

# Journal of Space Science and Technology

# JSS T

Vol.18, No. 1, 2025

Print ISSN: 2008-4560

Online ISSN: 2423-4516

<b>Investigating of the Leap Required in Effective Technologies for SSTO Design Using MDO</b> Fatemeh Ghorbani, Mehran Nosratollahi, Amir Hossain Adami, and Alireza Ahangarani Farahani	1
<b>Numerical Study of Drag Reduction Mechanism on Surfaces with Transverse Triangular Microstructures</b> Mohammad Javad Kahalian, Ramin Kamali Moghadam, and Iman Bahman Jahromi	24
<b>Performance Evaluation of Feature Detection Algorithms and Their Impact on the Accuracy and Efficiency of Visual Odometry</b> Seyed Javad Shojae Alsadati, Mahdi Nasiri Sarvi, and Mohammad Sayanjali	38
<b>Optimal PID Controller Parameters Tuning for a 3D Satellite Simulator Based on Particle Swarm Optimization Algorithm</b> Mehran Mahdiabadi, Hamed Arefkhani, Amirhosein Tavakoli, and Seyyed Hosein Sadati	53
<b>TA Design Algorithm for Electroaerodynamic Propulsion System</b> Mehran Nosratollahi, Alireza Ahmadi, and Rouhollah Khoshkhoo	66
<b>Adaptive Robust Attitude Control and Vibration Suppression of a Flexible Satellite in Imaging Maneuver</b> Mohammad Zarourati, Mehran Mirshams, and Morteza Tayefi	78
<b>The Effects of Suborbital Space Flight on Plant Germplasm in Kavus Bio Capsule</b> Fateme Mousavi	92



**Journal of  
Space Science and Technology**

**Vol. 18, No. 1, 2025**

**Indexed in:**

**DOAJ, ISC, EBSCO, ...**

**Publisher:** IAS

**Director-in-Charge:** M. Navabi, PhD.

**Editor-in-Chief:** R. Ebrahimi, PhD.

**Deputy Editor:** M. Azimi, PhD

**Address:** No. 1, Mohandes St., Darya Blv.  
Tehran, I.R. Iran

**Tel:** +98(21) 88366030

**Website:** <https://jsstpub.com>

**E-Mail:** [jsst@jsstpub.com](mailto:jsst@jsstpub.com)

**International E-Mail:** [info1@jsstpub.com](mailto:info1@jsstpub.com)

**Print ISSN: 2008 - 4560**

**Online ISSN: 2423 - 4516**

**International Editorial Board**

**Andon Dimitrov Lazarov**, Professor, Information Technology Department, Nikola Vaptsarov Naval Academy, Bulgaria

**Mohamed Himdi**, Professor, Institute of Electronics and Digital Technologies, University of Rennes 1, France

**Helmi Zulhaidi Mohd Shafri**, Associate Professor, Department of Civil Engineering, University Putra Malaysia, Malaysia

**Hajar Binti Ja'afar**, Associate Professor, School of Electrical Engineering, MARA Technological University, Malaysia

**Nicola Luigi Bragazzi**, Professor, University of Parma, Italy

**Samir Ladaci**, Professor, Department of Automatics and Control Engineering, National Polytechnic School of Algiers, Algeria

**Syed Amer Mahmood**, Professor, Department of Space Science, University of the Punjab, Pakistan

**Mahmoud Najafi**, Professor, Department of Mathematical Sciences, Kent State University, USA

**Editorial Board**

**Mohsen Bahrami**, Professor, Department of Mechanical Engineering, Amirkabir University of Technology, Iran

**Hossein Bolandi**, Professor, Department of Electrical Engineering, Iran University of Science and Technology, Iran

**Mohammad Farshchi**, Professor, Department of Aerospace Engineering, Sharif University of Technology, Iran

**S. Mostafa Hoseinalipour**, Professor, School of Mechanical Engineering, Iran University of Science and Technology, Iran

**Mansour Kabganian**, Professor, Department of Mechanical Engineering, Amirkabir University of Technology, Iran

**Mehran Mirshams**, Professor, Faculty of Aerospace Engineering, K. N. Toosi University of Technology, Iran

**M. Navabi**, Associate Professor, Faculty of New Technologies Engineering, Shahid Beheshti University, Iran

**S. Hossein Pourtakdoust**, Professor, Department of Aerospace Engineering, Sharif University of Technology, Iran

**Jafar Roshanian**, Professor, Faculty of Aerospace Engineering, K. N. Toosi University of Technology, Iran

**Mohammad Homayoune Sadr**, Professor, Department of Aerospace Engineering, Amirkabir University of Technology, Iran

**Mohammad Taeibi-Rahni**, Professor, Department of Aerospace Engineering, Sharif University of Technology, Iran

**Mohammad Tahaye Abadi**, Associate Professor, Aerospace Research Institute, Iran

**Advisory Board**

**Mohammad Hassan Entezari**, Scientist, Iranian Research Organization for Science and Technology

**Hamid Fazeli**, Associate Professor, Malek Ashtar University of Technology

**Ali Akbar Golroo**, Lecturer, Aerospace Research Institute

**Abolghasem Naghash**, Associate Professor, Department of Aerospace Engineering, Amirkabir University of Technology

**S. Mostafa Safavi Homami**, Professor, Department of Electrical Engineering, Amirkabir University of Technology

**Saeed Shakhesi**, Associate Professor, Iranian Space Research Center

## Table of Contents

<b>Investigating of the Leap Required in Effective Technologies for SSTO Design Using MDO .....</b>	<b>1</b>
Fatemeh Ghorbani, Mehran Nosratollahi, Amir Hossain Adami, and Alireza Ahangarani Farahani	
<b>Numerical Study of Drag Reduction Mechanism on Surfaces with Transverse Triangular Microstructures .....</b>	<b>24</b>
Mohammad Javad Kahalian, Ramin Kamali Moghadam, and Iman Bahman Jahromi	
<b>Performance Evaluation of Feature Detection Algorithms and Their Impact on the Accuracy and Efficiency of Visual Odometry.....</b>	<b>38</b>
Seyed Javad Shojae Alsadati, Mahdi Nasiri Sarvi, and Mohammad Sayanjali	
<b>Optimal PID Controller Parameters Tuning for a 3D Satellite Simulator Based on Particle Swarm Optimization Algorithm .....</b>	<b>53</b>
Mehran Mahdiabadi, Hamed Arefkhani, Amirhosein Tavakoli, and Seyyed Hosein Sadati	
<b>A Design Algorithm for Electroaerodynamic Propulsion System .....</b>	<b>66</b>
Mehran Nosratollahi, Alireza Ahmadi, and Rouhollah Khoshkhoo	
<b>Adaptive Robust Attitude Control and Vibration Suppression of a Flexible Satellite in Imaging Maneuver .....</b>	<b>78</b>
Mohammad Zarourati, Mehran Mirshams, and Morteza Tayefi	
<b>The Effects of Suborbital Space Flight on Plant Germplasm in Kavus Bio Capsule .....</b>	<b>92</b>
Fateme Mousavi	

## 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 آهانگرانی‌فراهانی<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 به‌دست آمده از آن بر فازهای عملیاتی و توسعه پرتابگرهای تک‌طبقه‌ای 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 [۲۴-۱۷، 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.

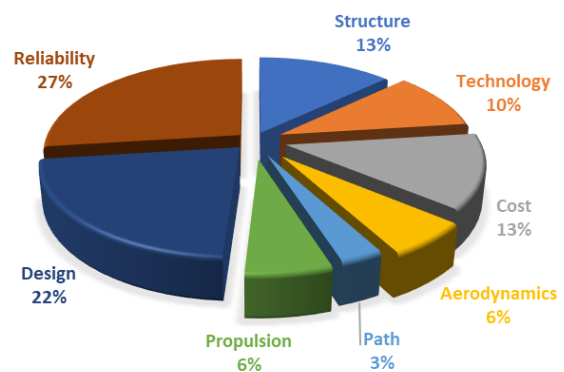
### روش طراحی کلاسیک

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 هوانتفسی 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 هوانتفسی 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 به صورت 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.

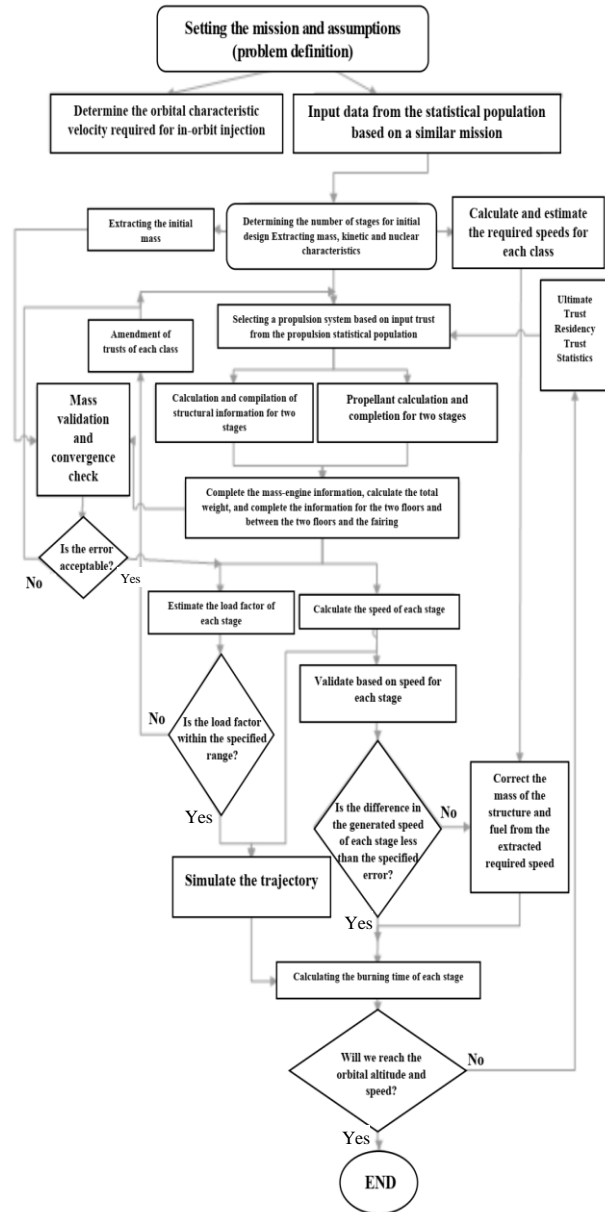
روش‌های تک‌سطحی شامل تکرار نقطه<sup>۱</sup> (FPI)، همه‌باهم<sup>۲</sup> (AAO)، چندموضوعی امکان‌پذیری<sup>۳</sup> (MDF) و IDF<sup>۴</sup> است. همچنین روش‌های چندسطحی شامل بهینه‌سازی ترکیبی<sup>۵</sup> (CO)، تلفیق سیستم یکپارچه دوسطحی<sup>۶</sup> (BLISS) است.

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.

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

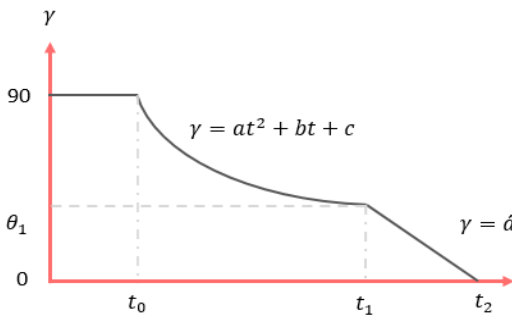
ضخامت مورد نیاز سازه با توجه به هندسه فرض شده (استوانه‌ای) مطابق با رابطه (۱۷) محاسبه می‌گردد.

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

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 شکل دهی 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 به دست آمده از رابطه (۱۲) در کد مربوطه برای محاسبه جرم مخازن زیرسیستم پیشرانش مورد استفاده قرار می‌گیرد.

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

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

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

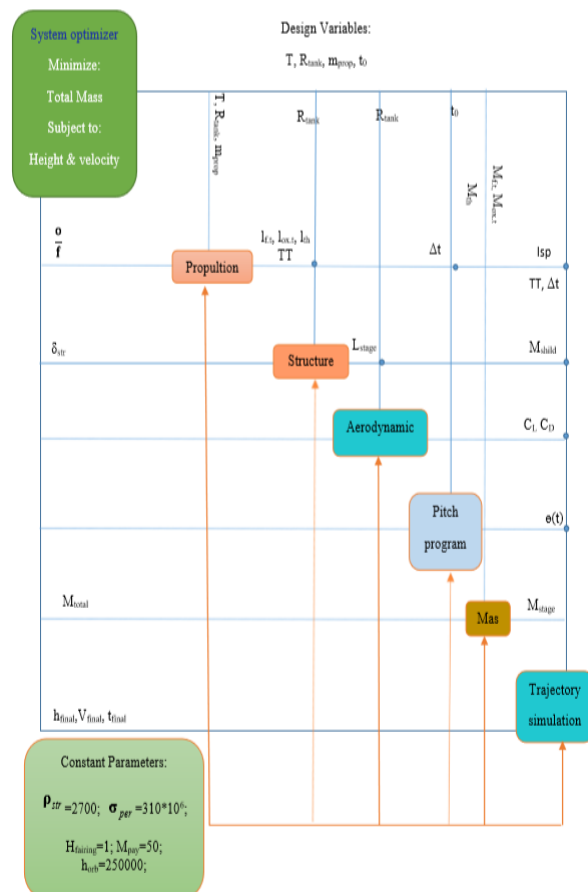
Table 3. Final correction coefficients.

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

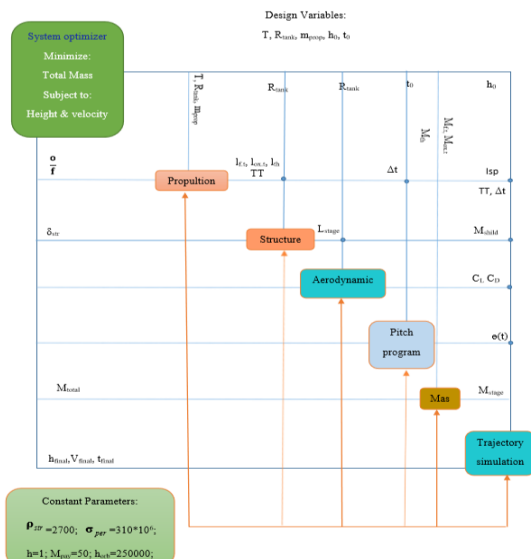
ثانیه تا سرعت تزریق فاصله دارد. بنابراین، حامل تک طبقه با فناوری موجود، امکان دستیابی به ارتفاع ۲۵۰ کیلومتری را ندارد. حال با بررسی تغییرات و ارتقاء فناوری در زیرسیستم‌ها می‌توان میزان جهش مورد نیاز در مهم‌ترین فناوری‌ها و پارامترهای موثر برای دستیابی به هدف را محاسبه نمود. بنابراین مقدار بهینه و کمترین ارتقا مورد نیاز به‌دست آورده می‌شود. فناوری‌های بررسی شده در این تحقیق شامل، ارتفاع از بخش رهایش، ضربه ویژه و چگالی سوخت از زیرسیستم پیشرانش و استحکام و چگالی سازه از زیرسیستم سازه است.

### طراحی مفهومی بهینه SSTO با فرض جهش در موضوع رهایش

در این تحقیق تنها به بررسی اثر ارتفاع رهایش پرداخته می‌شود و از بررسی تأثیر اثر سرعت رهایش صرف‌نظر شده است. در طراحی بهینه، با جهش در یکی از پارامترهای موثر طراحی، نیاز است که آن متغیر از طریق بهینه‌ساز استخراج شود. در واقع به‌طور مثال در زمان بررسی جهش مورد نیاز مقدار ارتفاع اولیه، بهینه‌ساز باید کمترین میزان ارتفاع اولیه مورد نیاز برای امکان دستیابی به مدار را بیابد. بنابراین، قید دیگری در تابع هزینه اضافه می‌شود که مقدار ارتفاع اولیه است. در رابطه (۲۱) تابع هزینه برای جهش در یک پارامتر (در اینجا ارتفاع رهایش) ارائه شده است.

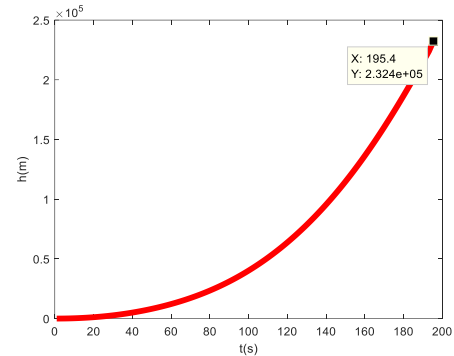
$$cf = M_{01} + w_1 c_1 + w_2 c_2 + w_3 c_3 \quad (21)$$

واضح است که یک متغیر بهینه‌سازی در سطح سیستم نیز به مسئله اضافه می‌شود. چارچوب طراحی بهینه در این حالت مطابق با شکل ۱۱ است.



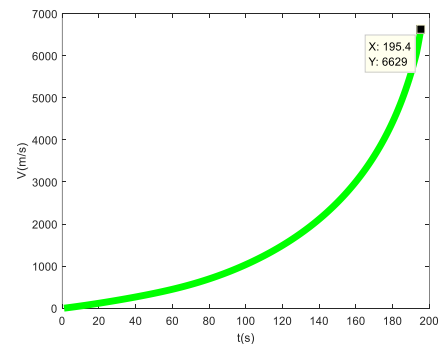
شکل ۱۱- چارچوب روش چند موضوعی همه با هم برای AAO حامل تک طبقه با جهش در موضوع رهایش.

Fig. 11. All-at-one framework for optimum conceptual design of SSTO for jump in release subsystem.



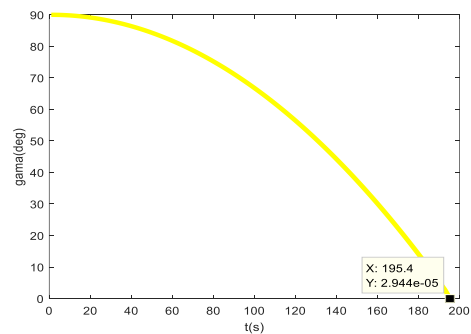
شکل ۸- نمودار ارتفاع-زمان حامل تک طبقه با فناوری موجود.

Fig. 8. Height-time diagram of designed SSTO for existing technology.



شکل ۹- نمودار سرعت زمانی حامل تک طبقه با فناوری موجود.

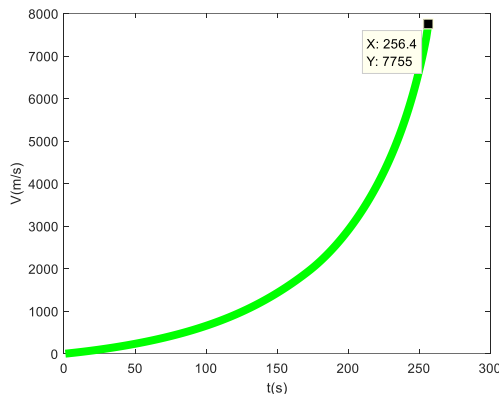
Fig. 9. Speed-time diagram of designed SSTO for existing technology.



شکل ۱۰- نمودار زاویه فراز برحسب زمان با فناوری موجود.

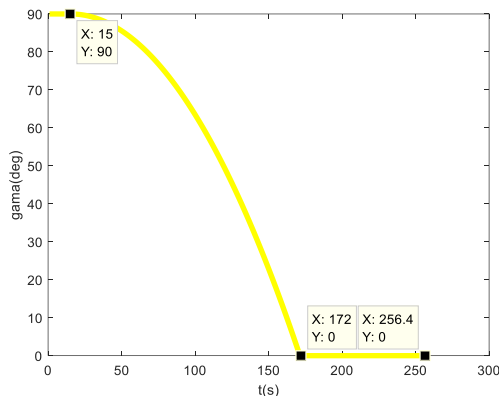
Fig. 10. Pitch angle graph of designed SSTO for existing technology.

براساس نتایج استخراج شده مشخص است که این حامل تک طبقه امکان ارسال ماهواره تا مدار را ندارد و بالاترین ارتفاع قابل دسترس توسط این سامانه، به مقدار ۱۸ کیلومتر تا مدار مورد نظر فاصله دارد. همچنین با توجه به نمودار سرعت-ارتفاع مشخص است که سرعت تزریق در حدود ۱۱۲۶ متر بر



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

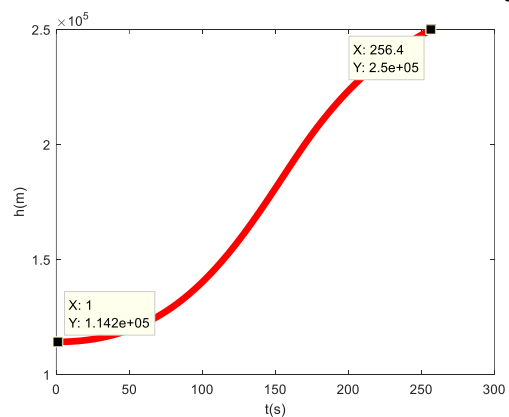
براساس جدول ۹، مقدار I<sub>SP</sub> امکان بهینه‌شدن را ندارد و بهترین مقدار استخراج شده از مرحله قبل (تکنولوژی موجود) به‌صورت ثابت مورد استفاده قرار می‌گیرد زیرا هدف استخراج تأثیر موضوع رهایش در طراحی تک مرحله تا مدار است. پس از انجام بهینه‌سازی با الگوریتم GA-SQP نتایج طراحی بهینه چندموضوعی استخراج 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	R	M <sub>p</sub>	H <sub>0</sub>	t <sub>0</sub>	t <sub>1</sub>	M <sub>0</sub>
(KN)	(m)	(ton)	(km)	(sec)	(sec)	(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

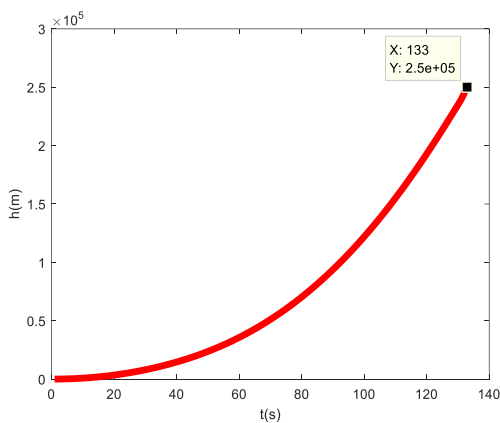
دقت شود که ضرایب وزنی متفاوت با حالت جهش در موضوع رهایش است. در جدول ۱۲ نتایج طراحی بهینه چندموضوعی برای جهش در موضوع پیشرانش استخراج و خلاصه شده است.

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

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

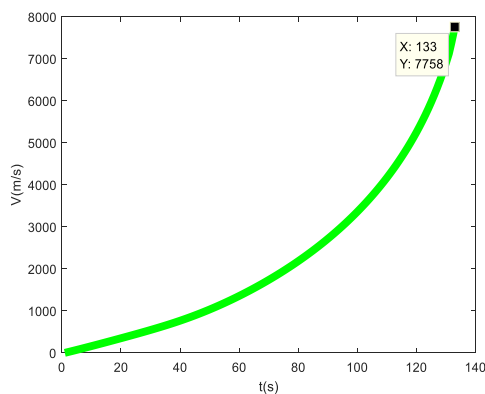
T (KN)	R (m)	M <sub>p</sub> (ton)	Isp (1/sec)	t <sub>0</sub> (sec)	t <sub>1</sub> (sec)	M <sub>0</sub> (ton)
545.5	0.92	17.75	392.5	6.9	19.15	545.5

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.



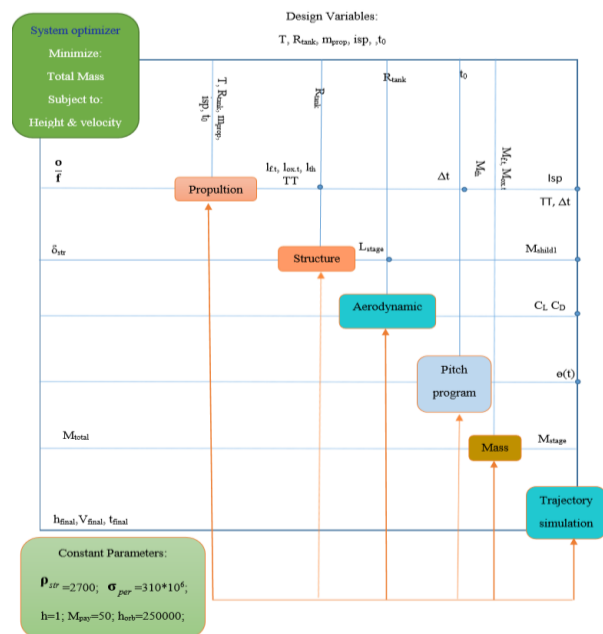
شکل ۱۷- نمودار سرعت برحسب زمان در طراحی بهینه با جهش در موضوع پیشرانش.

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.

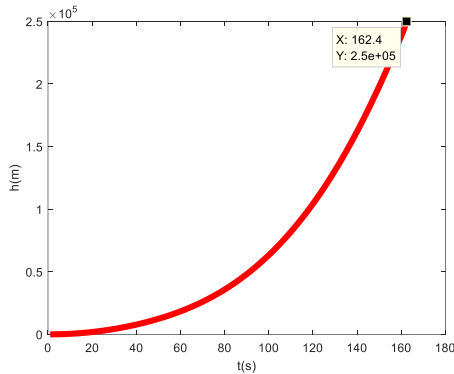
$$c_3 = |2700 - \rho_{str}| \quad (22)$$

نکته مهم آن‌است 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).

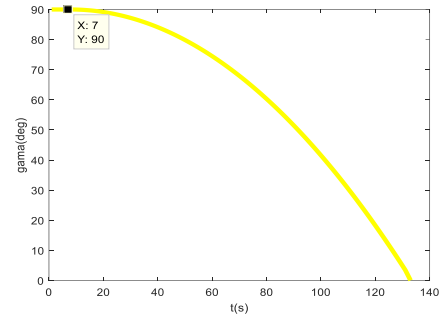
**Table 11.** Optimal values of design variables for jump in structure density.

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.

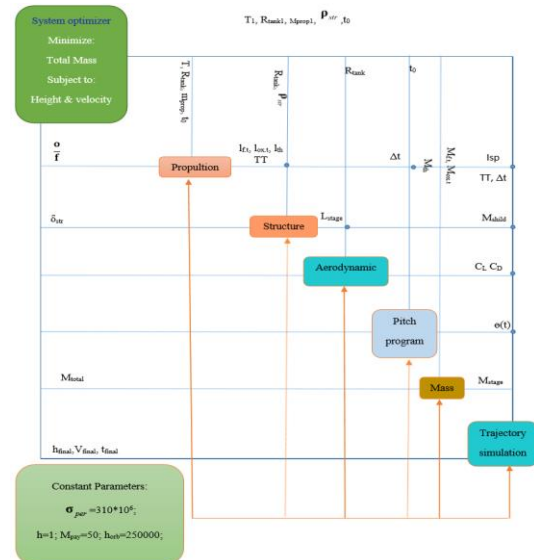
براساس نتایج استخراج شده، حامل امکان رسیدن به مدار ۲۵۰ کیلوتری را در مدت زمان ۱۳۳ ثانیه داراست. بنابراین، موشک حامل با جهش در ضربه ویژه به میزان ۶۷ واحد امکان انجام مأموریت را داراست. شایان ذکر است که در این بررسی طراحی مخازن و سایر متعلقات متناسب با موتور انتخابی با لحاظ قید مقدار تراست مورد نیاز است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

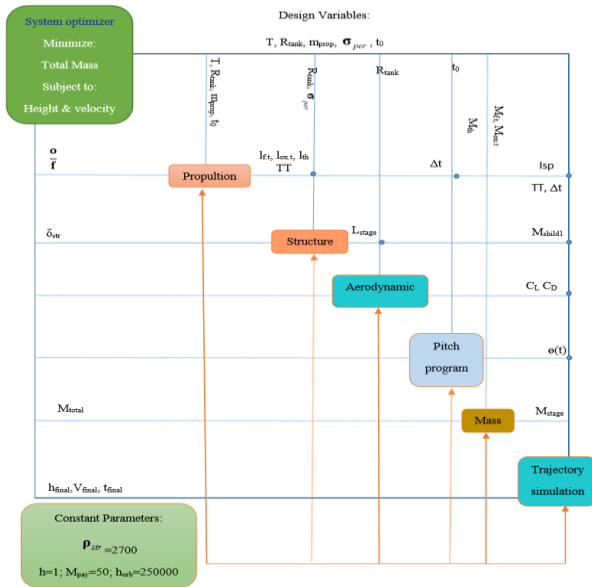
### بررسی جهش در چگالی سازه

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.

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

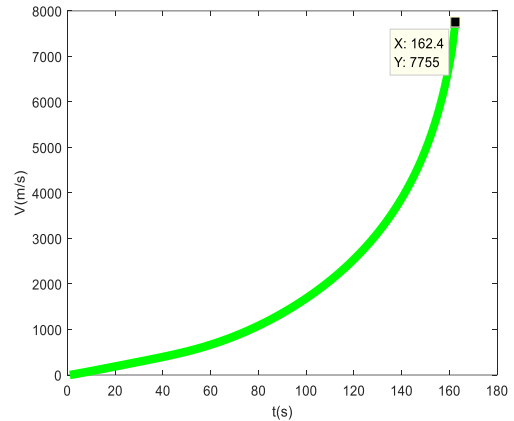
پس از انجام بهینه‌سازی با الگوریتم GA-SQP نتایج طراحی بهینه چندموضوعی استخراج و در جدول ۱۶ خلاصه شده است.

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

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

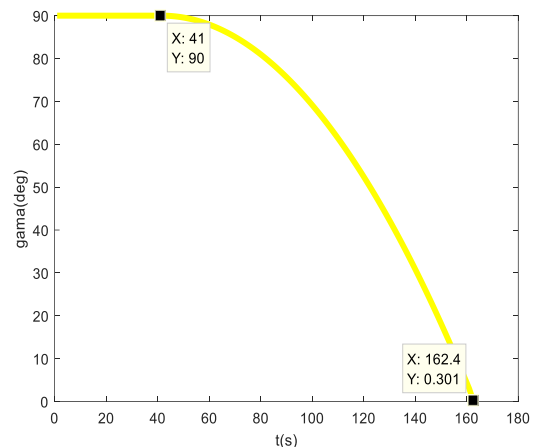
T	R	Mp	σ	t0	t1	M0	Isp
(KN)	(m)	(ton)	(Mpa)	(sec)	(sec)	(ton)	
531.0	1.0	32.9	821	7.0	34.1	531	314.0

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.



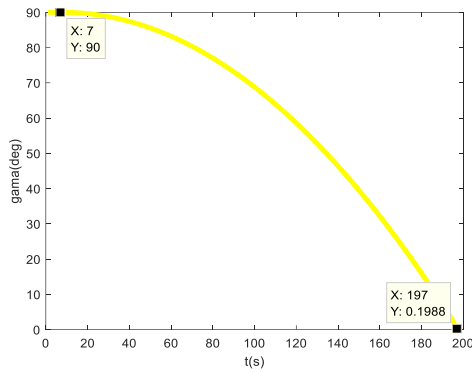
شکل ۲۲- نمودار زاویه فراز برحسب زمان در طراحی بهینه با جهش در موضوع چگالی سازه.

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.

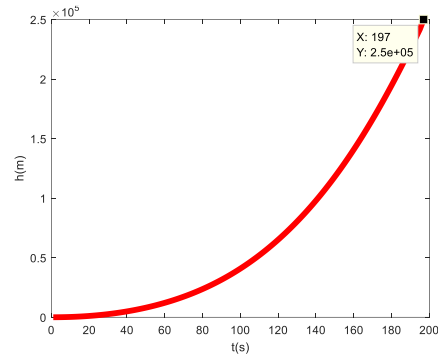
Fig. 26. Pitch angle in optimal design for jump in structural strength.

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

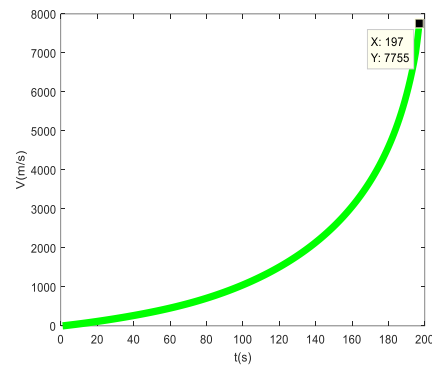
براساس نتایج استخراج شده، امکان طراحی ماهواره بر تک طبقه تامدار با فناوری موجود مقدور نیست. بهترین ماهواره بر SSTO با فناوری موجود، کمبود ارتفاعی در حدود ۱۸ کیلومتر و کمبود سرعتی در حدود ۱۱۲۶ m/s دارد. درگام بعدی با ارتقاء فناوری‌های درگیر در طراحی حامل SSTO، امکان رسیدن ماهواره بر به مدار مورد بررسی 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

**Original Research Paper**

# Numerical Study of Drag Reduction Mechanism on Surfaces with Transverse Triangular Microstructures

Mohammad Javad Kahalian, Ramin Kamali Moghadam\*, and Iman Bahman Jahromi

Aerospace Research Institute, Ministry of Science, Research and Technology, Tehran, Iran

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

Received 17 August 2024

Revised 12 November 2024

Accepted 29 December 2024

Available Online 29 December 2024

**Keywords:**

Microstructure

Drag reduction

Transverse flow

Numerical simulation

**ABSTRACT**

One of the important passive techniques to reduce the drag force is the use of microstructured surfaces. The structures of these surfaces, which are from the order of nanometers to several hundred micrometers, can be created randomly or in a regular and controlled manner, with different geometries and configurations on the surface, and by affecting the fluid flow, they can change the amount of drag. With the aim of studying the physics governing microstructures, this article will investigate the parameters resulting from air flow passing them, which include drag components, velocity profiles and shear stress. For this purpose, triangular microstructures with the same base and height of 50, 100, 200, 400 and 800  $\mu\text{m}$  have been used, which are transversely exposed to air flow with velocity of 5 m/s and 25 m/s. Due to the emphasis of some articles on the flow slipping over the microstructures, the velocity profiles on these surfaces have been investigated, but finally, the change in the amount and direction of the shear stress has been described as the main mechanism of viscous drag reduction. Then, the effect of the size of the structures and the velocity of the flow has been investigated. The obtained results show that the trapped vortices among the transverse structures can reduce the viscous drag by reducing the amount of shear stress around the peaks and reversing its direction in the valleys. On the other hand, creating a pressure gradient inside and around the structures will lead to creating pressure drag. The sum of these two drag components, which depend on the size of the microstructures and the flow velocity, will finally determine the increase or decrease of the total drag.

\*Corresponding Author's E-mail: [rkamali@ari.ac.ir](mailto:rkamali@ari.ac.ir)

**How to Cite this Article:**

M. J. Kahalian, R. Kamali Moghadam, and I. Bahman Jahromi, "Numerical study of drag reduction mechanism on surfaces with transverse triangular microstructures," *Journal of Space Science and Technology*, Vol. 18, No. 1, pp. 24-37, 2025, (in Persian), <https://doi.org/10.22034/jsst.2024.1498>.

**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/).



# مطالعه عددی مکانیزم کاهش پسا در سطوحی با ریزساختارهای مثلی عرضی

محمد جواد کحالیان<sup>۱</sup>، رامین کمالی مقدم<sup>۲\*</sup> و ایمان بهمن جهرمی<sup>۳</sup>

۱- دانشجوی دکتری، پژوهشگاه هوافضا، وزارت علوم، تحقیقات و فناوری، تهران، ایران  
۲- دانشیار، پژوهشگاه هوافضا، وزارت علوم، تحقیقات و فناوری، تهران، ایران  
۳- استادیار، پژوهشگاه هوافضا، وزارت علوم، تحقیقات و فناوری، تهران، ایران

## چکیده

یکی از مهم‌ترین تکنیک‌های غیرفعال در زمینه کاهش نیروی پسا، استفاده از سطوح ریزساختار می‌باشد. ساختارهای این سطوح که از مرتبه نانومتر تا چند صد میکرومتر می‌باشند می‌توانند به صورت تصادفی و یا به شکل منظم و کنترل شده، با هندسه و چیدمان مختلف بر روی سطح ایجاد شوند و با تاثیر بر جریان گذرنده، پسای تولیدی را دستخوش تغییر قرار دهند. این مقاله با هدف مطالعه فیزیک حاکم بر سطوح ریزساختار، به بررسی پارامترهای حاصل از عبور جریان هوا از روی آن‌ها می‌پردازد که از جمله این پارامترها می‌توان به مولفه‌های پسا، پروفیل‌های سرعت و تنش برشی اشاره نمود. به این منظور از ریزساختارهای مثلی با قاعده و ارتفاعی یکسان و برابر با ۵۰، ۱۰۰، ۲۰۰، ۴۰۰ و ۸۰۰ میکرومتر استفاده شده است که به صورت عرضی در معرض جریانی با سرعت  $5 \text{ m/s}$  و  $25 \text{ m/s}$  قرار گرفته‌اند. این ریزساختارها بر روی صفحه‌ای به طول  $60 \text{ mm}$  ایجاد شده‌اند که برای انجام مقایسه دقیق تر،  $10 \text{ mm}$  از ابتدا و انتهای صفحه در مقایسه‌ها لحاظ نگردیده است. با توجه به تاکید برخی مقالات بر لغزش جریان از روی ریزساختارها، پروفیل‌های سرعت بر روی این سطوح بررسی شده است اما در نهایت تغییر در مقدار و جهت تنش برشی به عنوان مکانیزم اصلی کاهش پسای اصطکاکی تشریح گردیده و اثر ابعاد و سرعت جریان بر آن بررسی شده است. نتایج به دست آمده نشان می‌دهد که گردابه‌های مجبوس در میان ساختارهای عرضی این سطوح می‌توانند با کاهش مقدار تنش برشی در اطراف قله‌ها و نیز تغییر جهت آن در دره‌ها منجر به کاهش پسای اصطکاکی گردند. از سوی دیگر ایجاد اختلاف فشار در داخل و اطراف ساختارها منجر به ایجاد پسای فشاری خواهد شد. برآیند این دو مولفه پسا که به ابعاد ریزساختارها و نیز سرعت جریان وابسته‌اند، نهایتاً مقدار افزایش و یا کاهش پسای کل را تعیین خواهد کرد.

## اطلاعات مقاله

### تاریخچه مقاله:

دریافت ۲۷ مرداد ۱۴۰۳  
بازنگری ۲۲ آبان ۱۴۰۳  
پذیرش ۰۹ دی ۱۴۰۳  
اولین انتشار ۰۹ دی ۱۴۰۳

### واژه‌های کلیدی:

ریزساختار  
کاهش پسا  
جریان عرضی  
شبیه‌سازی عددی

\*پست الکترونیکی نویسنده مسئول: [rkamali@ari.ac.ir](mailto:rkamali@ari.ac.ir)

### How to Cite this Article:

M. J. Kahalian, R. Kamali Moghadam, and I. Bahman Jahromi, "Numerical study of drag reduction mechanism on surfaces with transverse triangular microstructures." *Journal of Space Science and Technology*, Vol. 18, No. 1, pp. 24-37, 2025, (in Persian), <https://doi.org/10.22034/jsst.2024.1498>.



### 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/).



## علائم و اختصارات

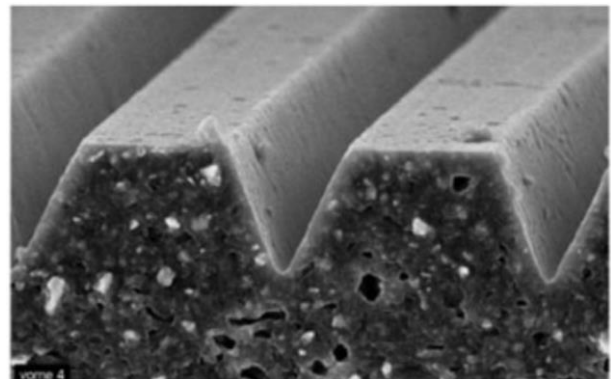
$C_D$	ضریب پسا
$h$	ارتفاع ریزساختارها
$s$	طول گام / قاعده ریزساختارها
RANS	معادلات نویر استوکس متوسط‌گیری شده در زمان
$\tau_x$	مولفه تنش برشی در جهت X

## مقدمه

مدیریت نیروی پسا از ابتدایی‌ترین مسائل پیش روی طراحان حوزه سیالات می‌باشد. در موارد معدودی مانند بازگشت کپسول‌های زیستی به جو، افزایش نیروی پسا مطلوب است، اما از آنجا که این نیرو نقش مهمی در اتلاف انرژی ایفا می‌کند، در طیف وسیعی از کاربردها تلاش‌ها در جهت کاهش نیروی پسا صورت می‌گیرد.

بسیاری از روش‌های کاهنده نیروی پسا مبتنی بر تکنیک‌های غیرفعال می‌باشند که عموماً بر اساس توجه به خواص سطوح شکل گرفته‌اند [۱]. این خواص شامل هندسه [۲]، زبری [۳، ۴]، جنس [۵] و غیره می‌باشد. یکی از مهم‌ترین تکنیک‌های مطرح شده در این زمینه، استفاده از سطوح ریزساختار است که می‌تواند منجر به کاهش پسای اصطکاکی گردد [۶].

سطوح ریزساختار، سطوحی هستند که دارای ساختارهایی از مرتبه نانومتر تا چند صد میکرومتر می‌باشند. این ساختارها می‌توانند به‌صورت تصادفی و یا به شکل منظم و کنترل شده، با هندسه و چیدمان مختلف بر روی سطح ایجاد شوند. عملکرد سطوح ریزساختار در مدیریت نیروی پسا تا حد زیادی به متغیرهای طراحی، از جمله پروفیل سطح مقطع، ابعاد و چیدمان ساختارها بر روی سطح بستگی دارد. شکل ۱ سطحی با ریزساختارهای دوزنقه‌ای را نشان می‌دهد.

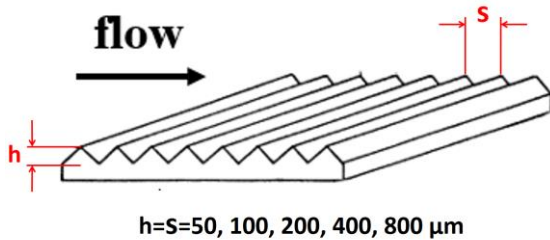


شکل ۱- سطحی با ریزساختارهای دوزنقه‌ای [۵].

Fig. 1. Surface with trapezoidal microstructures [5].

والش [۱۰-۷] پیش‌گام مطالعه در مورد کاهش پسا توسط سطوح دارای ریبلت بوده است. او رفتار متفاوت سطوح تیغه‌ای، صدفی و مثلثی را بررسی نمود و نشان داد که ساختار متقارن V شکل بهترین اثر را در کاهش پسا دارد. لوچینی و همکاران [۱۱] از روش المان مرزی برای محاسبه گردابه لزوج روی سطح شیاردار استفاده کردند. این محاسبه برای تحلیل ساختار گردابه در ناحیه دیوار و کشف مکانیزم کاهش پسا مورد استفاده قرار گرفت. بچرت و همکاران [۱۲] خصوصیات آشفتگی شیار مستطیل شکل را مورد مطالعه قرار دادند که منجر به کاهش ۹/۹ درصدی پسا شد. سمنی و همکاران [۱۳] ساختار شیار مستطیل شکل را مطالعه نمودند. ساساموری و همکاران [۱۴] بر روی یک سطح ریبلت سینوسی تمرکز کردند و دریافتند که این ساختار نیز می‌تواند تا ۹/۸ درصد کاهش پسا ایجاد کند. بچرت و همکاران [۱۵، ۱۲] به بررسی عمیق‌تر پیکربندی‌های مختلف ریبلت‌های تیغه‌ای، صدفی و نیز ریبلت‌های مشابه پوست کوسه پرداختند. همچنین آن‌ها یک تحقیق تجربی در مورد روش‌های کاهش اصطکاک با استفاده از سطوح دارای ریبلت انجام دادند. اگرچه میکروشیارهای مختلف اثر کاهش پسای مشخصی دارند، استفاده از شیارهای V شکل به دلیل ساختار ساده و استحکام خوب مطلوب‌تر است [۱۶]. جندی و آنتونیا [۱۷] اثر کاهش پسای شیار V شکل را از طریق آزمایش‌ها اندازه‌گیری نمودند و دریافتند که اثر کاهش پسا با فاصله قله به قله مرتبط است. رتوف‌پناه و همکاران [۱۹، ۱۸] به‌صورت عددی کاهش نیروی پسا را در رژیم جریان آرام مورد بررسی قرار دادند. آن‌ها از آب به‌عنوان سیال کاری استفاده نموده و با مطالعه هندسه‌های مختلف، ۱۰/۷ درصد کاهش برای پسا ثبت نمودند. همچنین صالحی و همکاران [۲۱، ۲۰] با استفاده از ریبلت‌های موازی با جریان بر روی سکان کشتی با مقطع NACA0025، کاهش پسای اصطکاکی را مطالعه نمودند. دبیسچاپ و نیوستاد [۲۲] به‌صورت تجربی اثر شیار را مورد بررسی قرار دادند و دریافتند که در حضور یک گرادیان فشار معکوس، نرخ کاهش پسای ۱۳ درصدی حاصل می‌شود. دوان و چوداری [۲۳] با شبیه‌سازی عددی مستقیم دریافتند که مکانیزم کاهش پسای شیار برای لایه مرزی تراکم‌ناپذیر سرعت بالا نیز موثر است. گارسیا مایورال و جیمنز [۲۴] تاثیر شیار را بر وضعیت جریان تحلیل کردند و دریافتند که اندازه آن رابطه مشخصی با اثر کاهش پسا دارد. چو و کارنیاداکیس [۲۵] اثر کاهش پسای شیارهای عرضی را تحت اعداد رینولدز مختلف مطالعه نمودند. آن‌ها دریافتند که کاهش پسا زمانی بیشتر است که عدد رینولدز بزرگتر باشد. ژانگ و چه [۲۶] دریافتند که شدت آشفتگی در ناحیه نزدیک به دیوار به‌طور قابل توجهی کمتر از سطح صاف است. آن‌ها اعتقاد داشتند که این موضوع به دلیل تضعیف تعداد و شدت گردابه‌های جریان می‌باشد. احمدی و همکاران [۲۷] با اندازه‌گیری‌های تجربی، اثر سطح شیار بر آشفتگی را بررسی کردند و دریافتند که اثر شیار منجر به افزایش ضخامت لایه مرزی می‌شود. وانگ و همکاران [۲۸] یک مطالعه مقایسه‌ای بین شبیه‌سازی و آزمایش بر روی شیارهای عرضی انجام

یکسان و برابر با ۵۰، ۱۰۰، ۲۰۰، ۴۰۰ و ۸۰۰ میکرومتر استفاده شده است. این ساختارها به صورت عرضی در معرض جریان هوا با سرعت ۵ m/s و ۲۵ m/s قرار گرفته و درصد تغییر پسای آن‌ها نسبت به سطح صاف محاسبه گردیده است. در نهایت سازوکار تغییر مولفه‌های پسا مطالعه و اثر ابعاد و سرعت‌های مختلف بررسی گردیده است. شکل ۲ ابعاد ریزساختارهای مورد مطالعه و جهت جریان عبوری را نشان می‌دهد.



شکل ۲- ابعاد ریزساختارهای عرضی بررسی شده.

Fig. 2. The size of the investigated transverse microgrooves.

جدول ۱ ارتفاع ریزساختارها را بر اساس عدد بی بعد  $y^+$  نشان می‌دهد. این مقادیر با استفاده از رابطه ۱ محاسبه گردیده‌اند که  $u_\tau$  سرعت اصطکاکی و  $\nu$  لزجت سینماتیکی می‌باشد.

$$y^+ = h \frac{u_\tau}{\nu} \quad (1)$$

جدول ۱- ارتفاع ریزساختارها بر اساس  $y^+$ .

Table 1. Height of microstructures based on  $y^+$ .

h (μm)	$y^+$ (u=5 m/s)	$y^+$ (u=25 m/s)
50	≈ 0.6	≈ 2.2
100	≈ 1.2	≈ 4.4
200	≈ 2.1	≈ 8.9
400	≈ 4.2	≈ 18.6
800	≈ 8.8	≈ 40.4

ارتفاع زیرلایه لزج در لایه مرزی یک صفحه صاف را می‌توان به طور تقریبی برابر با  $y^+ = 5$  دانست. همچنین در مراجع مختلف ارتفاع لایه بافر از  $y^+ = 30$  تا  $y^+ = 60$  ذکر گردیده است [۳۱]. از این رو با توجه جدول ۱، ساختارهای به کار رفته در این مقاله در مقایسه با لایه مرزی یک صفحه صاف در زیرلایه لزج و یا لایه بافر قرار خواهند گرفت.

### معادلات حاکم

عدد نادسن معیاری برای پیوستگی جریان می‌باشد که می‌توان آن را از رابطه ۲ محاسبه نمود [۳۲].

دادند. آن‌ها مشاهده نمودند که یک ساختار گردابه‌ای در داخل شیارهای عرضی به وجود می‌آید. سواتردی و ویدودو [۲۹] با انجام آزمایش تاثیر ساختار شیار را بر ناحیه زیر لایه آرام بررسی کردند و دریافتند که طیف انرژی آشفته صفحه شیاردار به طور قابل توجهی کمتر از سطح صاف است. لی و لی [۳۰] با استفاده از تکنیک‌های تجسم جریان به مطالعه گردابه‌های عرضی در بالای سطوح صاف و نیمه دایره‌ای پرداختند. آن‌ها نحوه رفتار گردابه‌ها را در شرایط کاهش و افزایش پسا، و نیز اثر فاصله بین ریلته‌ها را ثبت نمودند و مشاهده کردند که اگر بیشتر گردابه‌های در جهت جریان در بالای ریلته‌ها باقی بمانند، جریان بالای دره ریلته به اندازه کافی آرام خواهد بود و پسا کاهش می‌یابد. اما اگر فاصله ریلته‌ها به اندازه‌ای بزرگ باشد که اکثر گردابه‌های در جهت جریان در داخل دره ریلته بمانند (جریان‌های با سرعت بالا می‌توانند به دره‌های ریلته نفوذ کنند) پسا افزایش خواهد یافت.

این مقاله با هدف مطالعه فیزیک حاکم بر سطوح ریزساختار، به بررسی و مقایسه پارامترهای حاصل از عبور جریان هوا از روی آن‌ها می‌پردازد که از جمله این پارامترها می‌توان به مولفه‌های پسا، پروفیل‌های سرعت و تنش برشی اشاره نمود. مقالاتی که میکروساختارهای عرضی را مورد مطالعه قرار داده‌اند، عمدتاً از لغزش پروفیل سرعت در بالای ساختارها و یا کاهش مولفه پسای اصطکاکی سخن به میان آورده‌اند. در این مقاله با ترسیم و محاسبه سطح بین نمودار تنش برشی، علاوه بر کاهش مقدار تنش در اطراف قله، منفی شدن مقدار پسای اصطکاکی در دره نیز به عنوان عامل کاهش پسای کل معرفی گردیده است. از سوی دیگر مرور مقالات این حوزه نشان می‌دهد که مطالعات انجام شده بر روی فیزیک و پارامترهای ریزساختارها به جمع‌بندی کلی نرسیده است و این زمینه همچنان نیازمند تولید داده است، چنانکه تغییر ساختار هندسی و پارامترهای آن، می‌تواند فیزیک جدیدی را بر مساله حاکم نماید؛ از این رو مطالعه پارامتری بر روی ساختارهایی با نسبت منطری یکسان و با ابعاد مختلف دستاورد دیگر این مقاله می‌باشد. به این منظور از ریزساختارهای مثلثی با ابعاد مختلف و با قاعده و ارتفاعی یکسان استفاده شده است که به صورت عرضی در معرض جریانی با سرعت ۵ m/s و ۲۵ m/s قرار گرفته‌اند. در ادامه تاثیر استفاده از سطوح ریزساختار بر پسای فشاری مطالعه شده و در آخر به منظور بررسی اثربخشی سطوح ریزساختار در کاهش پسای کل، برآیند مولفه اصطکاکی و فشاری پسا برای آن‌ها محاسبه و نتیجه حاصل با پسای مربوط به یک صفحه صاف در شرایط مشابه مقایسه گردیده است.

### تعریف مسئله

پژوهش حاضر به مطالعه اثر استفاده از ریزساختارهای مثلثی بر مقدار پسا می‌پردازد و نتایج حاصل را برای ابعاد و سرعت‌های مختلف مورد مقایسه قرار می‌دهد. به این منظور از ریزساختارهای مثلثی با قاعده و ارتفاعی

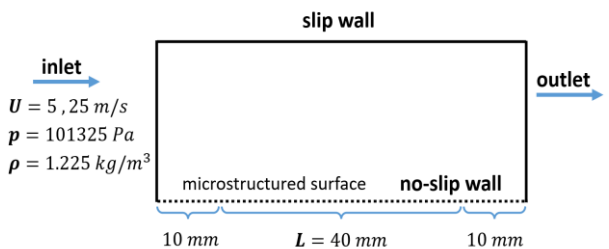
$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho\omega) + \frac{\partial}{\partial x_i}(u_i\rho\omega) = \frac{\partial}{\partial x_j}\left(\mu_\omega \frac{\partial}{\partial x_j}\omega\right) + P_\omega - \beta\rho\omega^2 + 2\rho(1-F_1)\frac{1}{\omega}\frac{1}{\sigma_{\omega,2}}\frac{\partial}{\partial x_j}k\frac{\partial}{\partial x_j}\omega \quad (7)$$

$$F_2 = \tanh\left[\left[\text{MAX}\left(2\frac{\sqrt{k}}{\beta^*\omega(d_\perp)}, \frac{500\mu}{\rho\omega(d_\perp)^2}\right)\right]^2\right] \quad (8)$$

در روابط فوق  $\mu_k$  و  $\mu_\omega$  لزجت‌های موثر،  $\bar{P}_k$  نرخ موثر تولید  $k$ ،  $P_\omega$  نرخ تولید  $\omega$ ،  $d_\perp$  فاصله تا نزدیک‌ترین دیوار،  $\beta$  و  $\beta^*$  و  $\sigma_{\omega,2}$  ثابت‌های مدل‌سازی آشفتگی و نهایتاً  $F_1$  تابع ترکیب می‌باشد. در این پژوهش از نرم‌افزار Ansys Fluent برای حل عددی معادلات فوق استفاده گردیده است.

### دامنه محاسباتی و شرایط مرزی

ریزساختارهای نشان داده شده در شکل ۲ بر روی صفحه‌ای به طول ۶۰ mm قرار گرفته است. به منظور حذف اثر شرایط مرزی و انجام مقایسه دقیق‌تر، پسای ۱۰ mm از ابتدا و انتهای صفحه در مقایسه لحاظ نگردیده است و نتایج بیان شده مربوط به طول  $L=40$  mm می‌باشد. شکل ۳ دامنه حل و شرایط مرزی را نشان می‌دهد.



شکل ۳- دامنه محاسباتی و شرایط مرزی حل عددی.

Fig. 3. Computational domain and boundary conditions of numerical solution.

در مقاله حاضر از نرم‌افزار Ansys Meshing برای تولید شبکه استفاده شده است. این شبکه از نوع باسازمان می‌باشد و برای ابعاد مختلف ریزساختارها تقریباً ثابت است. اندازه این شبکه در راستای دیوار برابر با  $\mu\text{m}$  ۵ می‌باشد. در راستای عمود بر دیوار نیز ارتفاع اولین سلول مجاور دیوار در پایین‌ترین نقطه شیار  $\mu\text{m}$  ۵ می‌باشد و ارتفاع سلول‌های بالاتر با نرخ رشد حدود ۱/۰۵ محاسبه می‌شوند. شبکه تولید شده برای ساختارهای ۱۰۰ میکرومتری در شکل ۴ نمایش داده شده است.

$$Kn = \sqrt{\frac{\pi\gamma}{2}} \frac{Ma}{Re} \quad (2)$$

در این رابطه  $\gamma$  نسبت گرمای ویژه،  $Ma$  عدد ماخ و  $Re$  عدد رینولدز را نشان می‌دهد. بر اساس ابعاد ریزساختارها، بیشینه مقدار عدد نادسن در پژوهش حاضر برابر با  $Kn \approx 1.3 \times 10^{-3}$  می‌باشد؛ در نتیجه با توجه به محدوده کاربرد معادلات نویر استوکس  $Kn \leq 10^{-1}$  [۲۳]، می‌توان در این پژوهش از این معادلات استفاده نمود.

لازم به ذکر است که در مقاله حاضر، کم‌ترین مقدار عدد رینولدز جریان ورودی به کانال برابر با  $2 \times 10^4$  می‌باشد. از سوی دیگر عامل اصلی کاهش پسا در ریزساختارهای عرضی، ایجاد گردابه در بین ساختارها است که باعث به وجود آمدن آشفتگی موضعی می‌گردد. از این رو با استفاده از شبکه مناسب، روش‌های RANS قادر به مشاهده گردابه‌های موضعی و اثرات آن‌ها می‌باشند که به‌عنوان مثال مراجع [۲۱] و [۲۴-۲۷] نیز از این روش‌ها بهره برده‌اند. با توجه به استفاده از رهیافت RANS، معادلات بقای جرم و اندازه حرکت به ترتیب عبارتند از [۳۸]:

$$\frac{\partial \rho u_j}{\partial x_j} = 0 \quad (3)$$

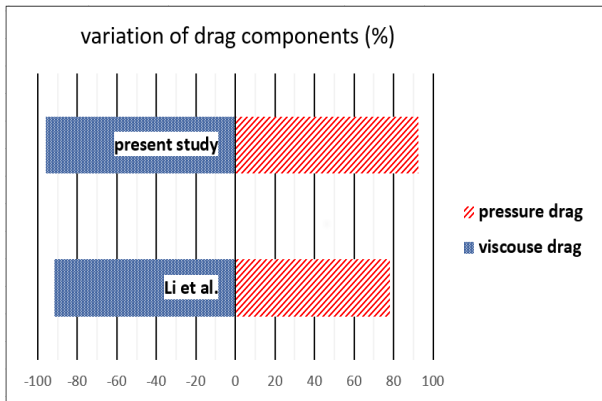
$$\frac{\partial \rho u_i}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho u_i u_j) = -\frac{\partial p}{\partial x_i} + \mu \frac{\partial^2 u_i}{\partial x_j \partial x_j} - \frac{\partial}{\partial x_j} \left( \frac{2}{3} \rho k \delta_{ij} - \mu_t \left( \frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) \right) \quad (4)$$

که  $u_i$  مولفه‌های متوسط بردار سرعت،  $x_i$  مولفه‌های فضا،  $P$  فشار متوسط،  $k$  انرژی جنبشی آشفتگی،  $\delta_{ij}$  دلتای کرونکر،  $\mu$  لزجت دینامیکی و  $\mu_t$  لزجت آشفتگی می‌باشد. توسط مدل‌های آشفتگی محاسبه می‌گردد که در مسئله حاضر از مدل  $k-\omega$  SST برای محاسبه آن استفاده شده است. مطابق این مدل، لزجت آشفتگی با استفاده از روابط زیر به دست می‌آید [۳۹، ۴۰]:

$$\mu_t = \frac{\rho a_1 k}{\text{MAX}\left(a_1 \omega, \sqrt{2S_t F_2}\right)} \quad (5)$$

در این معادله  $a_1$  عدد ثابت،  $\omega$  نرخ اتلاف آشفتگی ویژه و  $S_t$  بزرگی نرخ کرنش می‌باشد.  $k$ ،  $\omega$  و  $F_2$  نیز با استفاده از روابط زیر محاسبه می‌شوند:

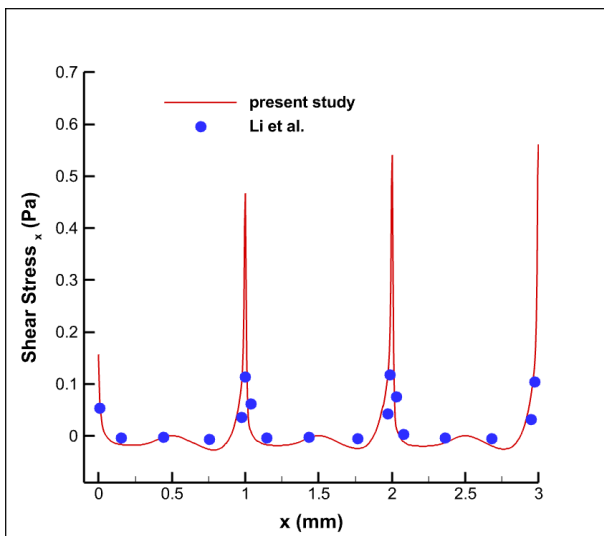
$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho k) + \frac{\partial}{\partial x_i}(u_i \rho k) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left( \mu_k \frac{\partial}{\partial x_j} k \right) + \bar{P}_k - \beta^* \rho \omega k \quad (6)$$



شکل ۶- میزان تغییر مولفه‌های پسای سطح شیاردار نسبت به سطح صاف.

Fig. 6. The amount of variation in the drag components of the grooved surface compared to the smooth surface.

در شکل ۷ نمودار تنش برشی سطح شیاردار در راستای جریان ارائه گردیده است. این نمودار معیار دیگری است که بر اساس آن می‌توان صحت حل را نتیجه گرفت.

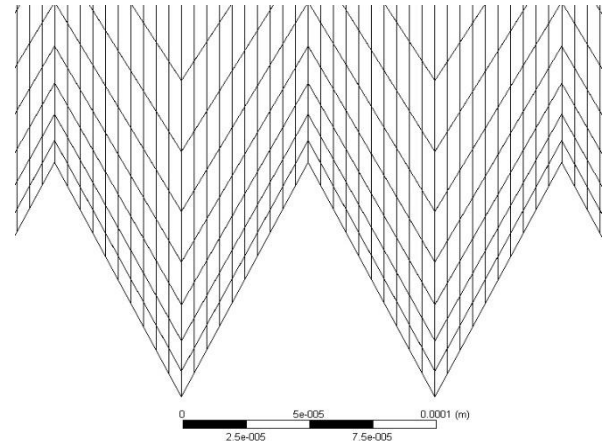


شکل ۷- تنش برشی سطح شیاردار در جهت x.

Fig. 7. Shear stress of grooved surface in x direction.

مقالاتی که به حل عددی جریان عبوری از روی ریزساختارها پرداخته‌اند، از شبکه‌های متفاوتی استفاده نموده‌اند که از جمله آن‌ها می‌توان به شبکه‌های باسازمان [۳۶] و [۴۱-۴۵] و شبکه مثلثی بدون لایه مرزی [۴۶، ۳۴، ۱۸] اشاره نمود.

در این پژوهش به منظور انتخاب نوع شبکه و ابعاد مناسب آن، شبکه‌های مختلفی بر روی سطح شیاردار مسئله فوق (شکل ۵) اعمال گردید که نهایتاً با توجه به شکل ۸ از شبکه با سازمان استفاده شد. مشخصات این شبکه در توضیحات شکل ۴ آورده شده است.



شکل ۴- شبکه باسازمان استفاده شده در شبیه‌سازی ریزساختارهای ۱۰۰ میکرومتری.

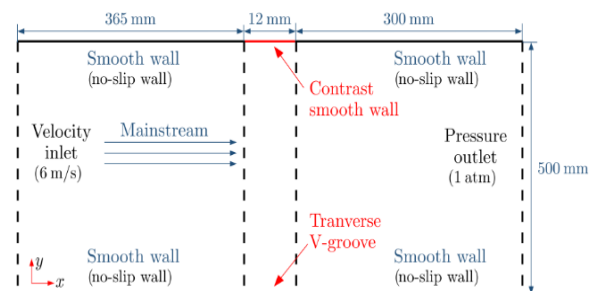
Fig. 4. Structured mesh used in the simulation of microstructures with  $h=s=100 \mu\text{m}$ .

## نتایج

در این بخش ابتدا روش حل عددی مورد اعتبارسنجی قرار خواهد گرفت. در ادامه سازوکار تغییر مولفه‌های پسا بیان و تاثیر ابعاد ریزساختارها و سرعت جریان بر آن‌ها بررسی می‌گردد. در انتها با محاسبه برآیند تغییرات مولفه‌های پسا، اثر ریزساختارها بر مقدار پسای کل محاسبه گردیده و مورد مقایسه قرار می‌گیرد.

## اعتبارسنجی

به منظور اعتبارسنجی روش حل، پسای ناشی از عبور جریان از روی شیارهای مثلثی با  $h=500 \mu\text{m}$  و  $s=1 \text{ mm}$  مورد بررسی قرار گرفته است. دامنه محاسباتی و شرایط مسئله در شکل ۵ آمده است.



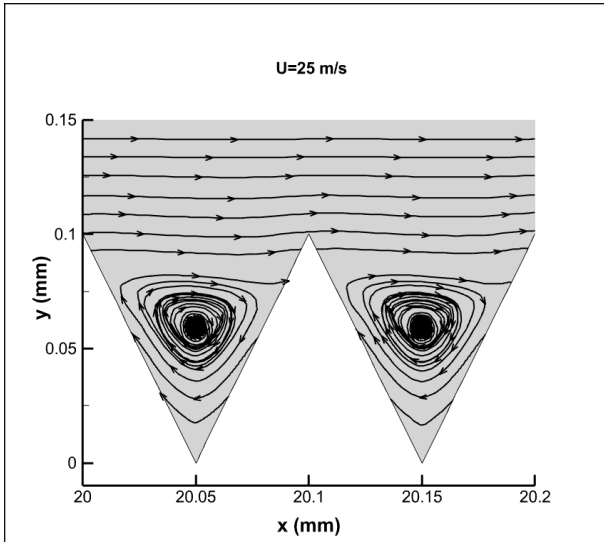
شکل ۵- دامنه محاسباتی و شرایط مرزی استفاده شده در اعتبارسنجی [۴۱].

Figure 5. Computational domain and boundary conditions used in validation [41].

در این مسئله درصد تغییر مولفه‌های پسای سطح شیاردار نسبت به سطح صاف محاسبه گردیده است. همانطور که در شکل ۶ مشاهده می‌گردد، استفاده از سطح شیاردار منجر به کاهش ۹۶/۱ درصدی پسای اصطلاکی و افزایش ۹۲/۷ درصدی پسای فشاری گردیده است که درصد تغییر به دست آمده برای این دو مولفه با دقت خوبی از نتایج مرجع [۴۱] پیروی می‌نماید.

### سازوکار کاهش پسای اصطکاکی در سطوح ریزساختار

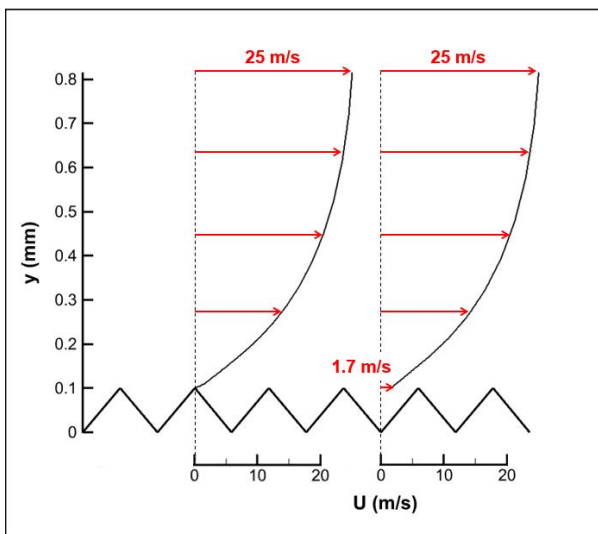
شکل ۱۰ خطوط جریان عبوری با سرعت ۲۵ m/s از روی ریزساختارهای ۱۰۰ میکرومتری را نشان می‌دهد.



شکل ۱۰- خطوط جریان در داخل ریزساختارهای ۱۰۰ میکرومتری.

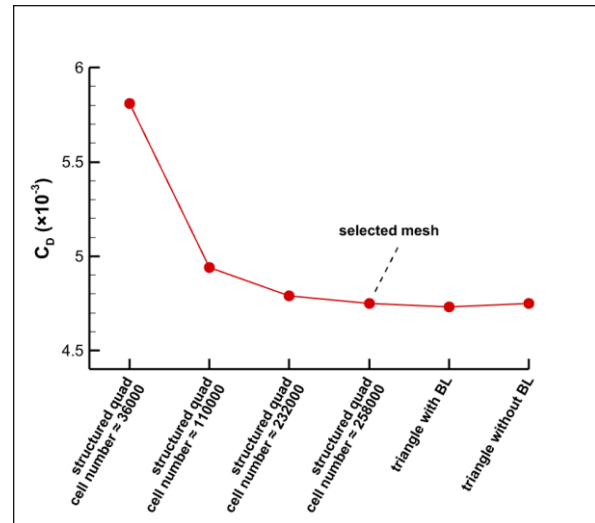
**Fig. 10.** Streamlines inside the microstructures with  $h=s=100 \mu\text{m}$ .

تشکیل گردابه در داخل ریزساختار باعث لغزش جریان عبوری از روی گردابه‌ها می‌گردد که این موضوع را می‌توان با مقایسه پروفیل‌های سرعت در شکل ۱۱ مشاهده نمود. مطابق این شکل سرعت لغزش جریان از روی گردابه‌های موجود در شکل ۱۰، ۱/۷ m/s می‌باشد.



شکل ۱۱- پروفیل‌های سرعت بر روی ریزساختارهای ۱۰۰ میکرومتری.

**Fig. 11.** Velocity profiles on the top of microstructures with  $h=s=100 \mu\text{m}$ .

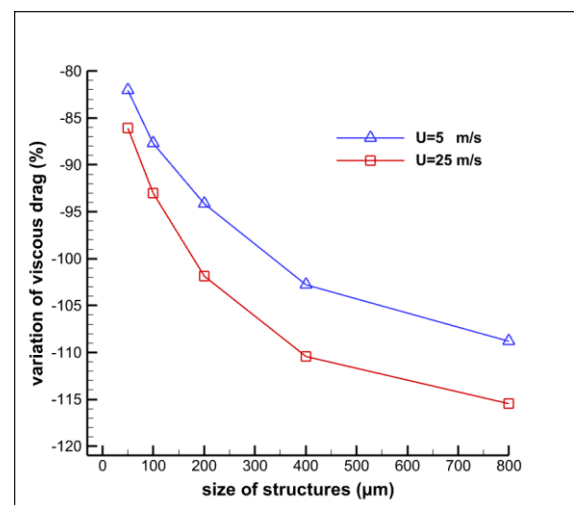


شکل ۸- مقایسه ضریب پسا، به‌منظور بررسی استقلال حل از شبکه.

**Fig. 8.** Comparison of the drag coefficient, in order to investigate the independence of the solution from the grid.

### تاثیر سطوح ریزساختار بر مقدار پسای اصطکاکی

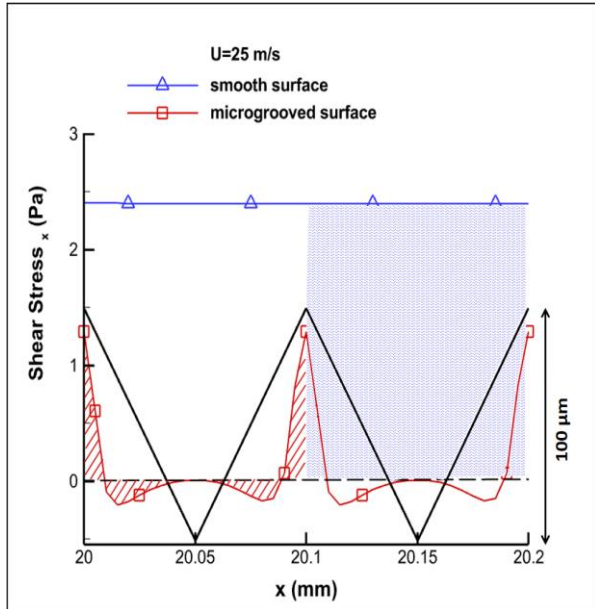
شکل ۹ درصد تغییر پسای اصطکاکی ریزساختارهای عرضی مختلف را نسبت به یک صفحه صاف و در شرایط یکسان نشان می‌دهد. مطابق این شکل استفاده از سطوح ریزساختار منجر به کاهش پسای اصطکاکی گردیده است که میزان این کاهش در سرعت ۲۵ m/s و نیز در ساختارهای بزرگ‌تر بیشتر می‌باشد. دلیل کاهش این مولفه از پسا نسبت به سطح صاف، کاهش مقدار تنش برشی در اطراف قله‌ها و نیز تغییر جهت آن در داخل دره‌ها می‌باشد که در بخش بعدی به‌طور مفصل به آن پرداخته خواهد شد.



شکل ۹- تغییر پسای اصطکاکی سطوح ریزساختار نسبت به سطح صاف، برای جریانی با سرعت ۲۵ m/s و ۵ m/s.

**Fig. 9.** Variation of viscous drag of microstructured surfaces compared to a smooth surface, for flow velocities of 5 m/s and 25 m/s.

سطح زیر نمودار (تا محور x) مثبت، و سطح بالای نمودار (تا محور x) منفی در نظر گرفته می‌شود، کاهش اندازه تنش برشی در اطراف قله و نیز افزایش اندازه آن در داخل دره ریزساختار منجر به کاهش پسای اصطکاکی خواهد شد.



شکل ۱۳- تنش برشی در جهت x برای سطح صاف و سطحی با ریزساختارهای ۱۰۰ میکرومتری.

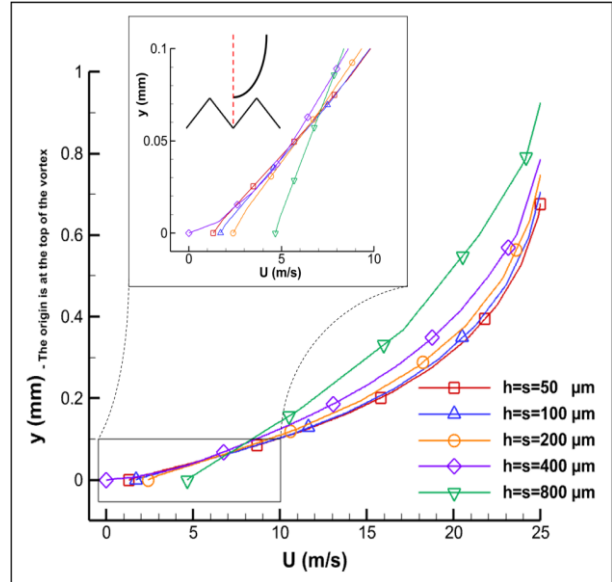
Fig. 13. Shear stress in x direction for smooth surface and 100 μm microstructured surface.

### تاثیر ابعاد ریزساختارها بر مقدار پسای اصطکاکی

شکل ۱۴ گردابه‌های تشکیل شده در ریزساختارهای با ابعاد مختلف را نشان می‌دهد.

مطابق این شکل با افزایش ابعاد ریزساختار از ۵۰ μm تا ۸۰۰ μm حالت کلی خطوط جریان حفظ می‌گردد، از این رو تفاوت محسوسی در فیزیک جریان مشاهده نمی‌گردد. تفاوت مشاهده شده مربوط به تشکیل گردابه‌های بزرگ‌تر و نیز گردابه‌های ثانویه می‌باشد. گردابه‌های بزرگ‌تر باعث ایجاد تنش برشی منفی در سطوح بزرگ‌تری می‌گردند و گردابه‌های ثانویه باعث تغییر جهت تنش برشی در داخل ریزساختار می‌شوند. این موارد باعث می‌شود که با بزرگ شدن ابعاد ریزساختار، اختلاف سطوح مثبت و منفی (سطح خالص) محصور در نمودار تنش برشی (شکل ۱۳) کوچک‌تر شود، تا جایی که اندازه سطح منفی نمودار بزرگ‌تر شده و نهایتاً سطح خالص منفی می‌گردد.

با بزرگ‌تر شدن ابعاد ساختار، گردابه بزرگتری در داخل آن تشکیل می‌شود و در نتیجه سرعت لغزش جریان بیشتر می‌گردد که این موضوع در شکل ۱۲ قابل مشاهده است.



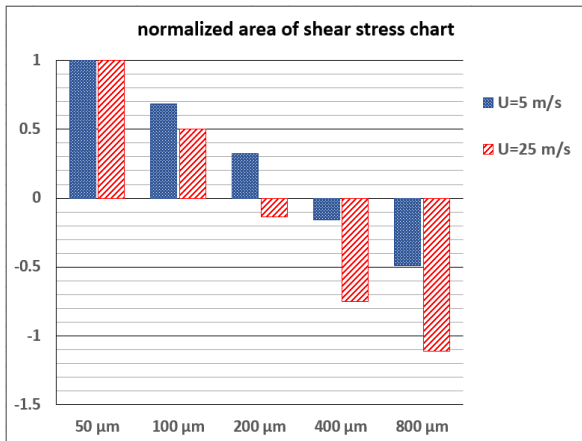
شکل ۱۲- پروفیل‌های سرعت روی گردابه در ریزساختارهای مختلف.

Fig. 12. Comparison of velocity profiles on the top of vortex in different size microstructures.

در تشریح مکانیزم کاهش پسای اصطکاکی، برخی از مقالات بر لغزش جریان بر روی گردابه تاکید کرده‌اند. در این مقاله تغییر در مقدار و جهت تنش برشی به‌عنوان مکانیزم کاهش پسا شرح داده شده است. رابطه محاسبه پسای اصطکاکی در مسئله دوبعدی حاضر عبارت است از: [۴۷]:

$$D_{viscous} = \int_{x_1}^{x_2} \tau_x dx \quad (9)$$

در این رابطه  $\tau_x$  تنش برشی در جهت جریان ورودی است و مقدار آن بر روی ریزساختارهای ۱۰۰ میکرومتری در شرایط عبور جریان با سرعت ۲۵ m/s مطابق شکل ۱۳ می‌باشد. در این شکل مقادیر تنش برشی سطح ریزساختار به مراتب کم‌تر از سطح صاف می‌باشد. همچنین با توجه به اینکه جهت گردابه محبوس در داخل ساختار مخالف جهت جریان در بالای ساختار است، تنش برشی در این ناحیه منفی می‌گردد. با توجه به رابطه ۹، پسای اصطکاکی از سطح محصور در بین نمودار تا محور x (شکل ۱۳) حاصل می‌گردد، در نتیجه پسای اصطکاکی سطح ریزساختار نشان داده شده بسیار کوچک‌تر از پسای سطح صاف می‌باشد. به عبارت دقیق‌تر از آنجاکه

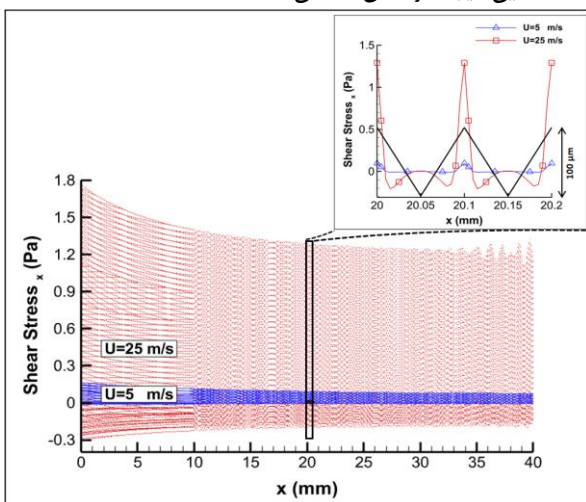


شکل ۱۵- سطح محصور در نمودار تنش برشی (در جهت جریان) برای ابعاد مختلف ریزساختار.

Fig. 15. The surface of shear stress (in the direction of flow) diagram for different size of microstructures.

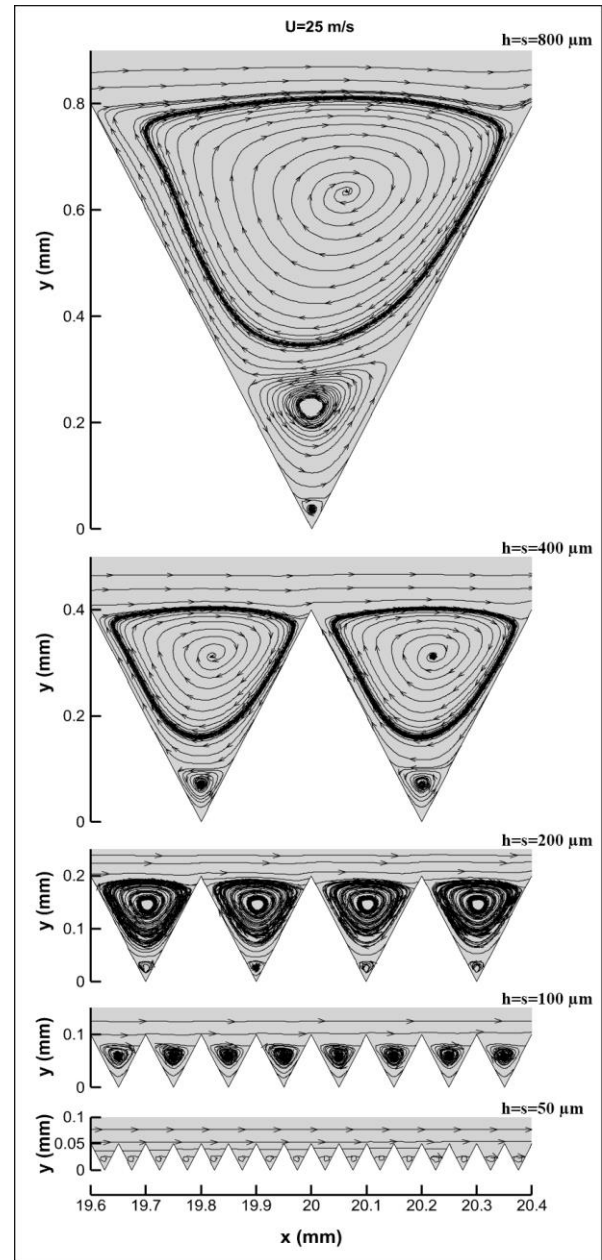
### تأثیر سرعت بر مقدار پسای اصطکاکی سطوح ریزساختار

شکل ۱۶ تنش برشی در راستای جریان را برای ریزساختارهای ۱۰۰ میکرومتری و در سرعت‌های ۵ m/s و ۲۵ m/s نمایش می‌دهد. مطابق این شکل با این که سطح منفی محصور در نمودار برای سرعت ۲۵ m/s چندین برابر این مقدار در سرعت ۵ m/s می‌باشد، اما به دلیل بالا بودن مقدار تنش برشی آن در اطراف قله، در مجموع پسای اصطکاکی بر روی ریزساختار ۱۰۰ میکرومتری در سرعت ۲۵ m/s حدود ۹/۵ برابر این مقدار در سرعت ۵ m/s می‌باشد. با این حال در مقایسه با مقدار پسای اصطکاکی صفحه صاف، کاهش پسای اصطکاکی در سرعت ۲۵ m/s مقدار بزرگ‌تری خواهد داشت که این نتیجه در شکل ۹ نشان داده شده است.



شکل ۱۶- مقایسه تنش برشی (در راستای جریان) ریزساختارهای ۱۰۰ میکرومتری در دو سرعت ۵ m/s و ۲۵ m/s.

Fig. 16. Comparison of shear stress (in the direction of flow) of 100 μm structures, between velocities of 5 m/s and 25 m/s.

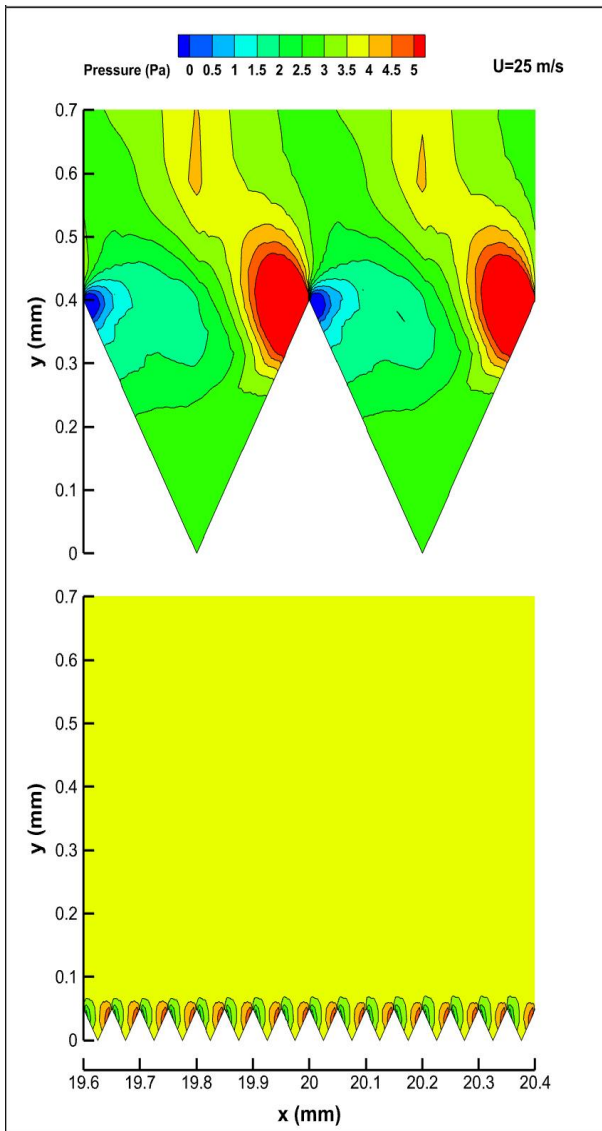


شکل ۱۴- مقایسه گردابه‌های تشکیل شده در ریزساختارهای با ابعاد مختلف.

Fig. 14. Comparison of vortices formed in microstructures with different sizes.

شکل ۱۵ نسبت سطح خالص نمودار تنش برشی را برای ریزساختارهای با ابعاد مختلف نشان می‌دهد. مساحت‌های نشان داده شده در این شکل با مساحت سطح خالص محصور در نمودار تنش برشی ریزساختارهای ۵۰ میکرومتری بی‌بعد شده است. در این شکل کاهش سطح خالص به معنی کاهش پسای اصطکاکی، و منفی شدن سطح به معنی تغییر جهت پسای اصطکاکی می‌باشد. از این رو در شکل ۹ با بزرگ‌تر شدن ریزساختارها، پسای اصطکاکی کاهش یافته است.

### تاثیر سطوح ریزساختار بر مقدار پسای فشاری

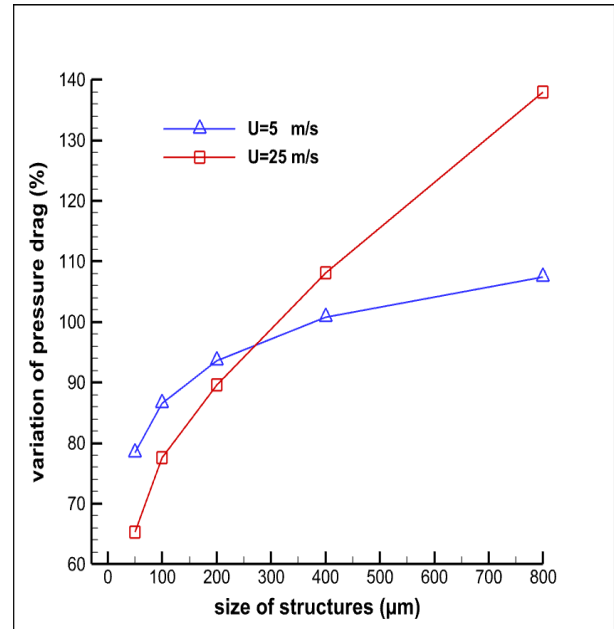


شکل ۱۸- مقایسه کانتور فشار روی ریزساختارهای ۵۰ و ۴۰۰ میکرومتری.

Fig. 18. Comparison of the pressure contour on the top of the microstructures with  $h=s=50 \mu\text{m}$  and  $h=s=400 \mu\text{m}$ .

### تاثیر سطوح ریزساختار بر مقدار پسای کل

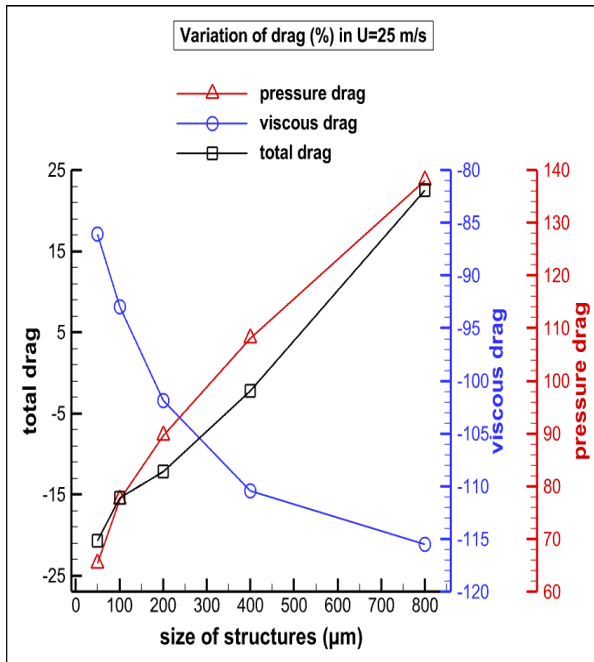
شکل ۱۹ درصد تغییرات مولفه‌های پسای ناشی از عبور جریان هوا با سرعت  $5 \text{ m/s}$  از روی ریزساختارهای عرضی مختلف را نسبت به یک صفحه صاف و در شرایط یکسان نشان می‌دهد. پسای ناشی از جریان عبوری از روی صفحه صاف اصطکاکی می‌باشد و مولفه فشاری آن صفر است. مطابق این شکل و همانطور که قبلاً ذکر شد با اضافه نمودن ریزساختار، مولفه اصطکاکی پسا به مقدار زیادی کاهش یافته است ولی تولید پسای فشاری باعث شده است تا نهایتاً پسای کل به مقدار ناچیزی کاهش یابد.



شکل ۱۷- تغییر پسای فشاری سطوح دارای ریزساختار نسبت به سطح صاف، برای جریان با سرعت  $5 \text{ m/s}$  و  $25 \text{ m/s}$ .

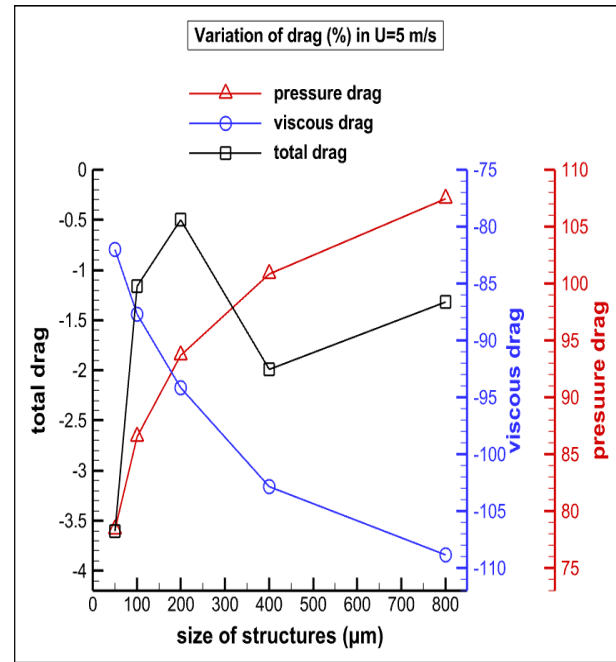
Fig. 17. Variation of pressure drag of microstructured surfaces compared to a smooth surface, for flow velocities of  $5 \text{ m/s}$  and  $25 \text{ m/s}$ .

همانطور که قبلاً اشاره شد، ایجاد ریزساختار بر روی یک سطح صاف باعث به وجود آمدن پسای فشاری می‌گردد که دلیل آن ایجاد اختلاف فشار در داخل و اطراف ساختارها و در نهایت به وجود آمدن مقاومت در برابر حرکت سیال می‌باشد. مطابق شکل ۱۷ با افزایش ابعاد ریزساختار، پسای فشاری افزایش خواهد یافت که علت آن را می‌توان در شکل ۱۸ مشاهده نمود. در این شکل کانتورهای فشار در دامنه بالای ریزساختارهای ۵۰ و ۴۰۰ میکرومتری و برای جریانی با سرعت  $25 \text{ m/s}$  مقایسه شده است. طول و عرض دامنه‌ها در هر دو حالت یکسان می‌باشد. مطابق شکل ۱۸ اختلاف فشار ایجاد شده در اطراف ریزساختارهای ۵۰ میکرومتری محدود به یک ناحیه کوچک می‌گردد، حال آن که در ریزساختارهای ۴۰۰ میکرومتری، اختلاف فشار در مساحت بسیار بزرگ‌تری از دامنه به وجود می‌آید و در نتیجه مقاومت بیشتری در برابر حرکت سیال وجود خواهد داشت.



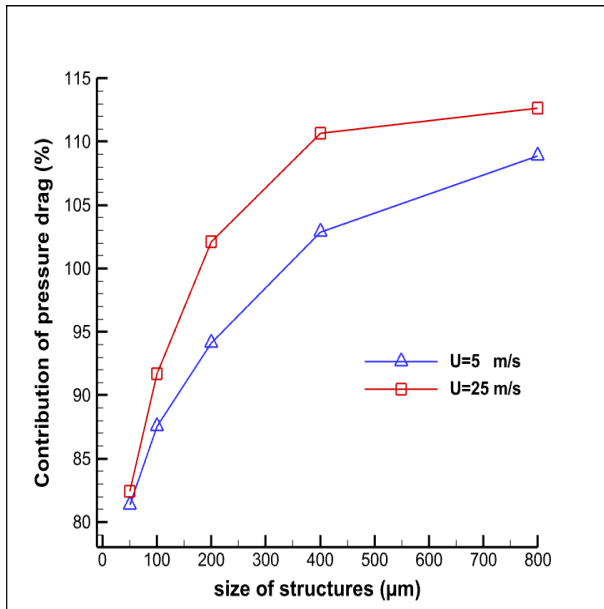
شکل ۲۰- میزان تغییر مولفه‌های پسای سطوح دارای ریزساختار نسبت به سطح صاف، در عبور جریانی با سرعت ۲۵ m/s.

Fig. 20. The amount of variation in the drag components of the microstructured surfaces compared to the smooth surface, in a flow with a velocity of 25 m/s.



شکل ۱۹- میزان تغییر مولفه‌های پسای سطوح دارای ریزساختار نسبت به سطح صاف، در عبور جریانی با سرعت ۵ m/s.

Fig. 19. The amount of variation in the drag components of the microstructured surfaces compared to the smooth surface, in a flow with a velocity of 5 m/s.



شکل ۲۱- سهم پسای فشاری از پسای کل.

Fig. 21. The contribution of the pressure drag to the total drag.

به‌طور مشابه شکل ۲۰ مربوط به درصد تغییر مولفه‌های پسای ناشی از عبور جریانی با سرعت ۲۵ m/s از روی ریزساختارهای عرضی مختلف می‌باشد. به‌طور کلی در این سرعت نیز با افزایش ابعاد ریزساختارها، پسای اصطکاکی کاهش و پسای فشاری افزایش یافته است، اما برآیند این دو مولفه به‌گونه‌ای است که مقدار پسای کل کاهش چشم‌گیری دارد. مطابق این شکل بیشترین درصد کاهش پسای کل مربوط به استفاده از ریزساختارهای ۵۰ میکرومتری و حدوداً برابر با ۲۰ درصد می‌باشد. در این میان مطابق با شکل ۲۱ سهم بزرگ پسای مربوط به مولفه فشاری است که این سهم با ابعاد ساختار نسبت مستقیم دارد. در ریزساختارهای ۵۰ میکرومتری مقدار افزایش پسای فشاری (شکل ۱۷) و نیز سهم آن از کل پسای (شکل ۲۱) کمتر از چهار حالت دیگر می‌باشد، از این رو برای هر دو سرعت جریانی بیشترین درصد کاهش پسای کل مربوط به استفاده از ریزساختارهای ۵۰ میکرومتری است.

## تعارض منافع

هیچگونه تعارض منافع توسط نویسندگان بیان نشده است.

## مراجع

- [1] M. Perlin, D. R. Dowling, and S. L. Ceccio, "Freeman scholar review: Passive and active skin-friction drag reduction in turbulent boundary layers," *Journal of Fluids Engineering*, vol. 138, no. 9, 2016, Art. no. 091104, <https://doi.org/10.1115/1.4033295>.
- [2] E. M. Fayyadh and N. M. Mahdi, "Effect of riblets geometry on drag reduction," in *ASME International Mechanical Engineering Congress and Exposition*, Houston, Texas, USA, 2012, pp. 87-100, <https://doi.org/10.1115/IMECE2012-85228>.
- [3] A. C. Kah Poh, C. See Yuan, A. K. Mat Yamin, A. J. Jalaluddin, A. S. Ishak, and S. Mansor, "Effect of surface roughness on drag of loggerhead carapace," *Jurnal Mekanikal*, no. 26, pp. 37-48, 2008.
- [4] T. S. Surwase and D. R. Vaidya, "Study of effect of surface roughness on drag," in *PG Conference*, MAEER's MIT Group Of Institutions, Pune, India, 2015, pp. 149-154.
- [5] N. West, K. Sammut, and Y. Tang, "Material selection and manufacturing of riblets for drag reduction: An updated review," *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part L: Journal of Materials: Design and Applications*, vol. 232, no. 7, pp. 610-622, 2016, <https://doi.org/10.1177/1464420716641452>.
- [6] G. D. Bixler and B. Bhushan, "Fluid drag reduction with shark-skin riblet inspired microstructured surfaces," *Advanced Functional Materials*, vol. 23, no. 36, pp. 4507-4528, 2013, <https://doi.org/10.1002/adfm.201203683>.
- [7] M. Walsh, "Turbulent boundary layer drag reduction using riblets," in *20th Aerospace Sciences Meeting*, Orlando, FL., USA, 1982, <https://doi.org/10.2514/6.1982-169>.
- [8] M. J. Walsh, "Drag characteristics of V-groove and transverse curvature riblets," in *Symposium on Viscous Flow Drag Reduction*, Dallas, TX., 1979, pp. 168-184, <https://doi.org/10.2514/5.9781600865466.0168.0184>.
- [9] M. J. Walsh, "Riblets as a viscous drag reduction technique," *AIAA Journal*, vol. 21, no. 4, pp. 485-486, 1983, <https://doi.org/10.2514/3.60126>.
- [10] M. J. Walsh, "Effect of detailed surface geometry on riblet drag reduction performance," *Journal AIRCRAFT*, vol. 27, no. 6, pp. 572-573, 1990, <https://doi.org/10.2514/3.25323>.
- [11] P. Luchini, F. Manzo, and A. Pozzi, "Resistance of a grooved surface to parallel flow and cross-flow,"

مقادیر ضریب پسای کل برای سطوح صاف و سطوح دارای ریزساختار و در سرعت‌های ۵ m/s و ۲۵ m/s در جدول ۲ قابل مشاهده است.

جدول ۲- ضریب پسای کل.

Table 2- Total drag coefficient.

h (μm)	C <sub>D</sub> ×10 <sup>-3</sup>	
	U=5 m/s	U=25 m/s
50 μm	9.302	5.078
100 μm	9.537	5.420
200 μm	9.601	5.625
400 μm	9.458	6.261
800 μm	9.522	7.848
Smooth	9.649	6.406

## نتیجه گیری

در این مقاله با هدف مطالعه فیزیک حاکم بر سطوح ریزساختار، پارامترهای حاصل از عبور جریان هوا از روی آن‌ها مورد بررسی و مقایسه قرار گرفت که از جمله این پارامترها می‌توان به مولفه‌های پسا، پروفیل‌های سرعت و تنش برشی اشاره نمود. به این منظور ریزساختارهای مثلثی با قاعده و ارتفاعی یکسان و برابر با ۵۰، ۱۰۰، ۲۰۰، ۴۰۰ و ۸۰۰ میکرومتر به صورت عرضی در معرض جریانی با سرعت ۵ m/s و ۲۵ m/s قرار گرفتند. مقدار مولفه‌های پسای تولیدی توسط این ریزساختارها با نتایج مربوط به یک صفحه صاف در شرایط مشابه مقایسه گردید. نتایج به دست آمده نشان داد که گردابه‌های محبوس در میان ریزساختارهای عرضی با کاهش مقدار تنش برشی در اطراف قله‌ها و نیز با تغییر جهت آن در داخل دره‌ها می‌توانند منجر به کاهش پسای اصطکاکی گردند، به نحوی که در ریزساختارهای بزرگ‌تر، کاهش بیشتری مشاهده می‌گردد. از سوی دیگر به دلیل ایجاد اختلاف فشار در داخل و اطراف ساختارها و در نهایت به وجود آمدن مقاومت در برابر حرکت سیال، استفاده از ریزساختارهای عرضی منجر به تولید پسای فشاری می‌گردد و مقدار این پسا با افزایش اندازه ساختارها، افزایش می‌یابد. نهایتاً برآیند این دو مولفه، مقدار تغییر پسای کل را تعیین می‌نماید. با توجه به نتایج به دست آمده مقدار پسای کل بسته به شرایط می‌تواند افزایش و یا کاهش یابد که بیشترین درصد کاهش مشاهده شده حدود ۲۰ درصد و مربوط به استفاده از ریزساختارهای ۵۰ میکرومتری در سرعت ۲۵ m/s می‌باشد.

- [22] J. R. Debisschop and F. T. M. Nieuwstadt, "Turbulent boundary layer in an adverse pressure gradient: effectiveness of riblets," *AIAA Journal*, vol. 34, no. 5, pp. 932-937, 1996, <https://doi.org/10.2514/3.13170>.
- [23] L. Duan and M. M. Choudhari, "Effects of riblets on skin friction and heat transfer in high-speed turbulent boundary layers," in *50th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition*, Nashville, Tennessee, 2012, Art. no. 1108, <https://doi.org/10.2514/6.2012-1108>.
- [24] R. García-Mayoral and J. Jiménez, "Drag reduction by riblets," *Philosophical Transactions of the Royal Society A: Mathematical, Physical and Engineering Sciences*, vol. 369, no. 1940, pp. 1412-1427, 2011, <https://doi.org/10.1098/rsta.2010.0359>.
- [25] D. C. Chu and G. E. Karniadakis, "A direct numerical simulation of laminar and turbulent flow over riblet-mounted surfaces," *Journal of Fluid Mechanics*, vol. 250, pp. 1-42, 1993, <https://doi.org/10.1017/S0022112093001363>.
- [26] Y. B. Zhang and D. F. Che, "Turbulence statistics in a rectangular channel flow with one groove-roughened wall," in *AIP Conference Proceedings*, vol. 1376, no. 1, Guangzhou, China, 2011, pp. 90-93, <https://doi.org/10.1063/1.3651843>.
- [27] M. Ahmadi Baloutaki, R. Carriveau, and D. S. K. Ting, "Effect of free-stream turbulence on flow characteristics over a transversely-grooved surface," *Experimental Thermal and Fluid Science*, vol. 51, pp. 56-70, <https://doi.org/10.1016/j.expthermflusci.2013.07.001>.
- [28] B. Wang, J. Wang, G. Zhou, and D. Chen, "Drag reduction by microvortexes in transverse microgrooves," *Advances in Mechanical Engineering*, vol. 6, 2014, <https://doi.org/10.1155/2014/734012>.
- [29] S. Sutardi and W. A. Widodo, "Analysis of turbulence characteristics in the laminar sub-layer region of a perturbed turbulent boundary layer," *Applied Mechanics and Materials*, vol. 836, pp. 115-120, 2016, <https://doi.org/10.4028/www.scientific.net/AMM.836.115>.
- [30] S. J. Lee and S. H. Lee, "Flow field analysis of a turbulent boundary layer over a riblet surface," *Experiments in Fluids*, vol. 30, pp. 153-166, 2001, <https://doi.org/10.1007/s003480000150>.
- [31] S. M. Salim and S. C. Cheah, "Wall  $y^+$  strategy for dealing with wall-bounded turbulent flows," in *International Multi Conference of Engineers and Computer Scientists*, vol. II, Hong Kong, China, 2009.
- [32] S. Varoutis, S. Naris, V. Hauer, C. Day, and D. Valougeorgis, "Computational and experimental study of gas flows through long channels of various cross sections in the whole range of the Knudsen number," *Journal of Vacuum Science & Technology A*, vol. 27, no. 1, pp. 89-100, 2009, <https://doi.org/10.1116/1.3043463>.
- Journal of Fluid Mechanics*, vol. 228, pp. 87-109, 1991, <https://doi.org/10.1017/S0022112091002641>.
- [12] D. W. Bechert, M. Bruse, W. Hage, J. G. T. Van Der Hoeven, and G. Hoppe, "Experiments on drag-reducing surfaces and their optimization with an adjustable geometry," *Journal of Fluid Mechanics*, vol. 338, pp. 59-87, 1997, <https://doi.org/10.1017/S0022112096004673>.
- [13] O. A. El-Samni, H. S. Yoon, and H. H. Chun, "Turbulent flow over thin rectangular riblets," *Journal of Mechanical Science and Technology*, vol. 19, pp. 1801-1810, 2005, <https://doi.org/10.1007/BF02984192>.
- [14] M. Sasamori, O. Iihama, H. Mamori, K. Iwamoto, and A. Murata, "Parametric study on a sinusoidal riblet for drag reduction by direct numerical simulation," *Flow, Turbulence and Combustion*, vol. 99, pp. 47-69, 2017, <https://doi.org/10.1007/s10494-017-9805-2>.
- [15] D. W. Bechert, M. Bruse, and W. Hage, "Experiments with three-dimensional riblets as an idealized model of shark skin," *Experiments in Fluids*, vol. 28, no. 5, pp. 403-412, 2000, <https://doi.org/10.1007/s003480050400>.
- [16] Y. Zhang and Y. Yin, "Study on riblet drag reduction considering the effect of sweep angle," *Energies*, vol. 12, no. 17, 2019, Art. no. 3389, <https://doi.org/10.3390/en12173386>.
- [17] L. Djenidi and R. A. Antonia, "Laser doppler anemometer measurements of turbulent boundary layer over a riblet surface," *AIAA Journal*, vol. 34, no. 5, pp. 1007-1012, 1996, <https://doi.org/10.2514/3.13180>.
- [18] H. safari and A. Raoufpanah, "A numerical investigation of flow drag reduction by riblet surfaces in different geometries and dimensions," *Journal of Energy Conversion*, vol. 9, no. 2, pp. 33-53, 2022, [20.1001.1.20089813.1401.9.2.2.5](https://doi.org/10.1001.1.20089813.1401.9.2.2.5).
- [19] A. Haji Khan Mirzaei and A. Raoufpanah, "Numerical investigation of drag reduction mechanism in laminar flow regime using rectangular riblets," *Journal of Applied and Computational Sciences in Mechanics*, vol. 31, no. 1, pp. 165-173, 2020, <https://doi.org/10.22067/fum-mech.v31i1.79677>.
- [20] G. Salehi, S. Niazi, P. Adibi, and T. Zarei, "Optimal selection of riblet dimensions for frictional drag reduction in ship hulls using the chimp optimization algorithm," *Iranian Journal of Marine Technology*, vol. 11, no. 1, pp. 53-65, 2024, [10.22034/ijmt.2023.544168.1817](https://doi.org/10.22034/ijmt.2023.544168.1817).
- [21] G. Salehi, P. Adibi, S. Niazi, and T. Zarei, "Investigating the effect of riblets on frictional drag reduction on a rudder hydrofoil: A numerical simulation," *Scientific Journal of High Speed Craft*, vol. 22, no. 62, pp. 33-45, 2023.

- Energy*, vol. 56, pp. 412-418, 2014, <https://doi.org/10.1016/j.energy.2013.11.050>.
- [41] Z. Li, Y. Zuo, H. Lu, L. He, and B. Meng, "Numerical study on the influence of top and valley shape of the transverse groove on the drag reduction rate," *Journal of Theoretical and Applied Mechanics*, vol. 61, no. 4, pp. 741-754, 2023, <https://doi.org/10.15632/jtam-pl/171470>.
- [42] Z. Li, L. He, and Y. Zheng, "Quasi-analytical solution of optimum and maximum depth of transverse v-groove for drag reduction at different reynolds numbers," *Symmetry*, vol. 14, no. 2, 2022, Art. no. 342, <https://doi.org/10.3390/sym14020342>.
- [43] E. Güler, E. Pinar, and T. Durhasan, "The effect of riblets on the aerodynamic performance of NACA 0018 airfoil," *Cukurova University Journal of the Faculty of Engineering*, vol. 39, no. 1, pp. 119-132, 2024, (in Turkey), <https://doi.org/10.21605/cukurovaumfd.1459405>.
- [44] X. Yang, J. Wang, B. Jiang, Z. Li, and Q. Xiao, "Numerical study of effect of sawtooth riblets on low-reynolds-number airfoil flow characteristic and aerodynamic performance," *Processes*, vol. 9, no. 12, 2021, <https://doi.org/10.3390/pr9122102>.
- [45] Y. Zhang, H. Chen, S. Fu, and W. Dong, "Numerical study of an airfoil with riblets installed based on large eddy simulation," *Aerospace Science and Technology*, vol. 78, pp. 661-670, 2018, <https://doi.org/10.1016/j.ast.2018.05.013>.
- [46] M. Zhang, H. Shi, G. Wang, and Y. Yao, "Research on drag reduction characteristics of wind turbine airfoil surface microstructure," *Journal of Aerospace Engineering and Mechanics*, vol. 6, no. 1, pp. 511-523, 2022, <https://doi.org/10.36959/422/462>.
- [47] J. D. Anderson, *Fundamentals of Aerodynamics*, 2nd ed. McGraw-Hill, 1991.
- [33] E. Shirani and S. Jafari, "Application of LBM in simulation of flow in simple micro-geometries and micro porous media," *African Physical Review*, vol. 1, pp. 34-42, 2007.
- [34] Z. Wu, S. Li, M. Liu, S. Wang, H. Yang, and X. Ling, "Numerical research on the turbulent drag reduction mechanism of a transverse groove structure on an airfoil blade," *Engineering Applications of Computational Fluid Mechanics*, vol. 13, no. 1, pp. 1024-1035, 2019, <https://doi.org/10.1080/19942060.2019.1665101>.
- [35] M. E. Benhamza and F. Belaid, "Computation of turbulent channel flow with variable spacing riblets," *Mechanika*, vol. 79, no. 5, pp. 36-41, 2009.
- [36] Z. Li *et al.*, "A numerical study on the influence of transverse grooves on the aerodynamic performance of micro air vehicles airfoils," *Applied Sciences*, vol. 13, no. 22, 2023, Art. no. 12371, <https://doi.org/10.3390/app132212371>.
- [37] B. E. Launder and S. P. Li, "On the prediction of riblet performance with engineering turbulence models," *Applied Scientific Research*, vol. 50, no. 3, pp. 283-298, 1993, <https://doi.org/10.1007/BF00850562>.
- [38] S. N. A. Yusof, Y. Asako, N. A. C. Sidik, S. B. Mohamed, and W. M. A. A. Japar, "A short review on RANS turbulence models," *CFD Letters*, vol. 12, no. 11, pp. 83-96, 2020, <https://doi.org/10.37934/cfdl.12.11.8396>.
- [39] F. Moukalled, L. Mangani, and M. Darwish, *The finite volume method in computational fluid dynamics: An Advanced Introduction with OpenFOAM® and Matlab*, Springer Cham, 2016. <https://doi.org/10.1007/978-3-319-16874-6>.
- [40] P. A. C. Rocha, H. H. B. Rocha, F. O. M. Carneiro, M. E. Vieira da Silva, and A. V. Bueno, "K- $\omega$  SST (shear stress transport) turbulence model calibration: A case study on a small scale horizontal axis wind turbine,"

Original Research Paper

## Performance Evaluation of Feature Detection Algorithms and Their Impact on the Accuracy and Efficiency of Visual Odometry

Seyed Javad Shojae Alsadati<sup>1</sup>, Mahdi Nasiri Sarvi<sup>2\*</sup>, and Mohammad Sayanjali<sup>3</sup>

1, 2. Schoole of Advanced Technologies, Iran University of Science and Technology, Tehran, Iran

3. Iranian Space Research Institute, Tehran, Iran

### ARTICLE INFO

#### Article History:

Received 05 November 2024

Revised 18 January 2025

Accepted 22 February 2025

Available Online 16 March 2025

#### Keywords:

Visual odometry

Detection algorithms

Computer vision

Feature detection

Feature matching

### ABSTRACT

Feature detection is a critical component of visual odometry, directly influencing position estimation accuracy. This process forms the basis for identifying key points in images, playing a pivotal role in subsequent operations such as feature matching and motion tracking. This study examines the impact of various feature detection algorithms on position estimation accuracy in visual odometry, focusing on a comparative analysis of the Harris, FAST, SIFT, CenSurE, and ORB algorithms. Performance evaluation was conducted based on accuracy and computational efficiency in position estimation. Each algorithm's average errors and processing times were calculated and systematically compared using an image dataset. Results indicate that the CenSurE algorithm is optimal for real-time applications and scenarios demanding rapid processing due to its lower computational cost. Its high-speed feature extraction capability makes it particularly suitable for such use cases. Conversely, despite its higher processing time, the Harris algorithm offers superior accuracy in position estimation and angular measurement, making it a preferred choice when precision is prioritized over speed. The FAST and SIFT algorithms balance accuracy and computational efficiency; the FAST algorithm, with its lower processing time, performs effectively in horizontal orientations, whereas the Harris algorithm excels in precision. The ORB algorithm exhibits moderate speed and acceptable performance but demonstrates reduced accuracy in certain positional features. This study enhances the understanding of the trade-offs between accuracy and efficiency in feature detection for visual odometry, providing a foundation for further research in optimizing algorithm selection for specific applications.

\*Corresponding Author's E-mail: [mnasiri@iust.ac.ir](mailto:mnasiri@iust.ac.ir)

#### How to Cite this Article:

S. J. Shojae Alsadati, M. Nasiri Sarvi, and M. Sayanjali, "Performance evaluation of feature detection algorithms and their impact on the accuracy and efficiency of visual odometry," *Journal of Space Science and Technology*, Vol. 18, No. 1, pp. 38-52, 2025, (in Persian), <https://doi.org/10.22034/jsst.2025.1506>.



#### 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/).



# ارزیابی عملکرد الگوریتم‌های استخراج ویژگی و تأثیر آن‌ها بر دقت و کارایی ناوبری بصری

سید جواد شجاع‌الساداتی<sup>۱</sup>، مهدی نصیری سروی<sup>۲\*</sup>، و محمد سینجلی<sup>۳</sup> 

۱- کارشناسی ارشد، دانشکده فناوری‌های نوین، دانشگاه علم و صنعت ایران، تهران، ایران

۲- استادیار، دانشکده فناوری‌های نوین، دانشگاه علم و صنعت ایران، تهران، ایران

۳- استادیار، پژوهشگاه فضایی ایران، تهران، ایران

## چکیده

## اطلاعات مقاله

استخراج ویژگی یکی از مراحل اساسی در ناوبری بصری است که تأثیر چشمگیری بر دقت تخمین موقعیت دارد. این مرحله به‌عنوان پایه فرآیند شناسایی و تمایز اشیاء و نقاط شاخص در تصاویر عمل کرده و در مراحل بعدی، مانند تطابق ویژگی‌ها و ردیابی حرکت، نقش حیاتی ایفا می‌کند. این مقاله تأثیر الگوریتم‌های استخراج ویژگی بر دقت تخمین موقعیت در ناوبری بصری را بررسی کرده و هدف اصلی آن تحلیل و مقایسه عملکرد الگوریتم‌های FAST، SIFT، CenSurE و ORB از نظر دقت در تخمین موقعیت و مدت زمان پردازش هر مرحله است. با استفاده از مجموعه داده‌های تصویری، میانگین خطاها و مدت زمان‌های پردازش برای هر الگوریتم محاسبه و نتایج به‌صورت مقایسه‌ای ارائه شده است. نتایج نشان می‌دهند که الگوریتم CenSurE به‌دلیل زمان پردازش کمتر، برای کاربردهای بلادرنگ و سایر کاربردهایی که نیازمند پردازش سریع هستند، ایده‌آل است. سرعت بالای این الگوریتم در پردازش ویژگی‌ها، آن را به گزینه‌ای مناسب برای این نوع کاربردها تبدیل می‌کند. در مقابل، الگوریتم Harris با وجود مدت زمان پردازش بیشتر، دقت بالایی در تخمین موقعیت و سنجش زوایای چرخشی دارد و در سناریوهایی که دقت بر سرعت اولویت دارد، گزینه‌ای کارآمد است. الگوریتم‌های FAST و SIFT نیز ترکیبی از سرعت و دقت را ارائه می‌دهند، الگوریتم FAST با زمان پردازش پایین، عملکرد مناسبی در محورهای افقی دارد و برای کاربردهایی با نیاز به پردازش سریع مناسب است، در حالی که Harris دقت بیشتری را در تخمین موقعیت فراهم می‌آورد. الگوریتم ORB نیز با سرعتی متوسط، عملکردی نسبتاً قابل قبول را نشان می‌دهد، اما در برخی ویژگی‌های موقعیتی دقت کمتری دارد. این مقاله به درک عمیق‌تری از اثرات الگوریتم‌های استخراج ویژگی بر دقت تخمین موقعیت کمک کرده و بستر مناسبی برای تحقیقات آینده در این حوزه فراهم می‌سازد.

## تاریخچه مقاله:

دریافت ۱۵ آبان ۱۴۰۳  
بازنگری ۲۹ دی ۱۴۰۳  
پذیرش ۰۴ اسفند ۱۴۰۳  
اولین انتشار ۲۶ اسفند ۱۴۰۳

## واژه‌های کلیدی:

ناوبری بصری  
الگوریتم‌های آشکارساز  
بینایی ماشین  
الگوریتم‌های استخراج ویژگی  
تطابق ویژگی

\*پست الکترونیکی نویسنده مسئول: [mnasiri@iust.ac.ir](mailto:mnasiri@iust.ac.ir)

## How to Cite this Article:

S. J. Shojae Alsadati, M. Nasiri Sarvi, and M. Sayanjali, "Performance evaluation of feature detection algorithms and their impact on the accuracy and efficiency of visual odometry," *Journal of Space Science and Technology*, Vol. 18, No. 1, pp. 38-52, 2025, (in Persian), <https://doi.org/10.22034/jsst.2025.1506>.



## 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/).



## علائم و اختصارات

CENSURE	الگوریتم مرکز-حاشیه
Det	دترمینان
IMU	واحد اندازه‌گیری اینرسی
LoG	لاپلاسیان گوسی
M	ماتریس خود همبستگی
Rad	رادیان
SFM	تکنیک ساختار از حرکت
SLAM	مکان‌یابی و نقشه‌برداری همزمان
SVM	ماشین‌های بردار پشتیبان
Tr	رد ماتریس
VO	ناوبری بصری
WO	آودومتري چرخ(محاسبه‌گر حرکت چرخ)
$\phi$	زاویه رول
$\theta$	زاویه پیچ
$\Psi$	زاویه یاو

## مقدمه

ناوبری بصری<sup>۱</sup> فرآیند تخمین حرکت یک عامل (مانند وسیله نقلیه، انسان، ربات و غیره) با استفاده از داده‌های یک یا چند دوربین متصل به آن است. این روش در حوزه‌های مختلفی از جمله رباتیک، واقعیت افزوده، صنعت خودرو و غیره به کار می‌رود. اصطلاح ناوبری بصری برای اولین بار توسط نیستر<sup>۲</sup> در سال ۲۰۰۴ مطرح شد [۱].

این فرآیند مبتنی بر استخراج اطلاعات از تصاویر دریافتی دوربین و استفاده از این اطلاعات برای تخمین موقعیت و جهت‌گیری عامل در محیط است. این فرآیند شامل مراحل مختلفی از جمله آشکارسازی ویژگی<sup>۳</sup>، تطبیق ویژگی<sup>۴</sup> و تخمین حرکت و موقعیت دوربین می‌باشد. آشکارسازی ویژگی یک فرآیند سطح پایین است که اغلب به عنوان نقطه شروع برای بسیاری از کاربردهای بینایی ماشین به کار می‌رود؛ بنابراین، موفقیت یک الگوریتم تا حد زیادی به این مرحله اولیه وابسته است. در حالت ایده‌آل برای ناوبری بصری، آشکارسازهای ویژگی باید مقاوم

باشند و بتوانند ویژگی‌های مشابه را در تصاویر متوالی، بدون تأثیر چرخش، تغییر مقیاس یا تغییرات روشنایی، شناسایی کنند. سپس این ویژگی‌ها در تصاویر مختلف تطبیق داده می‌شوند که امکان تخمین ماتریس اساسی<sup>۵</sup> و پیش‌بینی حرکت دوربین (عامل) را فراهم می‌کند. از این رو، دقت و مقاومت آشکارساز و الگوریتم تطبیق، تأثیر مستقیمی بر کیفیت تخمین‌ها دارند.

در طول دهه‌های گذشته، آشکارسازها و توصیف‌گرهای ویژگی تصویر به ابزارهای محبوبی در جامعه بینایی ماشین تبدیل شده‌اند و به طور گسترده در طیف وسیعی از کاربردها مورد استفاده قرار می‌گیرند. نمایش تصویر [۲]، طبقه‌بندی [۳] و بازیابی تصویر [۴]، تشخیص [۵] و تطبیق شیء [۶]، بازسازی صحنه سه‌بعدی [۷]، ردیابی حرکت [۸، ۹]، طبقه‌بندی بافت [۱۰، ۱۱]، مکان‌یابی ربات [۱۲] و سیستم‌های بیومتریک [۱۳]، همگی به وجود ویژگی‌های پایدار در تصویر متکی هستند. بنابراین، تشخیص و استخراج ویژگی‌های تصویر گام‌های حیاتی برای این کاربردها هستند.

الگوریتم‌های متنوعی برای استخراج ویژگی توسعه یافته‌اند که هر کدام دارای مزایا و معایب خاص خود هستند. از جمله الگوریتم‌های رایج می‌توان به الگوریتم‌های هریس (Harris)، فست<sup>۶</sup> (FAST)، سیفت<sup>۷</sup> (SIFT)، اُ آر بی<sup>۸</sup> (ORB) و مرکز-حاشیه<sup>۹</sup> (CENSURE) اشاره کرد. این الگوریتم‌ها از نظر معیارهایی، مانند سرعت اجرا، قدرت تشخیص و مقاومت در برابر نویز تصویر با یکدیگر متفاوت هستند. انتخاب الگوریتم مناسب برای هر کاربرد خاص، به نیازمندی‌های آن، از جمله محدودیت‌های زمانی، دقت مورد نظر و نوع محیط عملیاتی عامل بستگی دارد.

اشمید<sup>۱۰</sup> و همکاران، روش‌های مختلف استخراج اطلاعات و ویژگی‌ها از داده‌ها را در مقاله خود مورد بررسی و تحلیل قرار داده‌اند [۱۴]. کریادو<sup>۱۱</sup> و همکاران نیز رویکردی جدید برای شناسایی نقاط مهم در تصاویر با بهره‌گیری از تحلیل شبکه‌های پیچیده ارائه کرده‌اند؛ در این رویکرد، به هر تصویر یک شبکه وزنی و هندسی نسبت داده می‌شود که حاوی اطلاعات ارزشمند درباره مکان نقاط مهم است [۱۵].

با توجه به اهمیت استخراج دقیق ویژگی‌ها در فرآیند اتصال تصاویر و تأثیر آن بر کاهش خطاهای عدم انطباق در تصویر نهایی، شارما<sup>۱۲</sup> و همکارانش به مقایسه جامعی از آشکارسازها و توصیف‌گرهای مختلف از نظر تعداد نقاط منطبق، زمان پردازش و کیفیت تصویر متصل شده پرداخته‌اند [۱۶].

7. Scale-Invariant Feature Transform  
8. Oriented FAST and Rotated BRIEF  
9. Center Surround Extrema  
10. Schmid  
11. Criado  
12. Sharma

1. Visual Odometry (VO)  
2. Nister  
3. Feature Detection  
4. Feature Matching  
5. Essential Matrix  
6. Features from Accelerated Segment Test

طبیعی عملکرد پایداری دارد [۲۰].

لو<sup>۱۳</sup> روشی برای استخراج ویژگی‌های متمایز<sup>۱۴</sup> و ناورد<sup>۱۵</sup> از تصاویر ارائه داده است که برای تطبیق قابل اعتماد بین نماهای مختلف از یک شیء یا صحنه قابل استفاده هستند. این ویژگی‌ها که با نام سیفت (تبدیل ویژگی مقیاس‌ناپذیر) شناخته می‌شوند، نسبت به مقیاس و چرخش تصویر ناورد هستند و در برابر اعوجاج آفین<sup>۱۶</sup>، تغییرات دیدگاه سه‌بعدی، نویز و تغییرات روشنایی مقاوم می‌باشند [۲۱].

راستن<sup>۱۷</sup> و دراماند<sup>۱۸</sup> به بررسی ضرورت تشخیص سریع لبه‌ها برای کاربردهای بلادرنگ، از جمله پردازش ویدئو، پرداخته‌اند. روش‌های موجود مانند سیفت، هریس و SUSAN<sup>۱۹</sup>، با وجود تولید ویژگی‌های با کیفیت، از نظر محاسباتی پر هزینه هستند و برای عملکرد بلادرنگ مناسب نیستند [۲۲].

گوپتا<sup>۲۰</sup> و همکارانش به بررسی استفاده از ویژگی‌های دست‌ساز برای بهبود دقت تشخیص اشیاء پرداخته‌اند. با وجود پیشرفت‌های یادگیری عمیق، ویژگی‌های دست‌ساز<sup>۲۱</sup> همچنان عملکرد قابل قبولی ارائه می‌دهند. در این مقاله، از دو آشکارساز معروف، آر بی و سیفت، برای استخراج ویژگی از تصاویر استفاده شده است. ویژگی‌های سیفت به‌طور خاص برای تحلیل تصاویر با توجه به تغییرات مقیاس و جهت مفید هستند. برای کاهش ابعاد بردار ویژگی تصویر، از الگوریتم کاهش ابعاد نگاشت حفظ‌کننده محلی<sup>۲۲</sup> استفاده شده است [۲۳].

روبلی<sup>۲۳</sup> و همکارانش به معرفی آر بی، یک الگوریتم جدید برای تشخیص و توصیف ویژگی‌های تصاویر، پرداخته‌اند. هدف اصلی این الگوریتم ارائه جایگزینی سریع‌تر و کارآمدتر برای الگوریتم‌های سیفت و SURF است، که در عین حال دقت قابل قبولی را حفظ کند [۲۴].

لی<sup>۲۴</sup> به بررسی الگوریتم‌های مختلف تشخیص ویژگی برای کاربرد در مکان یابی و نقشه برداری ربات‌ها با استفاده از بینایی پرداخته است [۲۵].  
سیمونه آندولفو<sup>۲۵</sup> و همکارانش دو رویکرد کلیدی، سه‌بعدی به سه‌بعدی و دوبعدی به دوبعدی را برای بهبود مکان‌یابی مریخ نورد‌ها با استفاده از سیستم‌های ناوبری بصری بررسی کرده‌اند. این روش‌ها با بهره‌گیری از تصاویر استریو، موقعیت و جهت مریخ نورد را با دقت بالاتری نسبت به روش‌های سنتی مانند محاسبات حرکت چرخ‌ها و حسگرهای

در مطالعه‌ای دیگر کوساکا<sup>۱</sup> و همکاران، روشی برای تشخیص خودروها در صحنه‌های رانندگی شبانه با استفاده از تصاویر دوربین تک چشمی نصب شده روی خودرو ارائه داده‌اند. با توجه به چالش‌های تشخیص شکل خودروها در شب، این روش بر اساس تشخیص چراغ‌های جلو و عقب خودروها، که به‌صورت نواحی روشن در تصویر به نام هاله‌های روشنایی<sup>۲</sup> ظاهر می‌شوند، عمل می‌کند. این روش از عملگر لاپلاسیان گاوسی<sup>۳</sup> برای تشخیص تغییرات روشنایی بین هاله‌های روشنایی و نواحی اطراف آن‌ها استفاده می‌کند. با اینکه عملگر لاپلاسیان گاوسی در برابر تغییرات نور محیط مقاوم است، هزینه محاسباتی بالای آن منجر به استفاده از روش اکسترم‌های مرکز-حاشیه برای تشخیص سریع‌تر هاله‌های روشنایی شده است [۱۷].

موریلز<sup>۴</sup> و پرونا<sup>۵</sup> عملکرد چندین آشکارساز و توصیف‌گر ویژگی محبوب را در تطبیق ویژگی‌های اشیاء سه‌بعدی در شرایط مختلف زاویه دید و نورپردازی بررسی کرده‌اند [۷].

در حوزه بازسازی سه‌بعدی با استفاده از تکنیک ساختار از حرکت<sup>۶</sup> (SFM)، انتخاب الگوریتم‌های تشخیص و توصیف ویژگی نقش بسزایی در دقت و کارایی این فرآیند دارد [۱۸]. گووند<sup>۷</sup> و پرتوریا<sup>۸</sup>، ارزیابی جامعی از الگوریتم‌های پیشرفته تشخیص ویژگی مانند آشکارسازهای گوشه هریس و توصیف‌گرهای سیفت و ویژگی‌های مقاوم و شتاب‌یافته (SURF)<sup>۹</sup> در زمینه SFM انجام داده‌اند [۱۸].

هربرت<sup>۱۰</sup>، یک روش جدید برای آشکارسازی و توصیف نقاط کلیدی تصویر ارائه شده که نسبت به مقیاس و چرخش تصویر مقاوم است. این روش، به نام ویژگی‌های مقاوم و شتاب‌یافته (SURF)، از نظر تکرار پذیری، تمایز و استحکام، نسبت به روش‌های پیشین عملکرد بهتری دارد یا حداقل با آن‌ها برابری می‌کند، در حالی که سرعت محاسبه و مقایسه آن بسیار بالاتر است [۱۹].

هریس و استفنز<sup>۱۱</sup> به اهمیت پایداری فیلتر لبه تصویر برای تفسیر سه‌بعدی توالی تصاویر با استفاده از الگوریتم‌های ردیابی ویژگی اشاره کرده‌اند. آن‌ها برای پوشش نواحی تصویر حاوی بافت و ویژگی‌های مجزا، از یک آشکارساز ترکیبی گوشه و لبه مبتنی بر تابع خود همبستگی محلی<sup>۱۲</sup> استفاده کرده‌اند و نشان داده‌اند که این آشکارساز در تصاویر

14. Distinctive features  
15. Invariant features  
16. Affine Distortion  
17. Rosten  
18. Drummond  
19. Smallest Univalued Segment Assimilating Nucleus  
20. Gupta  
21. Hand Crafted Features  
22. Locality Preserving Projection (LPP)  
23. Rublee  
24. Li  
25. Simone Andolfo

1. Kosaka  
2. Bright areas of Pixels  
3. Laplacian of Gaussian (LoG)  
4. Moreels  
5. Perona  
6. Structure from Motion  
7. Govender  
8. Pretoria  
9. Speeded-Up Robust Features  
10. Herbert  
11. Stephens  
12. Local auto-correlation function  
13. Lowe

توصیف‌گرها وظیفه‌ی استخراج اطلاعات دقیق از این نقاط و توصیف آن‌ها به‌صورت کمی و عددی را بر عهده دارند.

در مرحله تشخیص ویژگی، هدف یافتن نقاط کلیدی مهم در تصویر است که بتوانند به‌خوبی در تصاویر دیگر نیز تطابق داده شوند. این نقاط کلیدی معمولاً شامل ویژگی‌هایی نظیر گوشه‌ها<sup>۴</sup> یا بلوب‌ها<sup>۵</sup> هستند؛ به‌عبارت دیگر، نقاطی که از نظر شدت رنگ یا بافت تفاوت‌های با رزی با نواحی اطراف خود دارند. گوشه‌ها به‌عنوان نقاطی تعریف می‌شوند که در محل تقاطع دو یا چند لبه قرار گرفته‌اند، در حالی که بلوب‌ها الگوهای از تصویر هستند که در آن‌ها تغییرات قابل توجهی در ویژگی‌هایی مانند شدت نور مشاهده می‌شود، ولی گوشه یا لبه نیستند [۱].

الگوریتم‌هایی مانند سیفت علاوه بر شناسایی نقاط کلیدی، برای هر یک از این نقاط یک توصیف‌گر نیز استخراج می‌کنند. این توصیف‌گرها به‌گونه‌ای طراحی شده‌اند که هر ویژگی را به‌صورت منحصر به فرد و با استفاده از مجموعه‌ای از اعداد توصیف کنند. این امر به فرآیند تطبیق ویژگی‌ها در تصاویر مختلف کمک کرده و احتمال اشتباه در شناسایی نقاط مشابه را کاهش می‌دهد. استفاده از توصیف‌گرهای ویژگی باعث می‌شود که قابلیت انطباق صحیح ویژگی‌های مشابه تحت شرایط مختلف، مانند تغییرات مقیاس، چرخش و تغییرات نورپردازی، بهبود یابد [۱۸].

هر آشکارساز ویژگی مزایا و معایب خاص خودش را دارد که لازم است در انتخاب آن‌ها برای کاربردهای مختلف در نظر گرفته شود. آشکارسازهای گوشه به دلیل سرعت محاسباتی بالا گزینه‌ای مناسب به‌شمار می‌آیند، اما معمولاً از تمایز پذیری کمتری برخوردارند. در مقابل، آشکارسازهای بلوب تمایز بیشتری ارائه می‌دهند، اما سرعت تشخیص آن‌ها کمتر است. از لحاظ دقت مکان‌یابی، گوشه‌ها معمولاً در موقعیت تصویر دقیق‌تر از بلوب‌ها مکان‌یابی می‌شوند، اما این دقت در تغییرات بزرگ مقیاس کاهش می‌یابد. به‌عبارت دیگر، گوشه‌ها پس از تغییرات شدید در مقیاس و زاویه دید، کمتر از بلوب‌ها قابل تشخیص مجدد هستند؛ در حالی که بلوب‌ها در چنین شرایطی پایدارتر هستند و قابلیت تشخیص مجدد بیشتری دارند. با این حال، بلوب‌ها در تمامی محیط‌ها بهترین انتخاب نیستند؛ به‌عنوان مثال، الگوریتم سیفت به‌طور خودکار گوشه‌ها را نادیده می‌گیرد و این در حالی است که محیط‌های شهری پر از گوشه‌های قابل توجه هستند. به همین دلیل، انتخاب مناسب‌ترین آشکارساز ویژگی باید با دقت و بر اساس شرایط و نیازها انجام شود. عواملی مانند محدودیت‌های محاسباتی، نیازهای زمان واقعی، نوع محیط و همچنین خط پایه حرکت (که به فاصله بین تصاویر گرفته شده اشاره دارد) همگی در این انتخاب تأثیر گذارند [۱].

اینرسی (WO+IMU) تخمین می‌زنند. شبیه‌سازی‌های انجام شده در محیط‌هایی با شرایط مشابه مریخ نشان می‌دهد که این روش‌ها می‌توانند خطای مکان‌یابی را به کمتر از ۲۵ سانتی‌متر کاهش دهند و این روش‌ها شرایط لازم برای انجام مأموریت‌های علمی را در محیط‌های چالش برانگیزی مانند خاک‌های نرم و سطوح شیب‌دار فراهم می‌کنند [۲۶].

یانگ چنگ<sup>۱</sup> و همکاران به کاربرد ناوبری بصری در مریخ نورد‌های اسپیریت<sup>۲</sup> و آپورچونیتی<sup>۳</sup> پرداخته‌اند. این روش با استفاده از تصاویر استریو و شناسایی و دنبال کردن ویژگی‌های سطح، موقعیت و جهت مریخ نورد را با دقت بالایی تخمین می‌زنند. شبیه‌سازی‌ها و آزمایش‌های میدانی نشان داده‌اند که ناوبری بصری، به‌ویژه در محیط‌های با لغزش بالا مانند سطوح شیب‌دار و خاک‌های نرم، تأثیر قابل توجهی در کاهش خطای مکان‌یابی دارد و امکان برنامه‌ریزی دقیق‌تر و موفق‌تر مأموریت‌های علمی را فراهم می‌کند [۲۷].

در این مقاله، عملکرد پنج الگوریتم استخراج ویژگی هریس، فست، سیفت، آر بی و مرکز-حاشیه در حوزه ناوبری بصری مورد بررسی و مقایسه قرار گرفته است. هدف اصلی این مقاله، ارزیابی کارایی این الگوریتم‌ها از نظر زمان اجرا و دقت در تخمین موقعیت عامل در محیط‌های خارجی است. برای این منظور، از مجموعه داده‌ای شامل تصاویر گرفته شده توسط یک خودرو در یک محیط خارجی ساختار یافته استفاده شده است.

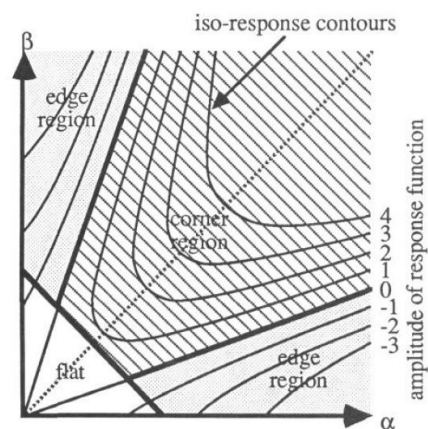
در ادامه، مقاله به‌صورت ذیل سازمان‌دهی شده است: در بخش دوم، به ارائه‌ی مروری جامع بر الگوریتم‌های استخراج ویژگی پرداخته می‌شود. بخش سوم به تشریح دقیق روش‌های آزمایش و مجموعه داده‌های مورد استفاده اختصاص دارد. در بخش چهارم، نتایج آزمایش‌ها به‌طور کامل گزارش و تحلیل خواهند شد. در نهایت، بخش پنجم به جمع‌بندی یافته‌ها و ارائه نتیجه‌گیری‌های نهایی می‌پردازد.

## آشکارسازها و توصیف‌گرهای ویژگی

آشکارسازها و توصیف‌گرهای ویژگی در حوزه بینایی ماشین ابزارهایی بسیار مهم به‌شمار می‌روند که به شناسایی و توصیف بخش‌های معنادار تصاویر کمک می‌کنند. به بیان ساده، یک ویژگی به قطعه‌ای از تصویر گفته می‌شود که می‌تواند اطلاعات مفیدی برای حل یک مسئله خاص ارائه دهد. این ویژگی‌ها می‌توانند شامل ساختارهای ساده‌ای مانند نقاط، گوشه‌ها یا لبه‌ها و یا حتی ساختارهای پیچیده‌تری نظیر الگوهای بافتی و اشیاء در تصویر باشند. آشکارسازهای ویژگی برای شناسایی این نقاط کلیدی که در تصاویر برجسته و مهم هستند به‌کار می‌روند، در حالی که

## الگوریتم استخراج ویژگی هریس

آشکارساز هریس یک روش ترکیبی برای شناسایی گوشه‌ها و لبه‌ها در تصاویر است که بر اساس تابع خود همبستگی محلی عمل می‌کند. این روش با تحلیل تغییرات شدت نور در یک ناحیه کوچک، امکان تمایز بین گوشه‌ها، لبه‌ها و نواحی تخت را فراهم می‌کند. اگر ماتریس خود همبستگی دو مقدار ویژه بزرگ داشته باشد، نقطه به‌عنوان گوشه شناسایی می‌شود، در لبه‌ها یکی بزرگ و دیگری کوچک است و در نواحی تخت هر دو مقدار ویژه کوچک هستند [۲۰].



شکل ۱- فضای انحنا اصلی تابع خود همبستگی [۲۰].

Fig. 1. Principal curvature space of the autocorrelation function [20].

شکل (۱) فضای انحنا اصلی تابع خود همبستگی را نشان می‌دهد که برای طبقه‌بندی نقاط به گوشه‌ها، لبه‌ها و نواحی تخت استفاده می‌شود. گوشه‌ها نقاطی هستند که در هر دو جهت بالا دارند، لبه‌ها نقاطی با انحنا بالا در یک جهت و پایین در جهت دیگر، و نواحی تخت نقاطی با انحنا کم در هر دو جهت هستند. خطوط نازک در شکل نشان‌دهنده خطوط پاسخ معادل<sup>۱</sup> هستند که تفاوت در مقادیر پاسخ گوشه و لبه را در نقاط مختلف تصویر نشان می‌دهند و عملکرد آشکارساز هریس را در شناسایی ویژگی‌ها توضیح می‌دهند.

تابع پاسخ هریس، که به‌عنوان معیاری برای تشخیص گوشه‌ها به‌کار می‌رود، از ترکیب دترمینان و رد ماتریس خود همبستگی به‌صورت زیر محاسبه می‌شود [۲۰]:

$$R = \text{Det} - \text{Tr}^2 \quad (۱)$$

$$\text{Tr}(M) = \alpha + \beta = A + B \quad (۲)$$

$$\text{Det}(M) = \alpha\beta = AB - C^2 \quad (۳)$$

که در معادلات بالا  $M$  ماتریس خود همبستگی است. این تابع به گونه‌ای طراحی شده است که نقاط گوشه با مقدار  $R$  مثبت شناسایی می‌شوند، نقاط لبه با مقدار  $R$  منفی و نواحی تخت با مقدار کوچک  $R$  [۲۰].

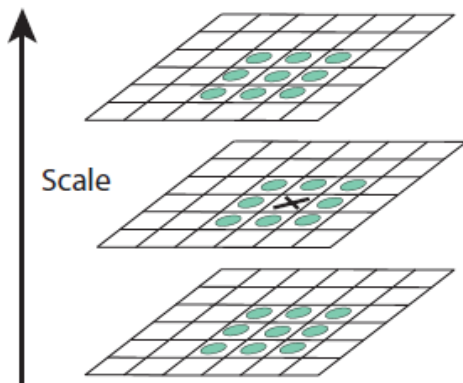
آشکارساز هریس به‌دلیل قابلیت پایداری و دقت بالا در موقعیت‌یابی گوشه‌ها، به یکی از پرکاربردترین و قابل اعتمادترین روش‌ها در حوزه بینایی ماشین تبدیل شده است و به‌ویژه در کاربردهای مربوط به ردیابی و هم‌ترازی تصاویر مورد استفاده قرار می‌گیرد [۲۰].

## الگوریتم استخراج ویژگی سیفت

روش سیفت توسط دیوید لو به‌عنوان یک تکنیک قدرتمند برای استخراج ویژگی‌های تصویر معرفی شده است، که قابلیت ناوردا بودن نسبت به تغییرات مقیاس و دوران را دارد. ویژگی‌های استخراج شده با استفاده از این روش در برابر تغییرات مقیاس، دوران، اعوجاج آفین و تغییر زاویه دید مقاوم هستند. همچنین این ویژگی‌ها در برابر نویز و تغییرات روشنایی پایداری بالایی دارند و می‌توانند به شکل قابل اعتمادی برای تطابق میان تصاویر مختلف استفاده شوند. به دلیل تمایز پذیری بالا، این ویژگی‌ها امکان تشخیص صحیح را در پایگاه‌های داده بزرگ فراهم می‌کنند و نقش مهمی در شناسایی اشیاء و صحنه‌ها ایفا می‌کنند [۲۱].

الگوریتم سیفت برای استخراج ویژگی‌ها شامل چند مرحله است:

- (۱) تشخیص نقاط اکستریم در فضای مقیاس: در این مرحله، الگوریتم در مقیاس‌ها و مکان‌های مختلف تصویر جستجو می‌کند تا نقاط کلیدی را شناسایی کند. این کار با استفاده از تابع اختلاف گاوسی<sup>۲</sup> انجام می‌شود که به شناسایی نقاطی کمک می‌کند که نسبت به تغییرات مقیاس و جهت ناوردا هستند. این امر باعث می‌شود که ویژگی‌ها نسبت به تغییرات مقیاس مقاوم باشند [۲۱].
- (۲) مکان‌یابی نقاط کلیدی: پس از شناسایی نقاط کاندید، یک مدل دقیق به این نقاط برازش داده می‌شود تا مکان و مقیاس بهینه تعیین شود. نقاطی که کنتراست پایینی دارند یا به دلیل ویژگی‌های لبه‌ای ضعیف پایداری کافی ندارند، در این مرحله حذف می‌شوند. این فرآیند به بهبود دقت نهایی نقاط کلیدی و شناسایی ویژگی‌های پایدار کمک می‌کند [۲۱].
- (۳) اختصاص جهت به نقاط کلیدی: به هر نقطه کلیدی براساس گرادینان‌های محلی تصویر یک یا چند جهت اختصاص داده



شکل ۳- فرآیند تولید تصاویر اختلاف گاوسی در فضای مقیاس [۲۱].

Fig. 3. Generation process of difference of gaussian images in scale space [21].

در شکل (۳)، نقاطی که به عنوان ماکزیمم یا مینیمم شناسایی می‌شوند، با مقایسه هر پیکسل با ۲۶ همسایه خود در نواحی  $3 \times 3$  در مقیاس‌های فعلی و مجاور تعیین می‌شوند. این روش به تشخیص نقاط کلیدی در تصویر کمک می‌کند و تغییرات قابل توجهی در شدت نور را شناسایی می‌کند. این نقاط کلیدی برای مراحل بعدی الگوریتم سیفت اهمیت زیادی دارند و به الگوریتم این امکان را می‌دهند تا ویژگی‌های برجسته را استخراج کند [۲۱].

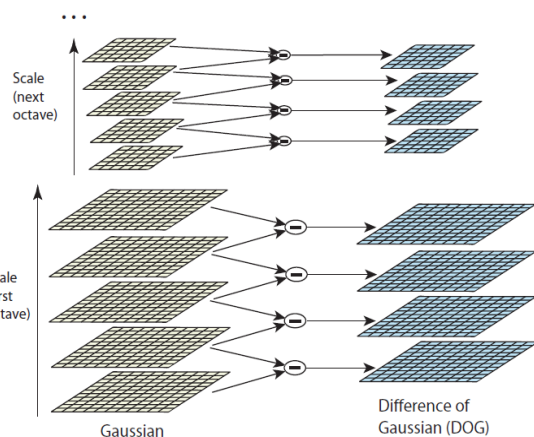
الگوریتم سیفت با استفاده از ویژگی‌های تمایز پذیر خود به یکی از روش‌های پرکاربرد در بینایی ماشین تبدیل شده است. این ویژگی‌ها با دقت بالا در تصاویر مختلف تطابق داده می‌شوند و ابتدا از تصاویر مرجع استخراج و در پایگاه داده ذخیره می‌شوند. سپس با مقایسه ویژگی‌های تصویر جدید و استفاده از الگوریتم‌های نزدیک‌ترین همسایه، تطابق‌ها شناسایی می‌شوند. این الگوریتم به دلیل مقاومت در برابر تغییرات محیطی، توانایی شناسایی اشیاء کوچک در پس زمینه‌های پیچیده و تطابق در محیط‌های پر ازدحام، برای کاربردهایی مانند شناسایی اشیاء، ردیابی حرکت و بازسازی سه بعدی بسیار مناسب است [۲۱].

### الگوریتم استخراج ویژگی فست

الگوریتم فست که توسط ادوارد راستن<sup>۳</sup> و تام دروموند<sup>۴</sup> توسعه داده شده، یک روش بسیار سریع و کارآمد برای شناسایی گوشه‌ها (لبه‌ها) در تصاویر است که به‌ویژه برای کاربردهای بلادرنگ طراحی شده است. این روش از طریق چند مرحله اصلی عمل می‌کند [۲۲].

می‌شود. این جهت‌ها به گونه‌ای محاسبه می‌شوند که در مراحل بعدی تمامی عملیات براساس این جهت‌ها و ناوردا نسبت به تغییرات دوران صورت گیرد. این مرحله تضمین می‌کند که توصیف‌گرهای ویژگی در برابر دوران تصویر مقاوم باشند [۲۱].

(۴) ایجاد توصیف‌گر نقاط کلیدی: در این مرحله، گرادیان‌های محلی در مقیاس تعیین شده برای هر نقطه کلیدی اندازه‌گیری و به یک توصیف‌گر تبدیل می‌شوند. این توصیف‌گرها با استفاده از هیستوگرام‌های<sup>۱</sup> جهت گرادیان در نواحی مختلف اطراف نقطه کلیدی ساخته می‌شوند و به گونه‌ای طراحی شده‌اند که نسبت به تغییرات شکل و روشنایی مقاوم باشند. توصیف‌گرهای سیفت به دلیل داشتن اطلاعات دقیق و قابل اعتماد، برای تطابق ویژگی‌ها در پایگاه‌های داده بزرگ بسیار مناسب هستند [۲۱].



شکل ۲- فرآیند تولید تصاویر اختلاف گاوسی در فضای مقیاس [۲۱].

Fig. 2. Process of generating difference of gaussian images in scale space [21].

شکل (۲) فرآیند تولید تصاویر اختلاف گاوسی را برای هر اکتاو<sup>۲</sup> از فضای مقیاس نشان می‌دهد. در این فرآیند، تصویر اولیه به‌طور مکرر با توابع گاوسی کانولوشن می‌شود تا مجموعه‌ای از تصاویر فضای مقیاس ایجاد گردد. سپس، تصاویر گاوسی مجاور از یکدیگر کسر می‌شوند تا تصاویر اختلاف گاوسی تولید شوند. این مراحل پس از هر اکتاو تکرار می‌شوند و تصویر گاوسی به میزان دو برابر کاهش می‌یابد، که به الگوریتم سیفت اجازه می‌دهد تا نقاط کلیدی را در مقیاس‌های مختلف شناسایی کند [۲۱].

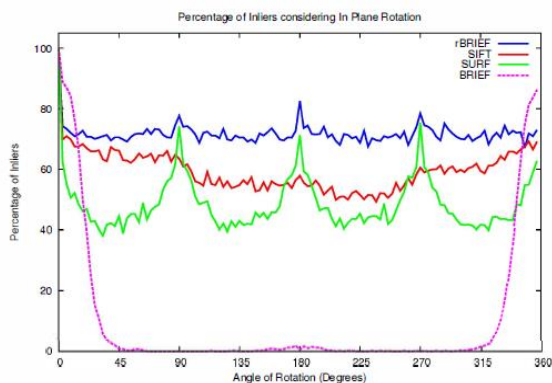
3. Edward Rosten  
4. Tom Drummond

1. Histograms  
2. Octave

الگوریتم فست با وجود سرعت بالا، محدودیت‌هایی دارد که باید در نظر گرفته شود. از جمله این محدودیت‌ها، حساسیت به نویز در تصاویر است که می‌تواند دقت تشخیص را کاهش دهد. همچنین قادر به تولید تابع پاسخ گوشه نیست و برای انتخاب گوشه‌های مناسب‌تر نیاز به روش‌های تکمیلی مانند اندازه‌گیری پاسخ گوشه هریس است [۲۲].

### الگوریتم استخراج ویژگی آر بی

الگوریتم آر بی ترکیبی از تکنیک‌های فست و بریف<sup>۴</sup> (ویژگی‌های ابتدایی باینری قوی و مستقل) است و به منظور شناسایی و توصیف ویژگی‌ها در تصاویر به طور مؤثر و سریع طراحی شده است. ابتدا، نقاط کلیدی با استفاده از روش فست شناسایی می‌شوند و سپس فیلتر هریس برای انتخاب نقاط با بالاترین نمره گوشه به کار می‌رود. پس از شناسایی، آر بی برای هر نقطه جهت‌گیری خاصی محاسبه می‌کند تا الگوریتم نسبت به چرخش ناوردا باشد. سپس، توصیف‌گر بریف بر اساس آزمایش‌های باینری میان پیکسل‌ها ویژگی‌ها را توصیف می‌کند. با ترکیب این اطلاعات، الگوریتم آر بی توصیف‌گرهایی را ایجاد می‌کند که در برابر چرخش و نویز مقاوم هستند. همچنین، برای بهبود عملکرد، از روش‌های یادگیری برای انتخاب تست‌های باینری با واریانس بالا و همبستگی پایین استفاده می‌کند [۲۴].



شکل ۵- نحوه شناسایی گوشه‌ها با استفاده از آزمون بخش‌بندی [۲۴].

Fig. 5. Corner detection process using the segmentation test [24].

شکل (۵) عملکرد الگوریتم آر بی را در مقایسه با الگوریتم‌های سیفت و SURF تحت شرایط چرخش و وجود نویز گوسی<sup>۵</sup> نشان می‌دهد. در این شکل، دقت تطابق گوشه‌ها برای هر یک از الگوریتم‌ها به صورت گرافیکی نمایش داده شده است [۲۴].

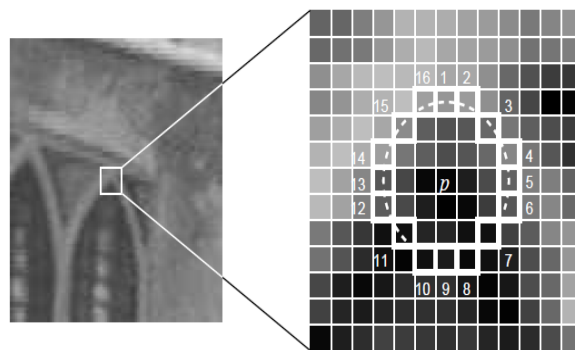
در ابتدا، از آزمون بخش‌بندی<sup>۱</sup> استفاده می‌شود که شامل بررسی یک دایره متشکل از ۱۶ پیکسل در اطراف نقطه کاندید است. نقطه به‌عنوان گوشه شناسایی می‌شود اگر تعدادی از این پیکسل‌ها (معمولاً ۱۲ پیکسل متوالی) به‌طور قابل توجهی روشن‌تر یا تیره‌تر از پیکسل کاندید باشند. این آزمون به شناسایی نقاط کلیدی که ویژگی‌های مشخصی دارند کمک می‌کند [۲۲].

به‌منظور افزایش سرعت، ابتدا تنها چهار پیکسل از ۱۶ پیکسل دایره که در جهات اصلی قرار دارند، بررسی می‌شوند. اگر این پیکسل‌ها شرایط مشخصی را نداشته باشند، نقطه به‌عنوان گوشه در نظر گرفته نمی‌شود و نیازی به بررسی بقیه پیکسل‌ها نیست. این آزمون سریع اولیه<sup>۲</sup> به‌عنوان یک فیلتر اولیه عمل کرده و باعث کاهش تعداد محاسبات می‌شود [۲۲].

برای بهبود عملکرد و افزایش دقت، از یادگیری ماشین برای ساخت یک درخت تصمیم استفاده می‌شود. این درخت تصمیم، نقاط را به‌عنوان گوشه یا غیر گوشه طبقه‌بندی می‌کند. این رویکرد نه تنها سرعت الگوریتم را افزایش می‌دهد، بلکه باعث می‌شود الگوریتم به‌صورت بهینه گوشه‌ها را شناسایی کند [۲۲].

پس از شناسایی گوشه‌ها، برای حذف نقاط اضافی، از مرحله حذف غیر ماکزیمم‌ها<sup>۳</sup> استفاده می‌شود. در این مرحله، یک تابع امتیاز برای هر گوشه محاسبه می‌شود و گوشه‌هایی که امتیاز کمتری نسبت به گوشه‌های مجاور دارند، حذف می‌شوند. این کار تضمین می‌کند که تنها نقاط برجسته و منحصر به فرد به‌عنوان گوشه باقی بمانند [۲۲].

این رویکرد باعث می‌شود که الگوریتم فست با سرعت و کارایی بالا، گوشه‌های تصویر را شناسایی کرده و برای کاربردهای بلادرنگ مانند پردازش ویدئو و ردیابی در سیستم‌های مکان‌یابی و نقشه‌برداری همزمان (SLAM) مورد استفاده قرار گیرد [۲۲].



شکل ۴- نحوه شناسایی گوشه‌ها با استفاده از آزمون بخش‌بندی [۲۲].

Fig. 4. Corner detection method using the partitioning test [22].

4. BRIEF (Binary Robust Independent Elementary Features)  
5. Gaussian

1. Segment Test Criterion  
2. High-speed Test  
3. Non-maximal Suppression

این الگوریتم در کاربردهایی نظیر تشخیص اشیاء و ردیابی در شرایط بلادرنگ مورد استفاده قرار می‌گیرد و به خصوص برای دستگاه‌های با منابع محدود، مانند تلفن‌های هوشمند، مناسب است [۲۴].

## الگوریتم استخراج ویژگی مرکز-حاشیه

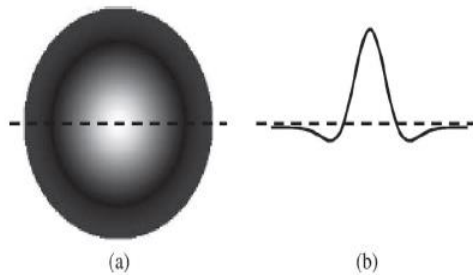
الگوریتم استخراج ویژگی‌های مرکز-حاشیه (CenSurE) یک روش کارآمد برای شناسایی ویژگی‌ها در تصاویر است که به‌ویژه برای تشخیص وسایل نقلیه در شرایط شبانه طراحی شده است. هدف اصلی این الگوریتم بهبود دقت و کارایی در شناسایی اشیاء است و برای این منظور از رویکردهای مبتنی بر یادگیری ماشین و توصیف‌گرهای قوی استفاده می‌کند [۱۷].

الگوریتم مرکز-حاشیه با استفاده از یک ساختار شناسایی ویژگی مبتنی بر مرکز و محیط اطراف عمل می‌کند. در این روش، نقاط قابل توجه و شاخص در تصویر شناسایی می‌شوند. این طراحی به‌گونه‌ای است که ویژگی‌های مهم به‌خوبی شناسایی شوند و به این ترتیب دقت تشخیص وسایل نقلیه در شرایط نوری چالش برانگیز، مانند شب، افزایش یابد.

در این الگوریتم، توصیف‌گرهایی به کار می‌روند که توانایی تحمل تغییرات نوری و محیطی را دارند. این توصیف‌گرها به‌طور خاص برای شرایط شبانه بهینه‌سازی شده‌اند، به‌طوری‌که حتی در محیط‌های کم نور نیز می‌توانند ویژگی‌ها را با دقت بالا شناسایی کنند [۱۷].

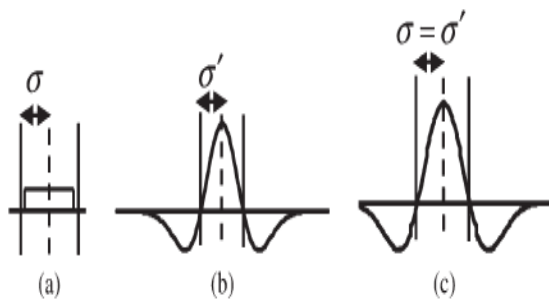
یکی از نکات جالب درباره الگوریتم مرکز-حاشیه، استفاده از الگوریتم‌های دسته‌بندی مانند ماشین‌های بردار پشتیبان (SVM) است. این الگوریتم‌ها در شناسایی و طبقه‌بندی دقیق وسایل نقلیه نقش مهمی دارند و می‌توانند عملکرد الگوریتم را در شرایط پیچیده بهبود بخشند [۱۷].

الگوریتم مرکز-حاشیه ابتدا ناحیه مرکزی در تصویر را شناسایی کرده و شدت نور در آن را با شدت نور در نواحی اطراف مقایسه می‌کند. این مقایسه به شناسایی نقاط اکسترمم کمک می‌کند، به‌طوری‌که نقاط با شدت نور بالاتر در مرکز به عنوان ماکزیمم (گوشه‌های بالقوه) و نقاط با شدت نور کمتر در مرکز به عنوان مینیمم شناسایی می‌شوند. برای دقت بیشتر، الگوریتم از نواحی مرکز و اطراف با اندازه‌های متفاوت استفاده می‌کند که امکان تشخیص ویژگی‌های دقیق‌تر را فراهم می‌آورد [۱۷].



شکل ۶- اپراتور لاپلاسیان از گوسی (LOG) در شناسایی ویژگی‌ها [۱۷].

Fig. 6. Laplacian of gaussian (log) operator for feature detection [17].



شکل ۷- پاسخ با استفاده از اپراتور لاپلاسیان از گوسی (LOG) [۱۷].

Fig. 7. Response using the laplacian of gaussian (log) operator [17].

در شکل ۷، بخش الف (a) سیگنال ورودی را به تصویر می‌کشد که نمایان‌گر داده اولیه برای اعمال اپراتور است. در بخش ب (b)، اپراتور لاپلاسیان از گوسی نمایش داده می‌شود که برای شناسایی نقاط اکسترمم در سیگنال ورودی استفاده می‌شود. در نهایت، بخش ج (c) پاسخ به‌دست آمده از اعمال اپراتور LOG بر روی سیگنال ورودی را نشان می‌دهد. این پاسخ نشان‌دهنده نقاط کلیدی و ویژگی‌های مهمی است که در شناسایی اشیاء و ویژگی‌ها در تصاویر بسیار مفید خواهد بود.

## ساختار الگوریتم ناوبری بصری

این مقاله به بررسی عملکرد و مقایسه پنج الگوریتم مختلف استخراج ویژگی در حوزه ناوبری بصری می‌پردازد. داده‌های استفاده‌شده از مجموعه کیتی<sup>۲</sup>، شامل ۱۵۰ تصویر سیاه و سفید با وضوح بالا است که توسط دوربینی نصب شده بر روی یک خودروی متحرک ثبت شده‌اند. این داده‌ها به‌عنوان ورودی برای ارزیابی الگوریتم‌های پیشنهادی به کار رفته‌اند.

## اجرای الگوریتم‌های استخراج ویژگی و محاسبه تغییرات موقعیتی

پس از کالیبراسیون، الگوریتم‌های هریس، فست، سیفت، مرکز-حاشیه و آ آر بی به‌طور متوالی روی تصاویر اعمال شدند. هدف این مرحله، شناسایی نقاط کلیدی و تولید توصیف‌گرهای مربوط به هر نقطه برای استفاده در پردازش‌های بعدی است.

برای ردیابی نقاط کلیدی بین فریم‌های متوالی، از روش جریان اپتیکی<sup>۱</sup> استفاده شده است و الگوریتم لوکاس-کانایده<sup>۲</sup> نیز به کار گرفته شد تا تغییرات موقعیتی نقاط کلیدی بین دو تصویر متوالی محاسبه شود. این فرآیند امکان تخمین حرکت نقاط در فضای سه‌بعدی را فراهم می‌کند و به بهبود دقت در تخمین موقعیت کمک می‌کند.

### محاسبه خطا و ارزیابی عملکرد الگوریتم‌ها

به‌منظور ارزیابی عملکرد الگوریتم‌های استخراج ویژگی، خطای باز نمایی هندسی<sup>۳</sup> محاسبه شد. این خطا به تفاوت هندسی میان موقعیت نقطه پیش‌بینی شده توسط داده‌های الگوریتم و نقطه اندازه‌گیری شده در واقعیت<sup>۴</sup> اشاره دارد. هر الگوریتم بر روی مجموعه‌ای یکسان از تصاویر ورودی اجرا شده و نتایج آن با استفاده از این معیار بررسی شده است.

### نتایج

در این مقاله، پنج الگوریتم استخراج ویژگی که در بخش‌های قبلی معرفی شدند، برای ارزیابی عملکردشان بر روی مجموعه‌ای از تصاویر ثبت شده از داده‌های کیتی بررسی شدند. هدف اصلی این ارزیابی تحلیل و مقایسه این الگوریتم‌ها از جنبه‌های مختلفی مانند دقت موقعیتی، خطاهای چرخشی و زمان اجرا در زمینه ناوبری بصری بود.

شکل (۱۰) به مقایسه مسیرهای تخمینی تولید شده توسط الگوریتم‌های مختلف استخراج ویژگی، شامل SIFT، FAST، Harris، CenSurE و ORB، در مختصات X، Y و Z می‌پردازد. همچنین، مسیر واقعی (Ground Truth) به‌عنوان مبنای ارزیابی برای بررسی دقت این الگوریتم‌ها استفاده شده است. این مقایسه به‌خوبی تفاوت‌های موجود در دقت و عملکرد هر الگوریتم را در تطبیق مسیر تخمینی با مسیر واقعی نمایش می‌دهد



شکل ۸- نمونه‌ای از داده‌های تصویری مورد استفاده در ارزیابی الگوریتم.

Fig. 8. Sample of image data used for algorithm evaluation.



شکل ۹- فلوجارت کلی فرآیند پیاده‌سازی الگوریتم ناوبری بصری.

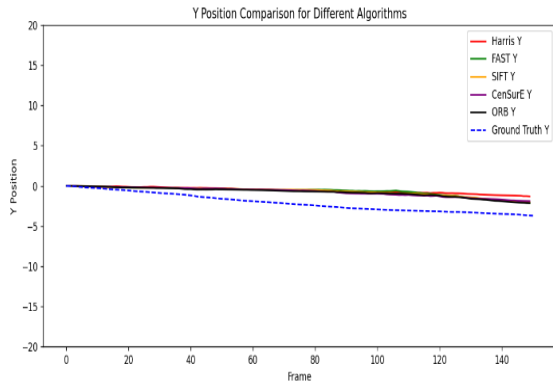
Fig. 9. Overall flowchart of the visual navigation algorithm implementation process.

### مرحله پیش‌پردازش و کالیبراسیون

برای افزایش دقت و صحت استخراج ویژگی‌ها، تصاویر ورودی ابتدا کالیبره می‌شوند. این فرآیند شامل حذف اعوجاج‌های شعاعی ناشی از لنز و بهبود کیفیت تصویر است. مرحله کالیبراسیون اهمیت زیادی دارد، چون دقت الگوریتم‌ها به کیفیت تصاویر ورودی بستگی دارد. ماتریس کالیبراسیون شامل پارامترهای اصلی دوربین، مانند فاصله کانونی، نقطه اصلی تصویر و اندازه سنسور به‌دقت تنظیم شده است.

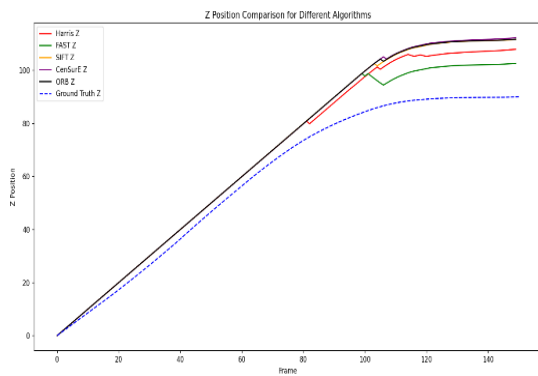
3. Reprojection Error  
4. Ground Truth

1. Optical Flow  
2. Lucas-Kanade



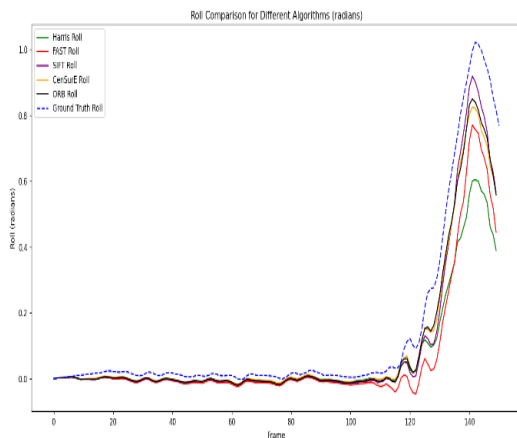
شکل ۱۲- مقایسه خطای موقعیت در امتداد محور Y برای الگوریتم‌های مختلف استخراج ویژگی.

Fig. 12. Comparison of position error along the Y-axis for different feature extraction algorithms.



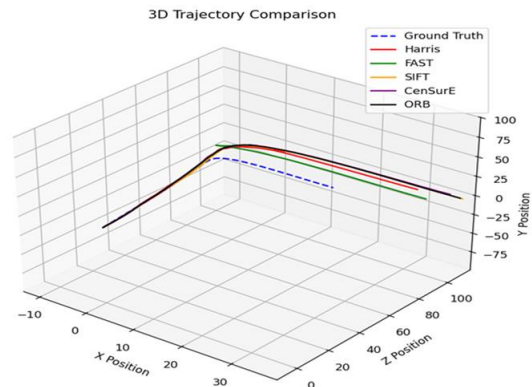
شکل ۱۳- مقایسه خطای موقعیت در امتداد محور Z برای الگوریتم‌های مختلف استخراج ویژگی.

Fig. 13. Comparison of position error along the Z-axis for different feature extraction algorithms.



شکل ۱۴- نمودار مقایسه خطای زاویه  $\phi$  در الگوریتم‌های استخراج ویژگی.

Fig. 14. Comparison chart of angle error  $\phi$  in feature extraction algorithms.

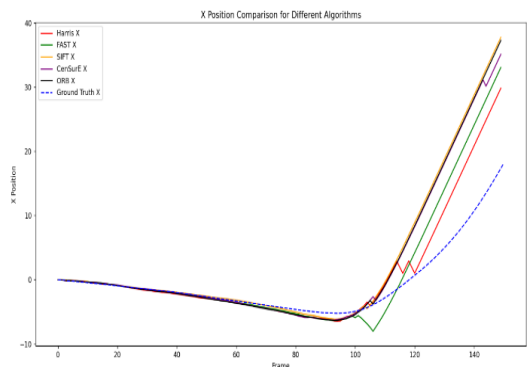


شکل ۱۰- مقایسه مسیرهای سه‌بعدی خروجی الگوریتم‌ها در مختصات X، Y و Z.

Fig. 10. Comparison of three-dimensional trajectories of algorithm outputs in X, Y, and Z coordinates.

برای ارزیابی عملکرد الگوریتم‌های استخراج ویژگی، معیارهایی نظیر خطای موقعیتی در سه محور اصلی X، Y و Z در نظر گرفته شده است. این معیارها به ما امکان می‌دهند تا دقت هر الگوریتم را در تعیین موقعیت نقاط کلیدی در فضای سه‌بعدی بررسی کنیم. نتایج این ارزیابی در شکل‌های (۱۱)، (۱۲) و (۱۳) ارائه شده است که نشان‌دهنده میزان تطابق مسیرهای تخمینی الگوریتم‌ها با مسیر واقعی در محورهای مختلف هستند. این شکل‌ها به خوبی تفاوت‌های موجود در عملکرد الگوریتم‌ها را در بُعد موقعیتی نمایش می‌دهند.

علاوه بر این، خطاهای چرخشی در زوایای رول ( $\phi$ )، پیچ ( $\theta$ ) و یاو ( $\psi$ ) نیز به‌عنوان معیار دیگری برای ارزیابی در نظر گرفته شده است. این خطاها بیانگر توانایی الگوریتم‌ها در تخمین دقیق حرکات دوربین و تغییرات زاویه‌ای نسبت به صحنه هستند. نتایج مربوط به این ارزیابی‌ها در شکل‌های (۱۴)، (۱۵) و (۱۶) آورده شده است که تفاوت در دقت الگوریتم‌ها را در تخمین زوایای حرکتی نمایان می‌سازد.



شکل ۱۱- مقایسه خطای موقعیت در امتداد محور X برای الگوریتم‌های مختلف استخراج ویژگی.

Fig. 11. Comparison of position error along the X-axis for different feature extraction algorithms.

کاربردهای بلادرنگ، جایی که سرعت و دقت به‌طور همزمان اهمیت دارند، نقش کلیدی ایفا می‌کنند.

**جدول ۱-** میانگین خطای الگوریتم‌های استخراج ویژگی در راستاهای X، Y و Z.

**Table 1.** Average error of feature extraction algorithms in the X, Y, and Z directions.

Algorithm	Average Z error (m)	Average Y error (m)	Average X error (m)
Harris	37.28	1.55	5.99
SIFT	38.16	1.47	8.11
FAST	36.49	1.53	7.37
ORB	39.21	1.51	8.14
CenSurE	39.35	1.47	7.93

**جدول ۲-** میانگین خطای زوایا بر حسب رادیان بر اساس تحلیل الگوریتم‌های استخراج ویژگی.

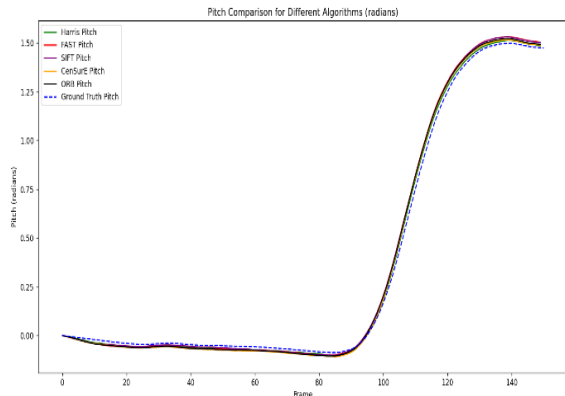
**Table 2.** Average angle errors in radians based on the analysis of feature extraction algorithms.

Algorithm	Average Yaw angle error ( $\psi$ ) (Rad)	Average Pitch angle error ( $\theta$ ) (Rad)	Average Roll angle error ( $\phi$ ) (Rad)
Harris	0.02933	0.02607	0.03084
SIFT	0.03683	0.02551	0.04226
FAST	0.05858	0.02628	0.06591
ORB	0.03798	0.02469	0.04177
CenSurE	0.03862	0.02312	0.03798

**جدول ۳-** مدت زمان پردازش کل و زمان هر مرحله برای الگوریتم‌های استخراج ویژگی.

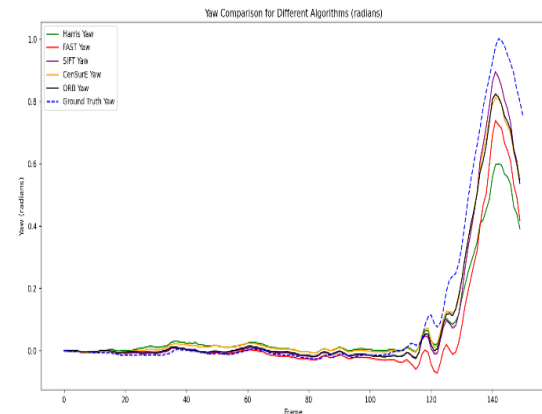
**Table 3.** Total processing time and time per stage for feature extraction algorithms.

Algorithm	Execution time per stage (seconds)	Total execution time (seconds)
Harris	0.12	13.32
SIFT	0.21	23.87
FAST	0.10	9.71
ORB	0.29	11.74
CenSurE	0.03	2.75



**شکل ۱۵-** نمودار مقایسه خطای زاویه  $\theta$  در الگوریتم‌های استخراج ویژگی.

**Fig. 15.** Comparison chart of angle error  $\theta$  in feature extraction algorithms.



**شکل ۱۶-** نمودار مقایسه خطای زاویه  $\psi$  در الگوریتم‌های استخراج ویژگی.

**Fig. 16.** Comparison chart of angle error  $\psi$  in feature extraction algorithms.

همان‌طور که پیش‌تر در نمودارها به‌صورت گرافیکی نمایش داده شد، اطلاعات مرتبط با عملکرد الگوریتم‌های استخراج ویژگی در جداول زیر به‌صورت عددی ارائه شده است. جدول (۱) مقادیر میانگین خطای موقعیتی الگوریتم‌ها در سه محور X، Y و Z را نشان می‌دهد.

به‌همین ترتیب، جدول (۲) میانگین خطاهای زاویه‌ای (رول  $\phi$ ، پیچ  $\theta$  و یاء  $\psi$ ) را ارائه می‌دهد و عملکرد الگوریتم‌ها را در برآورد حرکات زاویه‌ای دوربین نسبت به صحنه نشان می‌دهد.

علاوه بر این، جدول (۳) مدت زمان پردازش کلی و زمان هر مرحله برای الگوریتم‌های مختلف را نشان می‌دهد که اطلاعات عددی مرتبط با سرعت پردازش الگوریتم‌ها را ارائه کرده و معیاری ارزشمند برای مقایسه کارایی آن‌ها به‌شمار می‌رود. این نتایج به‌ویژه در

الگوریتم مرکز-حاشیه با مدت زمان پردازش 0.03 ثانیه در هر مرحله، سریع‌ترین الگوریتم در میان روش‌های بررسی شده است و به همین خاطر برای کاربردهای بلادرنگ انتخاب مناسبی محسوب می‌شود. این الگوریتم در تخمین موقعیت‌های دو بعدی عملکرد خوبی دارد و میانگین خطای 7.93 و 1.47 در راستاهای X و Y را به ثبت رسانده است. با این حال، میانگین خطای 39.35 در راستای Z نشان می‌دهد که در تخمین عمق دقت کمتری نسبت به الگوریتم‌های دیگر دارد.

در مقابل، الگوریتم هریس با مدت زمان پردازش 0.12 ثانیه در هر مرحله، عملکرد کندتری دارد اما در برآورد زوایای چرخشی و همچنین موقعیتی بسیار دقیق‌تر نسبت به سایر الگوریتم‌ها عمل می‌کند، که آن را برای کاربردهایی که دقت بر سرعت ارجحیت دارد، مناسب می‌کند.

الگوریتم‌های فست و سیفت تعادلی بین دقت و سرعت ارائه می‌دهند. این دو الگوریتم، بسته به شرایط، گزینه‌های مناسبی برای کاربردهای ترکیبی هستند.

الگوریتم آر بی با مدت زمان پردازش 0.29 ثانیه در هر مرحله عملکرد متوسطی دارد. با این حال، میانگین خطای 39.21 در راستای Z نشان می‌دهد که در تخمین عمق چندان دقیق نیست و ممکن است برای کاربردهای که نیاز به دقت بالای در راستای ذکر شده دارند، مناسب نباشد. علاوه بر این، میانگین خطاهای زوایا چرخشی آر بی در مقایسه با برخی الگوریتم‌های دیگر بیشتر است که می‌تواند بر دقت کلی تأثیر بگذارد.

این نتایج نشان می‌دهد که انتخاب الگوریتم مناسب به نیازهای خاص هر کاربرد بستگی دارد. برای کاربردهای بلادرنگ، الگوریتم مرکز-حاشیه به دلیل سرعت بالای پردازش گزینه‌ای ایده‌آل است، در حالی که الگوریتم هریس به واسطه دقت بالای خود در برآورد زوایا و موقعیت برای مواردی که دقت بر سرعت ارجحیت دارد، انتخاب بهتری خواهد بود. همچنین، الگوریتم‌های فست و سیفت گزینه‌هایی هستند که ترکیب مناسبی از سرعت و دقت ارائه می‌دهند و در شرایط مختلف می‌توانند مفید باشند. در نهایت، این ارزیابی نشان می‌دهد که تعادل میان دقت و سرعت نقش مهمی در سیستم‌های ناوبری بصری دارد و انتخاب درست الگوریتم تأثیر مستقیمی بر کارایی و دقت این سیستم‌ها خواهد داشت.

## تعارض منافع

هیچگونه تعارض منافع توسط نویسندگان بیان نشده است.

طبق جدول (۱) بررسی میانگین خطاهای موقعیتی نشان می‌دهد که الگوریتم هریس با خطاهای 5.99 متر در محور X و 1.55 متر در محور Y، عملکرد دقیقی در تخمین موقعیت در راستای سطح دارد. از سوی دیگر، الگوریتم فست با خطای 36.49 متر در محور Z، عملکرد برتری در تخمین موقعیت در راستای عمق ارائه می‌دهد. سایر الگوریتم‌ها، مانند آر بی و مرکز-حاشیه، اگر چه در محور Y به هریس نزدیک هستند، اما در محورهای X و Z دقت کمتری دارند.

طبق جدول (۲)، بررسی زوایای حرکتی نشان می‌دهد که الگوریتم هریس دقیق‌ترین عملکرد را در بین الگوریتم‌های مورد بررسی ارائه می‌دهد. این الگوریتم با میانگین خطاهای 0.03084 رادیان (1.767 درجه) در زاویه رول، 0.02607 رادیان (1.494 درجه) در زاویه پیچ و 0.02933 رادیان (1.68 درجه) در زاویه یاو، دقت بالای خود را در تخمین حرکات زاویه‌ای به خوبی نشان می‌دهد.

الگوریتم مرکز-حاشیه نیز عملکرد قابل توجهی به ویژه در زاویه پیچ با کمترین خطای 0.02312 رادیان از خود ارائه می‌دهد. علاوه بر این، خطاهای این الگوریتم در زوایای رول (0.03798 رادیان) و یاو (0.03862 رادیان) نیز در محدوده‌ای قابل قبول قرار دارند، که آن را به گزینه‌ای مناسب برای کاربردهایی با نیاز به دقت زاویه‌ای بالا تبدیل می‌کند. در مقابل، الگوریتم فست در زوایای رول و یاو با خطاهای 0.06591 و 0.05858 رادیان ضعیف‌ترین عملکرد را نشان می‌دهد. با این حال، در زاویه پیچ، این الگوریتم با خطای 0.02628 رادیان به الگوریتم هریس و مرکز-حاشیه نزدیک بوده و عملکرد قابل قبولی ارائه می‌دهد.

به طور کلی، این ارزیابی‌ها به ما این امکان را می‌دهند که نقاط قوت و ضعف هر الگوریتم را شناسایی کرده و بر اساس نیازهای خاص هر کاربرد، بهترین گزینه را انتخاب کنیم. نتایج به دست آمده از این ارزیابی‌ها می‌تواند به بهبود دقت و کارایی سیستم‌های ناوبری بصری و سایر کاربردهای مرتبط کمک نماید.

## نتیجه گیری

این مقاله با ارزیابی جامع خطاهای موقعیتی، زاویه‌ای و زمان پردازش، عملکرد الگوریتم‌های استخراج ویژگی را در بهبود دقت و کارایی سیستم‌های ناوبری بصری تحلیل کرده است. نتایج این مطالعه با روشن ساختن نقاط قوت و ضعف هر الگوریتم، چارچوبی منسجم و کاربردی برای انتخاب مناسب‌ترین گزینه بر اساس الزامات و اولویت‌های هر کاربرد ارائه می‌دهد.

*Intelligence*, vol. 27, no. 8, pp. 1265-1278, 2005,  
<https://doi.org/10.1109/TPAMI.2005.151>.

- [11] L. Liu and P. Fieguth, "Texture classification from random features," *IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence*, vol. 34, no. 3, pp. 574-586, 2012, <https://doi.org/10.1109/TPAMI.2011.145>.
- [12] A. C. Murillo, J. J. Guerrero, and C. Sagues, "Surf features for efficient robot localization with omnidirectional images," in *International Conference on Robotics and Automation*, Rome, Italy, 2007, pp. 3901-3907, <https://doi.org/10.1109/ROBOT.2007.364077>.
- [13] N. Farajzadeh, K. Faez, and G. Pan, "Study on the performance of moments as invariant descriptors for practical face recognition systems," *IET Computer Vision*, vol. 4, no. 4, pp. 272-285, 2010, <https://doi.org/10.1049/iet-cvi.2009.0140>.
- [14] C. Schmid, R. Mohr, and C. Bauckhage, "Comparing and evaluating interest points," in *Sixth International Conference on Computer Vision (IEEE Cat. No. 98CH36271)*, Bombay, India, 1998, pp. 230-235, <https://doi.org/10.1109/ICCV.1998.710723>.
- [15] C. Schmid, R. Mohr, and C. Bauckhage, "Evaluation of interest point detectors," *International Journal of Computer Vision*, vol. 37, no. 2, pp. 151-172, 2000, <https://doi.org/10.1023/A:1008199403446>.
- [16] S. K. Sharma, K. Jain, and A. K. Shukla, "A comparative analysis of feature detectors and descriptors for image stitching," *Applied Sciences*, vol. 13, no. 10, 2023, Art. no. 6015, <https://doi.org/10.3390/app13106015>.
- [17] N. Kosaka and G. Ohashi, "Vision-based nighttime vehicle detection using CenSurE and SVM," *IEEE Transactions on Intelligent Transportation Systems*, vol. 16, no. 5, pp. 2599-2608, 2015, <https://doi.org/10.1109/TITS.2015.2413971>.
- [18] N. Govender, "Evaluation of feature detection algorithms for structure from motion," in *3rd Robotics and Mechatronics Symposium (ROBMECH 2009)*, Pretoria, South Africa, 2009, p. 4.
- [19] B. Herbert, "Surf: Speeded up robust features," *Computer Vision and Image Understanding*, vol. 110, no. 3, pp. 346-359, 2008.
- [20] C. G. Harris and M. Stephens, "A combined corner and edge detector," in *Alvey Vision Conference*, Manchester, UK, 1988.
- [21] D. G. Lowe, "Distinctive image features from scale-invariant keypoints," *International Journal of Computer Vision*, vol. 60, pp. 91-110, 2004, <https://doi.org/10.1023/B:VISI.0000029664.99615.94>.
- [22] E. Rosten and T. Drummond, "Machine learning for high-speed corner detection," in *Computer Vision—*

## مراجع

- [1] F. Fraundorfer and D. Scaramuzza, "Visual odometry: Part ii: matching, robustness, optimization, and applications," *IEEE Robotics & Automation Magazine*, vol. 19, no. 2, pp. 78-90, 2012, <https://doi.org/10.1109/MRA.2012.2182810>.
- [2] P. T. Yap, X. Jiang, and A. C. Kot, "Two-dimensional polar harmonic transforms for invariant image representation," *IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence*, vol. 32, no. 7, pp. 1259-1270, 2010, <https://doi.org/10.1109/TPAMI.2009.119>.
- [3] S. Liu and X. Bai, "Discriminative features for image classification and retrieval," *Pattern Recognition Letters*, vol. 33, no. 6, pp. 744-751, 2012, <https://doi.org/10.1016/j.patrec.2011.12.008>.
- [4] J. Wang, Y. Li, Y. Zhang, C. Chao Wang, H. Xie, and G. Chen, "Notice of violation of IEEE publication principles: bag-of-features based medical image retrieval via multiple assignment and visual words weighting," *IEEE Transactions on Medical Imaging*, vol. 30, no. 11, pp. 1996-2011, 2011, <https://doi.org/10.1109/TMI.2011.2161673>.
- [5] A. Andreopoulos and J. K. Tsotsos, "50 Years of object recognition: Directions forward," *Computer Vision and Image Understanding*, vol. 117, no. 8, pp. 827-891, 2013, <https://doi.org/10.1016/j.cviu.2013.04.005>.
- [6] B. Kim, H. Yoo, and K. Sohn, "Exact order based feature descriptor for illumination robust image matching," *Pattern Recognition*, vol. 46, no. 12, pp. 3268-3278, 2013, <https://doi.org/10.1016/j.patcog.2013.04.015>.
- [7] P. Moreels and P. Perona, "Evaluation of features detectors and descriptors based on 3D objects," *International Journal of Computer Vision*, vol. 73, pp. 263-284, 2007, <https://doi.org/10.1007/s11263-006-9967-1>.
- [8] G. Takacs, V. Chandrasekhar, S. Tsai, D. Chen, R. Grzeszczuk, and B. Girod, "Rotation-invariant fast features for large-scale recognition and real-time tracking," *Signal Processing: Image Communication*, vol. 28, no. 4, pp. 334-344, 2013, <https://doi.org/10.1016/j.image.2012.11.004>.
- [9] J. M. Del Rincón, D. Makris, C. O. Uruñuela, and J. C. Nebel, "Tracking human position and lower body parts using Kalman and particle filters constrained by human biomechanics," *IEEE Transactions on Systems, Man, and Cybernetics, Part B (Cybernetics)*, vol. 41, no. 1, pp. 26-37, 2010, <https://doi.org/10.1109/TSMCB.2010.2044041>.
- [10] S. Lazebnik, C. Schmid, and J. Ponce, "A sparse texture representation using local affine regions," *IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine*

- Engineering*, vol. 2017, 2nd International Seminar on Advances in Materials Science and Engineering, Singapore, 2017, Paper 012003, <https://doi.org/10.1088/1757-899X/231/1/012003>.
- [26] S. Andolfo, F. Petricca, and A. Genova, "Rovers localization by using 3D-to-3D and 3D-to-2D visual odometry," in *8th International Workshop on Metrology for AeroSpace (MetroAeroSpace)*, Naples, Italy, 2021, pp. 334-339, <https://doi.org/10.1109/MetroAeroSpace51421.2021.9511741>.
- [27] Y. Cheng, M. W. Maimone, and L. Matthies, "Visual odometry on the Mars exploration rovers-a tool to ensure accurate driving and science imaging," *IEEE Robotics & Automation Magazine*, vol. 13, no. 2, pp. 54-62, 2006, <https://doi.org/10.1109/MRA.2006.1638016>.
- ECCV 2006: 9th European Conference on Computer Vision, Part I*, A. Leonardis, H. Bischof, and A. Pinz, Eds. Springer, 2006, pp. 430-443, [https://doi.org/10.1007/11744023\\_34](https://doi.org/10.1007/11744023_34).
- [23] S. Gupta, M. Kumar, and A. Garg, "Improved object recognition results using SIFT and ORB feature detector," *Multimedia Tools and Applications*, vol. 78, no. 23, pp. 34157-34171, 2019, <https://doi.org/10.1007/s11042-019-08232-6>.
- [24] E. Rublee, V. Rabaud, K. Konolige, and G. Bradski, "ORB: An efficient alternative to SIFT or SURF," in *International Conference on Computer Vision*, Barcelona, Spain, 2011, pp. 2564-2571, <https://doi.org/10.1109/ICCV.2011.6126544>.
- [25] S. Li, "A review of feature detection and match algorithms for localization and mapping," in *IOP Conference Series: Materials Science and*

## Original Research Paper

# Optimal PID Controller Parameters Tuning for a 3D Satellite Simulator Based on Particle Swarm Optimization Algorithm

Mehran Mahdiabadi\*, Hamed Arefkhani<sup>id</sup>, Amirhosein Tavakoli, and Seyyed Hosein Sadati

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

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

Received 23 September 2024

Revised 26 January 2025

Accepted 16 February 2025

Available Online 16 March 2025

**Keywords:**

Attitude control

Satellite simulator

Reaction wheel

PID Controller

Particle swarm optimization algorithm

**ABSTRACT**

Due to its effectiveness and practicality, the proportional-integral-derivative (PID) controller remains a cornerstone of industrial control systems. The precise tuning of controller parameters significantly impacts system dynamics, influencing key performance metrics such as rise time, settling time, overshoot, stability, and steady-state error. While conventional methods effectively tune PID parameters in linear systems, they are inadequate for nonlinear processes due to the complexity of dynamic equations. This study proposes applying the particle swarm optimization (PSO) algorithm for tuning PID controller parameters in a three-degree-of-freedom satellite attitude simulator. The simulator incorporates reaction wheel actuators for attitude control, providing a robust platform for implementing control algorithms and optimizing onboard computational processes. The PSO-based optimization algorithm was executed for various performance criterion functions, demonstrating advantages such as rapid convergence to optimal values and straightforward implementation in nonlinear control systems. PID parameters derived from the conventional Ziegler-Nichols method were also applied to the simulator to benchmark the nonlinear optimization performance. Experimental results comparing different PID parameter sets were analyzed based on time response characteristics during a predefined maneuver. The comparative analysis identified the optimal PID parameters, which were subsequently implemented for enhanced simulator performance.

\*Corresponding Author's E-mail: [mahdiabadi@mut.ac.ir](mailto:mahdiabadi@mut.ac.ir)**How to Cite this Article:**

M. Mahdiabadi, H. Arefkhani, A. Tavakoli, and S. H. Sadati, "Optimal PID controller parameters tuning for a 3D satellite simulator based on particle swarm optimization algorithm," *Journal of Space Science and Technology*, Vol. 18, No. 1, pp. 53-65, 2025, (in Persian), <https://doi.org/10.22034/jsst.2025.1502>.

**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/).



## تعیین ضرایب بهینه کنترلر PID شبیه‌ساز سه درجه آزادی ماهواره با استفاده از الگوریتم بهینه‌سازی انبوه ذرات

مهران مهدی‌آبادی<sup>۱\*</sup>، حامد عارف‌خانی<sup>۲</sup>، امیرحسین توکلی<sup>۳</sup>، و سیدحسین ساداتی<sup>۴</sup>

- ۱-دکتری، مجتمع دانشگاهی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران، ایران  
۲-استادیار، مجتمع دانشگاهی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران، ایران  
۳-کارشناسی ارشد، مجتمع دانشگاهی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران، ایران  
۴-استاد، مجتمع دانشگاهی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران، ایران

### چکیده

### اطلاعات مقاله

کنترلر PID یکی از بنیادی‌ترین و کاربردی‌ترین ابزارهای کنترل صنعتی است. تنظیم ضرایب کنترلر به‌طور مستقیم بر عملکرد دینامیکی سیستم تأثیر می‌گذارد. تنظیم بهینه ضرایب کنترلر سبب بهینه‌سازی معیارهایی نظیر زمان صعود، زمان نشست، فراجهش، پایداری و کاهش خطای حالت دائم می‌شود. تنظیم ضرایب کنترلر PID برای سیستم‌های خطی با بهره‌گیری از روش‌های کلاسیک به سادگی قابل انجام است. اما در فرایندهای غیرخطی، معادلات دینامیکی سیستم پیچیده است. بنابراین بهره‌گیری از روش‌های کلاسیک برای بهینه‌سازی پارامترهای سیستم و دستیابی به مشخصه‌های مطلوب، امکان‌پذیر نیست. در این مقاله، روش بهینه‌سازی انبوه ذرات برای تنظیم ضرایب کنترلر PID شبیه‌ساز ماهواره پیشنهاد شده است. شبیه‌ساز تعیین و کنترل وضعیت ماهواره دارای عملگرهای چرخ عکس‌العملی است. پلتفرم شبیه‌ساز تعیین و کنترل وضعیت، بستری مناسب برای پیاده‌سازی الگوریتم‌های کنترلی و بهینه‌سازی بر روی کامپیوتر نصب شده بر روی آن است. الگوریتم بهینه‌سازی پیشنهادی به ازای توابع معیار مختلف اجرا شده است. از مزایای الگوریتم پیشنهادی، همگرایی سریع به مقادیر بهینه و سهولت پیاده‌سازی برای سیستم شبیه‌ساز است. علاوه بر این، برای مقایسه نتایج بهینه‌سازی غیرخطی، ضرایب کنترلر به ازای روش متداول و کلاسیک نیز به‌دست آمده و بر روی پلتفرم شبیه‌ساز اعمال شده است. نتایج آزمایش‌های عملی حاصل از پیاده‌سازی ضرایب مختلف کنترلر PID بر روی شبیه‌ساز ماهواره با یکدیگر مقایسه شده است. مقایسه صورت گرفته بر اساس مشخصه‌های پاسخ زمانی حاصله از شبیه‌ساز و به ازای یک مانور مشخص صورت گرفته است. در نهایت بر اساس مقایسه صورت گرفته، ضرایب بهینه کنترلر PID برای شبیه‌ساز انتخاب شده و مورد استفاده قرار گرفته است.

### تاریخچه مقاله:

دریافت ۰۲ مهر ۱۴۰۳  
بازنگری ۰۷ بهمن ۱۴۰۳  
پذیرش ۲۸ بهمن ۱۴۰۳  
اولین انتشار ۲۶ اسفند ۱۴۰۳

### واژه‌های کلیدی:

کنترل وضعیت  
شبیه‌ساز ماهواره  
چرخ عکس‌العملی  
کنترلر PID  
الگوریتم بهینه‌سازی انبوه ذرات

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

### How to Cite this Article:

M. Mahdiabadi, H. Arefkhani, A. Tavakoli, and S. H. Sadati, "Optimal PID controller parameters tuning for a 3D satellite simulator based on particle swarm optimization algorithm," *Journal of Space Science and Technology*, Vol. 18, No. 1, pp. 53-65, 2025, (in Persian), <https://doi.org/10.22034/jsst.2025.1502>.



### 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/).



## علائم و اختصارات

H	تکانه زاویه‌ای چرخ
I	ماتریس لختی دورانی
$k_p, k_D, K, D$	بهره‌های کنترلی
mg	وزن پلتفرم
q	کواترنیون‌ها
$r_z$	فاصله عمودی مرکز جرم و مرکز هندسی
t	زمان
T	گشتاور کنترلی
$\varphi, \theta, \psi$	زوایای وضعیت پلتفرم
$\omega$	سرعت زاویه‌ای پلتفرم

## مقدمه

عملیاتی شدن یک سیستم فضایی مستلزم انجام تست‌های مختلف و متنوعی برای هر یک از زیرسیستم‌ها و همچنین سیستم تجمیع‌یافته است. نتایج مثبت حاصل از انجام تست‌های زمینی بر اساس سناریوهای مختلف عملکرد یک سیستم فضایی و زیرسیستم‌های آن، قابلیت اطمینان عملیاتی شدن آن را نوید می‌دهد. زیرسیستم تعیین و کنترل وضعیت ماهواره نیز یکی از زیرسیستم‌های مهم آن است که بدون آن، امکان انجام صحیح ماموریت میسر نخواهد بود. برای اطمینان از صحت عملکرد زیرسیستم تعیین و کنترل وضعیت، تست و ارزیابی آن در شرایط نزدیک به واقعیت امکان‌پذیر است. برای این منظور، شبیه‌ساز تعیین و کنترل وضعیت بر اساس یاتاقان‌های هوایی طراحی و ساخته شده است. این بستر تست، امکان ایجاد شرایط بی‌وزنی و همچنین حرکت چرخشی آزادانه و بدون قید را با کمترین اصطکاک فراهم می‌کند. علاوه بر این، بهره‌گیری از سنسورهای تعیین وضعیت، عملگرهای چرخ عکس‌العملی و همچنین کامپیوتر تعبیه شده بر روی آن، امکان پیاده‌سازی الگوریتم‌های مختلف کنترلی را فراهم آورده است. کامپیوتر نصب شده بر روی شبیه‌ساز، قابلیت جمع‌آوری اطلاعات سنسورها و پردازش آن‌ها را دارد. قانون کنترل PID فرامین مورد نیاز عملگرهای چرخ عکس‌العملی را جهت دستیابی به شرایط مطلوب اعمال می‌کند.

در شبیه‌سازهای ماهواره بر حسب نوع کاربری از تجهیزات مختلفی استفاده می‌شود و عملگرها و حسگرهای مختلفی از سیستم تعیین و کنترل وضعیت ماهواره روی شبیه‌ساز نصب می‌شوند. استفاده از تجهیزات مختلف در شبیه‌سازهای ماهواره امکان بررسی عملکرد ماهواره در شرایط مختلف را میسر می‌سازد و از آن در بهبود طراحی و

عملکرد ماهواره می‌توان استفاده کرد. به‌طور کلی، استفاده از شبیه‌سازها، بهبود عملکرد ماهواره، کاهش خطرات ممکن، افزایش کارایی و کاهش هزینه‌های مربوط به توسعه و عملیات ماهواره را ممکن می‌کند. همچنین، این امر به مهندسان و کارشناسان فضایی اجازه می‌دهد تا برخی از مشکلات و چالش‌های ممکن در شرایط واقعی را قبل از ارسال ماهواره در نظر بگیرند و راهکارهای مناسب را طراحی کنند. از دیگر مزایای استفاده از شبیه‌سازی ماهواره، امکان آموزش و ارتقای سطح دانش فنی کارکنان فضایی، افزایش دقت در پیش‌بینی وضعیت ماهواره در طول عمر آن، و کاهش هزینه‌های مربوط به تست و آزمایش تجهیزات ماهواره است.

کنترلر PID یکی از متداول‌ترین کنترلرهای مورد استفاده در صنعت به‌شمار می‌رود. محبوبیت این کنترلرها دلایل متعددی دارد که می‌توان به عملکرد خوب در محدوده وسیعی از شرایط کاری سیستم و سادگی کار با آن‌ها اشاره کرد [۱]. اما عیب مهم این کنترلرها، عدم وجود یک روش موثر برای تنظیم این کنترلرها است [۲]. این موضوع با پیچیده شدن دینامیک سیستم، خودنمایی کرده و استفاده از روش‌های تحلیلی و کلاسیک، راهگشای حل مساله تنظیم ضرایب کنترلر PID نخواهد بود. بنابراین در سال‌های اخیر، رویکرد استفاده از روش‌های هوشمند برای تنظیم پارامترهای PID گسترش یافته است. می‌توان به الگوریتم تکامل دیفرانسیل [۳]، الگوریتم کسینوس سینوسی [۴، ۵]، الگوریتم کرم شب‌تاب [۶]، الگوریتم گرده‌افشانی گل [۷]، الگوریتم کلونی زنبورهای مصنوعی [۸، ۹]، بهینه‌سازی گرگ خاکستری [۱۰]، الگوریتم ژنتیک [۱۱]، و بهینه‌سازی موج آب [۱۲] اشاره کرد. علاوه بر این روش‌ها، مطالعه رفتار هوشمند حیوانات نیز راه‌گشای حل مسائل بهینه‌سازی شده است که می‌توان الگوریتم بهینه‌سازی نهنگ [۱۳]، الگوریتم بهینه‌سازی مهاجرت ماهی [۱۴]، بهینه‌سازی گرگ خاکستری [۱۵]، الگوریتم کلونی زنبورهای مصنوعی [۱۶]، الگوریتم خفاش [۱۷] و بهینه‌سازی انبوه ذرات [۱۸] را نام برد.

در مرجع [۱۹] بر توسعه یک استراتژی کنترل بهینه برای شبیه‌ساز ماهواره تحت خرابی چرخ عکس‌العملی متمرکز است. هدف از این کار، اطمینان از مانور پایدار و کارآمد ماهواره با بهینه‌سازی ورودی‌های کنترل و در نظر گرفتن خرابی چرخ‌ها است. نتایج شبیه‌سازی، کنترل دقیق وضعیت علی‌رغم خرابی چرخ‌ها را تأیید می‌کند. در مرجع [۲۰]، مشکل کنترل شبیه‌ساز ماهواره تحت قیود گشتاور و تکانه بررسی شده است. برای این منظور از یک استراتژی کنترل غیرخطی برای اطمینان از عملکرد مطلوب با لحاظ قیود فیزیکی بهره گرفته شده است. این رویکرد با استفاده از روش‌های کنترل غیرخطی، ورودی‌های کنترل را در محدوده‌های مجاز تنظیم می‌کند. شبیه‌سازی‌های صورت گرفته، نتایج مفیدی از استراتژی کنترل را در دستیابی به کنترل وضعیت دقیق با رعایت

قیود گشتاور و تکانه نشان می‌دهد. مرجع [۲۱] به طراحی و اجرای یک الگوریتم کنترل وضعیت ماهواره بر روی یک شبیه‌ساز سه محوره می‌پردازد. هدف توسعه یک استراتژی کنترل قوی و کارآمد برای کنترل دقیق وضعیت در سناریوهای مختلف است. الگوریتم پیشنهادی تکنیک‌های کنترل خطی و غیرخطی را برای مدیریت دینامیک پیچیده سیستم ماهواره‌ای ترکیب می‌کند. نتایج تجربی که بر روی یک پلتفرم شبیه‌سازی سخت‌افزاری در حلقه پیاده‌سازی شده‌اند، اثربخشی الگوریتم را در دستیابی به کنترل دقیق و پایدار وضعیت تأیید می‌کنند و در نتیجه عملکرد و قابلیت اطمینان سیستم‌های کنترل وضعیت ماهواره‌ای را افزایش می‌دهند.

در مرجع [۲۲] برای ایجاد شرایط شبیه‌سازی، روش‌های مختلفی مورد بحث و بررسی قرار گرفته است. یکی از مناسب‌ترین روش‌ها، استفاده از یاتاقان هوایی نیم‌کره‌ای یا کروی است. در این روش، با استفاده از یک لایه هوای فشرده، فاصله اندکی بین دو سطح ایجاد می‌شود و علاوه بر ایجاد شرایط جاذبه صفر، اصطکاک نیز به شدت کاهش می‌یابد.

در مرجع [۲۳] یک سیستم بالانس برای شبیه‌ساز تعیین و کنترل وضعیت ماهواره طراحی و ساخته شده است. در سیستم طراحی و پیاده‌سازی شده، از کنترل سه محور از کنترلر PID استفاده شده است. در مرجع [۲۴] از کنترلر غیرخطی وضعیت با استفاده از چرخ‌های عکس‌العملی بهره گرفته شده است. این کنترلر در مقابله با خرابی‌های احتمالی عملکرد چرخ عکس‌العملی طراحی و شبیه‌سازی شده است.

در شبیه‌ساز مرجع [۲۵] از چرخ عکس‌العملی و یک حسگر یکپارچه تعیین وضعیت استفاده شده است. برای کنترلر مورد استفاده در این شبیه‌ساز از نوع کنترلر  $LQR^1$  بوده و طراحی آن بر اساس مدل خطی سیستم صورت گرفته است.

موسسه تکنولوژی جورجیا از تراستر گاز سرد در شبیه‌ساز خود استفاده کرده است. در این شبیه‌ساز از ژایروی کنترلر ممان با سرعت متغیر، حسگرهای خورشیدی، ژایرو، مغناطیس‌سنج و واحد اندازه‌گیری اینرسی استفاده شده است. در این سیستم به دلیل عدم قطعیت ممان اینرسی‌ها، از یک کنترلر غیرخطی مقاوم بر حسب کوآترینون‌ها پیاده‌سازی شده است [۲۶]. در مرجع [۲۷] به منظور بررسی عملکرد تراستر گاز سرد در کنترل وضعیت از تراستر گاز سرد و ژایرو استفاده شده است. ژایروی کنترلر ممان با سرعت متغیر، واحد اندازه‌گیری اینرسی، ژایروی سرعت زاویه‌ای و حسگرهای لیزری در شبیه‌ساز معرفی شده در [۲۸] مورد استفاده قرار گرفته‌اند. در این سیستم قوانین کنترل و هدایت با استفاده از ژایروهای کنترلر ممان با سرعت متغیر مورد

ارزیابی قرار گرفته است.

در [۲۹] برای کنترل وضعیت شبیه‌ساز از عملگرهای مغناطیسی با بهره‌گیری از کنترلر تناسبی استفاده شده است. این شبیه‌ساز همچنین شامل چرخ عکس‌العملی، حسگر وضعیت اینرسی و نمونه‌هایی از حسگرهای خورشیدی و زمینی و سیستم بالانس اتوماتیک است. در شبیه‌ساز معرفی شده در [۳۰] استراتژی‌های کنترلی بر مبنای کنترلرهای  $PD^2$  و LQR برای انجام مانورهای بزرگ با استفاده از ترکیب تراستر گاز سرد و چرخ عکس‌العملی مورد بررسی قرار گرفته است.

به طور خلاصه، مرور کارهای صورت گرفته در خصوص تنظیم ضرایب کنترلر را می‌توان به صورت زیر جمع بندی کرد. روش‌های تعیین ضرایب کنترلر PID، شامل تکنیک‌های کلاسیک، عددی، و هوشمند است که هر یک دارای مزایا و معایب مختص خود هستند [۳۱، ۳۲]. روش‌های کلاسیک نظیر زیگلر-نیکولز، ساده و سریع بوده و برای سیستم‌های خطی با دینامیک ساده مناسب هستند. با این حال، این روش‌ها برای سیستم‌های غیرخطی یا دارای تاخیر زیاد کارایی مطلوب را ندارند. روش‌های عددی مانند بهینه‌سازی مبتنی بر گرادیان، از دقت بالایی برخوردار بوده و برای سیستم‌های خطی پیچیده مناسب‌اند، اما ممکن است در سیستم‌های غیرخطی در بهینه‌های محلی گرفتار شوند. الگوریتم‌های فرا ابتکاری نظیر الگوریتم ژنتیک (GA) و بهینه‌سازی انبوه ذرات (PSO) در مواجهه با سیستم‌های غیرخطی و چندمتغیره توانمند هستند و از قابلیت فرار از بهینه‌های محلی برخوردارند [۳۳-۳۵]. اما نیازمند زمان و منابع محاسباتی بیشتری هستند. همگرایی سریع روش بهینه‌سازی انبوه ذرات و مناسب بودن برای سیستم‌های غیرخطی از مزایای این روش نسبت به الگوریتم ژنتیک است. اما در مقابل الگوریتم ژنتیک برای مسائل چند هدفه مناسب بوده و قدرت جستجوی بالایی در یافتن پاسخ دارد. ولی الگوریتم ژنتیک، زمان بر بوده و نیازمند تنظیم دقیق پارامترها است. سایر الگوریتم بهینه‌سازی، نظیر کنترلرهای تطبیقی و فازی قابلیت تنظیم لحظه‌ای ضرایب را دارند و برای شرایط پویا و غیرقطعی مناسب‌اند. اما پیاده‌سازی آن‌ها به دانش بیشتری از سیستم و طراحی دقیق قواعد نیاز دارد. انتخاب روش مناسب به نوع سیستم، پیچیدگی دینامیک و اهداف کنترلی وابسته است و در بسیاری موارد، ترکیب روش‌ها ممکن است به نتایج بهتری منجر شود.

در این مقاله، از روش هوشمند بهینه‌سازی انبوه ذرات برای تنظیم پارامترهای کنترلر PID شبیه‌ساز سه درجه آزادی کنترل وضعیت ماهواره با عملگرهای چرخ عکس‌العملی استفاده شده است. این شبیه‌ساز با هدف ارزیابی الگوریتم‌های کنترل وضعیت برای یک

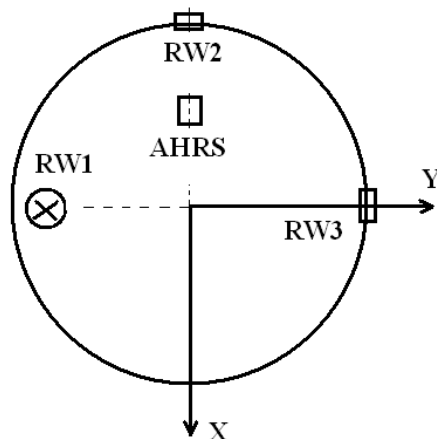
بر هم در این صفحه محورهای اصلی پلتفرم خواهند بود.

جدول ۱- مشخصات چرخ‌های عکس‌العملی

Table 1. Reaction wheel specifications.

Value	Feature
0.123 N.m	Maximum torque
0.63 N.m.sec	Angular momentum capacity
3000 rpm (rated engine speed is up to 9000 rpm)	Maximum permissible angular velocity
About 12 watts at 3000 rpm	Wheel power consumption
0.002 Kg.m <sup>2</sup>	Disk moment of inertia
Diameter: 120 mm maximum thickness: 25 mm	Disk dimensions
In three perpendicular directions	Wheel mounting angle

حسگر تعیین وضعیت مورد استفاده یک حسگر ترکیبی یکپارچه است که با ترکیب اطلاعات حسگرهای ژایرو، مغناطیس‌سنج و شتاب‌سنج خطی، وضعیت پلتفرم را نسبت به دستگاه اینرسی تعیین می‌کند [۳۹]. حسگر به گونه‌ای نصب شده است که راستای محورهای آن در راستای محورهای اصلی پلتفرم قرار گیرد. محورهای مختصات در نظر گرفته شده برای پلتفرم و وضعیت نصب چرخ‌های عکس‌العملی و حسگر وضعیت روی آن به صورت شکل (۲) است.



شکل ۱- محورهای مختصات و وضعیت نصب اجزای پلتفرم.

Fig 1. Coordinate axes and installation position of platform components.

شکل (۲) نمایی از واسط کاربر گرافیکی برنامه نرم‌افزاری طراحی شده برای شبیه‌ساز را نشان می‌دهد [۴۰].

ماهواره مشخص طراحی و ساخته شده است. راه‌اندازی بستر تست عملکردی زیرسیستم تعیین و کنترل وضعیت با بهره‌گیری از یک حسگر ترکیبی و عملگرهای عکس‌العملی به صورت کامل صورت می‌گیرد. نتایج آزمایش‌های عملی نشان می‌دهد که بهینه‌سازی ضرایب کنترلر PID با روش هوشمند انبوه ذرات برای سیستم دینامیکی غیرخطی و پیچیده شبیه‌ساز وضعیت ماهواره، امکان دستیابی به عملکرد مطلوب وضعیت را فراهم می‌کند. نتایج حاصله به‌ازای توابع معیار مختلف حاصل شده است. در نهایت برای مقایسه با نتایج روش بهینه‌سازی کلاسیک زیگلر- نیکولز نیز مقایسه صورت گرفته است.

در ادامه مشخصات فنی شبیه‌ساز ارایه شده است. سپس مدل‌سازی دینامیکی و سینماتیکی با در نظر گرفتن رفتارهای واقعی سیستم صورت گرفته است.

## مشخصات فنی شبیه‌ساز سه درجه آزادی

در شبیه‌ساز مورد بررسی در این مقاله از یاتاقان هوایی نیمکره‌ای برای ایجاد شرایط تعلیق استفاده شده است. جزئیات طراحی و ساخت این یاتاقان در [۳۶] ارایه شده است. مشخصات این نمونه با نمونه تجاری ارایه شده توسط شرکت نلسون قابل مقایسه است [۳۷].

در این شبیه‌ساز، چرخ عکس‌العملی به عنوان عملگر کنترل وضعیت مورد استفاده قرار گرفته است. توضیحات تکمیلی در مرجع [۳۸] ارایه شده است. روش اندازه‌گیری و تعیین مشخصه‌های فنی چرخ عکس‌العملی بر اساس نیازمندی‌های کنترل وضعیت در [۳۷، ۳۹] تشریح شده است. با فرض بزرگ‌ترین ممان اینرسی پلتفرم به صورت  $I=2.5 \text{ kg.m}^2$  و بزرگ‌ترین مانور تغییر وضعیت حول این محور به میزان ۵۰ درجه در مدت ۲۰ ثانیه، حداکثر گشتاور مورد نیاز و ظرفیت ممتوم برای انجام مانور عبارتند از [۳۷]:

$$T = \frac{4\theta I}{t^2} = 0.022 \text{ N.m} \quad (1)$$

$$H = \frac{2\theta I}{t} = 0.22 \text{ N.m.sec} \quad (2)$$

با توجه به ظرفیت ممتوم مورد نیاز و سرعت زاویه‌ای مجاز موتور، مجموع ممان اینرسی دیسک و روتور از رابطه (۳) تعیین می‌شود:

$$I_{RW} = \frac{H}{\omega} \quad (3)$$

پارامتر  $\omega$  حداکثر سرعت موتور و  $H$  ظرفیت ممتوم هستند. مشخصات نهایی چرخ‌های عکس‌العملی در جدول ۱ ارایه شده است. پس از برقراری تعادل جرمی پلتفرم در صفحه افقی، هر دو محور عمود

$\theta$  و  $\psi$  زوایای اویلر هستند که به ترتیب چرخش حول محورهای  $x$ ،  $y$  و  $z$  را نشان می‌دهند.  $I_{xx}$ ،  $I_{yy}$  و  $I_{zz}$  ممان اینرسی پلتفرم در راستای محورهای اصلی و  $T_x$ ،  $T_y$  و  $T_z$  گشتاورهای اعمال شده بر پلتفرم،  $mg$  وزن پلتفرم و مرکز جرم و مرکز چرخش هستند.

جدول ۲- مشخصات کلی شبیه‌ساز.

Table 2. Overall simulator specifications.

Value	Specification
Diameter: 90 mm Height: 150 mm	Total Dimension
55 kg Approx.	Suspended part Weight
Three degrees of freedom with a limit of 40 degrees in the roll and pitch directions and 360 degrees in the yaw direction	Movement limitations
About 2 hours based on power consumption limitations	Work continuity
Deg with AHRS sensor 0.5	Attitude Determination accuracy
1 Deg	Attitude Determination and Control accuracy

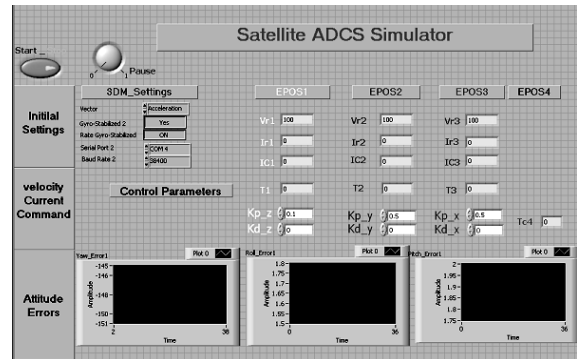
معادلات نشان می‌دهند که در دو راستای رول و پیچ ( $\phi$  و  $\theta$ ) گشتاورهای اغتشاشی ناشی از فاصله عمودی مرکز جرم و مرکز چرخش وجود دارد.

$$I_{xx}[(\ddot{\phi} - \ddot{\psi} \sin\theta) - \dot{\theta}\dot{\psi} \cos\theta] + (I_{zz} - I_{yy})[\ddot{\theta} \cos\theta + \dot{\psi} \sin\theta \cos\theta] \times [-\dot{\theta} \sin\theta + \dot{\psi} \cos\theta \cos\theta] = -mgr_z \sin\theta \cos\theta + T_x$$

$$I_{yy}[(\ddot{\theta} \cos\theta + \ddot{\psi} \sin\theta \cos\theta) + (-\dot{\phi}\dot{\theta} \sin\theta + \dot{\phi}\dot{\psi} \cos\theta \cos\theta - \dot{\theta}\dot{\psi} \sin\theta \sin\theta)] + (I_{xx} - I_{zz})[\ddot{\phi} - \ddot{\psi} \sin\theta] \times [-\dot{\theta} \sin\theta + \dot{\psi} \cos\theta \cos\theta] = -mgr_z \sin\theta + T_y \quad (4)$$

$$I_{zz}[(\ddot{\theta} \sin\theta + \ddot{\psi} \cos\theta \cos\theta) + (-\dot{\phi}\dot{\theta} \cos\theta - \dot{\phi}\dot{\psi} \sin\theta \cos\theta - \dot{\theta}\dot{\psi} \cos\theta \sin\theta)] + (I_{yy} - I_{xx})[\ddot{\phi} - \ddot{\psi} \sin\theta] \times [\dot{\theta} \cos\theta + \dot{\psi} \sin\theta \cos\theta] = T_z$$

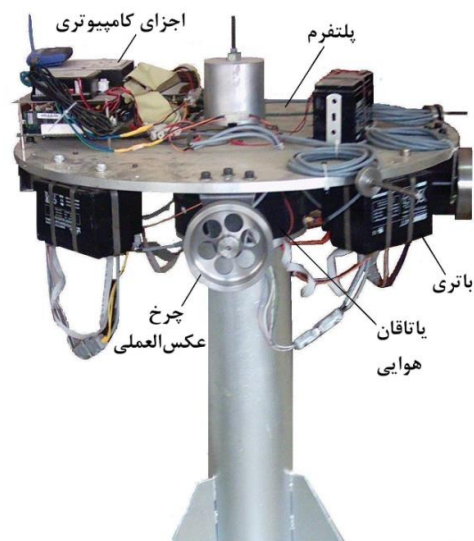
اگر مرکز جرم بالاتر از مرکز چرخش قرار گیرد  $I_z$  مثبت است. در این حالت در شرایط حلقه باز، انحراف اولیه برای زوایای رول یا پیچ منجر به حرکت نوسانی با میرایی بسیار ناچیز ناشی از اصطکاک در این دو راستا



شکل ۲- نمای گرافیکی برنامه نرم‌افزاری در ایستگاه مانیتورینگ.

Fig. 2. Graphical view of the software program in the monitoring station.

ارتباط گرافیکی با استفاده از نرم‌افزار Labview فراهم شده است. پلتفرم شبیه‌ساز و اجزای آن در شکل (۳) نشان داده شده است. پس از نصب اجزای اصلی و برای انجام آزمایش، بالانس جرمی پلتفرم در صفحه افقی انجام می‌شود تا اثرات اغتشاشی نیروی وزن حذف شود.



شکل ۳- پلتفرم شبیه‌ساز تعیین و کنترل وضعیت و اجزای آن.

Fig. 3. Attitude and determination simulator platform and its components.

مشخصات کلی شبیه‌ساز در جدول ۲ ارایه شده است.

## مدل سازی دینامیکی و سینماتیکی

در صورتی که اصطکاک هوا در یاتاقان هوایی ناچیز فرض شود، معادلات غیرخطی سیستم در چارچوب مختصات اصلی بدنه با ترکیب معادلات دینامیک پلتفرم و معادلات سینماتیک بر حسب زوایای اویلر، به صورت (۴) به دست می‌آید [۲۵، ۳۹]. در این معادلات غیرخطی  $\phi$ ،

تنظیم ضرایب کنترلر PID صورت گرفته به ازای توابع معیار مختلف فوق و همچنین روش زیگلر-نیکولز (ZN) صورت گرفته است.

## الگوریتم بهینه‌سازی انبوه ذرات

الگوریتم بهینه‌سازی انبوه ذرات<sup>۱</sup> یک روش جستجو و بهینه‌سازی مبتنی بر هوش جمعی است که با الهام از رفتار اجتماعی و بیولوژیکی موجودات گروهی مانند پرندگان، ماهی‌ها و حشرات الهام گرفته شده است. این روش با استفاده از یک گروه (یا جمعیت) از راه‌حل‌های نامزد شده برای پیدا کردن بهینه‌های یک تابع هدف عمل می‌کند. هر یک از ذرات به عنوان یک راه‌حل نامزد شده برای الگوریتم محسوب می‌شود.

امروزه PSO یکی از شناخته شده‌ترین و پرکاربردترین الگوریتم‌های هوش مصنوعی و تکنیک‌های فرا ابتکاری است که به دلیل سادگی و قابلیت استفاده در طیف وسیعی از کاربردها را دارد. هدف روش محاسباتی PSO بهینه‌سازی یک مسئله به صورت تکراری است که با مجموعه یا جمعیتی از راه‌حل‌های نامزد شده شروع می‌شود، که در این زمینه گروهی از ذرات نامیده می‌شود. هر ذره بهترین موقعیت جمعی را در انبوه می‌داند و همراه با بهترین موقعیت فردی آن و ارزش تناسب آن که تاکنون در طول فرآیند جستجو در فضای راه حل مشکل پیدا شده است [۴۱].

اجزای اصلی الگوریتم انبوه ذرات را می‌توان به صورت زیر برشمرد:

- ذرات: هر ذره، نشان‌دهنده یک نقطه در فضای جستجو است. هر ذره، موقعیت مشخص خود را دارد که به عنوان یک راه‌حل ممکن برای مسئله در نظر گرفته می‌شود.
- سرعت: سرعت تعیین می‌کند که هر ذره در مرحله بعدی به کدام سمت و با چه سرعتی حرکت کند. سرعت‌ها در طول فرآیند برای هدایت ذرات به سمت مناطق بهتر (بهینه) تنظیم می‌شوند.
- موقعیت: موقعیت هر ذره نشان‌دهنده یک راه‌حل ممکن در فضای جستجو است. موقعیت در هر مرحله بر اساس سرعت فعلی و موقعیت قبلی به‌روزرسانی می‌شود.
- بهترین موقعیت شخصی (pBest): بهترین موقعیتی که یک ذره تاکنون تجربه کرده است، معیاری برای مقایسه موقعیت‌های جدید هر ذره به‌شمار می‌رود و در طول اجرای الگوریتم، با بهترین موقعیت جدید شخصی به‌روزرسانی می‌شود.

خواهد شد. در صورتی که مرکز جرم پایین‌تر از مرکز چرخش قرار گیرد  $\tau z$  منفی است و در شرایط حلقه باز، انحراف اولیه برای زوایای رول یا پیچ منجر به ناپایداری سیستم می‌شود. در حالت ایده‌آل تعادل خنثی در شرایط حلقه باز، نیروی وزن اغتشاشی به سیستم اعمال نمی‌کند و سیستم هر وضعیت اولیه‌ای را حفظ می‌کند. در عمل به دلیل ایده‌آل نبودن رفتار یاتاقان هوایی امکان ایجاد تعادل خنثی ممکن نیست و آزمایش‌های تعیین و کنترل وضعیت شبیه‌ساز نیز در شرایط تعادل پایدار انجام می‌شود.

## طراحی و تنظیم ضرایب کنترلر PID وضعیت

یکی از مرسوم‌ترین و ساده‌ترین کنترل‌کننده‌های وضعیت ماهواره کنترل‌کننده PID است که با توجه به پارامترهای اندازه‌گیری شده توسط حسگرهای تعیین وضعیت، به سادگی قابل پیاده‌سازی است. با استفاده از یک کنترل‌کننده PID گشتاورهای کنترلی که توسط چرخ‌های عکس‌العملی به سیستم اعمال می‌شوند به صورت زیر در نظر گرفته شده‌اند:

$$T_x = k_{P\phi} e_\phi + k_{D\phi} \dot{e}_\phi + k_{I\phi} \int_0^t e_\phi dt$$

$$T_y = k_{P\theta} e_\theta + k_{D\theta} \dot{e}_\theta + k_{I\theta} \int_0^t e_\theta dt \quad (6)$$

$$T_z = k_{P\psi} e_\psi + k_{D\psi} \dot{e}_\psi + k_{I\psi} \int_0^t e_\psi dt$$

نه پارامتر کنترلر PID به عنوان ضرایب طراحی و تنظیم کنترلر شبیه‌سازی به شمار می‌روند که در این مقاله از الگوریتم انبوه ذرات برای تنظیم آن‌ها بهره گرفته شده است.

هدف بهینه‌سازی پارامترهای کنترل‌کننده PID این است که انحراف سیستم کنترل را به سمت صفر میل دهد و سرعت پاسخ‌گویی سریع و کوچک داشته باشد. بنابراین از چهار معیار انتگرال خطا که به شرح زیر توضیح داده شده است برای ارزیابی اثر کنترل استفاده شده است.

- انتگرال مربع خطا

$$ISE = \int_0^\infty e(t)^2 dt \quad (7)$$

- انتگرال خطای مربع زمان

$$ITSE = \int_0^\infty t^2 e(t)^2 dt \quad (8)$$

- انتگرال خطای مطلق

$$IAE = \int_0^\infty |e(t)| dt \quad (9)$$

- انتگرال زمان ضرب در خطای مطلق

$$ITAE = \int_0^\infty t |e(t)| dt \quad (10)$$

- بهترین موقعیت جمعی ( $gBest$ ): بهترین موقعیتی که در کل جمعیت مشاهده شده است. این مقدار تمام ذرات را به سمت منطقه بهینه سوق می‌دهد.

سادگی پیاده‌سازی و انعطاف پذیری در حل مسائل مختلف بهینه‌سازی پیوسته یا گسسته از مزایای این الگوریتم به شمار می‌رود. یکی دیگر از مزایای این روش، عدم وابستگی به گرادیان یا مشتق است.

## فرایند الگوریتم PSO

اولین گام در پیاده‌سازی الگوریتم، تعیین تعداد ذرات و تعداد تکرارها است. سپس موقعیت و سرعت اولیه هر ذره به صورت تصادفی در فضای جستجو مقداردهی می‌شوند. این کار در واقع تنظیمات اولیه و مقدار دهی پارامترهای مورد نیاز الگوریتم می‌باشد. در گام دوم، موقعیت هر ذره با استفاده از تابع هدف محاسبه می‌شود و عملکرد موقعیت به عنوان کیفیت راه‌حل تعیین می‌شود. در گام سوم، به‌روزرسانی بهترین موقعیت شخصی و بهترین موقعیت جمعی صورت می‌گیرد. در این گام، اگر عملکرد یک ذره بهتر از بهترین موقعیت شخصی خودش باشد،  $pBest$  به موقعیت فعلی به‌روزرسانی می‌شود و در صورتی که عملکرد یک ذره بهتر از بهترین موقعیت جمعی جمعیت باشد،  $gBest$  به موقعیت فعلی آن ذره به‌روزرسانی می‌شود. در گام چهارم، به‌روزرسانی سرعت و موقعیت هر ذره صورت می‌گیرد. در این گام سرعت و موقعیت هر ذره بر اساس روابط (۱۱) به‌روزرسانی می‌شوند. گام پنجم به ارزیابی و تکرار مجدد الگوریتم از گام دوم تا انتها اختصاص دارد. در این گام، پاسخ حاصله بر اساس دقت مورد انتظار از پیش تعیین شده مورد ارزیابی قرار گرفته و در صورت لزوم، الگوریتم به دفعات مورد نیاز تکرار می‌شود. معادلات زیر، مکانیزم به‌روزرسانی موقعیت و سرعت پارامترهای بهینه‌سازی را در الگوریتم انبوه ذرات توصیف می‌کنند.

$$v_{ij}(t+1) = \omega \times v_{ij}(t) + r_1(t) \times C_1 (pBest_{ij}(t) - x_{ij}(t)) + r_2(t) \times C_2 (gBest_{ij}(t) - x_{ij}(t)) \quad (11)$$

$$x_{ij}(t+1) = x_{ij}(t) + v_{ij}(t+1)$$

ضرایب  $C_1$  و  $C_2$  ضرایب شتاب برای هدایت حرکت ذرات به ترتیب به سمت بهترین موقعیت شخصی و بهترین موقعیت جمعی هستند. مقادیر این ضرایب به ترتیب مقادیر ۳ و ۳/۵ برای آن‌ها در نظر گرفته شده است. ضرایب  $r_1$  و  $r_2$  مستقل از یکدیگر بوده و اعداد تصادفی در بازه صفر و یک هستند که برای حفظ تصادفی بودن حرکت استفاده می‌شوند. متغیرهای  $x_{ij}$  و  $v_{ij}$  بیانگر مختصات

موقعیت و سرعت ذره نام در راستای زام می‌باشد.  $pBest_{ij}$  و  $gBest_{ij}$  نیز بر مکان شخصی و بهترین مکان جمعی و در  $t$  امین تکرار اشاره دارد. عبارت اول در سمت راست معادله فوق از  $\omega$  استفاده می‌کند که وزن اینرسی است. وزن اینرسی کنترل می‌کند که ذرات چقدر از سرعت قبلی خود تبعیت کنند. معمولاً مقدار آن بین ۰/۴ تا ۱ است. این مقدار با ضریب میرایی ۰/۹۸ در هر تکرار میرا می‌شود. دو عبارت بعدی برانگیختگی به سمت مناطق امیدوارکننده در فضای جستجو هستند که توسط بهترین مکان‌های شخصی و جمعی گزارش شده است. بهترین مقدار  $gBest(t)$  حداقل عنصر متحمل هزینه مجموعه زمانی بهترین‌های شخصی  $pBest(t)$  همه ذرات در تمام تکرارها است.

## نتایج و تحلیل آزمایش‌ها

نتایج آزمایش‌های عملی روی پلتفرم با پیاده‌سازی کنترلر PID با توابع هزینه مختلف طراحی شده، در این بخش ارائه شده است. در این آزمایش‌ها وضعیت مطلوب برای پلتفرم صفر بودن تمام زوایا در نظر گرفته شده است.

انجام مانورهایی با زاویه مطلوب غیر صفر برای راستای یاو هیچ محدودیتی ندارد و در آزمایش‌ها انجام شده است. اما به علت محدودیت سیستم در دستیابی به شرایط تعادل خنثی، گشتاوری اغتشاشی ناشی از وزن سیستم در زوایای رول و پیچ غیر صفر اعمال می‌شود که در مدل‌سازی‌ها نیز لحاظ شده است. این گشتاور اغتشاشی یک گشتاور غیرسیکلی به حساب می‌آید و همان‌گونه که می‌دانیم چرخ عکس‌العملی نمی‌تواند اثر گشتاور غیرسیکلی را حذف کند زیرا با گذشت زمان چرخ اشباع می‌شود.

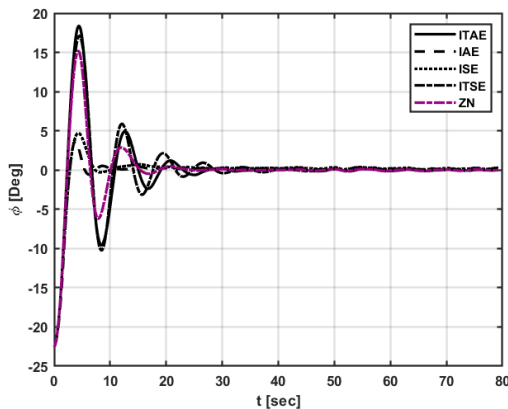
در ماهواره نیز از عملگرهای دیگری نظیر تراستر یا مغناطیسی برای جبران اثرات این نوع گشتاورها استفاده شده است. بنابراین با توجه به مشخصه‌های سیستم انجام مانور برای رسیدن به زوایای رول و پیچ غیر صفر در زمان طولانی ممکن نیست و در زمان محدود باعث اشباع عملگر می‌شود. البته این شرایط برای سیستم واقعی نیز وجود ندارد. شرایط اولیه زوایای اولر در نظر گرفته برای آزمایش و تنظیم ضرایب کنترلر PID شبیه‌ساز به‌ازای تمامی توابع هزینه‌های در نظر گرفته شده به قرار زیر است:

$$[\varphi_0, \theta_0, \psi_0] = [-22^\circ, -20^\circ, -53.5^\circ] \quad (12)$$

نتایج آزمایش‌ها نشان می‌دهند که تنظیم ضرایب کنترلر PID با بهره‌های انتخاب شده توانسته سیستم را به وضعیت مطلوب هدایت کند. اما مشخصات پاسخ زمانی در هر یک از توابع هزینه متفاوت است. در جدول ۳ مشخصات پاسخ زمانی بر حسب منحنی تغییرات زاویه رول در

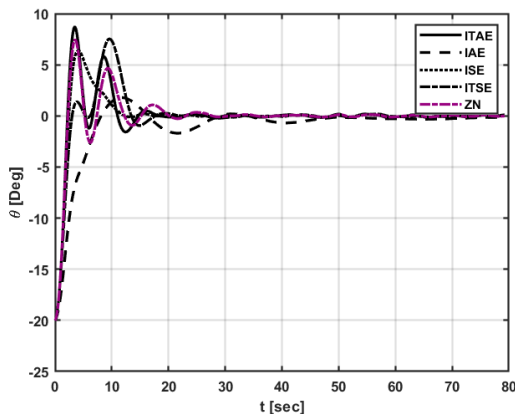
با توجه به مشخصات پاسخ زمانی حاصله از بهینه‌سازی انبوه ذرات برای هر سه محور، امکان انتخاب بهترین مشخصات پاسخ زمانی برای هر محور به‌صورت جداگانه وجود دارد و می‌توان ضرایب توابع هزینه مختلف را برای هر یک از محورهای شبیه‌ساز ماهواره در نظر گرفت. این مورد درجه آزادی طراح برای بهره‌گیری از ضرایب کنترلر PID مناسب برای هر سه محور را به‌صورت جداگانه و بر اساس نتایج حاصله فراهم می‌آورد.

در شکل‌های ۴، ۵ و ۶، منحنی نتایج زوایای اولر در سه راستای رول و پیچ و یاو نشان داده شده است. نتایج حاصله بر اساس بهینه‌سازی ضرایب کنترلر PID و بهره‌گیری از الگوریتم انبوه ذرات در شبیه‌ساز تعیین و کنترل وضعیت ماهواره به‌دست آمده است. علاوه بر این نتایج روش سنتی زیگلر-نیکولز برای تنظیم ضرایب کنترلر PID نیز جهت مقایسه با روش بهینه‌سازی پیشنهادی این مقاله ارائه شده است.



شکل ۴- منحنی تغییرات زاویه رول شبیه‌ساز.

Fig 4. Roll angle variation curve of simulator.



شکل ۵- منحنی تغییرات زاویه پیچ شبیه‌ساز.

Fig 5. Pitch angle variation curve of simulator.

هر یک از آزمایش‌های انجام شده ارائه شده است.

جدول ۳- مشخصات پاسخ زمانی منحنی تغییرات رول.

Table 3. Time response specifications of roll curve.

Rise time (Sec)	Settling time (Sec)	Overshoot percentage	PID controller with cost function
2.8	25	21	ISE
2.36	50	76	ITSE
2.75	35	16	IAE
2.31	35	82	ITAE
2.36	32	67	ZN

بیشترین انحراف اولیه مربوط به زاویه یاو و حدود ۵۴ درجه بوده و سیستم در مدت زمان کمتر از ۸۰ ثانیه به وضعیت مطلوب رسیده است. در جدول ۴ مشخصات پاسخ زمانی بر حسب منحنی تغییرات پیچ در هر یک از آزمایش‌های انجام شده ارائه شده است.

جدول ۴- مشخصات پاسخ زمانی منحنی تغییرات پیچ.

Table 4. Time response specifications of pitch curve.

Rise time (Sec)	Settling time (Sec)	Overshoot percentage	PID controller with cost function
2.4	15	32	ISE
3	25	37	ITSE
8	80	9	IAE
2.2	20	43	ITAE
2.3	30	37	ZN

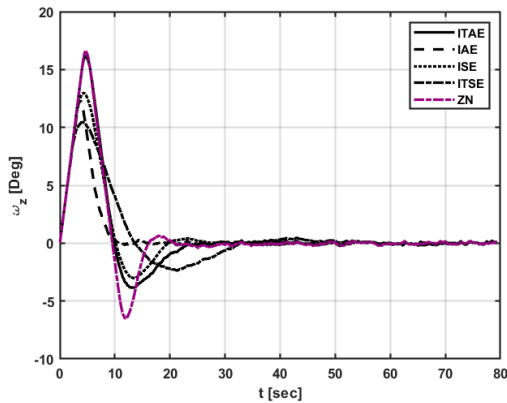
در جدول ۵ مشخصات پاسخ زمانی بر حسب منحنی تغییرات یاو

در هر یک از آزمایش‌های انجام شده ارائه شده است.

جدول ۵- مشخصات پاسخ زمانی منحنی تغییرات یاو.

Table 5. Time response specifications of yaw curve.

Rise time (Sec)	Settling time (Sec)	Overshoot percentage	PID controller with cost function
6.4	80	33	ISE
7.2	70	42	ITSE
10	10	0	IAE
5.8	30	51	ITAE
5.8	60	47	ZN



شکل ۹- منحنی سرعت زاویه‌ای محور Z شبیه‌ساز.

Fig 9. Z-axis angular velocity variation curve of simulator.

منحنی نمودارها نشان می‌دهند که به علت تاثیر گشتاور اغتشاشی وزن بر پلتفرم، زاویه رول و پیچ نوسانات بیشتری نسبت به زاویه یاو داشته است. در جدول ۶ ضرایب کنترلر PID در راستای رول ارایه شده است. ضرایب کنترلر در توابع هزینه بهینه، بر اساس الگوریتم بهینه‌سازی انبوه ذرات استخراج شده است.

جدول ۶ - ضرایب کنترلر PID در راستای محور رول.

Table 6. PID controller coefficients in roll axis.

$K_D$	$K_I$	$K_P$	Cost function
6.54	0.052	5.93	ISE
1.99	0.31	4.89	ITSE
9.76	0.056	12.54	IAE
4.15	1.23	4.72	ITAE
3.62	0.64	4.98	ZN

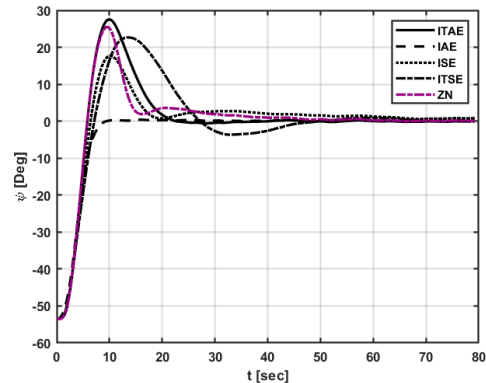
در جدول ۷ ضرایب کنترلر PID در راستای پیچ ارایه شده است.

جدول ۷ - ضرایب کنترلر PID در راستای محور پیچ.

Table 7. PID controller coefficients in pitch axis.

$K_D$	$K_I$	$K_P$	Cost function
10.33	2.06	6.63	ISE
6.89	0.72	3.44	ITSE
1.2	0.022	0.48	IAE
8.19	2.69	8.14	ITAE
3.72	0.62	4.98	ZN

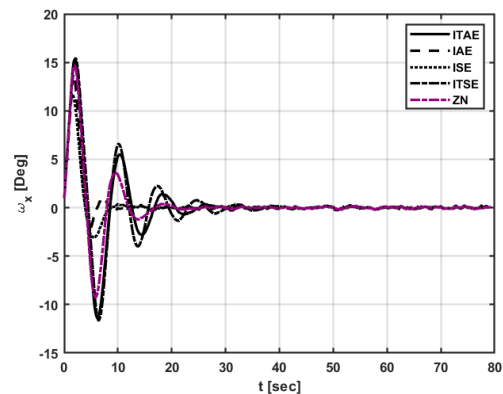
در جدول ۸ ضرایب کنترلر PID در راستای یاو ارایه شده است.



شکل ۶- منحنی تغییرات زاویه یاو شبیه‌ساز.

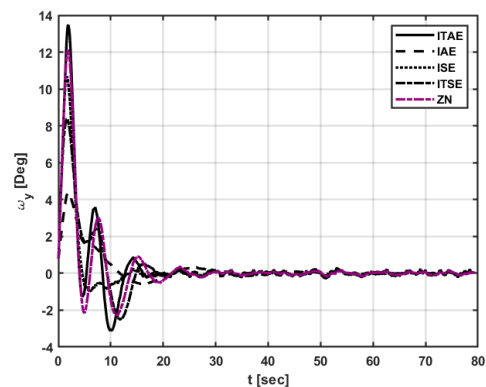
Fig 6. Yaw angle variation curve of simulator.

در شکل‌های ۷، ۸ و ۹ نیز منحنی نتایج سرعت‌های زاویه‌ای حول محورهای رول و پیچ و یاو نشان داده شده است. تغییرات منحنی‌های ارایه شده، حاکی از نرخ سرعت میرا شدن نوسانات میز معلق شبیه‌ساز تعیین و کنترل وضعیت ماهواره می‌باشد.



شکل ۷- منحنی سرعت زاویه‌ای محور X شبیه‌ساز.

Fig 7. X-axis angular velocity variation curve of simulator.



شکل ۸- منحنی سرعت زاویه‌ای محور Y شبیه‌ساز.

Fig 8. Y-axis angular velocity variation curve of simulator.

*Framework Using MATLAB®*, Springer Cham, 2021, <https://doi.org/10.1007/978-3-030-72311-8>.

- [2] K. J. Astrom and T. Haggund, *PID Controllers: Theory, Design and Tuning*, 2nd ed. Instrument Society of America (ISA), 1995.
- [3] A. Rodríguez-Molina, M. G. Villarreal-Cervantes, J. Álvarez-Gallegos, and M. Aldape-Pérez, "Bio-inspired adaptive control strategy for the highly efficient speed regulation of the DC motor under parametric uncertainty," *Applied Soft Computing*, vol. 75, pp. 29-45, 2019, <https://doi.org/10.1016/j.asoc.2018.11.002>.
- [4] J. Bhookya and R. Jatoth, "Optimal FOPID/PID controller parameters tuning for the AVR system based on sine-cosine-algorithm," *Evolutionary Intelligence*, vol. 12, no. 4, pp. 725-733, 2019, <https://doi.org/10.1007/s12065-019-00290-x>.
- [5] B. Hekimoğlu, "Sine-cosine algorithm-based optimization for automatic voltage regulator system," *Transactions of the Institute of Measurement and Control*, vol. 41, no. 6, pp. 1761-1771, 2019, <https://doi.org/10.1177/0142331218811453>.
- [6] B. N. Kommula and V. R. Kota, "Direct instantaneous torque control of brushless dc motor using firefly algorithm based fractional order pid controller," *Journal of King Saud University Engineering Sciences*, vol. 32, no. 2, pp. 133-140, 2020, <https://doi.org/10.1016/j.jksues.2018.04.007>.
- [7] D. Potnuru, K. A. Mary, and C. S. Babu, "Experimental implementation of Flower Pollination Algorithm for speed controller of a BLDC motor," *Ain Shams Engineering Journal*, vol. 10, no. 2, pp. 287-295, 2019, <https://doi.org/10.1016/j.asej.2018.07.005>.
- [8] H. Du, P. Liu, Q. Cui, X. Ma, and H. Wang, "PID controller parameter optimized by reformative artificial bee colony algorithm," *Journal of Mathematics*, vol. 2022, no. 1, 2022, Art. no. 3826702, <https://doi.org/10.1155/2022/3826702>.
- [9] H. Wang, H. Du, Q. Cui, and H. Song, "Artificial bee colony algorithm based PID controller for steel stripe deviation control system," *Science Progress*, vol. 105, no. 1, 2022, <https://doi.org/10.1177/00368504221075188>.
- [10] J. Bhookya, M. V. Kumar, J. R. Kumar, and A. S. Rao, "Implementation of PID controller for liquid level system using mGWO and integration of IoT application," *Journal of Industrial Information Integration*, vol. 28, 2022, Art. no. 100368, <https://doi.org/10.1016/j.jii.2022.100368>.
- [11] M. M. Gani, M. S. Islam, and M. A. Ullah, "Optimal PID tuning for controlling the temperature of electric furnace by genetic algorithm," *SN Applied Sciences*,

جدول ۸ - ضرایب کنترلر PID در راستای محور یاو.

Table 8. PID controller coefficients in yaw axis.

$K_D$	$K_I$	$K_P$	Cost function
4.18	0.05	1.84	ISE
9.54	0.256	1.82	ITSE
16.34	0.0037	6.46	IAE
11.63	0.603	4.18	ITAE
8.21	0.28	4.99	ZN

بر اساس پاسخ‌های زمانی حاصله، می‌توان نتایج شاخص IAE را برای هر سه محور، بهترین گزینه از نظر مشخصات پاسخ زمانی در نظر گرفت و ضرایب کنترلر این معیار را برای هر سه محور شبیه‌ساز استفاده کرد.

## نتیجه‌گیری

در این مقاله، تنظیم ضرایب کنترلر PID برای شبیه‌ساز سه درجه آزادی زیرسیستم تعیین و کنترل وضعیت ماهواره مبتنی بر یاتاقان هوایی بر اساس الگوریتم بهینه‌سازی انبوه ذرات صورت گرفت. در این شبیه‌ساز برای اعمال گشتاورهای کنترلی از چرخ‌های عکس‌العملی بهره گرفته شده است. تجهیزات دیگری نظیر حسگر تعیین وضعیت، پردازنده و کارت شبکه برای ارتباط بی‌سیم با ایستگاه مانیتورینگ بر روی پلتفرم شبیه‌ساز نصب شده‌اند. این کار امکان اعمال و ارسال فرامین اصلی و دریافت نتایج را در زمینی فراهم می‌کند. آزمایش‌های عملکردی در زوایای بزرگ انجام شده که قاعدتا خارج از محدوده خطی هستند اما کارایی سیستم در عمل در این محدوده‌ها نیز نشان داده شده است. نتایج حاصله از بهینه‌سازی انبوه ذرات با روش زیگلر-نیکولز نیز مقایسه شده است. مقایسه صورت گرفته بیانگر این است که نتایج و مشخصات پاسخ زمانی حاصله از بهینه‌سازی انبوه ذرات به مراتب از روش سنتی ZN بهتر و مناسب‌تر است. بر اساس پاسخ‌های زمانی حاصله، نتایج شاخص IAE برای هر سه محور، بهترین گزینه از نظر مشخصات پاسخ زمانی بوده و بنابراین ضرایب کنترلر PID حاصل از این معیار، برای هر سه محور شبیه‌ساز پیشنهاد شده و مورد استفاده قرار گرفته است.

## تعارض منافع

هیچگونه تعارض منافع توسط نویسندگان بیان نشده است.

## مراجع

- [1] J. D. Rojas, O. Arrieta, and R. Vilanova, *Industrial PID Controller Tuning, With a Multiobjective*

- simulator," *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, vol. 229, no. 1, pp. 72-86, 2015, <https://doi.org/10.1177/0954410014526380>.
- [22] J. L. Schwartz, M. A. Peck, and C. D. Hall, "Historical review of air-bearing spacecraft simulators," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 26, no. 4, pp. 513-522, 2003, <https://doi.org/10.2514/2.5085>.
- [23] M. Reyvandi, M. Mirshams, and M. Zarourati, "Design and implementation of a balance system for the cubesat attitude determination and control tabletop simulator," *Journal of Space Science and Technology*, vol. 16, no. 1, pp. 75-88, 2023, (in Persian), <https://doi.org/10.30699/jsst.2023.1426>.
- [24] M. Zarourati, M. Mirshams, and M. Tayefi, "Active underactuation fault-tolerant backstepping attitude tracking control of a satellite with interval error constraints," *Advanced Control for Applications: Engineering and Industrial Systems*, vol. 6, no. 3, 2024, Art. no. e215, <https://doi.org/10.1002/adc2.215>.
- [25] B. Kim, E. Velenis, P. Kriengsiri, and P. Tsiotras, "Designing a low-cost spacecraft simulator," *IEEE Control Systems Magazine*, vol. 23, no. 4, pp. 26-37, 2003, <https://doi.org/10.1109/MCS.2003.1213601>.
- [26] D. Jung and P. Tsiotras, "A 3-DoF experimental test-bed for integrated attitude dynamics and control research," in *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit*, Austin, Texas, 2003, Paper 5331, <https://doi.org/10.2514/6.2003-5331>.
- [27] S. Justin, M. McFarland, A. Shoemaker, and J. Eide, "Characterization of cold-gasthrusters for use on spacecraft simulation," *AIAA Mid-Atlantic (Region I-MA) Student Conference*, Blacksburg, Virginia, 2004.
- [28] M. Romano and B. N. Agrawal, "Attitude dynamics/control of a dual-body spacecraft with variable-speed control moment gyros," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 27, no. 4, pp. 513-525, 2004, <https://doi.org/10.2514/1.2564>.
- [29] J. Prado *et al.*, "Three-axis air-bearing based platform for small satellite attitude determination and control simulation," *Journal of Applied Research and Technology*, vol. 3, no. 3, pp. 222-237, 2005, <https://doi.org/10.22201/icat.16656423.2005.3.03.563>.
- [30] D. B. French, "Hybrid control strategies for rapid, large angle satellite slew maneuvers," M. S. thesis, Department of Aeronautical and Astronautical Engineering, Air Force Institute of Technology, USA, 2003.
- [31] Z. Bai, "Advances and prospects of PID Controller in mechanical field: from traditional tuning to intelligent optimization," *Applied and Computational* vol. 1, 2019, Art. no. 880, <https://doi.org/10.1007/s42452-019-0929-y>.
- [12] Y. Zhou, J. Zhang, X. Yang, and Y. Ling, "Optimization of PID controller based on water wave optimization for an automatic voltage regulator system," *Information Technology and Control*, vol. 48, no. 1, pp. 160-171, 2019, <https://doi.org/10.5755/j01.itc.48.1.20296>.
- [13] F. Loucif, S. Kechida, and A. Sebbagh, "Whale optimizer algorithm to tune PID controller for the trajectory tracking control of robot manipulator," *Journal of the Brazilian Society of Mechanical Sciences and Engineering*, vol. 42, 2020, Art. no. 1, <https://doi.org/10.1007/s40430-019-2074-3>.
- [14] B. Guo, Z. Zhuang, J. S. Pan, and S. C. Chu, "Optimal design and simulation for PID controller using fractional-order fish migration optimization algorithm," *IEEE Access*, vol. 9, pp. 8808-8819, 2021, <https://doi.org/10.1109/ACCESS.2021.3049421>.
- [15] J. Agarwal, G. Parmar, R. Gupta, and A. Sikander, "Analysis of grey wolf optimizer based fractional order PID controller in speed control of DC motor," *Microsystem Technologies*, vol. 24, pp. 4997-5006, 2018, <https://doi.org/10.1007/s00542-018-3920-4>.
- [16] K. Vanchinathan and N. Selvagesan, "Adaptive fractional order PID controller tuning for brushless DC motor using artificial bee colony algorithm," *Results in Control and Optimization*, vol. 4, 2021, Art. no. 100032, <https://doi.org/10.1016/j.rico.2021.100032>.
- [17] L. Chaib, A. Choucha, and S. Arif, "Optimal design and tuning of novel fractional order PID power system stabilizer using a new metaheuristic Bat algorithm," *Ain Shams Engineering Journal*, vol. 8, no. 2, pp. 113-125, 2017, <https://doi.org/10.1016/j.asej.2015.08.003>.
- [18] S. M. A. Tousi, A. Mostafanasab, and M. Teshnehlab, "Design of self tuning PID controller based on competition PSO," in *4th Conference on Swarm Intelligence and Evolutionary Computation (CSIEC)*, Mashhad, Iran, 2020, pp. 022-026, <https://doi.org/10.1109/CSIEC49655.2020.9237318>.
- [19] S. Jamshidi, M. Mirzaei, and M. Malekzadeh, "Applied optimal control of spacecraft simulator subject to failures of reaction wheels," *Arabian Journal for Science and Engineering*, vol. 49, pp. 1697-1712, 2023, <https://doi.org/10.1007/s13369-023-07960-0>.
- [20] S. Jamshidi, M. Mirzaei, and M. Malekzadeh, "Applied nonlinear control of spacecraft simulator with constraints on torque and momentum of reaction wheels," *ISA transactions*, vol. 138, pp. 705-719, 2023, <https://doi.org/10.1016/j.isatra.2023.03.027>.
- [21] M. Kabgani, M. Nabipour, and F. F. Saberi, "Design and implementation of attitude control algorithm of a satellite on a three-axis gimbal

- [36] A. H. Tavakoli, A. Abedian, and M. Dehghan, "Designing and Manufacturing of Hemispherical Airbearing," *Iranian Journal of Mechanical Engineering*, 2008.
- [37] J. R. Wertz and W. J. Larson, *Space Mission Analysis and Design*, 3rd ed. Springer Dordrecht, 1999.
- [38] A. Tavakoli, A. Kalhor, and M. Dehghan, "Implementation of three axis attitude controllers for evaluation of a micro-gravity satellite simulator," *Journal of Space Science and Technology*, vol. 5, no. 2, pp. 59-68, 2012, (in Persian).
- [39] A. H. Tavakoli, A. Abedian, and M. Dehghan, "Designing and manufacturing of mechanical parts of an attitude control simulator," Aerospace University Complex, Malek Ashtar University of Technology, Tehran, Iran, SRI-M120532, 2008.
- [40] A. Kalhor and M. Dehghan, "Designing and manufacturing of electrical parts of an attitude control simulator," Aerospace University Complex Malek Ashtar University of Technology, Tehran, Iran, SRI-M120648, 2008.
- [41] R. Eberhart and J. Kennedy, "A new optimizer using particle swarm theory," in *MHS'95. sixth International Symposium on Micro Machine and Human Science*, Nagoya, Japan, 1995, pp. 39-43, <https://doi.org/10.1109/MHS.1995.494215>.
- Engineering*, vol. 104, pp. 53-58, 2024, <https://doi.org/10.54254/2755-2721/104/20241105>.
- [32] M. Prabhat Dev, S. Jain, H. Kumar, B. Tripathi, and S. Khan, "Various tuning and optimization techniques employed in PID controller: A review," in *Proceedings of International Conference in Mechanical and Energy Technology, ICMET 2019, India*, S. Yadav, D. B. Singh, P. K. Arora, H. Kumar, Eds. Singapore: Springer, 2020, pp. 797-805, [https://doi.org/10.1007/978-981-15-2647-3\\_75](https://doi.org/10.1007/978-981-15-2647-3_75).
- [33] R. S. Patil, S. P. Jadhav, and M. D. Patil, "Review of intelligent and nature-inspired algorithms-based methods for tuning pid controllers in industrial applications," *Journal of Robotics and Control (JRC)*, vol. 5, no. 2, pp. 336-358, 2024, <https://doi.org/10.18196/jrc.v5i2.20850>.
- [34] A. H. Sule, "Studies of PID controller tuning using metaheuristic techniques: A review," *International Journal of Innovative Scientific and Engineering Technologies Research*, vol. 10, no. 4, pp. 44-63, 2022.
- [35] A. Abushawish, M. Hamadeh, and A. Nassif, "PID controller gains tuning using metaheuristic optimization methods: A survey," *International Journal of Computers*, vol. 14, pp. 87-95, 2020, <https://doi.org/10.46300/9108.2020.14.14>.

## Original Research Paper

# A Design Algorithm for Electroaerodynamic Propulsion System

Mehran Nosratollahi\*, Alireza Ahmadi, and Rouhollah Khoshkhoo

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

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

Received 09 November 2024

Revised 03 February 2025

Accepted 02 March 2025

Available Online 16 March 2025

**Keywords:**Electroaerodynamic  
Performance comparison  
Ion wind  
Sensitivity analysis  
Design algorithm**ABSTRACT**

Electroaerodynamic (EAD) propulsion has gained considerable attention in aerospace research due to its ability to generate thrust even in rarefied atmospheres at high altitudes. This study presents a comprehensive analysis of the performance and optimization of a decoupled EAD propulsion system, emphasizing its potential advantages over conventional propulsion technologies. A hybrid genetic algorithm–sequential quadratic programming (GA-SQP) approach was employed to optimize the system across various thrust levels. The optimized results were compared with traditional electric motors, offering insights into key trade-offs between the two systems. Findings indicate that while the EAD propulsion system operates at higher voltages than electric motors—resulting in increased power consumption—it provides a distinct advantage in terms of weight. As thrust levels rise, the system's mass exhibits only a marginal increase. For thrust levels between 10 and 70 N, the maximum mass increment is limited to 333 g, making EAD propulsion particularly suitable for applications requiring high thrust-to-weight efficiency. Sensitivity analysis further reveals that increasing system volume enhances thrust without proportionally increasing power consumption, albeit at the cost of additional mass. Additionally, increasing the voltage across the system's electrodes improves thrust and power consumption without affecting mass. Although higher power consumption necessitates larger energy storage and conversion systems, the minimal mass increase relative to thrust highlights the EAD propulsion system as a promising alternative for high-altitude and space applications where weight constraints are critical.

\*Corresponding Author's E-mail: [mnosratollahi@gmail.com](mailto:mnosratollahi@gmail.com)**How to Cite this Article:**M. Nosratollahi, A. Ahmadi, and R. Khoshkhoo, "A design algorithm for electroaerodynamic propulsion system," *Journal of Space Science and Technology*, Vol. 18, No. 1, pp. 66-77, 2025. (in Persian). <https://doi.org/10.22034/jsst.2025.1507>.**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/).

## ارائه الگوریتم برای طراحی سیستم پیشرانش الکتروآیرو دینامیک

مهران نصرت‌اللهی<sup>۱\*</sup>، علیرضا احمدی<sup>۲</sup>، و روح‌اله خوشخو<sup>۳</sup>

- ۱-دانشیار، مجتمع دانشگاهی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران، ایران  
۲-دانشجوی کارشناسی ارشد، مجتمع دانشگاهی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران، ایران  
۳-استادیار، مجتمع دانشگاهی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران، ایران

### چکیده

### اطلاعات مقاله

سیستم پیشرانش الکتروآیرو دینامیک در دهه اخیر به دلیل توانایی منحصر به فرد خود از جمله تولید رانش حتی در جویهای رقیق و در ارتفاعات بالا، توجه زیادی از سوی محققان صنعت هوافضا را به خود جلب کرده است. این مطالعه به بررسی جامع عملکرد و روند توسعه این سامانه پیشران پرداخته و مزایای بالقوه آن در مقایسه با سامانه‌های معمولی را برجسته می‌کند. یکی از نکات کلیدی این تحقیق، بهینه‌سازی این سامانه با استفاده از یک الگوریتم ترکیبی ژنتیک و برنامه‌ریزی مربعی دنباله‌دار (GA-SQP) است تا سامانه پیشران برای مقادیر مختلف نیروی پیشران طراحی و بهینه‌سازی شود. سپس نتایج بهینه‌شده با اطلاعات موجود موتورهای الکتریکی مقایسه شده و مزایا و معایب هر دو فناوری ارائه می‌گردد. یافته‌های این مطالعه نشان می‌دهد که در حالی که سیستم پیشران الکتروآیرو دینامیک به ولتاژ بالاتری نسبت به موتورهای الکتریکی نیاز دارد که منجر به افزایش مصرف می‌شود، اما از نظر وزن مزیت مهمی دارد. با افزایش نیروی پیشران، جرم این سیستم به‌طور جزئی افزایش می‌یابد. برای مقادیر نیروی پیشران بین ۱۰ تا ۷۰ نیوتن، حداکثر افزایش جرم تنها به ۳۳۳ گرم می‌رسد، که این امر آن را به گزینه‌ای جذاب‌تر برای کاربردهایی که به رانش بالاتر نیاز دارند تبدیل می‌کند. همچنین تحلیل حساسیت صورت گرفته، نشان می‌دهد که افزایش حجم سامانه می‌تواند رانش را بدون افزایش مصرف توان افزایش دهد، هرچند این امر موجب افزایش جرم سامانه خواهد شد. علاوه بر این، افزایش ولتاژ در سراسر الکترودها رانش و مصرف توان را افزایش می‌دهد، اما تأثیری بر جرم سیستم ندارد. به‌طور کلی، در حالی که افزایش مصرف توان نیازمند منبع انرژی و مبدل‌های سنگین‌تر است اما افزایش جزئی جرم این سیستم با افزایش رانش نشان می‌دهد که این سیستم به‌ویژه برای کاربردهای ارتفاع بالا و فضایی که وزن عامل مهمی است، گزینه‌ای نویدبخش است.

### تاریخچه مقاله:

دریافت ۱۹ آبان ۱۴۰۳  
بازنگری ۱۵ بهمن ۱۴۰۳  
پذیرش ۱۲ اسفند ۱۴۰۳  
اولین انتشار ۲۶ اسفند ۱۴۰۳

### واژه‌های کلیدی:

پیشران الکتروآیرو دینامیک  
مقایسه عملکرد  
باد یونی  
آنالیز حساسیت  
الگوریتم طراحی

\*پست الکترونیکی نویسنده مسئول: [mnosratollahi@gmail.com](mailto:mnosratollahi@gmail.com)

### How to Cite this Article:

M. Nosratollahi, A. Ahmadi, and R. Khoshkhoo, "A design algorithm for electroaerodynamic propulsion system," *Journal of Space Science and Technology*, Vol. 18, No. 1, pp. 66-77, 2025, (in Persian), <https://doi.org/10.22034/jsst.2025.1507>.



### 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/).



## مقدمه

پیشران‌های الکتروآیروآینامیک<sup>۱</sup> یا پیشران‌های یونی یک فناوری نوآورانه است که به‌جای استفاده از قطعات مکانیکی متحرک مانند پروانه‌ها یا توربین‌ها، از نیروهای الکتریکی برای تولید حرکت و نیروی پیشران استفاده می‌کند. این فناوری بر اساس اصول فیزیکی میدان‌های الکتریکی و جریان‌های یونی عمل می‌کند. این فناوری کاربردهای فراوانی دارد که از جمله آن به‌موارد زیر می‌توان اشاره نمود:

- (۱) سیستم‌های خنک‌سازی: باد یونی می‌تواند در سیستم‌های خنک‌سازی تجهیزات الکترونیکی مورد استفاده قرار گیرد. این تکنولوژی با ایجاد جریان هوا، گرما را از سطح تجهیزات دور می‌کند و به خنک‌سازی کمک می‌کند.
- (۲) تصفیه هوا: تکنولوژی باد یونی می‌تواند برای تصفیه هوا در محیط‌های داخلی و صنعتی مورد استفاده قرار گیرد. جریان‌های یونی ذرات معلق، آلاینده‌ها و ذرات ریز را جذب کرده و به حذف آن‌ها از هوا کمک می‌کنند.
- (۳) پهپادها و وسایل نقلیه هوایی کوچک: یکی از مهم‌ترین کاربردهای تکنولوژی باد یونی در سیستم‌های پیشران پهپادها و وسایل نقلیه هوایی کوچک است. این سیستم‌ها بدون نیاز به قطعات متحرک، صدای بسیار کمی تولید می‌کنند و از این‌رو، برای مأموریت‌های تجسس و جاسوسی بسیار مناسب هستند. نمونه استفاده از پیشران الکتروآیروآینامیک در پهپاد دانشگاه MIT در شکل ۱ نشان داده شده است.



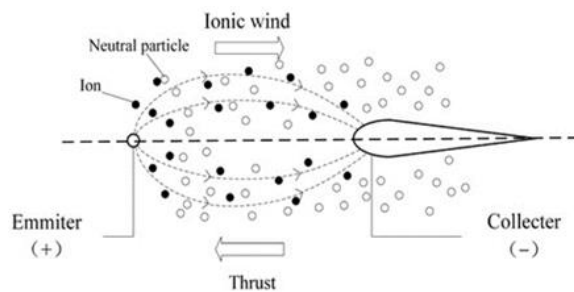
شکل ۱- نمای کلی پهپاد دانشگاه MIT [۱].

Fig. 1. Overview of MIT's drone [1].

در این پژوهش، ابتدا مدل ریاضی سیستم پیشران الکتروآیروآینامیک جهت طراحی ارائه گردیده و توسط الگوریتم GA-SQP سیستم پیشران الکتروآیروآینامیک بهینه طراحی گردید. سپس عملکرد آن با رقیب اصلی خود یعنی موتور الکتریکی مورد تجزیه و تحلیل و مقایسه قرار گرفت. در نهایت آنالیز حساسیت نیز بر روی پارامترهای موثر این سیستم نیز انجام گردید.

## اصول عملکرد پیشران‌های الکتروآیروآینامیک

پیشران‌های الکتروآیروآینامیک از یونیزاسیون هوا و ایجاد جریان‌های یونی بهره می‌برند. در این فرآیند مطابق شکل ۲، الکترودهای مثبت و منفی در دو نقطه مختلف قرار می‌گیرند. با اعمال ولتاژ بالا بین این الکترودها، هوا در نزدیکی الکترودهای مثبت (ساطع‌کننده) یونیزه شده و یون‌های مثبت ایجاد می‌کند. این یون‌های مثبت به سمت الکترودهای منفی (گیرنده) شتاب می‌گیرند و در طول مسیر با مولکول‌های هوا برخورد کرده و آن‌ها را نیز یونیزه می‌کنند. نتیجه این برخوردها و شتاب یون‌ها، ایجاد نیرویی به‌نام باد یونی<sup>۲</sup> است که به حرکت هوا و در نتیجه تولید پیشران منجر می‌شود. شماتیک عملکرد سیستم پیشران یونی در شکل ۲ قابل مشاهده می‌باشد [۲].



شکل ۲- نمای کلی سیستم پیشران [۲].

Fig. 2. Overview of the propulsion system [2].

## مزایای پیشران‌های الکتروآیروآینامیک

سیستم پیشران‌های الکتروآیروآینامیک دارای مزایای مختلف و منحصر به‌فردی است که به برخی از آن‌ها در ادامه اشاره شده است:

- (۱) بی‌صدا بودن: یکی از بزرگترین مزایای این فناوری، عملکرد بی‌صدا یا بسیار کم‌صدای آن نسبت به موتورهای جت یا پروانه‌های سنتی است.
- (۲) بدون قطعات متحرک: عدم وجود قطعات متحرک باعث کاهش فرسایش و خرابی، کاهش نیاز به تعمیر و نگهداری، و افزایش عمر مفید سیستم می‌شود.
- (۳) امکان راندمان بالاتر: با حذف قطعات مکانیکی، امکان بهینه‌سازی بیشتر و افزایش راندمان سیستم وجود دارد.
- (۴) توانایی تولید نیروی پیشران در جو رقیق و ارتفاعات بالا: سیستم‌های پیشران‌های الکتروآیروآینامیک از مولکول‌های گاز اطراف (حتی با تراکم پایین) برای تولید یون استفاده می‌کنند و نیازی به احتراق مستقیم ندارند. این ویژگی به پیشران‌های یونی اجازه می‌دهد تا در محیط‌های بسیار رقیق، مانند لبه‌های جو زمین یا حتی محیط مناسب فضا، به‌طور موثرتری کار کنند.

سیستم پیشران باد یونی انجام دادند که ماموریت ارسال بسته با پروازی بی‌صدا را دارد [۱۰].

در سال ۲۰۲۳، نلسون و همکارش موفق به ساخت یک میکرو هواپیما با سیستم پیشران چندمرحله‌ای الکتروآیرودینامیک شدند. در این پروژه، اثرات هندسه مجرای ورودی و الکتروود بر عملکرد محرک بررسی شد و همچنین تاثیر افزایش ابعاد مقطع بر تولید نیروی پیشران بررسی گردید [۱۱].

در سال ۲۰۲۳، روشیکش و همکاران، تحقیقی در زمینه طراحی پرنده‌ای بدون سرنشین با سیستم باد یونی ارائه کردند. ایده آن‌ها جایگزینی این سیستم پیشرانش به‌جای سیستم پیشرانش ملخی به‌دلیل ایجاد لرزش و صدا زیاد بود [۱۲]. در سال ۲۰۲۳، گومز وگا و همکاران نمونه جدیدی از سیستم پیشران الکتروآیرودینامیک ارائه کردند. ویژگی این مدل، قرار گرفتن چندمرحله‌ای از سیستم پیشران هوازی در داکت بود. همچنین نتایج این پژوهش نشان دهنده افزایش کارایی این سیستم است [۱۳].

در سال ۲۰۲۴، احمدی و همکاران، پژوهشی در زمینه آنالیز حساسیت پارامترهای سیستمی اصلی سیستم پیشران الکتروآیرودینامیک و تاثیر آن‌ها بر روی عملکرد سیستم را ارائه نمودند [۱۴]. در سال ۲۰۲۴، خوشخو و همکاران، تحقیقاتی در زمینه تخلیه کرونا در فشار اتمسفری با ایجاد شرایط هندسی متفاوت الکترودها، در چینش آرایه‌ای و اعمال ولتاژهای مختلف با پولارایته‌های متفاوت انجام دادند. در این پژوهش، همچنین سری و موازی قرار گرفتن الکترودها مورد ارزیابی قرار گرفت [۱۵].

همانطور در پژوهش‌های صورت گرفته مشخص است اغلب پژوهش‌ها در تلاش حل چالش‌های موجود در این سیستم پیشران الکتروآیرودینامیک و ارتقا کارایی آن جهت رقابت با سایر سیستم‌های پیشران می‌باشد.

### مدل سیستم پیشران الکتروآیرودینامیک

در این بخش ابتدا روش‌های اصلی یونیزاسیون هوا تعریف شده سپس مدل سیستم دیکوپل پیشران الکتروآیرودینامیک و روابط ریاضی حاکم بر آن‌ها ارائه گردید است.

#### انواع روش یونیزاسیون

یونیزاسیون هوا جهش تولید نیروی پیشران در حال حاضر به دو روش رایج تخلیه سد دی‌الکتریک<sup>۱</sup> و تخلیه کرونا<sup>۲</sup> انجام می‌گیرد که در ادامه عملکرد هر یک توضیح داده شده است.

این سیستم پیشران علاوه بر مزایای ارائه شده، چالش‌هایی نیز در پیش رو دارد که از جمله آن‌ها می‌توان به نیاز ولتاژ و توان بالا جهت تولید پیشران اشاره نمود که باعث شد دانشمندان به تحقیق و پژوهش و همچنین توسعه روش‌های مختلف برای حل چالش‌های موجود بپردازند. در ادامه به تعدادی از پژوهش‌های صورت گرفته اشاره شده است.

#### مروری بر پژوهش‌های انجام شده

در سال ۱۹۶۴، در دانشگاه استنفورد، ایده ساخت یک بالابر جهت شبیه‌سازی محیط بدون جاذبه با استفاده از سیستم پیشران باد یونی داده شد. این ایده اولین جرقه استفاده از پدیده باد یونی به‌عنوان پیشران هوایی در دنیا به‌حساب می‌آید [۳].

در سال ۲۰۱۷، گیلور و همکاران به بررسی تاثیر دو پارامتر سرعت و ارتفاع پرواز در میزان تولید نیروی پیشران سیستم پیشران الکتروآیرودینامیک پرداختند و میزان تغییرات آن را ارائه نمودند [۴]. در سال ۲۰۱۷، هی و همکاران بر روی مبدل توان سیستم پیشران یونی پژوهش نمودند. طرح اصلی آن‌ها کاهش جرم حداکثری مبدل این سیستم به وسیله استفاده از مواد سبک با نوآوری‌های جدید و نو ظهور و همچنین ایجاد تغییر در توان و ولتاژ خروجی منبع انرژی بود [۵].

در سال ۲۰۱۷، طبق مرجع شماره [۱]، دانشگاه MIT، اولین پرنده با سیستم پیشران باد یونی را ساخته و به پرواز درآورد که باعث ایجاد تغییرات اساسی در موارد استفاده این سیستم شد. در سال ۲۰۱۹، ژو و همکاران بر روی سیستم پیشران الکتروآیرودینامیک و تاثیر فاصله بین الکترودهای آن تحقیق نمودند. این مقاله به بررسی امکان‌سنجی افزایش فواصل بین الکترودها بیش از حد معمول می‌پردازد [۶]. در سال ۲۰۲۱، گومز وگا و همکاران بروی عملکرد سیستم پیشران الکتروآیرودینامیک دیکوپل<sup>۱</sup> پژوهش کردند. واژه دیکوپل در این سیستم پیشران به‌معنای جداسازی فرآیند یونیزه کردن هوا و شتابدهی به آن می‌باشد [۷]. در سال ۲۰۲۱، خومیک و همکاران بروی عملکرد این سیستم پیشران در ارتفاعات بالا و نزدیک به فضا تحقیق کرده و همچنین آزمایشاتی بروی این سیستم پیشران در محفظه خلاء نیز انجام گردید [۸]. در سال ۲۰۲۱، ژنگ هی و همکاران در موسسه فناوری پکن کشور چین پژوهشی در مورد طراحی یک کشتی‌هوایی با سیستم پیشران باد یونی ارائه کردند. اهداف اصلی این کشتی هوایی، اهداف علمی و تجاری بود [۹]. در سال ۲۰۲۲، بررت و همکاران در دانشگاه MIT، طراحی و ساخت پرنده‌ای عمودپرواز را با استفاده از

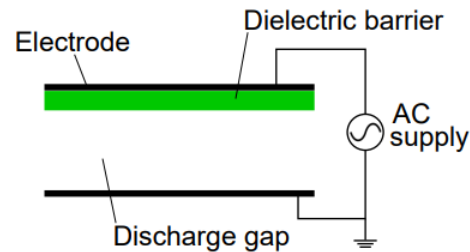
3. Corona Discharge

1. Decoupled

2. Dielectric Barrier Discharge

### تخلیه با سد دی‌الکتریک

تخلیه سد دی‌الکتریک یکی از پدیده‌های الکتریکی است که در آن، یک تخلیه الکتریکی بین دو الکتروود رخ می‌دهد که حداقل یکی از آنها، توسط یک ماده عایق پوشیده شده است. در سیستم‌های تخلیه با سد عایق مطابق شکل ۳، یک ولتاژ متناوب با فرکانس بالا بین دو الکتروود اعمال می‌شود. وجود ماده عایق بین الکتروودها باعث می‌شود که تخلیه الکتریکی به صورت یکنواخت و پراکنده در فواصل زمانی کوتاه رخ دهد [۱۶]. این تخلیه الکتریکی می‌تواند هوایی در فضای بین دو الکتروود وجود دارد را یونیزه کرده و منجر به تولید باد یونی خواهد شد.

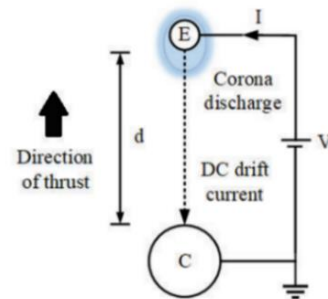


شکل ۳- نمای کلی تخلیه سد دی‌الکتریک [۱۷].

Fig. 3. Dielectric barrier discharge overview [17].

### تخلیه کرونا

تخلیه کرونا یکی از پدیده‌های الکتریکی است که در آن تخلیه جزئی و پیوسته‌ای از انرژی الکتریکی در اطراف یک رسانای با ولتاژ بالا رخ می‌دهد. تخلیه کرونا به علت یونیزاسیون گازهای اطراف رسانا و ایجاد پلاسمای سرد ایجاد می‌شود. شکل ۴، شماتیک مدار الکتریکی تحلیل کرونا را نمایان می‌سازد.



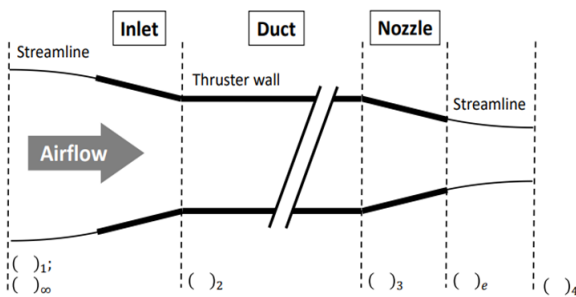
شکل ۴- نمای کلی تخلیه کرونا [۱۸].

Fig. 4. Corona discharge overview [18].

مولکول‌های هوا شود [۱۸].

### سیستم دیکوپل پیشران الکتروآبرودینامیک

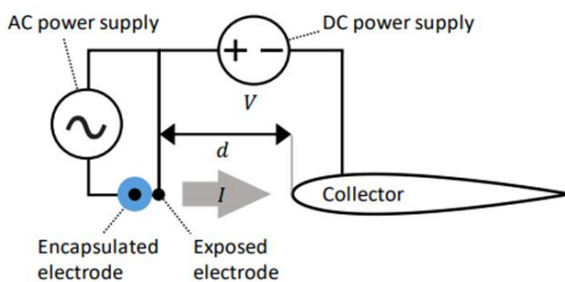
همان‌طور که در شکل ۵ مشاهده می‌شود، در مورد این مدل از موتور جریان هوا از ورودی وارد کانال شده (از مقطع ۱ تا ۲). سپس در قسمت تولید پیشران که مطابق شکل ۶ می‌باشد جریان هوا پس از عبور از الکتروودهای ساطع‌کننده، شروع به برخورد به یون‌های درحال حرکت بین دو الکتروود می‌کنند. این امر باعث افزایش سرعت مولکول‌های هوا، ایجاد اختلاف فشار و درنهایت تولید پیشران خواهد شد. (از مقطع ۲ تا ۳) در نهایت جریان از نازل گذشته و از سیستم خارج می‌شود (از مقطع ۳ تا ۴).



شکل ۵- سیستم دیکوپل پیشران الکتروآبرودینامیک [۱۹].

Fig. 5. Decoupled EAD System [19].

مطابق شکل ۶ این مدل از سیستم پیشران شامل دو بخش کلی تولید یون و تولید باد یونی می‌شود. قسمت تولید یون از روش تخلیه با سد عایق و قسمت تولید باد یونی از روش تخلیه کرونا استفاده می‌کند.



شکل ۶- نمای کلی مدار دیکوپل پیشران الکتروآبرودینامیک [۲۰].

Fig. 6. Decoupled EAD circuit overview [20].

این روش تلفیقی از مرجع شماره [۲۱] گرفته شده است. پژوهش انجام شده در این مرجع نشان می‌دهد که این مدل توانایی تولید نیروی پیشران بیشتر به‌ازای توان مصرفی پایین‌تر را داراست.

$$\bar{v}_2 = \frac{v_2 d}{\mu V} \quad (۹)$$

شدت جریان موت گونری،  $V$  ولتاژ برقرار شده به دو سر الکتروود،  $d$  فاصله بین هر جفت الکتروود و  $\mathcal{E}$  ضریب گذردهی الکتریکی است.  $(\Delta P)_{EAD}$  و  $\bar{v}_2$  به ترتیب پارامترهای بی بعد افزایش فشار پیشران و سرعت جریان درون سیستم است.

جهت محاسبه توان مصرفی نیز از روابط ۱۰ الی ۱۴ استفاده می شود:

$$\bar{J} = \frac{j}{j_{MG}} \quad (۱۰)$$

$$\bar{J} = (1 + \bar{v}_2)^2 \quad (۱۱)$$

$$\frac{P}{A_2} = \left( \frac{P}{A_2} \right)_{accel} + \left( \frac{P}{A_2} \right)_{ion} \quad (۱۲)$$

$$\left( \frac{P}{A_2} \right)_{ion} = \frac{njE_{ion}}{e} \quad (۱۳)$$

$$\left( \frac{P}{A_2} \right)_{accel} = njV \quad (۱۴)$$

$j$  چگالی شدت جریان و  $\bar{J}$  پارامتر بی بعد آن است. همچنین  $E_{ion}$  مقدار انرژی مورد نیاز جهت تولید یک الکترون،  $e$  شارژ اولیه یون است. در نهایت  $P$  توان مصرفی پیشران و اندیس های  $(-)$   $ion$  و  $(-)$   $accel$  به ترتیب مربوط به توان مصرفی تولید یون و شتابدهی به آنها می باشد.

این روابط دارای کمیت هایی ثابت هستند که وابسته به شرایط جوی، جنس الکتروود، هندسه چینش طبقات و روش تولید یون می باشند که از مرجع [۱۹] استفاده گردیده و در جدول شماره ۱ آورده شده است:

جدول ۱- پارامترهای ثابت سیستم پیشران.

Table 1. Fixed parameters of the propulsion system.

Parameter	Symbol	Value
Electric permittivity	$\epsilon$	$8.85 \times 10^{-12} \text{ F/m}$
Ion mobility	$\mu$	$2 \times 10^{-4} \text{ m}^2/\text{s.V}$
Elementary charge	$e$	$1.6 \times 10^{-19} \text{ C}$
Ionization energy	$E_{ion}$	$66 \text{ eV}$
Stage loss coefficient	$K_L$	$2 \times 10^{-3}$
Air density	$\rho$	$1.225 \text{ kg/m}^3$

## مدل ریاضی سیستم دیکوپل پیشران الکتروآیروپروپانامیک

جهت مدل سازی فرضیاتی در نظر گرفته شده که به شرح زیر می باشد:

- جریان حالت پایدار و شبه یک بعدی فرض می شود.
- جریان محدود به شارژ فضا می باشد.
- هندسه و عملکرد ورودی هوا و همچنین تداخل بین الکتروودها نادیده گرفته شده است.
- با توجه به شکل ۵ مساحت کانال بین مقاطع ۲ و ۳ ثابت است و فشار خروجی مجرا اتمسفری فرض می شود.
- در نهایت، افزایش فشار و تلفات هر مرحله مستقل از تعداد مراحل فرض می شود (یعنی برای هر مرحله یکسان است). با توجه به فرضیات انجام شده، معادلات ۱ الی ۹ جهت محاسبه نیروی پیشران که از مرجع شماره [۲۰] و [۱۷] استخراج شده مورد استفاده قرار گرفته است.

$$v_2 = \frac{A_e}{A_2} v_4 \quad (۱)$$

$$v_4 = \sqrt{v_\infty^2 + 2 \frac{\Delta P}{\rho}} \quad (۲)$$

$$T = \rho v_4 (v_4 - v_\infty) A_e - D_{wall} \quad (۳)$$

$$\Delta P = n[(\Delta P)_{EAD} - (\Delta P)_{loss}] \quad (۴)$$

در روابط ۱ الی ۴،  $v_4$  سرعت هوا داخل و  $v_2$  سرعت خروجی از پیشران می باشد.  $A_e$  مساحت سطح مقطع پیشران و  $A_2$  مساحت سطح مقطع خروجی همچنین  $v_\infty$  سرعت جریان آزاد است.  $\Delta P$  اختلاف فشار ایجاد شده در پیشران است.  $\rho$  چگالی هوا و  $n$  تعداد جفت الکتروودهای استفاده شده در پیشران است.

$D_{wall}$  نیز پسا ناشی از اصطکاک بین جریان و دیواره کانال می باشد و در نهایت  $T$  نیروی پیشران تولیدی خواهد بود.

$(\Delta P)_{EAD}$  و  $(\Delta P)_{loss}$  به ترتیب فشار تولیدی توسط پیشران و افت فشار ناشی از برخورد جریان به الکتروودها بوده که با استفاده از روابط ۵ الی ۹ محاسبه می شود:

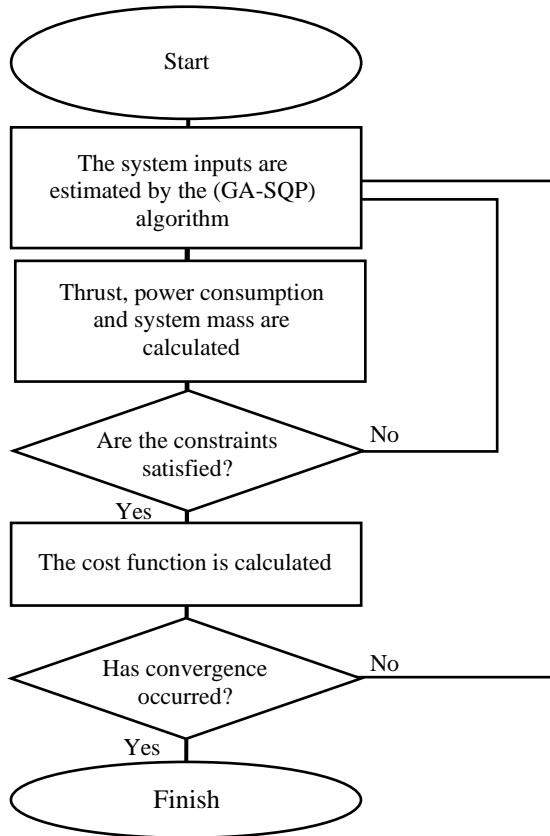
$$(\Delta P)_{loss} = \frac{1}{2} \rho v_2^2 K_L \quad (۵)$$

$$\overline{(\Delta P)_{EAD}} = \frac{\mu (\Delta P)_{EAD}}{j_{MG} d} \quad (۶)$$

$$\overline{(\Delta P)_{EAD}} = (1 + \bar{v}_2) \left(1 - \frac{\bar{v}_2}{3}\right) \quad (۷)$$

$$j_{MG} = \frac{9}{8} \epsilon \mu \frac{V^2}{d^3} \quad (۸)$$

در نتیجه شکل ۸ فلوچارت طراحی سیستم پیشرانش الکتروآیرودینامیک خواهد بود:



شکل ۸- الگوریتم طراحی سیستم پیشران الکتروآیرودینامیک.

Fig. 8. EAD design algorithm.

با ثابت در نظر گرفتن نیروی پیشران و با هدف کاهش جرم و توان مصرفی با معیار برابر صورت مسئله بهینه‌سازی به صورت رابطه ۱۵ خواهد بود:

$$\begin{aligned} &\text{minimize } f = m.P \\ &\text{w.r.t } \rightarrow a, b, c, n, x, V \\ &\text{s.t } \rightarrow N = N_{req} \end{aligned} \quad (15)$$

برای بهینه‌سازی این مسئله از الگوریتم GA-SQP بهره گرفته شده است. الگوریتم GA-SQP ترکیبی از الگوریتم ژنتیک (GA) و روش برنامه‌ریزی درجه دوم متوالی (SQP) است که برای حل مسائل بهینه‌سازی پیچیده و غیرخطی استفاده می‌شود. در این روش، GA به‌عنوان یک ابزار جستجوی سراسری عمل می‌کند تا نواحی امیدوارکننده در فضای جستجو را شناسایی کند، سپس SQP برای جستجوی دقیق‌تر و همگرایی سریع‌تر به سمت جواب بهینه محلی در آن نواحی استفاده می‌شود. این ترکیب به دلیل توانایی GA در اجتناب

با توجه به روابط ارائه شده می‌توان دریافت که پارامترهای طول عرض و ارتفاع پیشران و همچنین اختلاف جریان وارده به دو سر الکتروود پارامترهای اصلی طراحی می‌باشند.

جهت صحت‌سنجی الگوریتم و روابط استخراج شده، مقدار جرم، توان مصرفی و نیروی پیشران که پارامترهای خروجی هستند، بر اساس پارامترهای ورودی مرجع شماره [۱۹] محاسبه گردید. خروجی‌های به‌دست آورده شده خطای زیر یک درصد را نسبت به داده‌های مرجع شماره [۱۹] را داراست.

جدول شماره ۲ داده‌های مربوط به متغیرهای ورودی و خروجی محاسبه شده و مقایسه آن با مرجع [۱۹] را نشان می‌دهد.

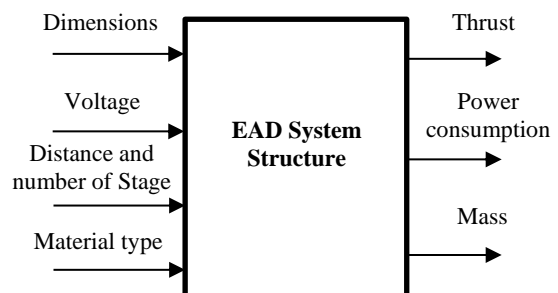
جدول ۲- نتایج صحت سنجی الگوریتم.

Table 2. Algorithm verification results.

Parameter	Symbol	Reference Value	Calculated Value
Width	a	0.314 m	0.3140 m
Height	b	0.186 m	0.1860 m
Length	c	0.17 m	0.1700 m
Voltage	V	9920 V	9922 V
Thrust	T	16.7 N	16.675 N
Power	P	1.93 kW	1.924 kW
Mass	m	0.26 kg	0.263 kg

### طراحی سیستم پیشران الکتروآیرودینامیک بهینه

با توجه به روابط ارائه شده، شکل ۷ بیانگر عملکرد سیستمی پیشران خواهد بود. این سیستم دارای چهار دسته متغیر ورودی شامل ابعاد هندسی (طول، عرض و ارتفاع)، ولتاژ وارد شده به دو سر الکتروود، فاصله، تعداد مراحل (جفت الکتروودهای مثبت و منفی) و جنس مواد مصرفی می‌باشد. و متغیرهای خروجی آن جرم، نیروی پیشران و توان مصرفی سیستم پیشران خواهد بود.



شکل ۷. ساختار سیستمی پیشران الکتروآیرودینامیک

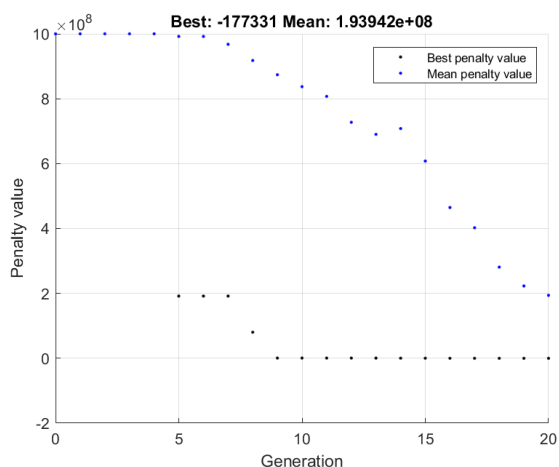
Fig. 7. EAD system structure.

جدول ۵- پاسخ خروجی‌های سیستم پیشران.

Table 5. The response of propulsion system outputs.

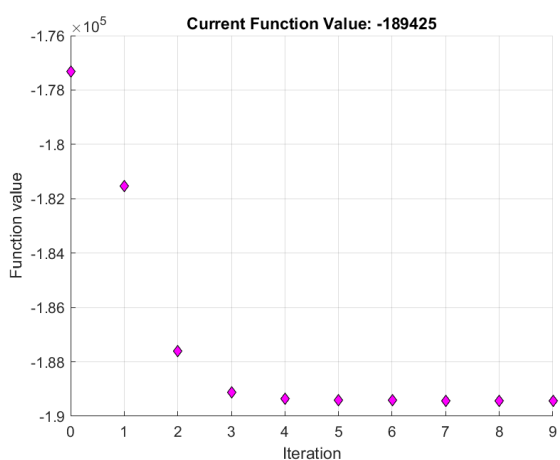
Thrust(N)	Power(kW)	Mass(kg)
10	2.630	0.346
20	6.239	0.412
30	7.113	0.631
40	8.728	0.576
50	10.204	0.679
60	18.820	0.668
70	19.392	0.488

همچنین در شکل ۹ و ۱۰ به ترتیب نمودارهای بهینه‌سازی روش GA و SQP برای سیستم پیشران همکلاس موتور T-motor U10 Plus KV100 ارائه شده است.



شکل ۹- نمودار بهینه‌سازی روش GA.

Fig. 9. GA algorithm diagram.



شکل ۱۰- نمودار بهینه‌سازی روش SQP.

Fig. 10. SQP algorithm diagram

از به دام افتادن در مینیمم‌های محلی و قدرت SQP در حل مسائل با قیود پیچیده، به‌ویژه در مسائل مهندسی و طراحی که شامل توابع غیرخطی و قیود پیچیده هستند، بسیار مؤثر است.

در جدول ۳ تنظیمات استفاده شده برای الگوریتم GA-SQP ارائه شده است.

جدول ۳- تنظیمات الگوریتم GA-SQP.

Table 3. GA-SQP settings.

GA Algorithm Setting	
Parameter	Value
Population Size	100
Elite Count	10
Generation Size	20
Function Tolerance	$1 \times 10^{-9}$
SQP Algorithm Setting	
Parameter	Value
Maximum Iterations	20
Function Tolerance	$1 \times 10^{-8}$
Constraint Tolerance	$1 \times 10^{-8}$

جدول ۴ و ۵ حاصل نهایی بهینه‌سازی الگوریتم (GA-SQP) می‌باشد:

جدول ۴- پاسخ ورودی‌های سیستم پیشران.

Table 4. The response of propulsion system inputs.

N(N)	a(m)	b(m)	c(m)	n	d(m)	V(V)
10	0.4	0.2	0.2	1	0.020	49660.8
20	0.453	0.249	0.203	1	0.010	29665.0
30	0.450	0.641	0.200	1	0.020	46627.4
40	0.783	0.204	0.201	3	0.020	41676.7
50	0.562	0.591	0.200	2	0.009	17472.0
60	0.579	0.567	0.201	1	0.016	48753.8
70	0.525	0.252	0.215	4	0.012	30262.2

در جدول ۳، N نیروی پیشران، a، b و c به ترتیب عرض، ارتفاع و طول سیستم پیشران n تعداد مراحل سیستم، d فاصله بین دو الکتروود و V ولتاژ بین دو سر آن‌هاست.

## موتور الکتریکی

برای مقایسه داده‌های موجود از موتورهای الکتریکی معروف موجود استفاده شده است به گونه‌ای که نیروی پیشران تولیدی آن‌ها با نیروی پیشران خواسته شده مساوی و یا نزدیک باشد. جدول شماره ۵ داده‌های جمع‌آوری شده از موتورهای الکتریکی را نشان می‌دهد:

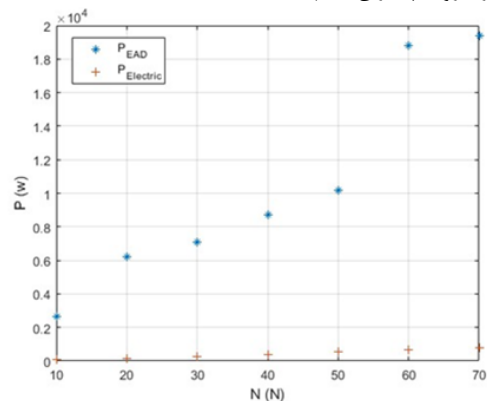
جدول ۵- اطلاعات موتورهای الکتریکی [۲۲].

Table 5. Electric motors data [22].

Figure	Name	T (N)	P(W)	m(kg)
	T-motor U10 KV80	0.405	70.4	10.14
	T-motor U8 Lite KV85	0.243	152.01	20.09
	T-motor U8 Lite KV150	0.239	278.14	30.02
	T-motor U8 Lite KV85	0.243	399.98	39.98
	T-motor U10 Plus KV100	0.508	568	49.99
	T-motor U12 Lite KV100	0.792	696	59.85
	T-motor U13 Lite KV100	1.28	776	69.96

## مقایسه عملکرد

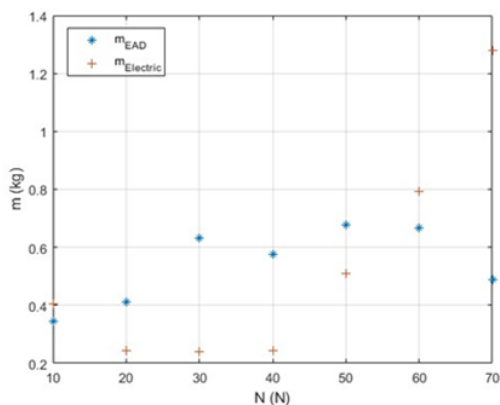
برای مقایسه عملکرد دو نمودار توان مصرفی بر نیروی پیشران و جرم سیستم بر نیروی پیشران رسم شده است.



شکل ۱۱- نمودار توان مصرفی بر حسب نیروی پیشران.

Fig. 11. Power consumption to thrust diagram.

با توجه به نمودار شکل ۱۱ می‌توان دریافت که به‌طور کلی توان مصرفی سیستم پیشران الکتروآبرودینامیک اختلاف بسیار زیادی نسبت به موتور الکتریکی داشته که دلیل اصلی آن نیاز این سیستم به ولتاژهای بسیار بالا (بالا تر از ۲۰۰۰ ولت) است. که این موضوع سیستم پیشران الکتروآبرودینامیک را نیازمند به مبدل ولتاژ می‌کند. بدیهی است که با افزایش نیروی پیشران توان مصرفی هر دو نوع موتور نیز افزایش یابد. در نتیجه در صورت نیاز به تولید نیروی پیشران با مصرف حداقل توان استفاده از موتورهای الکتریکی به صرفه خواهد بود.



شکل ۱۲- نمودار جرم بر حسب نیروی پیشران.

Fig. 12. Mass to thrust diagram.

با توجه به نمودار شکل ۱۲ می‌توان دریافت که جرم پیشران الکتروآبرودینامیک تغییرات چندان زیادی نسبت به افزایش نیروی پیشران نداشته اما در مقابل جرم موتور الکتریکی با افزایش نیروی پیشران رشد صعودی دارد. این نکته می‌تواند یک نقطه قوت برای این سیستم در مقابل موتورهای الکتریکی باشد.

## تحلیل حساسیت

تحلیل حساسیت بر روی متغیرهای طراحی انجام شده به طوری که تمامی پارامترها ثابت و برابر مقادیر مبنا جدول شماره ۲ در نظر گرفته شده و تنها پارامتر مد نظر تغییر نموده و نمودارهای نیروی پیشران بر جرم و همچنین نیروی پیشران بر توان تولیدی بر حسب تغییرات آن‌ها رسم گردیده است.

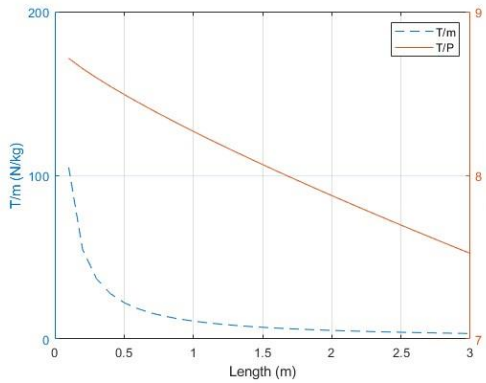
## ابعاد سیستم پیشران

در این بخش به بررسی تاثیر دو پارامتر طول و عرض سیستم پیشران پرداخته می‌شود.

نمودار آنالیز حساسیت بر حسب تغییرات عرض سیستم پیشران به صورت شکل ۱۳ استخراج شده است.

### طول سیستم پیشران

نمودار آنالیز حساسیت بر حسب تغییرات طول سیستم پیشران در شکل ۱۵ نمایش داده شده است.



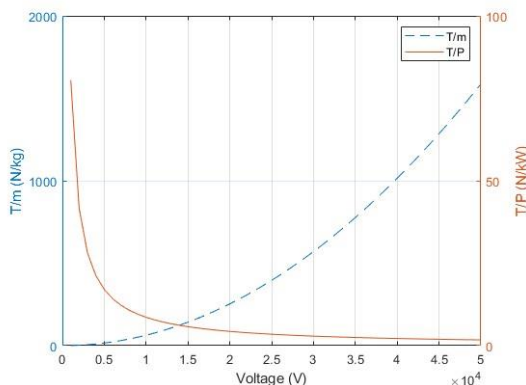
شکل ۱۵- نمودار آنالیز حساسیت بر حسب تغییرات طول.

Fig. 15. Sensitivity analysis based on length.

با توجه به نمودار شکل ۱۵ می‌توان دریافت که افزایش طول سیستم پیشران تنها تاثیر منفی بر روی نسبت پیشران به جرم و همچنین نسبت پیشران به توان مصرفی خواهد داشت. اما این تاثیر بر روی نسبت نیرو پیشران تولیدی بر توان مصرفی به دلیل ثابت ماندن توان مصرفی بسیار کمتر خواهد بود. دلیل اصلی این تاثیر منفی به دلیل افزایش سطح دیواره سیستم است که منجر به افزایش اصطکاک بین جریان هوا و دیواره می‌شود.

### ولتاژ بین دو الکترود

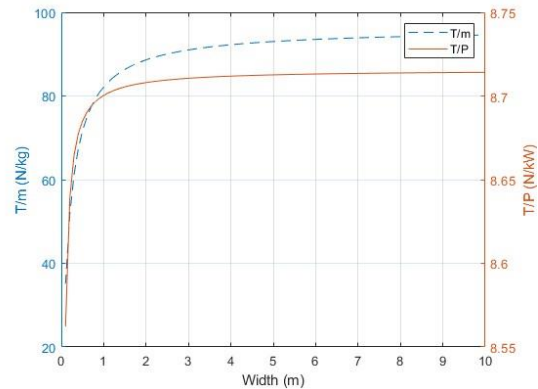
نمودار آنالیز حساسیت بر حسب تغییرات ولتاژ سیستم پیشران به صورت شکل ۱۶ استخراج شده است.



شکل ۱۶- نمودار آنالیز حساسیت بر حسب تغییرات ولتاژ.

Fig. 16. Sensitivity analysis based on voltage.

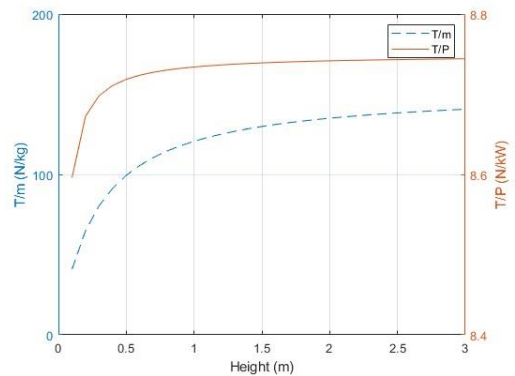
با توجه به نمودار شکل ۱۳ می‌توان دریافت که تغییرات نیروی پیشران به توان مصرفی با افزایش عرض تغییر بسزایی ندارد اما با افزایش عرض نسبت پیشران به جرم افزایش خواهد داشت. میزان افزایش پیشران بر جرم از عرض دو ۲/۵ متر به بالا رشد خیلی کمتری خواهد داشت و تاثیر آن ناچیز خواهد بود. همچنین در عرض حدود ۱ متر مقدار پیشران نسبت به توان مصرفی و جرم حالت بهینه خواهد داشت.



شکل ۱۳- نمودار آنالیز حساسیت بر حسب تغییرات عرض.

Fig. 13. Sensitivity analysis based on width.

نمودار تحلیل حساسیت بر حسب تغییرات عرض سیستم پیشران به صورت شکل ۱۴ استخراج گردیده است.



شکل ۱۴- نمودار آنالیز حساسیت بر حسب تغییرات ارتفاع.

Fig. 14. Sensitivity analysis based on height.

با توجه به نمودار شکل ۱۴ می‌توان دریافت که تغییرات پیشران به توان مصرفی با افزایش ارتفاع نیز همانند عرض تغییر بسزایی ندارد اما با افزایش ارتفاع نسبت پیشران به جرم افزایش خواهد داشت. اما میزان افزایش پیشران بر جرم از ارتفاع دو ۱/۵ متر به بالا رشد خیلی کمتری خواهد داشت و تاثیر آن ناچیز خواهد بود. همچنین در عرض حدود ۰/۴ متر مقدار پیشران نسبت به توان مصرفی و جرم حالت بهینه خواهد داشت.

با توجه به نمودار شکل ۱۶ می‌توان دریافت که افزایش ولتاژ باعث افزایش نیروی پیشران تولید شده و این افزایش هیچ تاثیری بر روی جرم سیستم ندارد و نسبت پیشران به جرم همیشه در حال افزایش است. و در مقابل آن با افزایش ولتاژ توان مصرفی سیستم افزایش شدت بالایی خواهد داشت به‌صورتی که نسبت نیرو پیشران به توان مصرفی از ولتاژهای ۲۵۰۰۰ ولت به بالا به صفر نزدیک می‌شود.

(۳) اگر چه افزایش ولتاژ دو سر الکتروود به صورت مستقیم باعث افزایش نیروی پیشران تولیدی شده، اما این امر باعث افزایش شدید توان مصرفی سیستم شده و به همین علت سیستم به منبع توان قدرتمندتر و در نتیجه با جرم بیشتر احتیاج پیدا خواهد کرد.

## نتیجه‌گیری

در این مقاله ابتدا سیستم پیشران الکتروآیرودینامیک معرفی گردید و سپس بعضی از پژوهش‌های انجام شده در این زمینه بررسی شد. در ادامه مدل‌سازی سیستم پیشران الکتروآیرودینامیک ارائه شد. پس از صحت‌سنجی الگوریتم طراحی ارائه شده، با استفاده از الگوریتم بهینه‌سازی (GA-SQP) سیستم پیشران الکتروآیرودینامیک بهینه‌ای برای بازه‌ای از مقادیر نیروی پیشران طراحی گردید. در نهایت داده‌های سیستم پیشران بهینه با موتورهای الکتریکی موجود مقایسه شد. بر اساس نتایج استخراج شده می‌توان گفت به دلیل نیاز ولتاژ بسیار بالا (۲۰۰۰ ولت به بالا) توان مصرفی سیستم پیشران الکتروآیرودینامیک بسیار بیشتر خواهد بود. در مقایسه با موتور الکتریکی سیستم پیشران الکتروآیرودینامیک با افزایش نیروی پیشران، افزایش جرم شدیدی ندارد. این موضوع باعث شده سیستم پیشران الکتروآیرودینامیک گزینه بهتری نسبت به موتورهای الکتریکی در صورت نیاز به نیروی پیشران بیشتر از ۶۰ نیوتن باشد. حداکثر اختلاف جرم در سیستم‌های پیشران الکتروآیرودینامیک طراحی شده ۳۳۳ گرم و در موتورهای الکتریکی ۱۰۴۱ گرم است. و در نهایت با افزایش تعداد مراحل و کاهش فواصل بین الکتروودها می‌توان سیستم پیشران الکتروآیرودینامیک با نیروی پیشران تولیدی بالاتر طراحی کرد آن‌گونه که افزایش جرم و حجم ناچیز باشد. با انجام آنالیز حساسیت، نتایج ذیل به‌دست می‌آید:

(۱) افزایش ابعادی سیستم پیشران، باعث افزایش جرم خواهد شد اما این امر از طرف دیگر باعث افزایش طول الکتروودها نیز می‌شود، که امکان افزایش نیروی پیشران تولیدی را فراهم می‌سازد. با توجه به نتایج به‌دست آمده می‌توان نتیجه‌گرفت این افزایش ابعاد تاثیر بیشتری بر روی نیروی پیشران نسبت به جرم را داراست.

(۲) افزایش طول سیستم پیشران هیچگونه تاثیر مثبتی بر روی سیستم پیشران نداشته و با افزایش طول تنها شاهد افزایش جرم و پسا ناشی از افزایش سطح داخلی سیستم پیشران خواهیم بود.

## تعارض منافع

هیچگونه تعارض منافع توسط نویسندگان بیان نشده است.

## مراجع

- [1] H. Xu *et al.*, "Flight of an aeroplane with solid-state propulsion," *Nature*, vol. 563, no. 7732, pp. 532-535, 2018, <https://doi.org/10.1038/s41586-018-0707-9>
- [2] T. Lin *et al.*, "Coupling dynamics and three dimensional trajectory optimization of an unmanned aerial vehicle propelled by electroaerodynamic thrusters," *Aerospace*, vol. 10, no. 11, 2023, Art. no. 950, <https://doi.org/10.3390/aerospace10110950>.
- [3] A. P. d. Seversky, "Ionocraft," United States, US3130945A, 1964.
- [4] C. K. Gilmore and S. R. H. Barrett, "Electroaerodynamic thruster performance as a function of altitude and flight speed," *AIAA Journal*, vol. 56, no. 3, pp. 1105-1117, 2018, <https://doi.org/10.2514/1.J056138>.
- [5] Y. He, M. Woolston, and D. Perreault, "Design and implementation of a lightweight high-voltage power converter for electro-aerodynamic propulsion," in *18th Workshop on Control and Modeling for Power Electronics (COMPEL)*, Stanford, CA, USA, 2017, pp. 1-9, <https://doi.org/10.1109/COMPEL.2017.8013315>.
- [6] H. Xu, N. Gomez-Vega, D. R. Agrawal, and S. R. H. Barrett, "Higher thrust-to-power with large electrode gap spacing electroaerodynamic devices for aircraft propulsion," *Journal of Physics D: Applied Physics*, vol. 53, no. 2, 2020, Art. no. 025202, <https://doi.org/10.1088/1361-6463/ab4a4c>.
- [7] N. Gomez-Vega, H. Xu, J. M. Abel, and S. R. H. Barrett, "Performance of decoupled electroaerodynamic thrusters," *Applied Physics Letters*, vol. 118, <https://doi.org/10.1063/5.0038208>.
- [8] V. Y. Khomich, V. E. Malanichev, and I. E. Rebrov, "Electrohydrodynamic thruster for near-space applications," *Acta Astronautica*, vol. 180, pp. 141-148, 2021, <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2020.12.002>.
- [9] Z. He, P. Li, W. Wang, L. Shao, and X. Chen, "Design of indoor unmanned airship propelled by ionic wind," *Journal of Physics: Conference*

- no. 1, pp. 91-100, 2024, (in Persian), <https://doi.org/10.22034/jmeut.2024.59722.3352>.
- [16] N. D. Wilde, H. Xu, N. Gomez-Vega, and S. R. H. Barrett, "A model of surface dielectric barrier discharge power," *Applied Physics Letters*, vol. 118, 2021, Art. no. 154102, <https://doi.org/10.1063/5.0043339>.
- [17] N. G. Vega, "Advances in electroaerodynamic thrusters for aircraft propulsion," Ph.D dissertation, Department of Aeronautics and Astronautics, Massachusetts Institute of Technology, Cambridge, United States, 2023.
- [18] S. Estahbanati and U. Schichler, "Beneficial electrode arrangement for electroaerodynamic propulsion," in *22nd International Symposium on High Voltage Engineering (ISH 2021)*, Hybrid Conference, Xi'an, China, 2021, pp. 108-113, <https://doi.org/10.1049/icp.2022.0529>.
- [19] A. J. Brown, N. Gomez-Vega, and S. Barrett, "Solid-state electroaerodynamic uncrewed aircraft for near-silent package delivery," in *AIAA Aviation 2023 Forum*, San Diego, CA and Online, 2023, p. 3483, <https://doi.org/10.2514/6.2023-3483>.
- [20] A. Brown, "Towards practical fixed-wing aircraft with electroaerodynamic propulsion," Ph.D dissertation, Department of Aeronautics and Astronautics, Massachusetts Institute of Technology, Cambridge, United States, 2023.
- [21] H. Xu, Y. He, and S. R. H. Barrett, "A dielectric barrier discharge ion source increases thrust and efficiency of electroaerodynamic propulsion," *Applied Physics Letters*, vol. 114, 2019, Art. no. 254105, <https://doi.org/10.1063/1.5100524>.
- [22] "T-Motor." 2023. [Online]. Available: <https://uav-en.tmotor.com/html/UAV/Multirotor/Motors/>
- Series, in 5th International Seminar on Computer Technology, Mechanical and Electrical Engineering (ISCME 2020)*, Shenyang, China, vol. 1748, no. 6, p. 062011, 2021, <https://doi.org/10.1088/1742-6596/1748/6/062011>.
- [10] S. Barrett, "Silent, solid-state propulsion for advanced air mobility vehicles," 2023. [Online]. Available: <https://www.nasa.gov/general/silent-solid-state-propulsion-for-advanced-air-mobility-vehicles/>
- [11] C. L. Nelson and D. S. Drew, "High aspect ratio multi-stage ducted electroaerodynamic thrusters for micro air vehicle propulsion," *IEEE Robotics and Automation Letters*, vol. 9, no. 3, pp. 2702-2709, 2024, <https://doi.org/10.1109/LRA.2024.3355728>.
- [12] P. Rushikesh, P. Jain, and H. Singh Gill, "Design and optimization of ion propulsion drone," *BOHR Journal of Material Sciences and Engineering*, vol. 1, no. 1, pp. 25-31, 2023, <https://doi.org/10.54646/bjmse.2023.05>.
- [13] N. Gomez-Vega, A. Brown, H. Xu, and S. R. H. Barrett, "Model of multistaged ducted thrusters for high-thrust-density electroaerodynamic propulsion," *AIAA Journal*, vol. 61, no. 2, pp. 767-779, 2023, <https://doi.org/10.2514/1.J061948>.
- [14] A. Ahmadi, M. Nosratollahi, R. Khoshkhou, and A. Fathi, "Introducing design algorithm and sensitivity analysis on system parameters of electrohydrodynamic thruster," in *7th International Conference on Mechanical Engineering, Industries and Aerospace*, Hamedan, Iran, 2024, (in Persian).
- [15] R. Khoshkhou, M. J. Memari, and M. Aghaei Malekabadi, "Experimental investigation of the thrust and ion wind velocity using corona discharge in different arrangements in positive and negative coronas," *Journal of Mechanical Engineering of Tabriz University*, vol. 54,

## Original Research Paper

# Adaptive Robust Attitude Control and Vibration Suppression of a Flexible Satellite in Imaging Maneuver

Mohammad Zarourati\* , Mehran Mirshams , and Morteza Tayefi 

Faculty of Aerospace Engineering, K. N. Toosi University of Technology, Tehran, Iran

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

Received 19 January 2025

Revised 04 February 2025

Accepted 02 March 2025

Available Online 16 March 2025

**Keywords:**

Flexible satellite

Fast maneuver

Adaptive robust

Vibration suppression

Input shaping

**ABSTRACT**

Deployable solar arrays serve as the primary power source for many remote-sensing satellites. These arrays, characterized by their long, wide, and thin structure, exhibit significant flexibility, posing challenges to satellite attitude control. Remote sensing missions require rapid maneuvers to capture images within strict time constraints, yet such maneuvers induce oscillations in the deployable solar arrays, degrading image quality. This study presents an advanced attitude control strategy to mitigate the uncertainties introduced by solar array vibrations. An adaptive robust attitude controller is implemented to address model uncertainties and environmental disturbances. While the adaptive robust control method effectively manages attitude maneuvers with slew rates below 1 deg/s, high-frequency vibration amplitudes increase during rapid attitude adjustments. A dual-control approach is introduced to counteract this effect, integrating an adaptive robust attitude controller with an input shaping technique for vibration suppression. Simulation results confirm that the proposed control strategy enhances pointing accuracy, stability, and vibration attenuation, improving imaging performance in dynamic operational scenarios.

\*Corresponding Author's E-mail: [zarourati@email.kntu.ac.ir](mailto:zarourati@email.kntu.ac.ir)**How to Cite this Article:**

M. Zarourati, M. Mirshams, and M. Tayefi, "Adaptive robust attitude control and vibration suppression of a flexible satellite in imaging maneuver," *Journal of Space Science and Technology*, Vol. 18, No. 1, pp. 78-91, 2025, (in Persian), <https://doi.org/10.22034/jsst.2025.1524>.

**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/).



# کنترل وضعیت مقاوم تطبیقی و کاهش ارتعاشات یک ماهواره انعطاف پذیر در مانور تصویربرداری

محمد ضرورتی<sup>۱\*</sup>، مهران میرشمس<sup>۲</sup>، و مرتضی طایفی<sup>۳</sup>

۱-دکتری، دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی، تهران، ایران  
۲-دانشیار، دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی، تهران، ایران  
۳-استادیار، دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی، تهران، ایران

## چکیده

## اطلاعات مقاله

در ماهواره‌های سنجش از راه دور، به منظور تأمین انرژی الکتریکی از آرایه‌های خورشیدی بازشونده استفاده می‌شود. آرایه‌های خورشیدی دارای طول و عرض زیاد و ضخامت کم می‌باشند. لذا آرایه‌های خورشیدی انعطاف پذیر هستند. انعطاف پذیری آرایه‌های خورشیدی دشواری‌هایی را برای کنترل وضعیت ماهواره به وجود می‌آورد. از طرف دیگر، برای ماهواره‌هایی با مأموریت سنجش از راه دور، الزاماتی نظیر تصویربرداری با حجم زیاد، قابلیت مانور به منظور تصویربرداری از اهداف موردنظر و محدودیت زمانی مد تصویربرداری تعریف می‌شود. به منظور برآورده نمودن این ملزومات، نیاز به مانور سریع وضعیت می‌باشد که باعث می‌شود آرایه‌های خورشیدی بازشونده ارتعاش نماید و کیفیت تصاویر گرفته شده کاهش یابد. در این مقاله کنترل کننده وضعیتی طراحی می‌گردد که بر عدم قطعیت‌هایی که در مدل به دلیل انعطاف پذیری آرایه‌های خورشیدی به وجود آمده است فائق آید. در این راستا، با توجه به عدم قطعیت‌هایی موجود در مدل ماهواره انعطاف پذیر و حضور اغتشاشات خارجی، از روش کنترل وضعیت مقاوم تطبیقی استفاده می‌شود. روش کنترل وضعیت مقاوم تطبیقی در مانورهایی با نرخ دوران کمتر از یک درجه بر ثانیه عملکرد خوبی دارد. اما در مانورهای سریع وضعیت، دامنه نوسانات فرکانس بالای زاویه‌ای ماهواره یا جیتر افزایش می‌یابد. لذا در ادامه، یک روش کنترلی مضاعف برای کاهش ارتعاشات ارائه می‌شود. در واقع روش کنترل پیشنهادی جهت کاهش ارتعاشات، کنترل وضعیت مقاوم تطبیقی مبتنی بر تکنیک شکل دهی ورودی می‌باشد. نتایج شبیه سازی نشان می‌دهد که روش کنترل پیشنهادی، در مانور سریع وضعیت، دقت نشانه روی و پایداری نشانه روی را به طور قابل ملاحظه‌ای بهبود می‌دهد و عملکرد خوبی در کاهش ارتعاشات دارد.

## تاریخچه مقاله:

دریافت ۳۰ دی ۱۴۰۳  
بازنگری ۱۱ بهمن ۱۴۰۳  
پذیرش ۱۲ اسفند ۱۴۰۳  
اولین انتشار ۲۶ اسفند ۱۴۰۳

## واژه‌های کلیدی:

ماهواره انعطاف پذیر  
مانور سریع  
مقاوم تطبیقی  
کاهش ارتعاشات  
شکل دهی ورودی

\*پست الکترونیکی نویسنده مسئول: [zarourati@email.kntu.ac.ir](mailto:zarourati@email.kntu.ac.ir)

## How to Cite this Article:

M. Zarourati, M. Mirshams, and M. Tayefi, "Adaptive robust attitude control and vibration suppression of a flexible satellite in imaging maneuver," *Journal of Space Science and Technology*, Vol. 18, No. 1, pp. 78-91, 2025, (in Persian), <https://doi.org/10.22034/jsst.2025.1524>.



## 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/).



## علائم و اختصارات

$J$	ماتریس اینرسی کل سازه
$J_{mb}$	ماتریس اینرسی بدنه اصلی
$\omega$	سرعت زاویه‌ای
$\delta$	اثر متقابل بخش‌های صلب و انعطاف‌پذیر
$\eta$	بردار مختصات مودال
$u$	گشتاور کنترلی
$T_d$	اغتشاشات خارجی
$C$	ماتریس ضرایب میرایی
$K$	ماتریس ضرایب سختی
$\omega_{ni}$	فرکانس طبیعی
$\zeta_i$	ضریب میرایی
$q$	کواترنیون واحد
$r$	بردار کنترل
$u_a$	ترم جبران‌سازی مدل قانون کنترل
$u_{s1}$	ترم فیدبک پایدارساز خطی
$u_{s2}$	ترم فیدبک مقاوم غیرخطی

## مقدمه

در گذشته، ماهواره‌ها در اندازه‌های کوچک ساخته می‌شدند و به دلیل مأموریت‌های ساده‌ای که در فضا برای این ماهواره‌ها تعریف شده بود نیاز به توان الکتریکی کمی داشتند. امروزه برای ماهواره‌ها و دیگر سیستم‌های فضایی، مأموریت‌های پیچیده‌تری تعریف می‌شود [۱] از طرف دیگر، در ماهواره‌های سنجش از راه دور، قابلیت‌های مختلفی نظیر حجم تصویربرداری بالا، گرفتن تصاویری با رزولوشن بالا، دقت نشانده‌روی<sup>۱</sup> بالا و عرض تصویربرداری زیاد مدنظر است. در ماهواره‌های مرسوم امروزه به‌منظور تأمین توان الکتریکی از آرایه‌های خورشیدی بازشونده استفاده می‌شود. جهت برآورده نمودن الزامات تعریف شده نظیر قابلیت مانور جهت عکس‌برداری از اهداف چندگانه مورد نظر و محدودیت زمانی مد تصویربرداری، نیاز به مانور سریع وضعیت می‌باشد. مانور سریع وضعیت باعث می‌شود آرایه‌های خورشیدی بازشونده ارتعاش نمایند و سبب شود که کیفیت تصاویر گرفته شده کاهش یابد.

به‌طور کلی طراحی و پیاده‌سازی سیستم کنترل وضعیت برای ماهواره با اجزای انعطاف‌پذیر بزرگ شامل دشواری‌های قابل ملاحظه‌ای از جمله مدل مرتبه بالا، رفتار نوسانی با میرایی ضعیف،

خطاهای مدل‌سازی ذاتی ناشی از تقریب جهت به‌دست آوردن مدل مرتبه محدود، عدم قطعیت پارامترها، کوپلینگ زیاد بین محورها و غیرخطی بودن مدل می‌باشد [۲].

به‌منظور کنترل وضعیت ماهواره‌ی انعطاف‌پذیر در مانورهای سریع وضعیت، روش‌های کنترلی متعددی با توجه به معیارهای قوام<sup>۲</sup> در برابر عدم قطعیت و اغتشاشات، کاهش دامنه‌ی نوسانات اجزای انعطاف‌پذیر، عدم وجود چترینگ فرکانس بالا، عدم وجود فراجش و زمان اجرای مانور استفاده شده است. در مرجع [۳]، کنترل بهینه حداقل زمان در طی مانور وضعیت سریع و با زاویه بزرگ ارائه شده است. عملکرد روش کنترلی به تعداد مدهای در نظر گرفته شده برای سازه‌های انعطاف‌پذیر وابسته است. در مرجع [۴]، از روش کنترل بهینه عصبی برای اجرای مانور یک محوره استفاده شده است که قوام سیستم کنترل وضعیت نسبت به عدم قطعیت‌های مدل بررسی نشده است. در مرجع [۵]، از کنترل پس‌خور خروجی مبتنی بر تئوری لیاپانوف به منظور اجرای مانور وضعیت استفاده شده است. نتایج حاصل فراجش در پاسخ خروجی و نوسانی بودن را نشان می‌دهد.

قوام و عملکرد خوب کنترل مد لغزشی باعث شده است که این روش در کنترل وضعیت ماهواره انعطاف‌پذیر مورد توجه قرار گیرد [۶،۷]. در مرجع [۸]، از روش مد لغزشی خودتنظیم مبتنی بر شبکه عصبی استفاده شده است. روش ارائه شده نسبت به عدم قطعیت در ماتریس اینرسی ماهواره، قوام خوبی دارد و علاوه بر آن می‌توان، با این قانون کنترل به دقت نشانده‌روی و پایداری نشانده‌روی<sup>۳</sup> خوبی دست یافت که هزینه‌ی این عملکرد، نوسانات فرکانس بالا در قانون کنترل است. کنترل‌کننده  $H_\infty$  مبتنی بر نامساوی ماتریس خطی<sup>۴</sup> (LMI)، روش مؤثری برای حل مسائل مهندسی تحت اغتشاشات زیاد می‌باشد [۹]. اگر قوام و مسئله تحقق مدنظر گرفته شود و پارامترهای سیستم متغیر باشند کنترل‌کننده‌ی جدول بهره دارای عملکرد بهتری نسبت به کنترل‌کننده‌ی مقاوم می‌باشد. نتایج مرجع [۱۰] نشان می‌دهد که کنترل‌کننده‌ی مقاوم همراه با جدول بهره توانایی زیادی برای کاهش ارتعاشات و ردیابی دقیق دارد.

در مرجع [۱۱] کنترل تطبیقی برای مانور دورانی ماهواره انعطاف‌پذیر و توقف ارتعاشات ارائه شده است که زمان اجرای مانور طولانی است. در مرجع [۱۲] از روش کنترل تطبیقی مبتنی بر مدل مشخصه به‌منظور مانور وضعیت سه محوره با زاویه‌های بزرگ استفاده شده است.

در مرجع [۱۳] از کنترل مقاوم تطبیقی برای یک ماهواره‌ی صلب سنجش از دور استفاده شده است (مانور ۱۰ درجه در مدت زمان تقریباً

3. Pointing Stability  
4. Linear Matrix Inequality

1. Pointing Accuracy  
2. Robustness

در این مقاله به منظور کنترل وضعیت ماهواره‌ی انعطاف‌پذیر در مانورهای سریع وضعیت از روش کنترل ترکیبی استفاده می‌گردد. به دلیل وجود عدم قطعیت در دینامیک ماهواره‌ی انعطاف‌پذیر و اغتشاشات خارجی، از روش کنترل مقاوم تطبیقی به منظور کنترل وضعیت استفاده می‌شود. در وهله‌ی دوم به منظور بهبود جیت‌ر می‌بایست ارتعاشات باقیمانده در پنل-های خورشیدی انعطاف‌پذیر را متوقف نمود که از روش‌های شکل‌دهی فرمان ورودی نظیر هدایت وضعیت<sup>۴</sup> ماهواره و شکل‌دهی ورودی استفاده می‌گردد. بخش‌های ارائه شده در این مقاله بدین صورت است که ابتدا مدل ماهواره‌ی انعطاف‌پذیر ارائه می‌گردد و در ادامه طراحی کنترل‌کننده وضعیت پیشنهادی به تفصیل آمده است. در ادامه شکل-دهی فرمان و شبیه‌سازی‌های عددی ارائه می‌شوند. در نهایت نیز نتیجه‌گیری انجام می‌گیرد.

### مدل ماهواره انعطاف‌پذیر

شکل (۱) یک نمونه ماهواره‌ی انعطاف‌پذیر که دارای یک بخش صلب به همراه پنل‌های خورشیدی است را نشان می‌دهد. معادلات دینامیکی یک ماهواره انعطاف‌پذیر طبق رابطه (۱) می‌باشد [۲۰].

$$\begin{aligned} J\dot{\omega} + \delta^T \ddot{\eta} &= -\omega^\times (J\omega + \delta^T \dot{\eta}) + u + T_d \\ \ddot{\eta} + C\dot{\eta} + K\eta &= -\delta\dot{\omega} - \delta_2 u_p \end{aligned} \quad (1)$$

در این معادلات  $J$  ماتریس ممان اینرسی کل سازه است که مجموع ماتریس اینرسی بدنه اصلی  $J_{mb}$  و ماتریس اینرسی بخش انعطاف‌پذیر می‌باشد.  $J_{mb}$  یک ماتریس متقارن و معین مثبت است.  $\omega$  سرعت زاویه‌ای دستگاه مختصات بدنه ماهواره نسبت به دستگاه مختصات اینرسی است.

$$J = \begin{bmatrix} J_{11} & J_{12} & J_{13} \\ J_{21} & J_{22} & J_{23} \\ J_{31} & J_{32} & J_{33} \end{bmatrix} \quad (2)$$

توزیع بخش انعطاف‌پذیر در ماتریس اینرسی کلی به صورت  $\delta^T \delta$  است و ماتریس  $\delta$  اثر متقابل بین بخش‌های صلب و انعطاف‌پذیر را نشان می‌دهد.  $\eta$  بردار مختصات مودال و  $u$  گشتاور کنترلی است که برای ایجاد تغییر وضعیت در بخش صلب مورد استفاده قرار می‌گیرد. ورودی بخش انعطاف‌پذیر  $u_p$  و ماتریس اثر ورودی انعطاف‌پذیر  $\delta_2$  است. عبارت  $J\omega + \delta^T \dot{\eta}$  بیان‌گر مومنتم زاویه‌ای کل است. سیستم برای تغییر وضعیت بدنه اصلی دارای سه ورودی در سه محور رول، پیچ و یاو است و نوع محرکی که این گشتاورها را تولید می‌کند تغییری در شکل معادلات ایجاد نمی‌کند. گشتاورهای خارجی که به صورت اغتشاش به ماهواره وارد می‌شوند با ورودی  $T_d$  نشان داده می‌شود. وجود

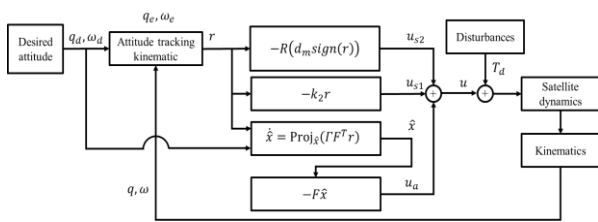
۱۰ ثانیه). ساختار قانون کنترل شامل استراتژی مد لغزشی با وجود عدم قطعیت‌های پارامتری طی مانور وضعیت و اغتشاشات خارجی است. در مرجع [۱۴] برای غلبه بر عدم قطعیت‌های پارامتری محدود و اغتشاشات خارجی، از روش کنترل وضعیت مقاوم تطبیقی استفاده شده است. نتایج دقت نشانه‌روی و پایداری نشانه‌روی خوبی را نشان می‌دهد که هزینه این عملکرد، زمان کند مانور ماهواره است (مانور ۶۰ درجه در مدت زمان تقریباً ۶۰ ثانیه).

با توجه به دینامیک ماهواره انعطاف‌پذیر و ارتباط مختصات مودال سازه و سرعت زاویه‌ای، می‌توان استنباط نمود که برای کاهش جیت‌ر<sup>۱</sup> با مکانیزمی ارتعاشات سازه‌های انعطاف‌پذیر را کاهش داد. کنترل فعال و کنترل پیشخور دو راه کار رایج برای این هدف می‌باشند. در مرجع [۱۵] علاوه بر کنترل ساختار متغیر از روش کنترل فعال و مواد پیزوالکتریک به عنوان سنسور و عملگر برای توقف ارتعاشات نیز استفاده شده است. در مرجع [۱۶] از کنترل مد لغزشی فازی برای کنترل وضعیت و کنترل فعال جهت توقف ارتعاشات استفاده شده است. در مراجع [۱۷، ۱۸] نیز برای توقف ارتعاشات اجزای انعطاف‌پذیر ماهواره از کنترل فعال استفاده شده است که ارتعاشات با دامنه‌های نسبتاً بزرگ ناشی از مانورهای سریع را متوقف می‌کند.

روش کنترل فعال ماهواره برای میرا کردن نوسانات متناظر با فرکانس‌های بالای سازه‌ی انعطاف‌پذیر مؤثر بوده و برای فرکانس‌های پایین سازه، اثر بخشی خوبی ندارد. در کنترل پیشخور ماهواره، فرمان ورودی مسطح می‌گردد تا از تحریک ارتعاشات ماهواره انعطاف‌پذیر جلوگیری کند. یکی از روش‌های شکل‌دهی فرمان<sup>۲</sup>، شکل‌دهی ورودی<sup>۳</sup> است. تکنیک شکل‌دهی ورودی بر این اساس است که سیگنال فرمانی تولید می‌کند که ارتعاشات به وجود آمده در اجزای انعطاف‌پذیر ماهواره را حذف می‌کند [۲]. در مرجع [۱۹]، از روش شکل‌دهی ورودی برای کاهش ارتعاشات سازه‌های انعطاف‌پذیر استفاده شده است. با اعمال این روش، فراجش در پاسخ سیستم حذف می‌شود و پاسخ سیستم در مدت زمان کمتری به مقدار حالت دائم خود می‌رسد. در مرجع [۲] از روش شکل‌دهی ورودی چند مدی برای کاهش ارتعاشات اجزای انعطاف‌پذیر استفاده شده است. برای بررسی قوام شکل دهنده‌ی ورودی در این مرجع به خطای مدل‌سازی، شبیه‌سازی با ده درصد خطا در فرکانس انجام شده است که نتایج نشان می‌دهد این روش در برابر خطا مقاوم است. به طور کلی روش شکل‌دهی ورودی دارای مزایایی نظیر ساختار ساده و محاسبات آسان می‌باشد و تنها به فرکانس و نسبت میرایی سازه انعطاف‌پذیر نیاز است و چالش‌های روش کنترل فعال را ندارد.

## قانون کنترل مقاوم تطبیقی

در این بخش به منظور مقابله با عدم قطعیت‌های پارامتری در ماهواره انعطاف‌پذیر و اغتشاشات خارجی موجود، کنترل مقاوم تطبیقی ارائه می‌شود. مکانیزم کنترل بدین صورت است که ماتریس اینرسی ماهواره انعطاف‌پذیر در هر لحظه به‌روزرسانی می‌شود. توسط قانون کنترل اعمال شده، پایداری مقاوم به‌دست می‌آید. علاوه بر آن پایداری سیستم کنترل حلقه بسته را می‌توان با استفاده از تئوری پایداری لیاپانوف اثبات نمود. ساختار کلی قانون کنترل در شکل (۲) نشان داده شده است.



شکل ۲- ساختار قانون کنترل وضعیت مقاوم تطبیقی.

Fig. 2. Structure of the adaptive robust control law.

به‌منظور توصیف وضعیت ماهواره از کوآترنیون استفاده می‌شود. کوآترنیون واحد  $q$  به‌صورت (۷) و معادلات سینماتیک ماهواره انعطاف‌پذیر به‌صورت (۸) تعریف می‌شوند.  $q_4 \in \mathbb{R}$  و  $q_v \in \mathbb{R}^3$  به ترتیب مؤلفه‌های برداری و اسکالر مربوط به کوآترنیون واحد است [۲۲].

$$q = [q_1, q_2, q_3, q_4]^T = [q_v, q_4]^T \quad (7)$$

$$q_v^T q_v + q_4^2 = 1$$

$$\dot{q} = \begin{bmatrix} \dot{q}_v \\ \dot{q}_4 \end{bmatrix} = 0.5 \begin{bmatrix} q_4 I_3 + q_v^\times \\ -q_v^T \end{bmatrix} \omega \quad (8)$$

در مسئله تعقیب وضعیت ماهواره، بردار خطای کوآترنیون وضعیت  $q_e$  به‌صورت (۹) تعریف می‌شود، که در آن کوآترنیون وضعیت مطلوب می‌باشد. همچنین  $q_d^*$  مزدوج مختلط  $q_d$  و عملگر ضرب کوآترنیون‌ها است.

$$q_e = q_d^* \otimes q = \begin{bmatrix} q_{ev} \\ q_{e4} \end{bmatrix} \quad (9)$$

$$= \begin{bmatrix} q_{d4} q_v - q_4 q_{dv} - q_{dv}^\times q_v \\ q_{d4} q_4 + q_{dv}^T q_v \end{bmatrix}$$

$\omega_d$  بردار سرعت زاویه‌ای مطلوب ماهواره تعریف می‌شود. بردار خطای سرعت زاویه‌ای با  $\omega_e = \omega - \omega_d$  نشان داده می‌شود. بردار کنترل  $r$  را به‌صورت (۱۰) در نظر می‌گیریم:

$$r = \omega_e + k_1 q_{ev} \quad (10)$$

بخش  $\omega^\times (J\omega + \delta^T \dot{\eta})$  در معادلات، سبب غیرخطی شدن آن‌ها می‌شود.  $\omega^\times$  فرم متقارن نامتوازن ماتریس  $\omega$  است.

$$\omega^\times = \begin{bmatrix} 0 & -\omega_z & \omega_y \\ \omega_z & 0 & -\omega_x \\ -\omega_y & \omega_x & 0 \end{bmatrix} \quad (3)$$

در معادلات بخش انعطاف‌پذیر،  $C$  ماتریس  $N \times N$  ضرایب میرایی و  $K$  ماتریس  $N \times N$  ضرایب سختی به‌صورت (۴) می‌باشد:

$$C = \text{diag}\{2\zeta_i \omega_{ni}, i = 1, \dots, N\} \quad (4)$$

$$K = \text{diag}\{\omega_{ni}^2, i = 1, \dots, N\}$$

که  $N$  تعداد مد الاستیک در نظر گرفته شده،  $\omega_{ni}$  فرکانس طبیعی و  $\zeta_i$  ضریب میرایی مد  $i$ ام هستند. با توجه به اینکه در این مقاله تجهیزات توزیع‌یافته به‌کارگیری نشده، دینامیک ماهواره‌ی انعطاف‌پذیر به‌صورت معادله (۵) می‌باشد.

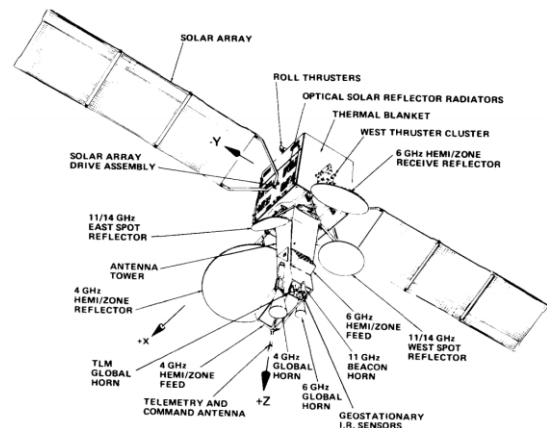
$$J\dot{\omega} + \delta^T \ddot{\eta} = -\omega^\times (J\omega + \delta^T \dot{\eta}) + u + T_d \quad (5)$$

$$\dot{\eta} + C\dot{\eta} + K\eta = -\delta\omega$$

بنابراین با توجه به روابط بالا، می‌توان به‌صورت خلاصه معادلات ماهواره‌ی انعطاف‌پذیر را با در نظر گرفتن  $J = J_{mb} + \delta^T \delta$  و تعریف متغیر جدید  $\psi = \dot{\eta} + \delta\omega$  به‌صورت فرم فضای حالت (۶) که در شبیه‌سازی‌های عددی مورد استفاده قرار می‌گیرد، نشان داد. در این رابطه،  $I$  ماتریس همانی است.

$$\dot{\omega} = (J_{mb})^{-1} [-\omega^\times (J_{mb}\omega + \delta^T \psi)] + (J_{mb})^{-1} [\delta^T (C\psi + K\eta - C\delta\omega) + u + T_d] \quad (6)$$

$$\begin{bmatrix} \dot{\eta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & I \\ -K & -C \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \eta \\ \psi \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} -I \\ C \end{bmatrix} \delta\omega$$



شکل ۱- ماهواره-5 [۲۱].

Fig.1. Intelsat-5 [21].

در  $\text{sign}(r) = [\text{sign}(r_1), \text{sign}(r_2), \text{sign}(r_3)]^T, i = 1, 2, 3$  نظر گرفته می‌شود. قانون تطبیق  $\hat{x}$  به صورت (۱۶) است.

$$\text{Proj}_{\hat{x}_i}(\bullet_i) = \begin{cases} \bullet_i & \text{if } \begin{cases} \hat{x}_i = x_{i_{\max}} \text{ and } \bullet_i > 0 \\ \hat{x}_i = x_{i_{\min}} \text{ and } \bullet_i < 0 \end{cases} \\ 0 & \text{otherwise} \end{cases} \quad (16)$$

$\Gamma$  ماتریس مثبت معین است. در برخی از روش‌های کنترل مد لغزشی، معمولاً  $u_{s2}$  به صورت تابع علامت (۱۷) انتخاب می‌شود:

$$u_{s2} = -d_m \text{sign}(r) \quad (17)$$

این تابع کنترل مد لغزشی ایده‌آل منجر به نوسانات شدید بعلاوه ناپایداری در عمل به دلیل ناپوستگی در آن می‌شود. در قانون کنترل،  $u_{s2}$  باید به گونه‌ای انتخاب شود که دو شرط (۱۸) را برآورده کند:

$$\begin{cases} r^T R(d_m \text{sign}(r)) \geq 0 \\ r^T [d_m \text{sign}(r) - R(d_m \text{sign}(r))] \leq \varepsilon \end{cases} \quad (18)$$

بنابراین  $u_{s2}$  به صورت (۱۹) انتخاب می‌شود:

$$u_{s2} = \begin{cases} -\frac{d_m r}{\mu} & \|r\| \leq \mu \\ -d_m \text{sign}(r) & \|r\| > \mu \end{cases}, \mu = \frac{4\varepsilon}{d_m} \quad (19)$$

**اثبات پایداری:** به منظور اثبات پایداری از لم زیر استفاده می‌شود: **لم:** فرض می‌شود تابع لیاپانوف مثبت معین  $V(t)$ ، رابطه  $\dot{V}(t) \leq -\lambda V(t) + \beta_0$  را برآورده می‌کند که  $\lambda$  و  $\beta_0$  ثابت‌های مثبتی هستند. آن‌گاه سیستم پایدار سراسری<sup>۱</sup>، یکنواخت<sup>۲</sup> و در نهایت محدود<sup>۳</sup> است [۲۱].

تابع لیاپانوف پیشنهادی بدین صورت می‌باشد:

$$V = 0.5r^T J r + 0.5\tilde{x}^T J \Gamma^{-1} \tilde{x} \quad (20)$$

که  $\tilde{x} = x - \hat{x}$  خطای تخمین عدم قطعیت را توصیف می‌کند که  $\dot{\tilde{x}} = -\tilde{x}$  را نتیجه می‌دهد. مطابق با (۱۴) و (۱۵)، برای  $V$  در امتداد مسیرهای<sup>۴</sup> سیستم می‌توان نوشت:

$$\begin{aligned} \dot{V} &= r^T J \dot{r} + \tilde{x}^T J \Gamma^{-1} \dot{\tilde{x}} \\ &= r^T (F x + u + d) \\ &\quad - \tilde{x}^T \Gamma^{-1} \dot{\tilde{x}} \\ &= r^T [F x - F \tilde{x} - k_2 r \\ &\quad - R(d_m \text{sign}(r)) + d] \\ &\quad - \tilde{x}^T \Gamma^{-1} \Gamma F^T r \\ &= -k_2 r^T r + r^T F \tilde{x} - \tilde{x}^T F^T r \\ &\quad - r^T R(d_m \text{sign}(r)) + r^T d \\ &\leq -k_2 r^T r \\ &\quad - r^T R(d_m \text{sign}(r)) \\ &\quad + r^T d_m \text{sign}(r) \end{aligned} \quad (21)$$

که  $k_1$  عددی مثبت است. با مشتق‌گیری از (۱۰) داریم:

$$\dot{r} = \dot{\omega} - \dot{\omega}_d + k_1 \dot{q}_{ev} \quad (11)$$

با ضرب کردن  $J$  در هر دو طرف (۱۱) و جای‌گذاری (۵) و (۸) داریم:

$$J \dot{r} = -\omega^\times J \omega - J \dot{\omega}_d + J k_1 \dot{q}_{ev} + u + T_d - C^T \dot{\eta} \quad (12)$$

تمام اغتشاشات را به صورت  $d = T_d - C^T \dot{\eta}$  تعریف می‌کنیم. ماتریس ممان اینرسی  $J$  شامل عدم قطعیت‌هایی است.  $\hat{x}$  را به عنوان تخمینی از مقادیر  $x = [J_{11}, J_{22}, J_{33}, J_{23}, J_{13}, J_{12}]^T$  تعریف می‌کنیم. عملگر  $L: \mathbb{R}^3 \rightarrow \mathbb{R}^{3 \times 6}$  برای هر بردار  $a = [a_1, a_2, a_3]^T$  به صورت زیر تعریف می‌شود:

$$L(a) = \begin{bmatrix} a_1 & 0 & 0 & 0 & a_3 & a_2 \\ 0 & a_2 & 0 & a_3 & 0 & a_1 \\ 0 & 0 & a_3 & a_2 & a_1 & 0 \end{bmatrix} \quad (13)$$

$$J a = L(a) x$$

$$F = -L(\dot{\omega}_d) - \omega^\times L(\omega) + L(k_1 \dot{q}_{ev})$$

رابطه (۱۲) را به صورت (۱۴) بازنویسی می‌کنیم:

$$J \dot{r} = F x + u + d \quad (14)$$

رابطه (۱۴)، معادله سیستم کنترل وضعیت حلقه بسته را نشان می‌دهد.

در طراحی کنترل‌کننده دو فرض زیر در نظر گرفته شده است:

**فرض ۱:** توسط قانون کنترل وضعیت، دامنه‌ی ارتعاشات پیل‌های خورشیدی و دامنه اغتشاشات کل  $\|d\| \leq d_m$  محدود است.

**فرض ۲:** عدم قطعیت‌ها به گونه‌ای است که  $x \in \Omega_x = \{x: x_{\min} < x < x_{\max}\}$  قرار دارد و  $x_{\min}$  و  $x_{\max}$  به ترتیب باند پایین و باند بالای معلوم  $x$  است.

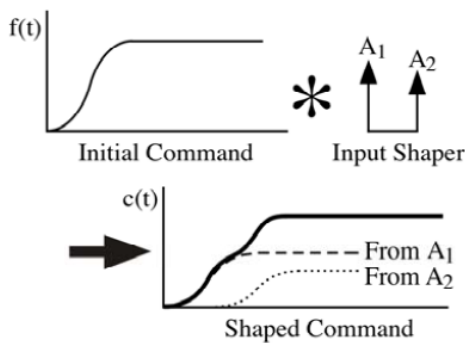
به منظور حداقل کردن تأثیر منفی عدم قطعیت‌های اینرسی و اغتشاشات خارجی بر روی پایداری سیستم، قانون کنترل به صورت (۱۵) در نظر گرفته می‌شود:

$$\begin{cases} u = u_a + u_{s1} + u_{s2} \\ u_a = -F \hat{x} \\ u_{s1} = -k_2 r \\ u_{s2} = -R(d_m \text{sign}(r)) \\ \hat{x} = \text{Proj}_{\hat{x}}(\Gamma F^T r) \end{cases} \quad (15)$$

که  $u_a$  ترم جبران‌سازی مدل قانون کنترل،  $u_{s1}$  ترم فیدبک پایدارساز خطی و  $k_2$  یک بهره مثبت است.  $u_{s2}$  ترم فیدبک مقاوم غیرخطی برای به دست آوردن پایداری و عملکرد مقاوم است. همچنین

انجام مانور در هر محور بدنی دریافت شده و مسیری صاف و هموار به عنوان خروجی تولید می‌شود.

در شکل‌دهی ورودی فرمان اصلی با تابع شکل‌دهنده‌ی ورودی کانولوشن می‌شود. به منظور فهم روش شکل‌دهی ورودی برای حرکت یک سیستم انعطاف‌پذیر از ساده‌ترین فرمان ممکن که یک سیگنال ضربه<sup>۱</sup> می‌باشد، استفاده می‌شود. با اعمال ضربه با دامنه  $A_1$ ، سیستم انعطاف‌پذیر شروع به نوسان می‌کند. اگر ضربه دوم با دامنه  $A_2$  در زمان بعد اعمال شود، آن‌گاه ارتعاشات به وجود آمده با اولین ضربه حذف می‌شود. این مفهوم در شکل (۳) نشان داده شده است. به منظور حذف کامل ارتعاشات بایستی ضربه‌ی دوم در زمان مناسب و با دامنه‌ای مناسب به سیستم انعطاف‌پذیر اعمال شود [۲۳].



شکل ۳- فرآیند شکل‌دهی ورودی [۲۳].

Fig. 3. The input shaping process [23].

دامنه ضربه‌ها و زمان اعمال ضربه‌ها در شکل‌دهنده ورودی با حل کردن مجموعه‌ای از معادله‌های محدودیت<sup>۲</sup> تعیین می‌گردد. محدودیت‌ها به صورت محدودیت‌های ارتعاشات باقیمانده، محدودیت‌های قوام، محدودیت دامنه ضربه‌ها و ملزومات بهینگی زمانی طبقه‌بندی می‌شود. برای محدود کردن ارتعاشات باقیمانده، ابتدا بایستی عبارتی برای دامنه ارتعاشات باقیمانده از سیستم انعطاف‌پذیر استخراج شود. اگر فرض شود که سیستم انعطاف‌پذیر به صورت یک نوسان‌ساز هارمونیک مرتبه دوم مدل‌سازی شود، آن‌گاه پاسخ سیستم به اولین ضربه به صورت (۲۷) است:

$$y_0(t) = \left[ \frac{A_0 \omega}{\sqrt{1 - \zeta^2}} e^{-\zeta \omega (t - t_0)} \right] \sin \left( \omega \sqrt{1 - \zeta^2} (t - t_0) \right) \quad (27)$$

که  $A_0$  دامنه‌ی اولین ضربه و  $t_0$  زمان اعمال اولین ضربه است. پاسخ سیستم به ازای توالی از ضربه‌ها، با استفاده از روش جمع آثار به صورت (۲۸) می‌باشد:

با در نظر گرفتن رابطه (۱۸) داریم:

$$\begin{aligned} \dot{V} &\leq -k_2 r^T r - r^T R (d_m \text{sign}(r)) \\ &\quad + r^T d_m \text{sign}(r) \\ &\leq -k_2 r^T r \\ &\quad - r^T [d_m \text{sign}(r) \\ &\quad - R (d_m \text{sign}(r))] \\ &\leq -k_2 r^T r + \varepsilon \end{aligned} \quad (22)$$

فرض می‌کنیم  $\lambda_J$  بزرگترین مقدار ویژه  $J$  است و  $\lambda_J \geq 1$  و  $\alpha = \sup(0.5 \tilde{x}^T \Gamma^{-1} \tilde{x})$  می‌باشد. آن‌گاه داریم:

$$V = 0.5 r^T J r + 0.5 \tilde{x}^T \Gamma^{-1} \tilde{x} \leq 0.5 \lambda_J r^T r + \alpha \quad (23)$$

بنابراین داریم:

$$-r^T r \leq \frac{(-2V + 2\alpha)}{\lambda_J} \quad (24)$$

بنابراین:

$$\begin{aligned} \dot{V} &\leq -k_2 r^T r + \varepsilon \leq \frac{(-2k_2 V + 2k_2 \alpha)}{\lambda_J} + \varepsilon \\ &= \frac{-2k_2 V}{\lambda_J} + \left( \frac{2k_2 \alpha}{\lambda_J} + \varepsilon \right) \end{aligned} \quad (25)$$

که  $\varepsilon$ ،  $\lambda_J$  و  $k_2$  مقادیری مثبت هستند. بنابراین می‌توان (۲۵) را به صورت (۲۶) نوشت:

$$\dot{V}(t) \leq -\lambda V(t) + \beta_0 \quad (26)$$

که  $\lambda = \frac{2k_2}{\lambda_J}$  و  $V(t) = \frac{2k_2 \alpha}{\lambda_J} + \varepsilon$  می‌باشند. بنابراین، سیستم کنترل وضعیت ماهواره انعطاف‌پذیر پایدار سراسری، یکنواخت و در نهایت محدود است.

## شکل‌دهی فرمان

در این بخش، روش هدایت وضعیت و شکل‌دهی ورودی به منظور کاهش تحریک ارتعاشات در طی مانور و توقف ارتعاشات بعد از اجرای مانور ارائه می‌شود.

تغییر ناگهانی در شتاب زاویه‌ای ماهواره باعث می‌شود که نوسانات در ساختارهای انعطاف‌پذیر ماهواره تحریک گردد. لذا برای جلوگیری از تغییر ناگهانی شتاب زاویه‌ای ماهواره در طی مانور وضعیت و برآوردن ملزومات کنترلی، از روش هدایت وضعیت برای تولید مسیر وضعیتی مطلوب و مسطح کردن فرمان ورودی استفاده می‌شود. جزئیات مربوط به هدایت وضعیت و ایجاد پروفایل حرکت که در آن وضعیت اولیه و وضعیت نهایی، معلوم در نظر گرفته می‌شود، مطابق با الگوریتم طراحی مسیر وضعیتی ارائه شده در مرجع [۱۳] صورت می‌گیرد. در این الگوریتم بر اساس مد تصویب‌برداری مورد نظر، ورودی‌ها شامل اندازه و زمان‌بندی

حرکت یکسان با فرمان شکل داده نشده تولید کند، بایستی محدودیت در نظر گرفت. برای برآورده کردن محدودیت، بایستی دامنه ضربه به صورت (۳۴) باشد:

$$\sum_{i=1}^n A_i = 1 \quad (34)$$

با تساوی صفر قرار دادن رابطه (۳۳) و حل آن مقدار دامنه مناسب و زمان مناسب ضربه‌های شکل‌دهنده ورودی محاسبه می‌گردد. چندین حل برای رابطه (۳۳) وجود دارد. برای به‌دست آوردن حل زمان بهینه، زمان ضربه نهایی بایستی حداقل گردد:

$$\min(t_n) \quad (35)$$

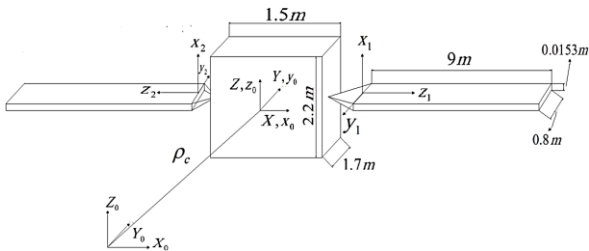
زمانی که محدودیت‌های بالا برای یک تابع با دو ضربه حل شود، شکل‌دهنده به صورت (۳۶) حاصل می‌شود.

$$\begin{bmatrix} A_i \\ t_i \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{1}{1+K} & \frac{K}{1+K} \\ 0 & \frac{\pi}{\omega\sqrt{1-\zeta^2}} \end{bmatrix}, K = e^{\left(\frac{-\zeta\pi}{\omega\sqrt{1-\zeta^2}}\right)} \quad (36)$$

مدت زمان شکل‌دهنده یا زمان آخرین ضربه برابر با نصف دوره تناوب ارتعاشات است.

### شبیه‌سازی

به‌منظور به‌دست آوردن نتایجی که به واقعیت نزدیک باشد از پارامترها و مشخصات فیزیکی ماهواره Intelsat-5 مطابق شکل (۴) استفاده می‌شود. در این ماهواره جرم بدنه مرکزی ۱۵۰۰ kg و مدول یانگ و چگالی ساختارهای انعطاف‌پذیر به ترتیب  $7 \times 10^9 \text{ N/m}^2$  و  $2700 \text{ kg/m}^3$  می‌باشد که از این پارامترها می‌توان برای محاسبه‌ی فرکانس‌های طبیعی و ضرایب میرایی استفاده نمود. همچنین در این مدل ساختارهای انعطاف‌پذیر نسبت به بدنه صلب، ثابت در نظر گرفته شده است.



شکل ۴- ابعاد سازه‌ی ماهواره Intelsat-5 [۲۴].

Fig. 4. Intelsat-5 structural dimensions [24].

جدول (۱) فرکانس‌های طبیعی و ماتریس اثر متقابل بخش‌های صلب و انعطاف‌پذیر که از طریق تحلیل مودال و توسط نرم‌افزار Nastran

$$y_T(t) = \sum_{i=1}^n \left[ \frac{A_i \omega}{\sqrt{1-\zeta^2}} e^{-\zeta\omega(t-t_i)} \right] \sin(\omega_d(t-t_i)) \quad (28)$$

$$\omega_d = \omega\sqrt{1-\zeta^2}$$

با توجه به (۲۸) یک عبارت برای دامنه‌ی ارتعاشات باقیمانده با استفاده از رابطه مثلثاتی زیر به‌دست می‌آید:

$$\sum_{i=1}^n B_i \sin(\omega t + \phi_i) = A_T \sin(\omega t + \psi) \quad (29)$$

$$A_T = \sqrt{\left(\sum_{i=1}^n B_i \cos(\phi_i)\right)^2 + \left(\sum_{i=1}^n B_i \sin(\phi_i)\right)^2}$$

که در رابطه (۲۹) ضرایب به صورت (۳۰) می‌باشد:

$$B_i = \frac{A_i \omega}{\sqrt{1-\zeta^2}} e^{-\zeta\omega(t-t_i)} \quad (30)$$

برای محاسبه دامنه ارتعاشات باقیمانده، رابطه (۲۸) در زمان اعمال آخرین ضربه  $t = t_n$  محاسبه می‌شود. با جای‌گذاری (۳۰) در (۲۹) دامنه ارتعاشات باقیمانده به صورت زیر حاصل می‌شود.

$$A_T = \frac{\omega}{\sqrt{1-\zeta^2}} e^{\zeta\omega t_n} \sqrt{[C(\omega, \zeta)]^2 + [S(\omega, \zeta)]^2}$$

$$C(\omega, \zeta) = \sum_{i=1}^n A_i e^{\zeta\omega t_i} \cos(\omega_d t_i) \quad (31)$$

$$S(\omega, \zeta) = \sum_{i=1}^n A_i e^{\zeta\omega t_i} \sin(\omega_d t_i)$$

دامنه ارتعاشات یک تابع بدون واحد است و با تقسیم کردن (۳۱) به دامنه‌ی ارتعاشات باقیمانده ناشی از یک ضربه واحد، به عنوان ورودی بیان می‌شود. درصد لرزش باقیمانده نسبت ارتعاشات با تکنیک شکل‌دهی ورودی و بدون تکنیک شکل‌دهی ورودی است. دامنه ارتعاشات باقیمانده ناشی از اعمال یک ضربه در لحظه صفر با دامنه واحد به صورت (۳۲) است:

$$A_T = \frac{\omega}{\sqrt{1-\zeta^2}} \quad (32)$$

با تقسیم کردن (۳۱) بر (۳۲)، درصد ارتعاش به صورت (۳۳) به‌دست می‌آید:

$$V(\omega, \zeta) = \frac{A_T}{A_T} = e^{\zeta\omega t_n} \sqrt{[C(\omega, \zeta)]^2 + [S(\omega, \zeta)]^2} \quad (33)$$

توالی از ضربه‌ها که با اعمال آن جابه‌جایی انتهای پنل خورشیدی توالی  $V(\omega, \zeta)$  برابر با صفر می‌گردد، به آن شکل‌دهنده ارتعاشات صفر گفته می‌شود. برای این‌که فرمان شکل داده شده برای بدنه صلب سیستم

جدول ۲- پارامترهای شبیه‌سازی و شرایط اولیه.

Table 2. Simulation parameters and initial conditions.

پارامتر	مقدار
$J_{mb}$	$\text{diag}\{3026,440,3164\} \text{ kg.m}^2$
$C$	$\text{diag}\{0,0.0003,0.0027,0.0041\}$
$K$	$\text{diag}\{0.8795,34.5368,270.6124,414.0533\}$
$q(0)$	$[0.5,0,0,0.8660]^T$
$\omega(0)$	$[0,0,0]^T \text{ rad/s}$
$K_1$	0.63
$K_2$	1500
$\varepsilon$	0.1
$\Gamma$	100 I <sub>6x6</sub>
$d_m$	2

در شکل‌های (۵) و (۶) به ترتیب زوایا و سرعت‌های زاویه‌ای مطلوب بدنه ماهواره انعطاف‌پذیر در مد تصویربرداری، مطابق با الگوریتم طراحی مسیر مرجع [۱۳] آمده است. قبل از ورود به مد تصویربرداری، ماهواره در وضعیت نشانه‌روی نذیر قرار دارد. شکل‌های (۷) تا (۹) به ترتیب زوایای اویلر بدنه ماهواره، سرعت زاویه‌ای بدنه ماهواره و گشتاور کنترلی اعمالی به بدنه ماهواره را نشان می‌دهند. همان‌طور که مشاهده می‌شود زوایای اویلر به‌صورت هموار به مقدار نهایی مطلوب همگرا می‌شود. حدود ۲۵ ثانیه طول می‌کشد تا زوایای اویلر و سرعت زاویه‌ای به مقدار نهایی مطلوب میل کنند. ۶۰ درجه دوران حول محور z در مدت زمان ۲۵ ثانیه انجام شده است که مانور سریع (نرخ دوران ۲.۴ درجه) به حساب می‌آید. برای پاسخ محور z مشاهده می‌شود که زاویه اویلر بدنه و سرعت زاویه‌ای بدنه ماهواره به ترتیب همسایگی ۰/۰۰۵ درجه و ۰/۰۰۵ درجه بر ثانیه همگرا می‌شود. همان‌طور که در شکل‌های (۷) و (۸) مشاهده می‌شود، ملزومات کنترلی شامل خطای عملکرد مطلق<sup>۱</sup> کمتر از ۰/۰۵ درجه است و خطای پایداری عملکرد<sup>۲</sup> نیز کمتر از ۰/۰۰۵ درجه بر ثانیه است. گشتاور کنترلی مورد نیاز نیز دارای جهش ناگهانی نمی‌باشد که تحقق چنین گشتاوری در عمل امکان‌پذیر می‌باشد. با توجه به سطح گشتاور مورد نیاز (حدود ۵۰ نیوتون متر در زمان انجام مانور وضعیتی)، عملگرهای موجود توانایی تولید این سطح از گشتاور کنترلی مورد نیاز را دارند.

به‌دست آمده‌اند، را نشان می‌دهد. مدهای ارتعاشی خمشی خارج صفحه در راستای محور یاو و مدهای ارتعاشی خمشی داخل صفحه در راستای محور رول قرار دارند. در این مقاله چهار مد اول فرکانسی، شامل مدهای ارتعاشی OP-1، OP-2، OP-3، و T-1 در نظر گرفته شده است.

به‌منظور بررسی قانون کنترل وضعیت مقاوم تطبیقی ارائه شده، شبیه‌سازی انجام شده به‌صورت مانور سه محوره می‌باشد. حالت اولیه وضعیت در حالت سکون در نظر گرفته می‌شود. بردار زوایای نهایی مطلوب  $[20,30,60]^T$  می‌باشد. مقادیر پارامترهای کنترلی کننده مقاوم تطبیقی و شرایط اولیه در جدول (۲) مشاهده می‌شود. اغتشاشات خارجی شامل گشتاور گردان جاذبه‌ای، تشعشعات خورشیدی، گشتاورهای مغناطیسی و اتمسفر بوده که مطابق رابطه (۳۷) می‌باشد [۲۵].

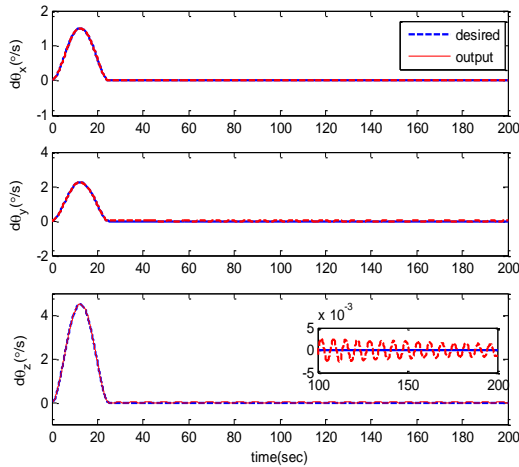
$$T_d = 10^{-4} \begin{bmatrix} -3 + 4\cos(0.0628t) \\ 4 + 3\sin(0.0628t) \\ -3 + 4\sin(0.0628t) \end{bmatrix} + 10^{-4} \begin{bmatrix} -\cos(0.1256t) \\ -2\cos(0.1256t) \\ -0.3\sin(0.1256t) \end{bmatrix} + 10^{-4} \begin{bmatrix} 2\omega_x \sin(0.11t) \\ \omega_y \cos(0.11t) \\ -2\omega_z \cos(0.11t) \end{bmatrix} \quad (37)$$

جدول ۱- فرکانس‌های طبیعی و اثر متقابل بخش‌های صلب و انعطاف‌پذیر [۲۱].

Table 1. Natural frequencies and rigid-elastic coupling matrix [21].

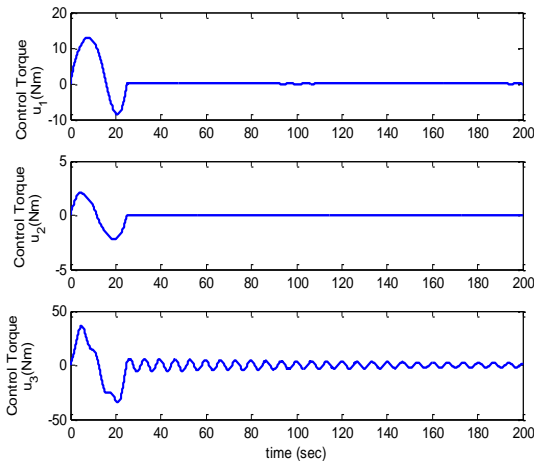
Mode description <sup>a</sup>	Cantilever frequency, rad/s	Coupling matrix (kg.m <sup>2</sup> ) <sup>0.5</sup>		
		Roll	Pitch	Yaw
OP-1	0.885	0	0	35.372
OP-2	6.852	0	0	4.772
OP-3	16.658	0	0	2.347
OP-4	33.326	0	0	0.548
T-1	5.534	0	2.532	0
T-2	17.668	0	0.864	0
T-3	33.805	0	0.381	0
IP-1	1.112	35.865	0	0
IP-2	36.362	2.768	0	0

<sup>a</sup>OP = out-of-plane, T = torsion, IP = in-plane.



شکل ۸- سرعت‌های زاویه‌ای بدنه ماهواره انعطاف‌پذیر.

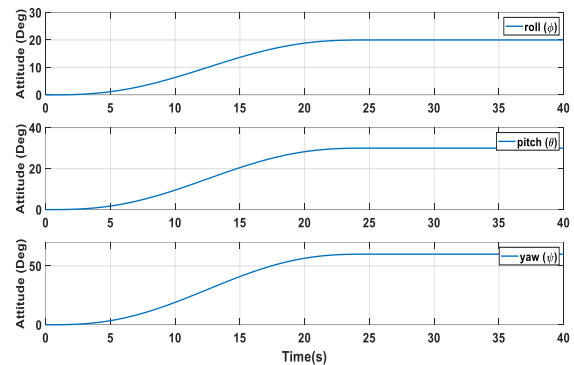
Fig. 8. Angular velocities of the flexible satellite body.



شکل ۹- گشتاورهای کنترلی اعمالی به ماهواره انعطاف‌پذیر.

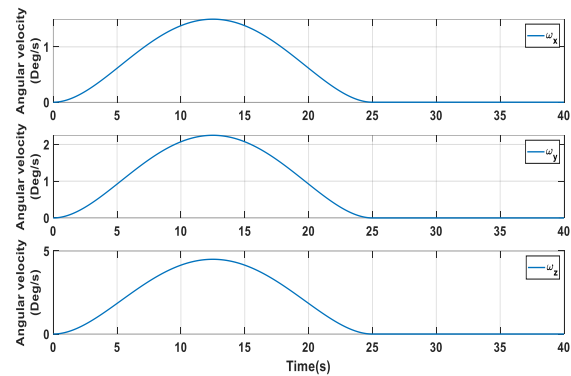
Fig. 9. Profile of control torques.

به‌منظور بررسی قوام سیستم کنترل مقاوم تطبیقی و در نظر گرفتن یک شرایط واقعی و سخت‌گیرانه و امکان‌سنجی مأموریت تصویربرداری، عدم‌قطعیت به سیستم وارد می‌شود. بدین‌منظور ۲۰ درصد عدم‌قطعیت به ماتریس ممان اینرسی ماهواره انعطاف‌پذیر اعمال می‌شود و شبیه‌سازی با شرایط قبل انجام می‌شود. این عدم‌قطعیت به‌صورت یک ضریب ثابت در ماتریس ممان اینرسی، هنگام شبیه‌سازی اعمال می‌شود و ضرایب کنترل‌کننده تغییری پیدا نمی‌کند. شکل (۱۰) زوایای اوایلر بدنه ماهواره را به ازای  $J \rightarrow 1.2J$  نشان می‌دهد. همان‌طور که مشاهده می‌شود در این حالت نیز سیستم کنترل وضعیت دارای عملکرد خوبی می‌باشد و نسبت به ۲۰ درصد عدم‌قطعیت در پارامترهای ماتریس ممان اینرسی ماهواره مقاوم می‌باشد.



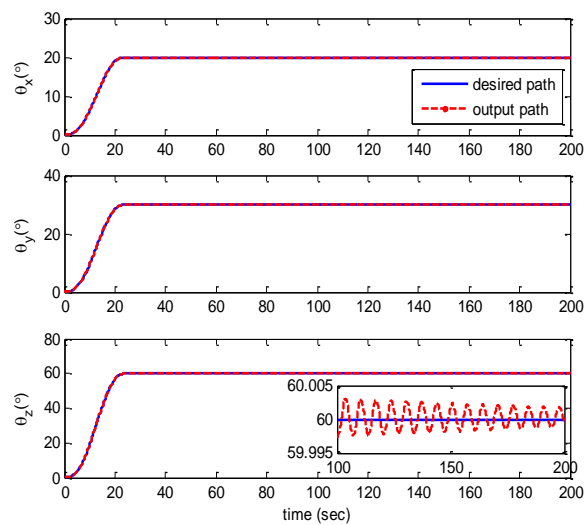
شکل ۵- زوایای اوایلر مطلوب بدنه ماهواره انعطاف‌پذیر.

Fig. 1. Desired Euler angles of the flexible satellite body.



شکل ۶- سرعت‌های زاویه‌ای مطلوب بدنه ماهواره انعطاف‌پذیر.

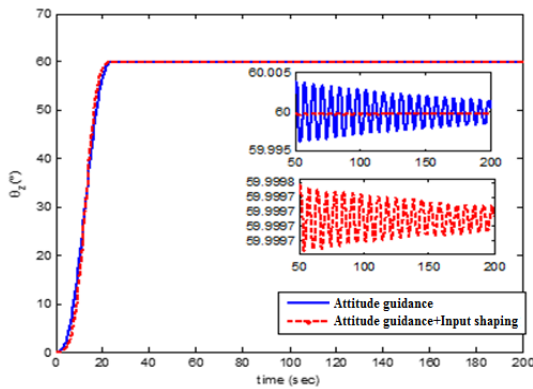
Fig. 6. Desired angular velocities of the flexible satellite body.



شکل ۷- زوایای اوایلر بدنه ماهواره انعطاف‌پذیر.

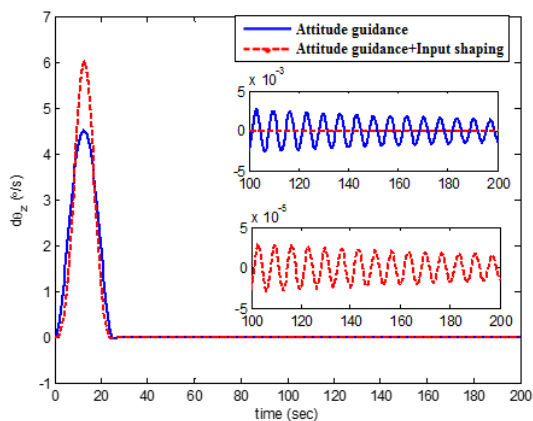
Fig. 7. Euler angles of the flexible satellite body.

شکل (۱۳) گشتاور کنترلی اعمالی به ماهواره را نشان می‌دهد. در صورت استفاده از تکنیک شکل‌دهی ورودی و زیاد شدن شیب منحنی ورودی مطلوب، نیاز به گشتاور حداکثر بیشتری جهت اجرای مانور در مدت زمان ۲۵ ثانیه می‌باشد. در صورتی که تنها هدایت وضعیت انجام می‌شود ماکزیمم گشتاور کنترلی مورد نیاز برای اجرای مانور حدود ۳۷ نیوتن متر است در حالی که از روش شکل‌دهی ورودی استفاده گردد به ماکزیمم گشتاور حدود ۵۰ نیوتن متر نیاز است. به‌منظور مقایسه عملکرد کنترل برای زوایای اویلر بدنه ماهواره‌ی انعطاف‌پذیر، معیارهای زمان نشست<sup>۱</sup> و فراجهش<sup>۲</sup> در جدول (۳) فهرست شده‌اند که شاهد بهبود پاسخ برای کنترل ارائه شده در مقایسه با مرجع [۱۴] می‌باشیم.



شکل ۱۱- وضعیت بدنه ماهواره انعطاف‌پذیر با استفاده از روش شکل‌دهی فرمان ورودی.

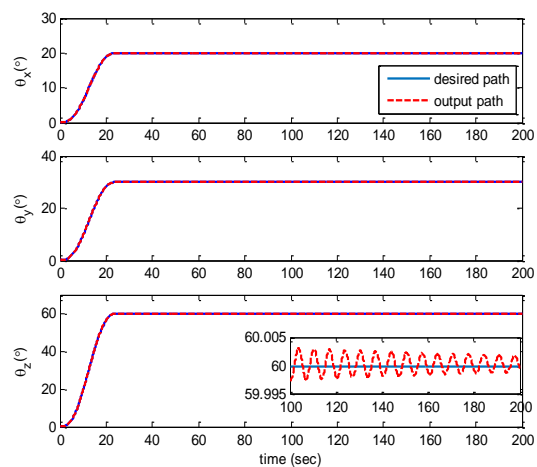
Fig. 11. Flexible satellite body attitude using input command shaping method.



شکل ۱۲- سرعت زاویه‌ای بدنه ماهواره انعطاف‌پذیر با استفاده از روش شکل‌دهی فرمان ورودی.

Fig. 12. Flexible satellite body angular velocity using input command shaping method.

در ادامه روش شکل‌دهی فرمان ورودی بر سیستم کنترل وضعیت ماهواره انعطاف‌پذیر بررسی می‌گردد. در صورتی که مانور حول محور Z انجام گردد بیشترین ارتعاشات در پنل خورشیدی به‌وجود می‌آید. لذا به‌منظور بررسی عملکرد تکنیک شکل‌دهی ورودی، تنها مانور حول محور Z بررسی می‌شود. با کانولوشن کردن سیگنال مطلوب وضعیت ماهواره و شکل‌دهنده ورودی، زمان اجرای مانور وضعیت از ۲۵ ثانیه افزایش می‌یابد. لذا برای حصول به‌نرخ دوران ۲/۴ درجه بر ثانیه (اجرای مانور ۶۰ درجه‌ای در طی ۲۵ ثانیه)، زمان اجرای فرمان مطلوب اولیه را می‌بایست کاهش داد تا با کانولوشن کردن آن با شکل‌دهنده ورودی، زمان مانور ۲۵ ثانیه گردد.



شکل ۱۰- زوایای اویلر بدنه ماهواره انعطاف‌پذیر ( $J \rightarrow 1.2J$ ).

Fig. 10. Euler angles of the flexible satellite body ( $J \rightarrow 1.2J$ ).

شکل (۱۱) مسیر مانور ماهواره انعطاف‌پذیر حول محور Z را در دو حالت با استفاده از تکنیک شکل‌دهی ورودی و بدون استفاده از تکنیک شکل‌دهی ورودی (تنها هدایت وضعیت) را نشان می‌دهد. همان‌طور که مشاهده می‌شود روش شکل‌دهی ورودی ملزومات کنترلی را به‌خوبی برآورده می‌کند. دامنه تغییرات زاویه‌ای در حالی که تنها هدایت وضعیت انجام شده است کمتر از  $5 \times 10^{-3}$  درجه است در حالی که از شکل‌دهنده استفاده گردد دامنه تغییرات زاویه‌ای کمتر از  $3 \times 10^{-4}$  درجه است. در این حالت، خطای عملکرد مطلق به  $3 \times 10^{-4}$  درجه کاهش می‌یابد که نشان‌دهنده برآورده کردن ملزومات خطای نشانه‌روی و خطای پایداری عملکرد است. شکل (۱۲) سرعت زاویه‌ای ماهواره را نشان می‌دهد. همان‌طور که مشاهده می‌شود دامنه تغییرات سرعت زاویه‌ای ماهواره در صورتی که از روش شکل‌دهی ورودی استفاده نشود کمتر از  $5 \times 10^{-3}$  درجه می‌باشد و در صورتی که روش شکل‌دهی ورودی استفاده شود دامنه تغییرات سرعت زاویه‌ای ماهواره کمتر از  $5 \times 10^{-5}$  درجه می‌باشد که بیانگر عملکرد خوب روش شکل‌دهی ورودی است.

ماهواره شروع به نوسان کند. نوسانات به وجود آمده در اجزای انعطاف‌پذیر ماهواره باعث می‌شود که کیفیت تصاویر گرفته شده از سطح زمین توسط ماهواره کاهش یابد.

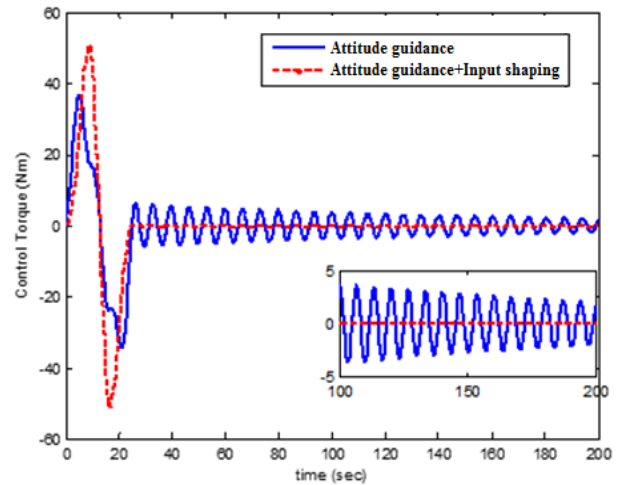
در این مقاله، ابتدا کارآیی روش کنترل مقاوم تطبیقی بررسی شد. به منظور بررسی عملکرد قانون کنترل وضعیت مقاوم تطبیقی، مأموریت سنجش از دور ماهواره‌ی انعطاف‌پذیر با یک مانور سه محوره با زاویه‌های بزرگ انجام شد. نتایج نشان می‌دهد که زوایای اولیه بدنه و سرعت زاویه‌ای بدنه به همسایگی  $0/005$  درجه و  $0/005$  درجه بر ثانیه همگرا می‌گردد و دقت نشانده‌ی و پایداری خوبی به دست می‌آید. به منظور بررسی قوام سیستم کنترل با  $20$  درصد عدم قطعیت انجام شد. نتایج بیانگر قوام مطلوب سیستم کنترل وضعیت می‌باشد. در ادامه کنترل وضعیت مقاوم تطبیقی همراه با روش شکل‌دهی ورودی بررسی شد. نتایج بیانگر آن است که روش مسطح کردن فرمان ورودی باعث می‌شود که ارتعاشات کمتری در طی مانور تحریک گردد و روش شکل‌دهی ورودی، نوسانات باقیمانده در آرایه‌های خورشیدی بعد از اجرای مانور را به خوبی میرا می‌کند و دقت نشانده‌ی و پایداری ماهواره را نیز بهبود می‌دهد.

## تعارض منافع

این اثر تحت حمایت مادی بنیاد ملی علم ایران (INSF) برگرفته شده از طرح شماره «۴۰۳۱۵۳۱» انجام شده است.

## مراجع

- [1] L. Mazzini, *Springer Aerospace Technology Flexible Spacecraft Dynamics, Control and Guidance*, Springer Cham, 2016, <https://doi.org/10.1007/978-3-319-25540-8>.
- [2] P. Gasbarri, R. Monti, and M. Sabatini, "Very large space structures: Non-linear control and robustness to structural uncertainties," *Acta Astronautica*, vol. 93, pp. 252–265, 2014, <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2013.07.022>.
- [3] A. Ebrahimi, S. A. A. Moosavian, and M. Mirshams, "Minimum-time optimal control of flexible spacecraft for rotational maneuvering," in *International Conference on Control Applications*, Taipei, Taiwan, 2004, pp. 961–966, <https://doi.org/10.1109/CCA.2004.1387494>.
- [4] M. R. Dehghan Nayeri, A. Alasty, and K. Daneshjou, "Neural optimal control of flexible spacecraft slew maneuver," *Acta Astronautica*, vol. 55, no. 10, pp. 817–827, 2004, <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2004.04.002>.
- [5] U. Javaid, Z. Zhen, S. Shahid, D. S. Ibrahim, and S.



شکل ۱۳- گشتاور کنترلی اعمالی به ماهواره انعطاف‌پذیر با استفاده از روش شکل‌دهی فرمان ورودی.

Fig. 13. Profile of control torque using input command shaping method.

جدول ۳- مقایسه عملکرد کنترل.

Table 3. Comparison of control performance.

Control method	Settling time (s)	Overshoot (deg)
Attitude guidance [14]	24.72	0.0286
Attitude guidance + Input shaping	24.25	0.0194

## نتیجه‌گیری

قابلیت‌های ماهواره‌های سنجش از راه دور تجاری مدرن، ظرفیت جمع‌آوری عکس‌های زیاد، گرفتن تصاویر با رزولوشن بالا، دقت بالا و عرض تصویربرداری زیاد می‌باشد. به منظور فراهم نمودن این قابلیت‌ها، نیاز به توان الکتریکی می‌باشد. به منظور تامین توان الکتریکی، آرایه‌های خورشیدی بازشونده به ماهواره‌ها افزوده می‌شود. آرایه‌های خورشیدی بازشونده دارای طول و عرض بزرگ و ضخامت کم می‌باشند که این موضوع سبب انعطاف‌پذیری آرایه‌های خورشیدی می‌شود. انعطاف‌پذیری آرایه‌های خورشیدی، سیستم کنترل وضعیت ماهواره را با چالش‌های فراوانی روبرو می‌کند. از طرف دیگر، در ماهواره‌های سنجش از راه دور، با توجه به الزاماتی که برای مأموریت‌شان تعریف شده است به مانورهای سریع وضعیت نیاز است. مانور سریع وضعیت ماهواره باعث می‌گردد که آرایه‌های خورشیدی

- Congress on Intelligent Control and Automation (WCICA)*, Guilin, China, 2016, pp. 2376–2381, <https://doi.org/10.1109/WCICA.2016.7578603>.
- [15] Q. Hu and G. Ma, "Variable structure control and active vibration suppression of flexible spacecraft during attitude maneuver," *Aerospace Science and Technology*, vol. 9, no. 4, pp. 307–317, 2005, <https://doi.org/10.1016/j.ast.2005.02.001>.
- [16] L. Zhu, W. Song, and Q. Hu, "Active vibration suppression and attitude maneuvers of flexible spacecraft via fuzzy sliding control," in *Chinese Control and Decision Conference*, Yantai, China, 2008, pp. 3665–3669, <https://doi.org/10.1109/CCDC.2008.4598014>.
- [17] I. M. da Fonseca, D. A. Rade, L. C. S. Goes, and T. de Paula Sales, "Attitude and vibration control of a satellite containing flexible solar arrays by using reaction wheels, and piezoelectric transducers as sensors and actuators," *Acta Astronautica*, vol. 139, pp. 357–366, 2017, <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2017.07.018>.
- [18] E. Wang, S. Wu, Y. Liu, Z. Wu, and X. Liu, "Distributed vibration control of a large solar power satellite," *Astrodynamics*, vol. 3, no. 2, pp. 189–203, 2019, <https://doi.org/10.1007/s42064-018-0046-5>.
- [19] Z. Hou, Y. Geng, and S. Huang, "Minimum residual vibrations for flexible satellites with frequency uncertainty," *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, vol. 54, no. 2, pp. 1029–1038, 2018, <https://doi.org/10.1109/TAES.2017.2773321>.
- [20] X. Cao, C. Yue, and M. Liu, "Flexible satellite attitude maneuver via constrained torque distribution and active vibration suppression," *Aerospace Science and Technology*, vol. 67, pp. 387–397, 2017, <https://doi.org/10.1016/j.ast.2017.04.014>.
- [21] B. Wie and C. T. Plescia, "Attitude stabilization of flexible spacecraft during stationkeeping maneuvers," *Journals of Guidance, Control and Dynamics*, vol. 7, no. 4, pp. 430–436, 1984, <https://doi.org/10.2514/3.19874>.
- [22] M. Zarourati, M. Mirshams, and M. Tayefi, "Designing an adaptive robust observer for underactuation fault diagnosis of a remote sensing satellite," *International Journal of Adaptive Control and Signal Processing*, vol. 37, no. 11, pp. 2812–2834, 2023, <https://doi.org/10.1002/acs.3661>.
- [23] H. Li, M. D. Le, Z. M. Gong, and W. Lin, "Motion profile design to reduce residual vibration of high-speed positioning stages," *IEEE/ASME Transactions on Mechatronics*, vol. 14, no. 2, pp. 264–269, 2009, <https://doi.org/10.1109/TMECH.2008.2012160>.
- [24] M. Tahmasebi and S. M. Esmailzadeh, "Modeling and co-simulating of a large flexible satellites with three reaction wheels in ADAMS and MATLAB," *International Journal of Dynamics and Control*, Ijaz, "Output feedback attitude control of flexible spacecraft under actuator misalignment and input nonlinearities," *Journal of Vibration and Control*, vol. 30, no. 7–8, pp. 1783–1801, 2024, <https://doi.org/10.1177/10775463231171386>.
- [6] R. Q. Dong, X. Dong, A. G. Wu, and Y. Zhang, "Dynamic sliding mode attitude tracking control for flexible spacecraft," in *28th International Symposium on Industrial Electronics*, Vancouver, BC, Canada, 2019, pp. 509–514, <https://doi.org/10.1109/ISIE.2019.8781505>.
- [7] A. Li, M. Liu, and Y. Shi, "Adaptive sliding mode attitude tracking control for flexible spacecraft systems based on the Takagi-Sugeno fuzzy modelling method," *Acta Astronautica*, vol. 175, pp. 570–581, 2020, <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2020.05.041>.
- [8] Z. Hou and X. Lan, "Adaptive sliding mode and RBF neural network based fault tolerant attitude control for spacecraft with unknown uncertainties and disturbances," *Advances in Space Research*, vol. 74, no. 4, pp. 1680–1692, 2024, <https://doi.org/10.1016/j.asr.2024.05.021>.
- [9] S. Wu, W. Chu, X. Ma, G. Radice, and Z. Wu, "Multi-objective integrated robust  $H_\infty$  control for attitude tracking of a flexible spacecraft," *Acta Astronautica*, vol. 151, pp. 80–87, 2018, <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2018.05.062>.
- [10] Y. Yu, X. Meng, K. Li, and F. Xiong, "Robust control of flexible spacecraft during large-angle attitude maneuver," *Journals of Guidance, Control and Dynamics*, vol. 37, no. 3, pp. 1027–1033, 2014, <https://doi.org/10.2514/1.61421>.
- [11] Z. Ni, J. Liu, S. Wu, and Z. Wu, "Time-varying state-space model identification of an on-orbit rigid-flexible coupling spacecraft using an improved predictor-based recursive subspace algorithm," *Acta Astronautica*, vol. 163, Part. B, pp. 157–167, 2019, <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2018.11.008>.
- [12] S. Shen and Q. Sun, "Characteristic model-based fast attitude maneuver for the complex flexible satellite," in *AIAA SPACE 2015 Conference and Exposition*, Pasadena, California, 2015, <https://doi.org/10.2514/6.2015-4508>.
- [13] M. Zarourati, M. Mirshams, and M. Tayefi, "Attitude path design and adaptive robust tracking control of a remote sensing satellite in various imaging modes," *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, vol. 237, no. 9, pp. 2166–2184, 2023, <https://doi.org/10.1177/09544100221148887>.
- [14] L. Wang, Y. Guo, W. Yao, and Q. Chen, "Adaptive robust attitude control for flexible spacecraft with control moment gyroscopes," in *12th World*

constraints," *Advanced Control for Applications*,  
vol. 6, no. 3, 2024, Art. no. e215,  
<https://doi.org/10.1002/adc2.215>.

vol. 6, no. 1, pp. 79–88, 2018,  
<https://doi.org/10.1007/s40435-016-0300-8>.

[25] M. Zarourati, M. Mirshams, and M. Tayefi, "Active underactuation fault-tolerant backstepping attitude tracking control of a satellite with interval error

## Original Research Paper

# The Effects of Suborbital Space Flight on Plant Germplasm in Kavus Bio Capsule

Fateme Mousavi 

Aerospace Research Institute, Ministry of Science, Research and Technology, Tehran, Iran

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

Received 29 September 2024

Revised 16 October 2024

Accepted 27 October 2024

Available Online 11 November 2024

**Keywords:**

Seed

Suborbital flight

Launch

Bio capsule


Germination index

**ABSTRACT**

Recent advancements in commercial suborbital spacecraft have provided new opportunities to investigate the effects of short-term space missions on living organisms. Plants play a vital role in life support systems for space exploration, supplying essential resources for long-term human survival beyond Earth. As plant genetic reserves or germplasm, seeds have been among the most significant biological payloads in suborbital missions. This study examined the impact of a suborbital flight using the Kavus bio capsule on the germination indices of tomato seeds and the growth indices—specifically epicotyl and radicle length—of the resulting plants. The capsule reached an altitude of 133 km, with a total flight duration of 900 seconds. The launch speed and acceleration were 1657.97 m/s and 64 m/s<sup>2</sup>, respectively. During the mission, biological samples were exposed to 245 seconds of microgravity and 68 seconds of hypergravity, with temperature fluctuations ranging from -84.5°C to +264.48°C. Following the successful launch and recovery of the biological payload, researchers analyzed seed germination and seedling growth indices. The findings revealed that suborbital flight stimulated initial seed growth and positively influenced the growth indices of tomato seedlings in the flight group compared to the ground control group. Based on the available literature, data on the ultrafast response of plants to short-duration space missions remain limited. This study provides valuable insights into the effects of brief space missions on biological systems, particularly plants. However, further research is needed to explore such exposures' long-term physiological and genetic effects. Future studies should also investigate potential countermeasures to mitigate adverse effects and optimize plant growth in space environments.

\*Corresponding Author's E-mail: [moosavi@ari.ac.ir](mailto:moosavi@ari.ac.ir)**How to Cite this Article:**F. Mousavi, "The effects of suborbital space flight on plant germplasm in Kavus bio capsule," *Journal of Space Science and Technology*, Vol. 18, No. 1, pp. 92-100, 2025, (in Persian), <https://doi.org/10.22034/jsst.2024.1503>.**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/).

# اثرات پرواز فضایی زیرمداری بر ژرم پلاسما گیاهی در کپسول زیستی کاووس

فاطمه موسوی 

استادیار، پژوهشگاه هوافضا، وزارت علوم، تحقیقات و فناوری، تهران، ایران

## چکیده

توسعه فضایی‌های تجاری زیرمداری در دنیا در سال‌های اخیر، فرصتی را برای درک اثرات عوامل پرواز فضایی کوتاه مدت بر بیولوژی موجودات زنده فراهم آورده است. گیاهان یک عنصر مهم سیستم‌های پشتیبانی از حیات در اکتشافات فضایی هستند، زیرا آن‌ها اجزای ضروری برای بقای طولانی مدت انسان در خارج از زمین را فراهم می‌کنند. بذرها به‌عنوان ذخائر ژنتیکی گیاه یا ژرم پلاسما از جمله مهم‌ترین محموله‌های زیستی برای انتقال به فضا از گذشته تاکنون بوده است. هدف از انجام مطالعه حاضر، بررسی اثرات یک پرواز زیرمداری (کپسول زیستی کاووس) بر شاخص‌های جوانه‌زنی بذرهای گوجه‌فرنگی و شاخص‌های رشدی (طول ساقچه‌چه و ریشه‌چه) گیاهان رویش یافته از آن‌ها بود. ارتفاع پرتاب کپسول ۱۳۳ کیلومتر و طول مدت زمان کل پرتاب، ۹۰۰ ثانیه بود. سرعت و شتاب پرتاب به ترتیب ۱۶۵۷/۹۷ متر بر ثانیه و ۶۴ متر بر مجذور ثانیه بود. مدت زمان میکروگروایتی و هایپرگروایتی اعمال شده بر نمونه‌های زیستی در این پرتاب به ترتیب ۲۴۵ و ۶۸ ثانیه بود. محدوده نوسانات دمایی بین ۸۴/۵- تا ۲۶۴/۴۸+ درجه سانتی‌گراد بود. پس از پرتاب و بازیابی موفقیت‌آمیز محموله زیستی، شاخص جوانه‌زنی بذر و شاخص‌های رشدی گیاهچه‌ها بین گروه‌های پرتاب و کنترل زمینی مقایسه شد. پرواز فضایی موجب تحریک رشد اولیه بذرها شد و تاثیرات مثبتی در رابطه با شاخص‌های رشدی گیاهچه‌های گوجه‌فرنگی گروه پرتاب در مقایسه با گروه کنترل زمینی داشت. با دانش ما، اطلاعات در رابطه با پاسخ فوق سریع گیاهان به شرایط پروازهای فضایی کوتاه مدت بسیار محدود است. این گزارش می‌تواند بینش‌های جدیدی را در رابطه با اهمیت بررسی اثرات پروازهای فضایی کوتاه مدت بر سیستم‌های زیستی و به‌طور ویژه گیاهان، ارائه دهد.

## اطلاعات مقاله

### تاریخچه مقاله:

دریافت ۸ مهر ۱۴۰۳  
بازنگری ۲۵ مهر ۱۴۰۳  
پذیرش ۶ آبان ۱۴۰۳  
اولین انتشار ۲۱ آبان ۱۴۰۳

### واژه‌های کلیدی:

بذر  
پرواز زیرمداری  
پرتاب  
کپسول زیستی  
شاخص جوانه‌زنی

\*پست الکترونیکی نویسنده مسئول: [moosavi@ari.ac.ir](mailto:moosavi@ari.ac.ir)

### How to Cite this Article:

F. Mousavi, "The effects of suborbital space flight on plant germplasm in Kavus bio capsule," *Journal of Space Science and Technology*, Vol. 18, No. 1, pp. 92-100, 2025, (in Persian), <https://doi.org/10.22034/jsst.2024.1503>.

### 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/).



محیط‌های مرتبط با پروازهای فضایی قرار می‌گیرند برای مأموریت‌های طولانی مدت فضایی انسان حیاتی است. هر چند اکنون داده‌های مرتبط با پاسخ‌های بیولوژیکی گیاهان در پروازهای فضایی طولانی مدت و در مدار غنی می‌باشد اما اطلاعات در رابطه با پاسخ فوق سریع گیاهان به شرایط پروازهای فضایی کوتاه مدت بسیار محدود است [۱۳، ۱۶]. بنابراین در مطالعه حاضر و در طی یک پرتاب زیرمداری، اثرات این پرواز فضایی بر شاخص‌های جوانه‌زنی بذرهای خشک گوجه‌فرنگی مورد بررسی و تحلیل قرار گرفت.

## مواد و روش‌ها

### طراحی سازه فلزی

به‌منظور جایگذاری بذر درون محفظه کپسول زیستی کاووس، قبل از پرتاب یک سازه فلزی با مقاومت بالا (شکل ۱) به‌منظور قرار دادن بذر درون کپسول زیستی کاووس طراحی و ساخته شد سپس بذرهای خشک گوجه‌فرنگی درون یک جوراب بسیار نازک قرار داده شد و داخل سازه فلزی قرار گرفتند. سازه فلزی درون محفظه کپسول زیستی کاووس جایگذاری و فیکس شد. هدف از طراحی سازه فلزی این بود که تا حد امکان بذر در تماس با شرایط تنشی فضا قرار بگیرند. در طول مدت زمان پرتاب، بذرهای گروه کنترل، روی زمین نگهداری شدند. پس از بازیابی موفق کپسول زیستی، بذر برای انجام آزمون‌های مربوطه زیر مورد استفاده قرار گرفتند.



شکل ۱- سازه فلزی طراحی شده برای تعبیه بذر درون محفظه زیستی.

**Fig. 1.** Metal structure designed to embed the seeds inside the biological chamber.

## علائم و اختصارات

GCRs	پرتوهای کیهانی کهکشانی
UV-C	ماورابنفش با طول موج کوتاه
UV-B	ماورابنفش با طول موج متوسط
GRI	شاخص نرخ جوانه‌زنی
GI	شاخص جوانه‌زنی

### مقدمه

گیاهان یک عنصر مهم سیستم‌های پشتیبانی از حیات در اکتشافات فضایی هستند، زیرا آن‌ها اجزای ضروری برای بقای طولانی مدت انسان در خارج از زمین را فراهم می‌کنند [۱-۳]. بذر آن‌ها به‌عنوان ذخائر ژنتیکی گیاه یا ژرم پلاسما از جمله مهم‌ترین محموله‌های زیستی برای انتقال به فضا از گذشته تاکنون بوده است [۴-۶]. در زمینه مأموریت‌های فضایی مهم است بدانیم کدام گونه‌ها قادرند بذرهایی را تولید کنند که بتوانند شرایط محیطی شدید فضای بیرونی را تحمل نمایند.

اقلیم فضا با گرانش کم، نوسانات دمایی شدید، تشعشعات کیهانی کهکشانی (GCRs) و خورشیدی با طول موج بسیار کوتاه مشخص می‌شود. علاوه بر این، در فضا، UV-C با طول موج‌های کوتاه‌تر از UV-B بسیار شایع‌تر است و شدت آن بسیار بیشتر از روی زمین است. بنابراین ضروری به‌نظر می‌رسد برای ایجاد یک سیستم پشتیبان حیات پایدار برای تضمین زندگی انسان در فضا، اثرات محیط پیچیده فضا بر رشد و نمو گیاهان به خوبی درک شود [۷-۱۰]. در همین راستا، تحقیق بر روی نحوه پاسخ گیاهان به محیط فضا و مکانیزم رشد آن‌ها در چنین اقلیم منحصر بفرودی تاریخچه مفصلی دارد. هم‌زمان با آغاز عصر پروازهای فضایی، در ماه می سال ۱۹۶۰ میلادی، اولین محموله گیاهی شامل بذرهای ذرت، نخود، گندم و پیاز با استفاده از ماهواره اسپوتنیک ۴ به فضا ارسال شد [۱۱]. از آن زمان تاکنون، آزمایشات گیاهی متعددی در ایستگاه‌های مداری و یا وسایل پروازی قابل بازیابی انجام شده است [۱۲، ۱۳].

توسعه فضایی‌های تجاری زیرمداری در دنیا در سال‌های اخیر، فرصتی را برای درک اثرات عوامل پرواز فضایی کوتاه مدت بر بیولوژی موجودات زنده فراهم آورده است [۱۳]. گیاهان مکانیزم‌های پیچیده‌ای را برای سازگاری به پروازهای فضایی طولانی مدت تکامل داده‌اند [۱۴، ۱۵]. تحقیقات بیولوژیکی بر روی گیاهانی که در معرض

که  $n1$ ،  $n2$  و  $n10$  تعداد بذره‌های جوانه زده در روزهای اول، دوم و بعد تا روز دهم می‌باشند: ۱۰، ۹، ... و ۱ وزنی است که به ترتیب به تعداد بذره‌های جوانه زده در روزهای اول، دوم و روزهای بعدی داده می‌شود.

### آزمون سنجش طول ساقچه‌چه و ریشه‌چه

طول ریشه‌چه و ساقچه‌چه نیز در بازه‌های زمانی فوق‌الذکر برای بذره‌های گوجه‌فرنگی با کمک کولیس (دقت: 0.01 mm) اندازه‌گیری انجام شد. به طور تصادفی از هر پلیت ۵ دانه رست برداشت شده و بر روی سطح مناسب و دارای رطوبت برای ممانعت از خشک شدن دانه رست‌ها قرار گرفتند. کولیس ابتدا بر روی صفر تراز گردیده و سپس طول ساقچه‌چه و ریشه‌چه به‌صورت مجزا اندازه‌گیری و با دقت صدم میلی‌متر گزارش گردید.

نتایج مطالعه با استفاده از آزمون تی مستقل در برنامه آماری Graphpad Prism نسخه ۸ مورد تجزیه و تحلیل قرار گرفت [۱۸، ۱۹].

### نتایج و بحث

جوانه‌زنی فرآیند جذب آب<sup>۲</sup> تا بیرون زدگی ریشه‌چه از طریق پوشش بذر است. جوانه‌زنی بذر ارتباط مستقیمی با بقا و پراکندگی گونه‌های گیاهی دارد. نقش اصلی بذر، حفاظت از جنین گیاه و دریافت اطلاعات محیطی برای جوانه‌زنی است [۲۰-۲۲]. جوانه‌زنی بذر و به دنبال آن استقرار گیاهچه به‌عنوان بحرانی‌ترین مرحله چرخه زندگی و سازگاری گیاه در سیاره ما و محیط‌های فرازمینی در نظر گرفته می‌شود [۲۳]. بنابراین در مطالعه حاضر، اثرات یک پرواز فضایی زیرمرداری کوتاه مدت بر شاخص‌های جوانه‌زنی بذر گوجه‌فرنگی مورد بررسی قرار گرفت. جدول ۱ مهم‌ترین تنش‌های وارده بر کپسول زیستی کاووس در طی این پرتاب خلاصه نموده است. این کپسول با استفاده از پرتابگر بومی سلمان به فضا پرتاب شد.

جدول ۱ - مشخصات پرتابی کپسول زیستی کاووس.

Table 1. Kavus bio capsule launch characteristics.

Launch duration (seconds)	900
Launch height (km)	133
launch speed (m/s)	1657.97
Acceleration (m/s <sup>2</sup> )	64
Temperature fluctuation range (Celsius)	-84.5 to +264.48
Pressure range (Pascal)	0 to 90000
Microgravity duration (seconds)	245
Duration of hypergravity (seconds)	68

### آماده‌سازی بستر کشت بذرها

بذره‌های خشک گوجه‌فرنگی رقم سوپرچف از شرکت پاکان بذر اصفهان تهیه شد. پس از پرتاب و بازیابی موفق نمونه‌ها، برای تهیه بستر کشت برای بذرها، در شرایط استریل هود لامینار، کاغذهای صافی درون پلیت‌های کشت ۱۰ سانتی‌متری قرار گرفتند. بذرها ابتدا با آب لوله‌کشی شستشو داده شد. سپس با آب همراه چند قطر توپین ۲۰ شستشو انجام و با آب مقطر سه مرتبه شستشو داده شد. بلافاصله با آب مقطر استریل حاوی ۱٪ هیپوکلریت سدیم در محیط هود لامینار به‌مدت ۶۰ ثانیه شستشو داده و سه مرتبه با آب مقطر استریل آب‌کشی گردید.

بذره‌های گروه‌های پرتاب و کنترل زمینی، بلافاصله بر روی پلیت‌های کشت قرار گرفته و به هر پلیت ۵ میلی‌لیتر آب مقطر استریل اضافه شد. پس از بستن درب پلیت، نمونه‌ها به محفظه کشت با رطوبت ۵۰٪ در شرایط تاریکی منتقل گردیدند. هر دو نمونه‌های پروازی و کنترل زمینی شامل ۵ تکرار ۵۰ تایی بودند. از آنجایی که بذره‌های گوجه‌فرنگی از روز ششم شروع به جوانه‌زنی کردند، نرخ جوانه‌زنی (درصد رویش بذر) در بازه‌های زمانی ۶، ۷، ۸، ۹، ۱۱، ۱۳ و ۱۵ روز مطابق با فرمول (۱) مورد سنجش قرار گرفت [۱۷].

#### Seed Germination

$$= \frac{\text{Number of germinated seeds}}{\text{Number of total seeds}} \times 100 \quad (1)$$

### آزمون تخمین شاخص نرخ جوانه‌زنی (GRI)

شاخص نرخ جوانه‌زنی بذره‌های گوجه‌فرنگی در بازه‌های زمانی ۶، ۷، ۸، ۹، ۱۱، ۱۳ و ۱۵ روز در گروه‌های کنترل زمینی و پرتاب مطابق با فرمول (۲) محاسبه شد:

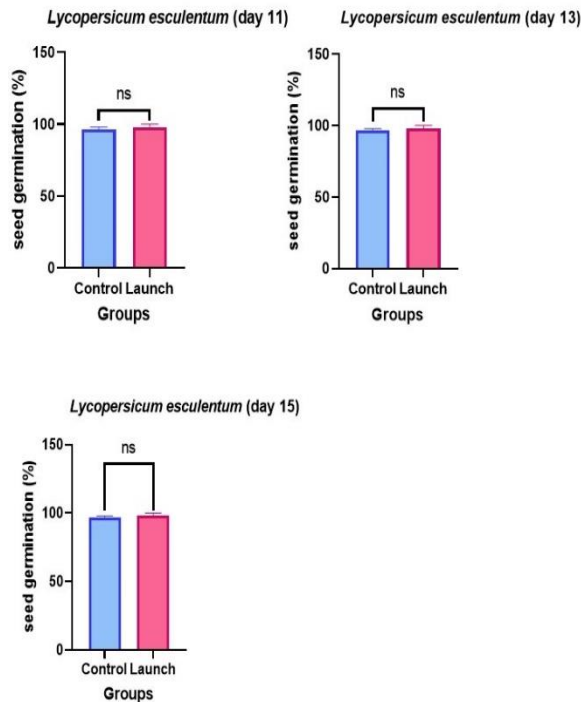
$$GI = \frac{N1}{1} + \frac{N2}{2} + \frac{N3}{3} + \dots + \frac{Nn}{n} \quad (2)$$

که  $N1$ ،  $N2$ ،  $N3$  و  $Nn$  تعداد بذره‌های جوانه زده شده را در روزهای ۱، ۲، ۳ و  $n$  نشان می‌دهد.

### آزمون تخمین شاخص جوانه‌زنی (GI)<sup>۲</sup>

شاخص جوانه‌زنی بذره‌های گوجه‌فرنگی در بازه‌های زمانی ۶، ۷، ۸، ۹، ۱۱، ۱۳ و ۱۵ روز در گروه‌های کنترل زمینی و پرتاب مطابق با فرمول (۳) محاسبه شد:

$$GI = (10 \times n1) + (9 \times n2) + \dots + (1 \times n10) \quad (3)$$

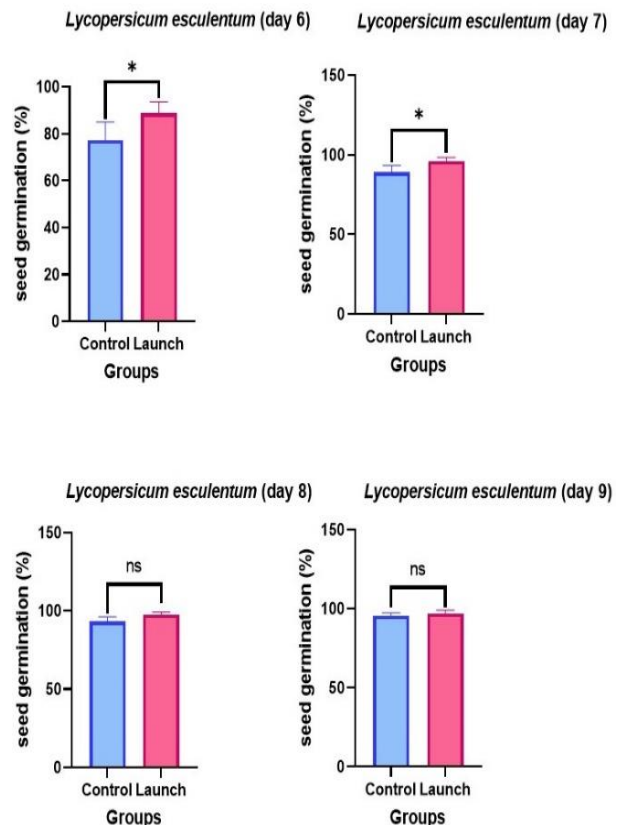


شکل ۳- مقایسه درصد رویش بذر گوجه‌فرنگی در نمونه‌های پرتاب و کنترل زمینی (روزهای ۱۱، ۱۳ و ۱۵). میانگین ۵ تکرار.

**Fig. 3.** Comparison of the germination percentage of tomato seeds in the launch and ground control samples (days 11, 13 and 15). Average of 5 repetitions.

مقایسه شاخص نرخ جوانه‌زنی (GRI) بذرهای گوجه‌فرنگی در گروه‌های کنترل زمینی و پرتاب نشان داد این شاخص در گروه پرتاب (۳/۰۷۷۷) نسبت به گروه کنترل زمینی (۳/۵۱۵۵) پایین‌تر می‌باشد. در حالی که شاخص جوانه‌زنی (GI) بذرهای گوجه‌فرنگی در گروه پرتاب (۱۳۵۶۶) نسبت به گروه کنترل زمینی (۱۲۸۳۶) افزایش را نشان داد. مقایسه شاخص‌های رشدی گیاه یا مولفه‌های جوانه‌زنی (طول ریشه‌چه و ساقه‌چه) در بذرهای گروه‌های کنترل زمینی و پرتاب نشان داد طول ریشه‌چه در روزهای ۶، ۷، ۸، ۱۱ و ۱۳ در گروه پرتاب نسبت به گروه کنترل زمینی افزایش را نشان می‌دهد که البته این افزایش تنها برای روزهای ۶ تا ۸ معنادار می‌باشد به طوری که برای روز ششم و هشتم، این افزایش بسیار قابل توجه و در سطح احتمال یک هزارم ( $p \leq 0.001$ ) و برای روز هفتم در سطح احتمال پنج صدم ( $p \leq 0.05$ ) معنادار است. برای روزهای ۹ و ۱۵ کاهش طول ریشه‌چه در گروه پرتاب نسبت به گروه کنترل زمینی مشاهده شد که این کاهش تنها برای روز نهم در سطح احتمال پنج درصد ( $p \leq 0.05$ ) معنادار می‌باشد. (شکل‌های ۴ و ۵).

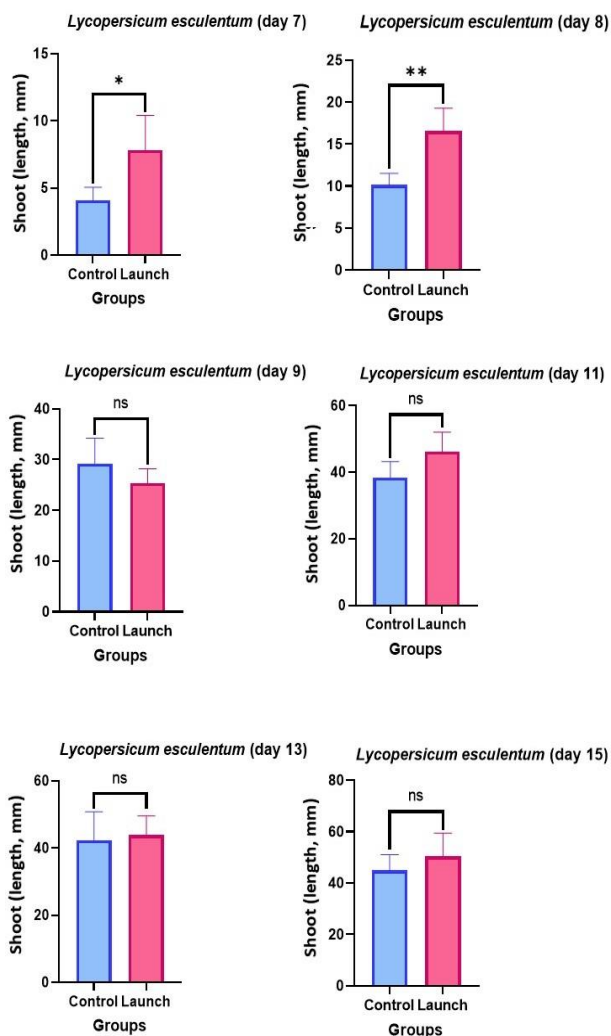
گوجه‌فرنگی یکی از گونه‌های گیاهی محبوب ناسا برای پرورش در فضای خارج از جو زمین است. در همین زمینه، در دهه نود میلادی، ناسا طی پرتاب‌های شاتل‌های فضایی چلنجر<sup>۱</sup> و آتلانتیس، مقادیر زیادی از بذرهای گوجه‌فرنگی را نیز به فضا ارسال نمود. هدف آن‌ها از این ارسال، بررسی تاثیر شرایط واقعی فضا بر زیست‌پذیری بذرهای پرواز فضایی کوتاه مدت بر شاخص‌های جوانه زنی بذر گوجه‌فرنگی مورد بررسی قرار گرفت. مقایسه درصد رویش بذر در بازه‌های زمانی مورد بررسی تفاوت داشت و در تمام بازه‌های مورد بررسی، نرخ رویش بذر در گروه پرتاب نسبت به گروه کنترل بالاتر بود (شکل‌های ۲ و ۳) هر چند این افزایش تنها در روزهای ۶ و ۷ در سطح احتمال ۵ درصد معنادار بود.



شکل ۲- مقایسه درصد رویش بذر گوجه‌فرنگی در نمونه‌های پرتاب و کنترل زمینی (روزهای ۶، ۷، ۸ و ۹). میانگین ۵ تکرار.

**Fig. 2.** Comparison of the germination percentage of tomato seeds in the ground control and launch samples (days 6, 7, 8, and 9). average of 5 repetitions.

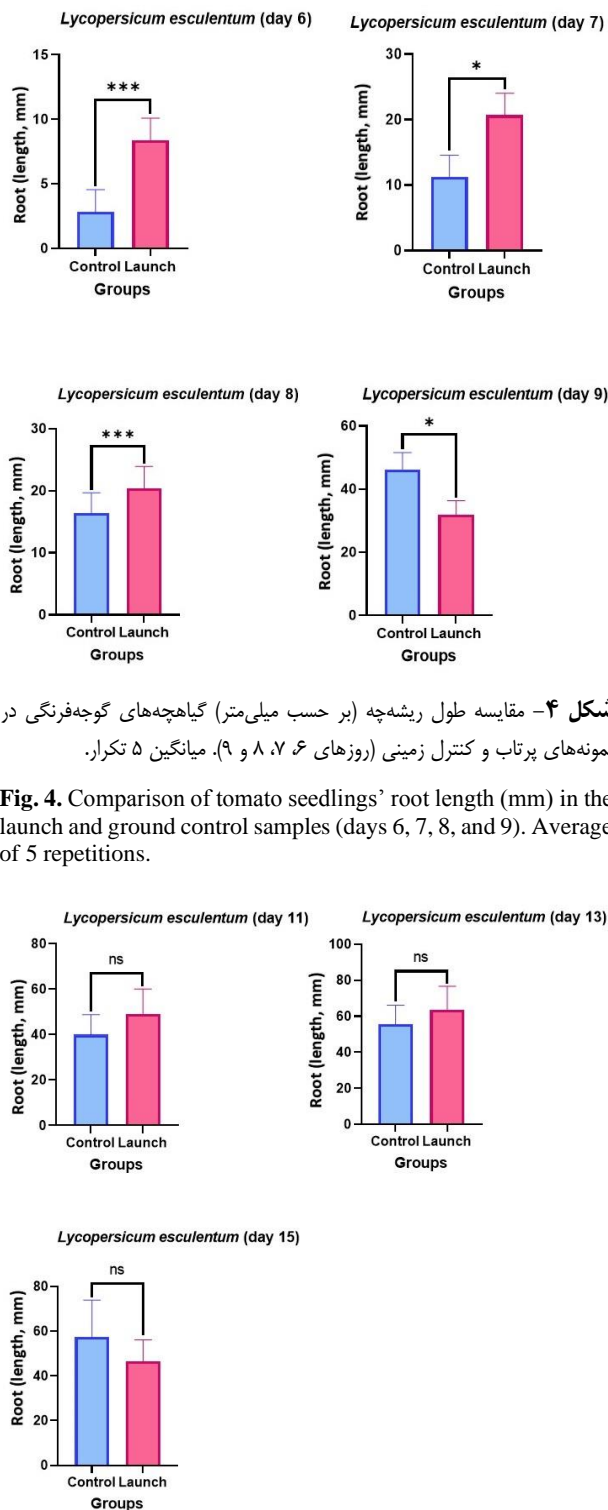
مقایسه طول ساقچه گیاهچه‌های گوجه‌فرنگی در گروه‌های پرتاب و کنترل زمینی (شکل ۶)، افزایش را برای گروه پرتاب نسبت به کنترل زمینی در روزهای ۷، ۸، ۱۱، ۱۳ و ۱۵ نشان داد که این افزایش تنها برای روزهای هفتم و هشتم به ترتیب در سطح احتمال پنج درصد ( $p \leq 0.05$ ) و یک درصد ( $p \leq 0.01$ ) معنادار بود.



شکل ۶- مقایسه طول ساقچه (بر حسب میلی‌متر) گیاهچه‌های گوجه‌فرنگی در نمونه‌های پرتاب و کنترل زمینی (روزهای ۷، ۸، ۹، ۱۱، ۱۳ و ۱۵). میانگین ۵ تکرار.

**Fig. 6.** Comparison of tomato seedlings' stem length (mm) in the launch and ground control samples (days 7, 8, 9, 11, 13, and 15). average of 5 repetitions.

مطالعاتی که تاکنون در رابطه با تاثیر محیط واقعی فضا بر ژرم پلاسما گیاهی (نظیر بذر گیاهان) انجام شده است، تنها اثرات پروازهای فضایی طولانی مدت را بر کیفیت بذرها و گیاهان رویش یافته از آنها بررسی نموده است. برای مثال، در یک مطالعه نتایج بررسی بذرهای



شکل ۴- مقایسه طول ریشه‌چه (بر حسب میلی‌متر) گیاهچه‌های گوجه‌فرنگی در نمونه‌های پرتاب و کنترل زمینی (روزهای ۶، ۷، ۸، ۹). میانگین ۵ تکرار.

**Fig. 4.** Comparison of tomato seedlings' root length (mm) in the launch and ground control samples (days 6, 7, 8, and 9). Average of 5 repetitions.

شکل ۵- مقایسه طول ریشه‌چه (بر حسب میلی‌متر) گیاهچه‌های گوجه‌فرنگی در نمونه‌های پرتاب و کنترل زمینی (روزهای ۱۱، ۱۳ و ۱۵). میانگین ۵ تکرار.

**Fig. 5.** Comparison of tomato seedlings' root length (mm) in the launch and ground control samples (days 11, 13, and 15). average of 5 repetitions.

محیط پرتنش فضا در پرتاب‌های آتی ایران ضروری می‌باشد. از سوی دیگر، نتایج مطالعه حاضر، بیش از پیش بر اهمیت طراحی آزمایشات زیستی برای وسایل پرتابی زیرمداری نظیر راکت‌های اکتشافی یا کاوشگرها و کپسول‌های زیستی سرنشین دار یا بی‌سرنشین تاکید دارد. این گونه پرتاب‌ها می‌تواند سکویی برای انجام آزمایشات زیست فضا به‌طور خاص در بخش علوم گیاهی برای کشورمان ایران باشد و بینش‌های جدیدی را برای طراحی آزمایشات زیستی مرتبط با پروازهای زیرمداری ارائه دهد.

### تعارض منافع

هیچگونه تعارض منافع توسط نویسنده بیان نشده است.

### تشکر و قدردانی

نویسنده بر خود لازم می‌داند از سازمان فضایی ایران و پژوهشگاه هوافضا برای حمایت مالی پروژه حاضر تشکر و قدردانی نماید.

### مراجع

- [1] F. Mousavi, "History of plant exploration scientific missions: Goals and technologies," *Journal of Technology in Aerospace Engineering*, vol. 5, no. 2, pp. 1-9, 2021, (in Persian), <https://doi.org/10.22034/jtae.2021.120513>.
- [2] F. Mousavi, "Plant germplasm and extreme conditions of outer space," *Journal of Space Science and Technology*, vol. 16, Special Issue, pp. 65-71, 2023, <https://doi.org/10.22034/jsst.2023.1460>.
- [3] H. Hassanpour and F. Mousavi, "Plant growth chamber for space studies," *Journal of Technology in Aerospace Engineering*, vol. 1, no. 2, pp. 45-53, 2017, (in Persian).
- [4] L. C. Rourks, "Moon Trees," *Prairie Schooner*, vol. 88, no. 1, pp. 147-156, 2014.
- [5] M. Böhmer and E. Schleiff, "Microgravity research in plants: A range of platforms and options allow research on plants in zero or low gravity that can yield important insights into plant physiology," *EMBO reports*, vol. 20, no. 7, 2019, Art. no. e48541, <https://doi.org/10.15252/embr.201948541>.
- [6] A. Jones, "China grew two leaves on the moon: The Chang'e-4 spacecraft also carried potato seeds and fruit-fly eggs to the lunar far side-[News]," *IEEE Spectrum*, vol. 56, no. 11, pp. 9-10, 2019, <https://doi.org/10.1109/MSPEC.2019.8889900>.
- [7] S. Furukawa et al., "Space radiation biology for "Living in Space"," *BioMed Research International*,

گوجه‌فرنگی پس از ۶ سال پرواز فضایی نشان داد که گیاهان رویش یافته از آن‌ها در برابر ویروس‌ها مقاوم‌ترند و غلظت پلی فنول بالاتری نسبت به گیاهان کنترل زمینی دارند [۲۸]. در مطالعه‌ای مشابه [۲۹]، گیاهان رویش یافته از بذرهای گوجه‌فرنگی که به مدت شش ماه در خارج ایستگاه بین‌المللی فضایی ذخیره شده بودند برخلاف عملکرد بالاتر، تنش اکسیداتیو، کاهش سطوح آهن، مس و تغییر طعم میوه را نشان دادند. در گونه منداب، پرواز فضایی موجب کاهش قدرت جوانه‌زنی و افزایش حساسیت به پیری بذرها شد. اما زیست‌پذیری (قابلیت زیستن) و شاخص‌های رشد گیاهچه تحت تاثیر قرار نگرفت [۳۰]. یک پرواز فضایی ۱۵ روزه بذرهای یونجه موجب تسریع جوانه‌زنی و مهار رشد ریشه به دلیل آسیب کروموزومی و میتوز غیر طبیعی ناشی از تشعشعات کیهانی شد [۳۱]. در برخی از گونه‌های گیاهی دیگر نیز پرواز فضایی موجب کاهش جوانه‌زنی، کشندگی، عقیمی و تسریع پیری بذر گردید [۳۲-۳۴]. به‌ر حال در مطالعه حاضر، پرواز فضایی کوتاه مدت با استفاده از کپسول زیستی کاووس، موجب تحریک رشد اولیه بذرها شد و تاثیرات مثبتی در رابطه با شاخص‌های رشدی گیاهچه‌های گوجه‌فرنگی گروه پرتاب در مقایسه با گروه کنترل زمینی داشت. با این حال، این پرتاب روی درصد نهایی جوانه‌زنی بذرهای گوجه‌فرنگی تاثیر معناداری نداشت. با دانش ما، این مقاله، اولین گزارش در رابطه با اثرات پرواز فضایی کوتاه مدت بر ژرم پلاسما گیاهی است و بینش‌های جدیدی را در رابطه با اهمیت بررسی اثرات پروازهای فضایی کوتاه مدت بر سیستم‌های زیستی ارائه می‌دهد.

### نتیجه‌گیری

ارسال بذرها به فضا با هدف بررسی اثرات پیچیده محیط فضا بر زیست‌پذیری بذرها، چشم اندازهایی را برای انتخاب سریع گونه‌های گیاهی متحمل به شرایط فضا از طریق بذر آن‌ها فراهم می‌آورد. هدف دیگر، بررسی تاثیر فضا بر کیفیت بذرها و گیاهان رشد یافته از آن‌ها بر روی سیاره ما و همچنین در فضا است. به‌ر حال، از آنجایی که اقلیم فضا با مجموعه پیچیده‌ای از تنش‌های غیرزیستی شناخته شده (گرانش کم، تشعشعات فضایی، نوسانات دمایی شدید و ...) و حتی ناشناخته مشخص می‌شود نتیجه‌گیری در ارتباط با اینکه کدام یک از عوامل پرواز فضایی موجب اثرات مثبت بر شاخص‌های جوانه‌زنی بذر گوجه‌فرنگی بوده‌اند یا به عبارتی دلایل احتمالی نتایج مطالعه حاضر، بسیار زود است. هر چند در ارتباط با ژرم پلاسما گیاهی عواملی نظیر تشعشعات فضایی و خلا فضا می‌تواند اثرات مستقیمی بر ژنتیک و بیوشیمی بذرها داشته باشند اما بدیهی است مطالعات بیشتری در این زمینه و در جهت شناخت هر چه بیشتر اقلیم فضا و درک مکانیسم‌های پاسخ فوری ژرم پلاسما گیاهی به

- Willd. seeds," *Botanical Bulletin of Academia Sinica*, vol. 41, no. 1, pp. 27-34, 2000.
- [18] F. Mosavi, "Effects of simulated microgravity on pollen germination and growth of lily," *Journal of Technology in Aerospace Engineering*, vol. 3, no. 2, pp. 53-58, 2021, 2019, (in Persian).
- [19] F. Mousavi, "The effect of simulated space vacuum conditions on some biochemical and physiological responses of quinoa," *Nova Biologica Reperta*, vol. 10, no. 4, pp. 86-99, 2023, (in Persian), <https://doi.org/10.61186/nbr.10.4.88>.
- [20] J. D. Bewley and M. Black, *Seeds: Physiology of Development and Germination*, 2nd ed., Springer Science & Business Media, 2013.
- [21] C. G. Willis *et al.*, "The evolution of seed dormancy: Environmental cues, evolutionary hubs, and diversification of the seed plants," *New Phytologist*, vol. 203, no. 1, pp. 300-309, 2014, <https://doi.org/10.1111/nph.12782>.
- [22] G. Carrera Castaño, J. Calleja Cabrera, M. Pernas, L. Gómez, and L. Oñate-Sánchez, "An updated overview on the regulation of seed germination," *Plants*, vol. 9, no. 6, 2020, Art. no. 703, <https://doi.org/10.3390/plants9060703>.
- [23] R. A. M. Repo Carrasco Valencia and L. A. Serna, "Quinoa (*Chenopodium quinoa*, Willd.) as a source of dietary fiber and other functional components," *Food Science and Technology*, vol. 31, no. 1, pp. 225-230, 2011, <https://doi.org/10.1590/S0101-20612011000100035>.
- [24] H. A. Curry, "Tomato seeds in space: NASA outreach and science education in the shuttle era," *Endeavour*, vol. 34, no. 4, pp. 173-180, 2010, <https://doi.org/10.1016/j.endeavour.2010.07.004>.
- [25] T. Dreschel, B. McClain, D. Chamberland, W. Knott, and R. Grymes, "SEEDS II: More tomatoes from space!(for classroom research)," in *37th Annual Space Congress*, Cape Canaveral, Florida, 2000, vol. 37.
- [26] B. Melton, "Seeds: A Celebration of Science," NASA, Report no EP-281, 1991.
- [27] F. Mousavi, "The effect of extreme temperature fluctuations simulated of space on the electrophoretic profile of tomato (*Lycopersicon esculentum* Mill.) seed storage proteins," *Journal of Space Science and Technology*, vol. 16, no. 4, pp. 83-89, 2023, <https://doi.org/10.30699/jsst.2023.1433>.
- [28] L. T. Mishchenko, A. A. Dunich, and O. I. Danilova, "Impact of a real microgravity on the productivity of tomato plants and resistance to viruses," in *Life in Space for Life on Earth*, Aberdeen, United Kingdom, 2012, Art. no. ESA SP-706.
- vol. 2020, no. 1, 2020, Art. no. 4703286, <https://doi.org/10.1155/2020/4703286>.
- [8] J. C. Chancellor *et al.*, "Limitations in predicting the space radiation health risk for exploration astronauts," *npj Microgravity*, vol. 4, 2018, Art. no. 8, <https://doi.org/10.1038/s41526-018-0043-2>.
- [9] A. Yamagishi *et al.*, "Japan Astrobiology Mars Project (JAMP): Search for microbes on the Mars surface with special interest in methane-oxidizing bacteria," *Biological Sciences in Space*, vol. 24, no. 2, pp. 67-82, 2010, <https://doi.org/10.2187/bss.24.67>.
- [10] A. L. Paul, S. M. Elardo, and R. Ferl, "Plants grown in Apollo lunar regolith present stress-associated transcriptomes that inform prospects for lunar exploration," *Communications Biology*, vol. 5, 2022, Art. no. 382, <https://doi.org/10.1038/s42003-022-03334-8>.
- [11] T. Shymanovich and J. Z. Kiss, "Conducting plant experiments in space and on the Moon," in *Plant Gravitropism: Methods and Protocols*, E. B. Blancaflor, ed. 2nd ed. Humana New York, NY: 2022, pp. 165-198, [https://doi.org/10.1007/978-1-0716-1677-2\\_12](https://doi.org/10.1007/978-1-0716-1677-2_12).
- [12] P. Zabel, M. Bamsey, D. Schubert, and M. Tajmar, "Review and analysis of over 40 years of space plant growth systems," *Life Sciences in Space Research*, vol. 10, pp. 1-16, 2016, <https://doi.org/10.1016/j.lssr.2016.06.004>.
- [13] R. J. Ferl *et al.*, "Transcriptomic dynamics in the transition from ground to space are revealed by Virgin Galactic human-tended suborbital spaceflight," *Nature Partner Journals Microgravity*, vol. 9, 2023, Art. no. 95, <https://doi.org/10.1038/s41526-023-00340-w>.
- [14] N. S. Beisel, J. Noble, W. B. Barbazuk, A. L. Paul, and R. J. Ferl, "Spaceflight-induced alternative splicing during seedling development in *Arabidopsis thaliana*," *Nature Partner Journals Microgravity*, vol. 5, 2019, Art. no. 9, <https://doi.org/10.1038/s41526-019-0070-7>.
- [15] A. Manzano, E. Carnero Diaz, R. Herranz, and F. J. Medina, "Recent transcriptomic studies to elucidate the plant adaptive response to spaceflight and to simulated space environments," *Iscience*, vol. 25, no. 8, 2022, Art. no. 104687.
- [16] H. Kollist, S. I. Zandalinas, S. Sengupta, M. Nuhkat, J. Kangasjärvi, and R. Mittler, "Rapid responses to abiotic stress: Priming the landscape for the signal transduction network," *Trends in Plant Science*, vol. 24, no. 1, pp. 25-37, 2019, <https://doi.org/10.1016/j.tplants.2018.10.003>.
- [17] F. E. Prado, C. Boero, M. Gallardo, and J. A. González, "Effect of NaCl on germination, growth, and soluble sugars content in *Chenopodium quinoa*

- radiation on plants," *Radiation and Environmental Biophysics*, vol. 50, pp. 1-19, 2011, <https://doi.org/10.1007/s00411-010-0343-8>.
- [33]C. Arena, V. De Micco, and A. De Maio, "Growth alteration and leaf biochemical responses in *Phaseolus vulgaris* exposed to different doses of ionising radiation," *Plant Biology*, vol. 16, no. s1, pp. 194-202, 2014, <https://doi.org/10.1111/plb.12076>.
- [34]C. Arena, V. De Micco, G. Aronne, M. Pugliese, A. V. De Santo, and A. De Maio, "Response of *Phaseolus vulgaris* L. plants to low-let ionizing radiation: Growth and oxidative stress," *Acta Astronautica*, vol. 91, pp. 107-114, 2013, <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2013.05.013>.
- [29]E. Dzhos *et al.*, "Effect of spaceflight on tomato seed quality and biochemical characteristics of mature plants," *Horticulturae*, vol. 7, no. 5, 2021, Art. no. 89, <https://doi.org/10.3390/horticulturae7050089>.
- [30]J. O. Chandler *et al.*, "Rocket science: The effect of spaceflight on germination physiology, ageing, and transcriptome of *Eruca sativa* seeds," *Life*, vol. 10, no. 4, 2020, Art. no. 49, <https://doi.org/10.3390/life10040049>.
- [31]W. Ren, Y. Zhang, B. Deng, H. Guo, L. Cheng, and Y. Liu, "Effect of space flight factors on alfalfa seeds," *African Journal of Biotechnology*, vol. 9, no. 43, pp. 7273-7279, 2010, <https://doi.org/%2010.5897/AJB10.532>.
- [32]V. De Micco, C. Arena, D. Pignalosa, and M. Durante, "Effects of sparsely and densely ionizing

## فهرست

- ۱..... بررسی جهش مورد نیاز در فناوری‌های موثر در طراحی SSTO با استفاده از روش بهینه‌سازی چندموضوعی.....  
فاطمه قربانی، مهران نصرت‌اللهی، امیرحسین آدمی، و علیرضا آهنگرانی‌فراهانی
- ۲۴..... مطالعه عددی مکانیزم کاهش پسا در سطوحی با ریزساختارهای مثلی عرضی.....  
محمدجواد کحالیان، رامین کمالی‌مقدم، و ایمان بهمن‌چهرمی
- ۳۸..... ارزیابی عملکرد الگوریتم‌های استخراج ویژگی و تأثیر آن‌ها بر دقت و کارایی ناوبری بصری.....  
سیدجواد شجاع‌الساداتی، مهدی نصیری‌سروی، و محمد سینجلی
- ۵۳..... تعیین ضرایب بهینه کنترلر PID شبیه‌ساز سه درجه آزادی ماهواره با استفاده از الگوریتم بهینه‌سازی انبوه ذرات.....  
مهران مهدی‌آبادی، حامد عارف‌خانی، امیرحسین توکلی، و سیدحسین ساداتی
- ۶۶..... ارائه الگوریتم برای طراحی سیستم پیش‌رانش الکتروآیرو دینامیک.....  
مهران نصرت‌اللهی، علیرضا احمدی، و روح‌اله خوشخو
- ۷۸..... کنترل وضعیت مقاوم تطبیقی و کاهش ارتعاشات یک ماهواره انعطاف‌پذیر در مانور تصویربرداری.....  
محمد ضرورتی، مهران میرشمس، و مرتضی طایفی
- ۹۲..... اثرات پرواز فضایی زیرمداری بر ژرم پلاسم گیاهی در کپسول زیستی کاووس.....  
فاطمه موسوی

# JSST

فصلنامه علمی - پژوهشی علوم و فناوری فضای

## فصلنامه علمی - پژوهشی علوم و فناوری فضای

سال ۱۴۰۳، دوره ۱۸، شماره ۱

نمایه‌نامه‌ها:

DOAJ, ISC, EBSCO, ...

صاحب امتیاز: IAS

مدیر مسئول: دکتر محمد نوابی

سر دبیر: دکتر رضا ابراهیمی

جانشین سردبیر: دکتر میلاد عظیمی

کارشناس اجرایی: هاجر دسترنجی نژادفر

ویرایش و صفحه‌آرایی: اکرم ورمزیار

مینا عبداللهی

نشانی دبیرخانه: تهران، بلوار دریا، خیابان مهندس، شماره ۱

تلفن: ۰۲۱ ۸۸۳۶۶۰۳۰

نشانی اینترنتی: <https://jsstpub.com>

پست الکترونیکی: [jsst@jsstpub.com](mailto:jsst@jsstpub.com)

پست الکترونیکی بین‌المللی: [info1@jsstpub.com](mailto:info1@jsstpub.com)

دبیرخانه فصلنامه در ویرایش ادبی مطالب آزاد است.

شاپای چاپی: ۴۵۶۰-۲۰۰۸ شاپای الکترونیکی: ۴۵۱۶-۲۴۲۳

### هیئت تحریریه بین‌المللی

دکتر نیکولا لوئیجی برگزی، استاد، دانشگاه پارما، ایتالیا

دکتر هاجر بینتی جعفر، دانشیار، دانشکده مهندسی الکترونیک، دانشگاه تکنولوژی مارا، مالزی

دکتر حلمی ذولهیدی محمد شافری، دانشیار، دانشکده مهندسی عمران، دانشگاه پوترا مالزی، مالزی

دکتر سمیر لادچی، استاد، دانشکده مهندسی اتوماتیک و کنترل، دانشگاه ملی پلی‌تکنیک الجزیره، الجزایر

دکتر آندون دیمیتروف لازروف، استاد، گروه فناوری اطلاعات، آکادمی نیروی دریایی نیکولا واپتساروف، بلغارستان

دکتر سیدعامر محمود، استاد، دانشکده علوم فضایی، دانشگاه پنجاب، پاکستان

دکتر محمود نجفی، استاد، دانشکده علوم ریاضی، دانشگاه کنت آمریکا، آمریکا

دکتر محمد هیمدی، استاد، مؤسسه الکترونیک و فناوری‌های دیجیتال، دانشگاه رنس ۱ فرانسه، فرانسه

### هیئت تحریریه

دکتر حسین بلندی، استاد، دانشکده مهندسی برق، دانشگاه علم و صنعت ایران، ایران

دکتر محسن بهرامی، استاد، دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه صنعتی امیرکبیر، ایران

دکتر سیدحسین پور تاکدوست، استاد، دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی شریف، ایران

دکتر سیدمصطفی حسینعلی پور، استاد، دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه علم و صنعت ایران، ایران

دکتر جعفر روشنی‌یان، استاد، دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه خواجه نصیرالدین طوسی، ایران

دکتر محمدهمایون صدر، استاد، دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی امیرکبیر، ایران

دکتر محمد طیبی رهنی، استاد، دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی شریف، ایران

دکتر محمدطاهای ابدی، دانشیار، پژوهشگاه هوافضا، ایران

دکتر محمد فرشچی، استاد، دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی شریف، ایران

دکتر منصور کبگانیان، استاد، دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه صنعتی امیرکبیر، ایران

دکتر مهران میرشمس، دانشیار، دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه خواجه نصیرالدین طوسی، ایران

دکتر محمد نوابی، دانشیار، دانشکده مهندسی فناوری‌های نوین، دانشگاه شهید بهشتی، ایران

### مشاوران هیئت تحریریه

مهندس محمدحسن انتظاری، مربی، سازمان پژوهش‌های علمی و صنعتی ایران

دکتر سعید شاخصی، دانشیار، پژوهشگاه فضایی ایران

دکتر سیدمصطفی صفوی همای، استاد، دانشکده مهندسی برق، دانشگاه صنعتی امیرکبیر

دکتر حمید فاضلی، دانشیار، دانشگاه صنعتی مالک اشتر

علی اکبر گلرو، مربی، پژوهشگاه هوافضا

دکتر ابوالقاسم نقاش، دانشیار، دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی امیرکبیر

# علوم و فناوری فضایی

سال ۱۴۰۴، دوره ۱۸، شماره ۱

شاپای چاپی: ۲۰۰۸-۴۵۶۰  
شاپای الکترونیکی: ۲۴۲۳-۴۵۱۶

- ۱ بررسی جهش مورد نیاز در فناوری‌های مؤثر در طراحی SSTO با استفاده از روش بهینه‌سازی چند موضوعی  
فاطمه قربانی، مهران نصرت الهی، امیرحسین آدمی، و علیرضا آهنگرانی فراهانی
- ۲۴ مطالعه عددی مکانیزم کاهش پسا در سطوحی با ریزساختارهای مثلثی عرضی  
محمدجواد کحالیان، رامین کمالی مقدم، و ایمان بهمن جهرمی
- ۳۸ ارزیابی عملکرد الگوریتم‌های استخراج ویژگی و تأثیر آنها بر دقت و کارایی ناوبری بصری  
سیدجواد شجاع‌الساداتی، مهدی نصیری سروی، و محمد سینجلی
- ۵۳ تعیین ضرایب بهینه کنترلر PID شبیه‌ساز سه درجه آزادی ماهواره با استفاده از الگوریتم بهینه‌سازی انبوه ذرات  
مهران مهدی‌آبادی، حامد عارف‌خانی، امیرحسین توکلی، و سیدحسین ساداتی
- ۶۶ ارائه الگوریتم برای طراحی سیستم پیش‌رانش الکتروآیروپنایمیک  
مهران نصرت‌الهی، علیرضا احمدی، و روح‌اله خوشخو
- ۷۸ کنترل وضعیت مقاوم تطبیقی و کاهش ارتعاشات یک ماهواره انعطاف‌پذیر در مانور تصویربرداری  
محمد ضرورتی، مهران میرشمس، و مرتضی طایفی
- ۹۲ اثرات پرواز فضایی زیرمداری بر ژرم پلاسم گیاهی در کپسول زیستی کاووس  
فاطمه موسوی