] P. Kolodziej and D. Rasky, "A V-2/atlas approach to building SSTO launch vehicles," in *41st Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, Reno, Nevada, 2003, Art. no. 2003-658, <https://doi.org/10.2514/6.2003-658>.
- [24] D. E. Koelle, "Economics of small fully reusable launch systems (SSTO vs. TSTO)," *Acta Astronautica*, vol. 40, no. 2-8, pp. 535-544, 1997, [https://doi.org/10.1016/S0094-5765\(97\)00142-2](https://doi.org/10.1016/S0094-5765(97)00142-2).
- [25] D. E. Koelle, "Cost analysis for single-stage (SSTO) reusable ballistic launch vehicles," *Acta Astronautica*, vol. 30, pp. 415-421, 1993, [https://doi.org/10.1016/0094-5765\(93\)90132-G](https://doi.org/10.1016/0094-5765(93)90132-G).
- [26] V. Balochestani, S. Davoodabdi Farahani, and A. H. Adami, "Feasibility of propulsion system for single-stage orbital missions," in *First Regional Conference of Mechanical Engineering*, Isfahan, Iran, 2010, (in Persian).
- [27] A. W. Wilhite *et al.*, "Advanced technologies for rocket single-stage-to-orbit vehicles," *Journal of Spacecraft and Rockets*, vol. 28, no. 6, pp. 646-651, 1991, <https://doi.org/10.2514/3.26294>.
- [28] V. Balepin, M. Maita, and S. Murthy, "'Third way' of development of SSTO propulsion," in *Space Plane and Hypersonic Systems and Technology Conference*, Norfolk, VA, USA, 1996, Art. no. AIAA-96-4495-CP, <https://doi.org/10.2514/6.1996-4495>.
- [29] P. Hendrick and J. Vanderkerckhove, "Precompression influence on S.S.T.O. performance," in *5th International Aerospace Planes and Hypersonics Technologies Conference*, Munich, Germany, 1993, <https://doi.org/10.2514/6.1993-5030>.
- [30] D. Schmidt and J. Velapoldi, "Optimum mission performance and guidance for hypersonic single stage to orbit," in *Guidance, Navigation, and Control Conference*, San Diego, CA, USA, 1996, <https://doi.org/10.2514/6.1996-3904>.
- [31] J. L. Duparcq, E. Hermant, and D. Scherrer, "Turbojet-type engines for the airbreathing propulsion of reusable winged launchers," in *41st Congress of the International Astronautical Federation*, Dresden, Germany, 1990, [https://doi.org/10.1016/0094-5765\(93\)90068-8](https://doi.org/10.1016/0094-5765(93)90068-8).
- [32] F. Creta and M. Valorani, "Optimal shape design of supersonic, mixed-compression, fixed-geometry air intakes for SSTO mission profiles," in *38th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, Indianapolis, Indiana, 2002, <https://doi.org/10.2514/6.2002-4133>.
- [33] J. Jia, W. Chen, and Z. Wang, "Aerodynamic parameter estimation for launch vehicles," in *Autonomous Trajectory Planning and Guidance Control for Launch Vehicles*, Z. Song, D. Zhao, and S. Theil, Eds. Singapore: Springer Nature Singapore, 2023, pp. 201-213, [https://doi.org/10.1007/978-981-99-0613-0\\_7](https://doi.org/10.1007/978-981-99-0613-0_7).
- reusable launch vehicle," in *39th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit*, Huntsville, Alabama, 2003, Art. no. 5264, <https://doi.org/10.2514/6.2003-5264>.
- [12] R. Varvill and A. Bond, "A comparison of propulsion concepts for SSTO reusable launchers," *Journal British Interplanetary Society (JBIS)*, vol. 56, no. 3/4, pp. 108-117, 2003.
- [13] S. Salvi, C. Paravan, and L. Galfetti, "SSTO reusable launchers: A critical comparison of propulsion concepts," in *9th European Conference for Aeronautics and Space Sciences (EUCASS)*, Lille Grand Palais, France, 2022, p. 31, <https://doi.org/10.13009/EUCASS2022-4914>.
- [14] L. F. Pozas and L. V. R. de Arruda, "A new approach to integrate SSTO, MPC and RTO using online identified models," *Journal of Control, Automation and Electrical Systems*, vol. 29, no. 5, pp. 566-575, <https://doi.org/10.1007/s40313-018-0397-4>.
- [15] R. He, P. Zhang, L. Liu, J. Wang, and D. Meng, "Study on trajectory optimization for single-stage-to-orbit space planes using gauss pseudospectral method," in *29th Chinese Control And Decision Conference (CCDC)*, Chongqing, China, 2017, pp. 5374-5379, <https://doi.org/10.1109/CCDC.2017.7979452>.
- [16] H. Eshaghnia, M. Nosratollahi, and A. Adami, "Performance evaluation of a launch vehicle with non-turbopump propulsion system based on multidisciplinary analysis (MDA)," *Journal of Space Science and Technology*, vol. 14, no. 4, pp. 35-49, 2021, (in Persian), <https://doi.org/10.22034/jsst.2021.1278>.
- [17] D. O. Stanley and W. M. Piland, "Technology requirements for affordable single-stage rocket launch vehicles," NASA Langley Research Center, Hampton, Virginia, Tech. Rep. 20040121139, 2004.
- [18] D. C. Freeman, D. O. Stanley, C. J. Camarda, R. A. Lepsch, and S. A. Cook, "Single-stage-to-orbit - A step closer," *Acta Astronautica*, vol. 37, pp. 87-94, 1995, [https://doi.org/10.1016/0094-5765\(95\)00087-G](https://doi.org/10.1016/0094-5765(95)00087-G).
- [19] "Access to space study," Office of Space Systems Development NASA Headquarters, Summary Report. TM-109693, 1994.
- [20] J. Hunt, "Airbreathing/rocket single-stage-to-orbit design matrix," in *International Aerospace Planes and Hypersonics Technologies Conference*, Chattanooga, TN, USA, 1995, <https://doi.org/10.2514/6.1995-6011>.
- [21] C. Eldred, "Evolution of NASA rocket SSTO concept," in *Space Programs and Technologies Conference and Exhibit*, Huntsville, AL, USA, 1994, <https://doi.org/10.2514/6.1994-4673>.
- [22] R. Norouzi, "Design of an airborne satellite carrier with first-class reusability," M.S. thesis, Malek Ashtar University of Technology, Tehran, Iran, 2014.

### پیوست

در این پیوست جدول مشخصات موتورهای موجود در لیست جامعه آماری برای شروع طراحی آمده است. این جدول با توجه به اطلاعات مورد نیاز در الگوریتم استخراج و تدوین شده است.

جدول ۲- مشخصات موتورهای موجود در لیست جامعه آماری برای استفاده در فرآیند طراحی بهینه چند موضوعی.

**Table 19.** Specifications of existing engines list for use in multidisciplinary design optimization process.

Engine	ThrustVac KN	Thrust (sl) kN	Mass Kg Engine	Lengthm	Propellants	Isp sec	Isp (S.L) sec	Country
RD-216	1745		1350			291		
11D49	157		185			300		
RD-301	96.67	19.6	183	1.89	LF2/Ammonia	400		Russia
RD-108-8D75	912	178.4	1278	2.86	Lox/Kerosene	308	241	Russia
RD-108-8D75-1958	941	182.8	1250	2.86	Lox/Kerosene	315	246	Russia
RD-107-8D74-1958	996	201.6	1155	2.86	Lox/Kerosene	312	254	Russia
RD-107-11D511	992	205.4	1200	2.86	Lox/Kerosene	314	257	Russia
RD-100	304	267	885	3.7	Lox/Alcohol	237	203	Russia
LR-105-5	386.4	269	460	2.7	Lox/Kerosene	316	220	USA
LR-105-7	386.4	269	460	2.69	Lox/Kerosene	316	220	USA
RS-56-OSA	386.4	269	460	2.7	Lox/Kerosene	316	220	USA
RD-101	404	363	888	3.35	Lox/Alcohol	237	210	Russia
RD-103M	500.1	432	867	3.221	Lox/Alcohol	248	220	Russia
RD-106	645.3	519	802	4.75	Lox/Kerosene	310	250	Russia
RD-105	627.6	539	782	4.45	Lox/Kerosene	302	260	Russia
LR-87-3	733.9	647.9	839	3.13	Lox/Kerosene	290	256	USA
RD-111	1628	692.5	1492	2.1	Lox/Kerosene	317	275	Russia
LR-89-5	822.5	726	720	3.4	Lox/Kerosene	290	256	USA
LR-89-7	948	835.1	711.5	3.4	Lox/Kerosene	294	259	USA
H-1	947.7	836.2	635	2.13	Lox/Kerosene	289	255	USA
RD-120K	873	866.9	1433	2.8	Lox/Kerosene	336	298	Russia
RS-27A	1054.2	890.1	1091	3.78	Lox/Kerosene	302	255	USA
RS-27C	1054.2	890.1	1091	3.78	Lox/Kerosene	302	255	USA
RS-27	1023	915.5	1027	3.63	Lox/Kerosene	295	264	USA
RS-56-OBA	1046.8	920.8	805	3.43	Lox/Kerosene	299	263	USA
NK-43	1755	1247.8	1396		Lox/Kerosene	346	246	Russia

Engine	ThrustVac KN	Thrust (sl) kN	Mass Kg Engine	Lengthm	Propellants	Isp sec	Isp (S.L) sec	Country
NK-33	1638	1510.2	1222	3.71	Lox/Kerosene	331	297	Russia
NK-15	1544	1526	1247	2.7	Lox/Kerosene	318	297	Russia
RD-170	7903	1887.5	9750	3.78	Lox/Kerosene	337	309	Russia
RD-171	7903	1887.5	9500	3.78	Lox/Kerosene	337	309	Russia
RD-180	4152	3828	5393	3.56	Lox/Kerosene	338	311.3	Russia/USA
F-1	7740.5	6747.5	8391	5.64	Lox/Kerosene	304	265	USA
RD-183	9.8		60	1.15	Lox/LCH4	360		Russia
RD-160	19.6		129	1.7	Lox/LCH4	381		Russia
RD-161-1	19.6		119	1.7	Lox/Kerosene	360		Russia
RD-161-2	19.9		141	2.21	Lox/Kerosene	365		Russia
RD-161P	24.5		105	1.45	H2O2/Kerosene	319		Russia
RD-58M	83.4		230	2.27	Lox/Kerosene	353		Russia
17D11	86.3		230	2.27	Lox/Kerosene	362		Russia
17D12	86.3		230	2.27	Lox/Kerosene	362		Russia
RD-58S	86.3		230	2.27	Lox/Kerosene	361		Russia
RD-0242-HC	125		120		Lox/Kerosene	312		Russia
RD-169	167		215	1.7	Lox/LCH4	351	309	Russia
RD-185	179		415	3.3	Lox/LCH4	378		Russia
RD-0245-HC	214		290		Lox/Kerosene	320		Russia
RD-0124	294.3		480	1.575	Lox/Kerosene	359	331	Russia
RD-0110	297.9		408	1.58	Lox/Kerosene	326		Russia
RD-134	343		540	1.6	Lox/Kerosene	357		Russia
RD-167	353		570	1.6	Lox/LCH4	379		Russia
NK-31	402		722		Lox/Kerosene	353		Russia
NK-39	402		631		Lox/Kerosene	352		Russia
RD-0234-CH	442		390		Lox/LCH4	343	310	Russia
RD-0234-HC	516		390		Lox/Kerosene	331	310	Russia
RD-0210-HC	592		570		Lox/Kerosene	342		Russia
RD-0244-HC	690		540		Lox/Kerosene	332		Russia
RD-0256-HC	820		770		Lox/Kerosene	344		Russia
RD-120	833		1125	3.872	Lox/Kerosene	350		Russia

Engine	ThrustVac KN	Thrust (sl) kN	Mass Kg Engine	Lengthm	Propellants	Isp sec	Isp (S.L) sec	Country
RD-0256-Methane	836		770		Lox/LCH4	353		Russia
RD-120M	850.4		1080	2.435	Lox/Kerosene	331	304.4	Russia
RD-182	902		1500	2.8	Lox/LOX/Methane	353	316	Russia
RD-108-8D75-1959	941		1250	2.86	Lox/Kerosene	315	248	Russia
RD-108-8D727	977		1230	2.86	Lox/Kerosene	316	251	Russia
RD-107-8D74-1959	996		1155	2.86	Lox/Kerosene	313	256	Russia
RD-190	1000		1470	1.7	Lox/LCH4	351	309	Russia
RD-0120-CH	1576		2370		Lox/LCH4	363		Russia
NK-15V	1648		1345	2.34	Lox/Kerosene	325		Russia
RD-0120M-CH	1720		2600		Lox/LCH4	372		Russia
RD-191	2079		3230	4.05	Lox/Kerosene	337	311	Russia
RD-192	2138		3300	4.05	Lox/LCH4	356	330	Russia
RD-172	8354		11703	3.78	Lox/Kerosene	337	311	Russia
RL-10A-1	66.7	1.569963	131		Lox/LH2	425	10	USA
RL-10	66.7	1.6274006	131		Lox/LH2	410	10	USA
HM7-A	61.7	42.9	149	1.71	Lox/LH2	443	308	France
HM7-B	62.7	43.6	155	2.01	Lox/LH2	446	310	France
RL-10A-5	64.7	54.8	143	1.07	Lox/LH2	373	316	USA
RL-10A-5KA	100.488	88.926	145	1.194	Lox/LH2	398	352	USA
LH2-80k	355.7	256.1	1438		Lox/LH2	425	306	USA
J-2	1033.1	486.2	1438	3.38	Lox/LH2	421	200	USA
J-2-SL	996.7	729.3	1360		Lox/LH2	390	275	USA
Vulcain	1075	773.2	1300	3	Lox/LH2	431	326	France
LE-7	1078	843.5	1714	3.4	Lox/LH2	446	349	Japan
Vulcain 2	1300	939.5	1800	3.5	Lox/LH2	434	318	France
RD-701	4003	1406.1	3670	5.7	Lox/Kerosene/LH2	415	330	Russia
RD-0120	1961	1517.1	3450	4.55	Lox/LH2	455	359	Russia
RD-0120M	1961	1517.1	3450	4.55	Lox/LH2	455	372	Russia

Engine	ThrustVac KN	Thrust (sl) kN	Mass Kg Engine	Lengthm	Propellants	Isp sec	Isp (S.L) sec	Country
RD-704	1966	1720.1	2422	3.81	Lox/Kerosene/LH2	407	356	Russia
SSME	2278	1817.4	3177	4.242	Lox/LH2	453	363	USA
STME	2890	2450.3	3600	3.86	Lox/LH2	431	365	USA
SSME Plus	3728.7	3073.9	2973		Lox/LH2	467	385	USA
Plug-Nozzle SSME	3728.7	3167.4	2973		Lox/LH2	485	412	USA
M-1	5335.9	3864.8	9068	7.72	Lox/LH2	428	310	USA
YF-73	11		236		Lox/LH2	425		China
RD-0126	39.2		320	2.6	Lox/LH2	476		Russia
HM-10	61.8		145		Lox/LH2	443		France
RL-10A-3	65.6		131	2.49	Lox/LH2	444		USA
RD-56	69.6		282	2.14	Lox/LH2	462		Russia
RL-10A-3A	73.4		140.589569	1.78	Lox/LH2	444		USA
RL-10A-4	92.5		168	2.29	Lox/LH2	449		USA
RL-10B-X	93.4		317.460317		Lox/LH2	470		USA
RD-0126A	98		340	2.73	Lox/LH2	476		Russia
RD-0128	98		370	4.175	Lox/LH2	474		Russia
RD-0131	98		350	2.2	Lox/LH2	467		Russia
RD-0132	98		370	1.38	Lox/LH2	469		Russia
RD-0133	98		390	1.43	Lox/LH2	467		Russia
RL-10A-4-1	99.1		167		Lox/LH2	451		USA
RL-10A-4-2	99.1		167		Lox/LH2	451		USA
LE-5	103		245	2.67	Lox/LH2	450		Japan
RL-10C-X	110.8		317.460317		Lox/LH2	450		USA
LE-5A	121.5		242	2.67	Lox/LH2	452		Japan
LE-5B	137		269	2.784	Lox/LH2	447		Japan
RL-10C	155.7		317.460317		Lox/LH2	450		USA
MB-35	156		345	2.21	Lox/LH2	467		Japan
MB-60	266.7		591	3.3	Lox/LH2	467		Japan
RL-60	289.1		499		Lox/LH2	470		USA
RL-50	290		500		Lox/LH2	472		USA
RD-57	392		840	3.66	Lox/LH2	457		Russia
RD-57A-1	395		550	3.148	Lox/LH2	460		Russia
RD-57M	397		874	4.06	Lox/LH2	461		Russia

Engine	ThrustVac KN	Thrust (sl) kN	Mass Kg Engine	Lengthm	Propellants	Isp sec	Isp (S.L) sec	Country
LE-7A	1098		1800	3.67	Lox/LH2	438	338	Japan
J-2S	1138.5		1400	3.38	Lox/LH2	436		USA
RS-68	3312		6597		Lox/LH2	420	365	USA
RD-119	105.5	65.6	168	2.17	Lox/UDMH	352	220	Russia
RD-109	101.6		210	2.28	Lox/UDMH	334		Russia
RD-112	1089		790	2.6	Lox/UDMH	344	304	Russia
RD-113	1138		1100	4.2	Lox/UDMH	360		Russia
RD-114	1653		990	2.6	Lox/UDMH	341	307	Russia
Kestrel	36		52			324		
Merlin	385		470			306		
RD-115	1726		1250	5	Lox/UDMH	357		Russia